



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2017-05

Vol.43 No.05

目 次

- 弹道导弹的捷联惯性/天文组合导航方法 钱华明, 郎希开, 钱林琛, 彭宇, 王海涌 (857)
- 交互式多模型粒子滤波优化重采样算法 周卫东, 孙天, 储敏, 崔艳青 (865)
- 基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计 吕卫民, 肖阳, 方登建 (872)
- 基于 LSTAR 的机载燃油泵多阶段退化建模 李娟, 景博, 焦晓璇, 刘晓东, 戴洪德 (880)
- 结合等值面绘制与体绘制的电磁环境可视化方法 吴玲达, 郝利云, 冯晓萌, 杨超, 于荣欢 (887)
- 常值推力下面内轨道优化的一种改进间接法 赵国伟, 李德金, 宋婷, 武海雷 (894)
- 基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法 张青松, 曹文杰, 罗星娜, 姜乃文 (902)
- 超声行波驱动的玻璃表面液滴运动数值模拟 丘华川, 姜立标 (908)
- 氧在钒中基本热力学行为的第一性原理研究 桂漓江, 刘悦林 (918)
- 吸气式高超声速飞行器多参数灵敏度分析 鞠胜军, 阎超, 叶志飞 (927)
- 航空铝合金材料腐蚀裂纹扩展性能试验 王池权, 熊峻江, 马少俊, 陈勃 (935)
- 基于 MDP 的战机对抗导弹措施优化方法 宋海方, 肖明清, 陈游, 胡阳光 (942)
- 非完美特性下的多状态系统检测与维修优化 李志栋, 张涛 (951)
- 多弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的性能分析 赵玉龙, 沈怀荣, 任元, 邵琼玲 (961)
- 壁面喷射当量比对支板凹腔耦合燃烧的影响 韩啸, 林宇震, 张弛, 王建臣 (969)
- 复杂装备研制项目的风险源识别 张凡, 魏法杰, 李权葆 (975)
- 基于横流风扇技术的直升机反扭验证 杜思亮, 吉孟江, 唐正飞, 陈仁良 (981)
- 激光多普勒测速系统自适应阈值检测算法 黄鑫, 胡姝玲, 牛燕雄, 李晓佩, 李军, 刘冬雪 (992)
- 基于 SOVA 的低复杂度 FTN 信号接收算法 张晨宇, 刘荣科 (998)
- 海水干湿循环对初始损伤 RC 梁力学性能的影响 庞森, 刁波, 叶英华, 王鑫, 陈树鑫 (1004)
- 导弹自主编队综合作战效能评估方法 贾翔, 吴森堂, 文永明, 吴晓龙 (1013)
- 飞翼布局飞机侧风起降特性 丛斌, 王立新 (1023)
- 卫星天线复合材料框架的铺层优化设计 陶扬, 王春洁, 付志方 (1031)
- 空间大载荷石蜡驱动器研制 张顺杰, 王露斯, 聂超, 何咏, 张小勇, 闫晓军 (1038)
- 基于经验模态分解的点云数据平滑与增强 郭立新, 王小超, 郝爱民 (1045)
- 软体弯曲驱动器设计与建模 王华, 康荣杰, 王兴坚, 戴建生 (1053)

期刊基本参数: CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 204 * zh * P * ¥ 50.00 * 900 * 26 * 2017-05

CONTENTS

Ballistic missile SINS/CNS integrated navigation method
..... QIAN Huaming, LANG Xikai, QIAN Linchen, PENG Yu, WANG Haiyong (857)

Interacting multiple model particle filter optimization resampling algorithm
..... ZHOU Weidong, SUN Tian, CHU Min, CUI Yanqing (865)

Design of missile vibration spectrum based on inverse pseudo-excitation method
..... LYU Weimin, XIAO Yang, FANG Dengjian (872)

Multi-stage degradation modeling for airborne fuel pump based on LSTAR
..... LI Juan, JING Bo, JIAO Xiaoxuan, LIU Xiaodong, DAI Hongde (880)

Combining isosurface rendering and volume rendering for method of electromagnetic environment visualization
..... WU Lingda, HAO Liyun, FENG Xiaomeng, YANG Chao, YU Ronghuan (887)

An improved indirect method for in plane orbit optimization under constant thrust
..... ZHAO Guowei, LI Dejin, SONG Ting, WU Hailei (894)

Analysis method of heat release rate of lithium-ion battery based on domino effect
..... ZHANG Qingsong, CAO Wenjie, LUO Xingna, JIANG Naiwen (902)

Numerical simulation of droplet motion on glass surface driven by ultrasonic travelling wave
..... QIU Huachuan, JIANG Libiao (908)

Basic thermodynamic property of oxygen in vanadium: A first-principles study
..... GUI Lijiang, LIU Yuelin (918)

Multi-parametric sensitivity analysis of air-breathing hypersonic vehicle
..... JU Shengjun, YAN Chao, YE Zhifei (927)

Tests for corrosion crack propagation behavior of aeronautical aluminum alloys
..... WANG Chiquan, XIONG Junjiang, MA Shaojun, CHEN Bo (935)

MDP method for optimization of fighter aircraft's countermeasures against missile
..... SONG Haifang, XIAO Mingqing, CHEN You, HU Yangguang (942)

Optimization of inspection and repair of multi-state system under imperfect characteristics
..... LI Zhidong, ZHANG Tao (951)

Performance analysis of multiple weak links fan shaped superfluid interference grating gyro
..... ZHAO Yulong, SHEN Huairong, REN Yuan, SHAO Qiongleng (961)

Effect of equivalence ratio of wall injection on strut-cavity coupled combustion
..... HAN Xiao, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, WANG Jianchen (969)

Risk source identification of complex equipment development project
..... ZHANG Fan, WEI Fajie, LI Quanbao (975)

Helicopter anti-torque verification based on cross flow fan technology
..... DU Siliang, JI Mengjiang, TANG Zhengfei, CHEN Renliang (981)

Adaptive threshold detection algorithm of LDV system
..... HUANG Xin, HU Shuling, NIU Yanxiong, LI Xiaopei, LI Jun, LIU Dongxue (992)

Low-complexity algorithm for FTN signal based on SOVA
..... ZHANG Chenyu, LIU Rongke (998)

Effect of seawater wet-dry cycles on mechanical performance of RC beams with initial damage
..... PANG Sen, DIAO Bo, YE Yinghua, WANG Xin, CHEN Shuxin (1004)

Assessment method for comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation
..... JIA Xiang, WU Sentang, WEN Yongming, WU Xiaolong (1013)

Crosswind take-off and landing characteristics of flying wings
..... CONG Bin, WANG Lixin (1023)

Layup design optimization of composite frame for satellite antenna
..... TAO Yang, WANG Chunjie, FU Zhifang (1031)

Development of a large load space-used paraffin actuator
..... ZHANG Shunjie, WANG Lusi, NIE Chao, HE Yong, ZHANG Xiaoyong, YAN Xiaojun (1038)

Point clouds smoothing and enhancing based on empirical mode decomposition
..... GUO Lixin, WANG Xiaochao, HAO Aimin (1045)

Design and modeling of a soft bending actuator
..... WANG Hua, KANG Rongjie, WANG Xingjian, DAI Jiansheng (1053)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0390

弹道导弹的捷联惯性/天文组合导航方法

钱华明^{1,*}, 郎希开¹, 钱林琛², 彭宇³, 王海涌⁴

(1. 哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001; 2. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083;
3. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854; 4. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对传统的捷联惯性/天文(SINS/CNS)组合导航系统不能精确估计加速度计偏置而导致导航误差发散的问题,提出一种基于星光折射间接敏感地平的捷联惯性/天文(SINS/RCNS)组合导航方法。利用星敏感器测量星光折射角,结合大气折射模型得到的折射视高度来抑制位置误差的发散。推导了基于星光折射新的量测方程,分析了折射星数目与导航精度的关系,当使用多颗折射星时能够精确估计加速计偏置,从而能够完全抑制位置误差的发散,并对系统进行可观测性分析。通过卡尔曼滤波实现了状态估计。仿真结果表明:本文方法的导航精度优于传统方法,有效抑制了位置误差的发散,验证了本文方法的有效性。

关键词: 星光折射; 折射视高度; 大气折射模型; 导航误差; 卡尔曼滤波

中图分类号: V249.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0857-08

随着导弹技术的发展,对其射击精度的要求也越来越高,导航系统的精度决定着导弹的命中精度。单一的导航方式已经不能满足现代高精度打击作战的需求,采用组合导航的方式能够极大地提高导弹的导航精度。因此,通常采用多种导航设备进行最优组合的方式来提高导弹的导航精度^[1]。

捷联惯性导航系统(SINS)具有不依赖外界信息、抗干扰能力强、隐蔽性好、数据更新率高等优点,但其定位误差会随着时间积累;天文导航系统(CNS)具有导航误差不随时间积累、导航精度高的优点,但其数据更新率低,容易受到天气条件影响^[2]。目前,SINS/CNS组合导航系统的组合方式一般可分为简单组合方式和基于最优估计的组合方式^[3]。简单组合方式简单、可靠,但精度较低。基于最优估计的组合导航系统主要包括以下2类:①利用红外地平仪或空间六分仪来直接

敏感地平的组合导航系统^[4-5],其利用地球敏感器提供的水平基准来获取高度角和方位角,但是由于地表的模糊性使得地平仪提供的水平基准精度较低,这与高精度的星敏感器不能相互匹配,从而影响了导航精度;②基于校正陀螺漂移的SINS/CNS组合导航系统^[6-7],其利用星敏感器高精度的测姿特性来修正陀螺漂移,仅对陀螺漂移引起的姿态误差有较好的修正效果,对加速度计偏置不能准确估计,因而不能有效地抑制速度和位置误差的发散。

基于星光折射间接敏感地平方法利用高精度的星敏感器测量星光折射角,通过大气折射模型及其误差补偿方法来间接测得地平信息,有效解决了低精度的地平基准问题,从而提高了导航精度^[8-9]。星光折射间接敏感地平方法已经成为国内外学者的研究热点,目前该方法已经开始应用到基于轨道动力学模型的航天器上^[10-11]。但就

收稿日期: 2016-05-10; 录用日期: 2016-07-16; 网络出版时间: 2016-09-01 11:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160901.1110.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61573113)

* 通讯作者: E-mail: qianhuam@sina.com

引用格式: 钱华明, 郎希开, 钱林琛, 等. 弹道导弹的捷联惯性/天文组合导航方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 857-864. QIAN H M, LANG X K, QIAN L C, et al. Ballistic missile SINS/CNS integrated navigation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 857-864 (in Chinese).

目前的文献显示,在星光折射的研究中很少有分析折射星数目与导航精度的关系,事实上,二者之间存在着紧密的联系。

本文将星光折射间接敏感地平方法引入到SINS/CNS组合导航系统中,组成捷联惯性/天文(SINS/RCNS)组合导航系统,并将其应用于弹道导弹。在SINS/RCNS组合导航系统中,利用星光折射间接敏感地平方法获取高精度的地平信息,把根据折射得到的折射视高度引入到系统的量测中,修正了由加速度计偏置引起的导航误差;当使用多颗折射星时能够完全抑制位置误差的发散,满足了弹道导弹对射击精度的要求。

1 折射导航原理

根据大气的光学特性,星光通过地球的大气层时会发生折射。折射后的光线向地心方向弯曲,从而导致恒星的视位置比其真实位置偏高。如图1所示,弹载星敏传感器上观测到的折射光线相对于地球的折射视高度为 h_a ,而实际上其在距离地面一个略低的折射高度 h_g ,折射光线与未折射前星光方向间的夹角 R 为星光折射角。图1中: R_e 为地球半径; r 为导弹在地心惯性坐标系下的位置矢量; u 为折射前的星光在地心惯性坐标下的单位矢量。 r 和 u 可表示为

$$\begin{cases} r = |\mathbf{r}| = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ u = |\mathbf{r} \cdot \mathbf{u}| = |x s_x + y s_y + z s_z| \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ 为导弹的位置矢量在地心惯性坐标系中的坐标; $\mathbf{u} = [s_x \ s_y \ s_z]^T$ 为折射前星光的单位方向矢量在地心惯性坐标中的坐标,在恒星识别成功后可查星表得出。

SINS/RCNS组合导航系统需要2个星敏传感器分别用来观测折射星和导航星。如图2所示,一个星敏传感器对准不发生折射的导航星,通过观

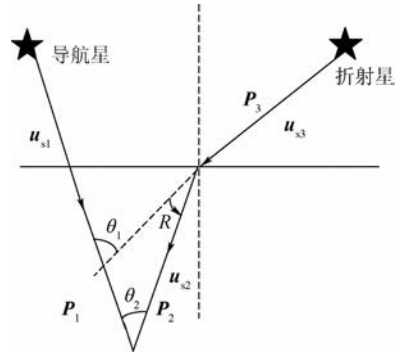


图2 星光折射角的计算

Fig. 2 Calculation of starlight refraction angle

测结果确定未折射的星光矢量在载体坐标系下的坐标 P_1 和导弹姿态信息;另一个星敏传感器对准折射星,由观测值可确定折射前后的星光矢量在载体坐标系中的坐标 P_3 、 P_2 。由 P_1 和 P_2 可得到两恒星星光之间的角距 θ_2 ,其与由恒星星历查得的标称值 θ_1 不同,二者之差即为星光折射角 R 。

得到星光折射角 R 后,根据图1中的几何关系可得

$$h_a = \sqrt{r^2 - u^2} + u \tan R - R_e \quad (2)$$

式(2)反映了导弹与地球之间的位置关系,可以利用其修正因加速度计偏置导致的导航误差,抑制了导航误差的发散。

通过大气折射模型也可得到折射视高度的估计值,本文采用文献[12]提出的大气折射模型进行理论研究,其是在美国标准大气提供的数据的基础上建立了一个在高度20~50 km连续变化的星光大气观测模型。

$$\begin{cases} h_{ac} = h_g + k(\lambda)\rho(R_e + h_g) \\ h_g = 57.081 - 6.441 \ln R \\ \rho = 1.762e^{-0.152h_g} \end{cases} \quad (3)$$

式中: h_{ac} 为折射视高度的估计值,km; h_g 为折射高度,km; $\lambda = 0.7 \mu\text{m}$ 为光波波长; $k(\lambda) = 2.2517 \times 10^{-7}$ 为散射系数,其只与光波的波长 λ 有关; ρ 为大气密度, kg/m^3 ; R 为星光折射角,($^\circ$)。当高度大于20 km时, $k(\lambda)\rho < 2 \times 10^{-3}$ 。由于 $R_e \gg h_g$,可得

$$h_{ac} \approx h_g + k(\lambda)\rho R_e \quad (4)$$

综合式(3)、式(4)可得折射视高度估计值与星光折射角之间的关系为

$$h_{ac} = 57.081 + 2.531e^{0.9811 \ln R - 8.689} - 6.441 \ln R \quad (5)$$

如果可以获取星光折射角,其对应的折射视高度估计值可由式(5)计算得出。由式(2)可以看出,折射视高度 h_a 是导弹在地心惯性坐标系下位置矢量 r 的函数。因此,在现有的研究中常把折射视高度作为系统的量测变量^[13]。

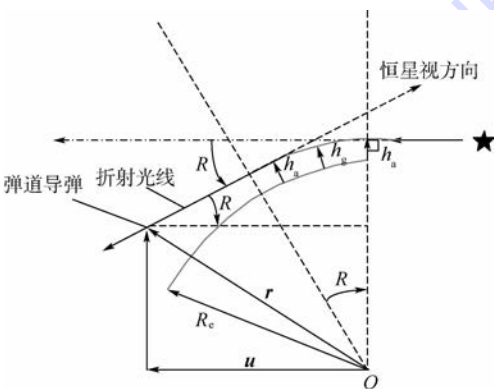


图1 星光折射原理图

Fig. 1 Schematic diagram of starlight refraction

2 弹道导弹 SINS/RCNS 组合导航系统建模

2.1 系统的状态方程

本文所采用的状态方程是现有的建立在发射点惯性坐标系上的状态方程^[14]:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{w} \quad (6)$$

式中: \mathbf{F} 为状态转移矩阵; \mathbf{G} 为噪声驱动矩阵;状态变量 $\mathbf{X} = [\phi_x, \phi_y, \phi_z, \delta v_x, \delta v_y, \delta v_z, \delta x_c, \delta y_c, \delta z_c, \varepsilon_{cx}, \varepsilon_{cy}, \varepsilon_{cz}, \nabla_{cx}, \nabla_{cy}, \nabla_{cz}]^T$ 分别代表平台失准角、相对于发射点惯性坐标系的速度误差、位置误差、陀螺常值漂移和加速度计常值偏置;系统噪声矩阵为 $\mathbf{w} = [\varepsilon_{sx}, \varepsilon_{sy}, \varepsilon_{sz}, \nabla_{sx}, \nabla_{sy}, \nabla_{sz}]^T$, $\varepsilon_{sx}, \varepsilon_{sy}, \varepsilon_{sz}$ 为陀螺仪随机漂移, $\nabla_{sx}, \nabla_{sy}, \nabla_{sz}$ 为加速计随机偏置。

2.2 系统的量测方程

SINS/RCNS组合导航系统量测方程由3部

$$\mathbf{C}_i^c = \begin{bmatrix} -\cos A \sin L \cos \theta - \sin A \sin \theta & \cos L \cos \theta \\ -\cos A \sin L \sin \theta + \sin A \cos \theta & \cos L \sin \theta \\ \cos A \cos L & \sin L \end{bmatrix}$$

式(7)中计算采用的是姿态误差角,而式(6)中使用的是平台失准角。在以往的组合导航研究中,常常将姿态误差角视为平台误差角,但实际上二者并不是完全相同而有微小差别。应用到对导航精度要求高的载体时,计算时需要将二者区分开。本文采用文献[15]的方法来计算姿态误差角和平台失准角之间的关系,并对姿态误差角作泰勒公式展开处理,进而得到姿态误差量测的线性方程。具体关系如下:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: \mathbf{C}_b^n 为载体坐标到导航坐标系的转换矩阵。

$$\Delta\psi = \frac{-c_{12}c_{32}}{c_{12}^2 + c_{22}^2}\phi_x - \frac{c_{22}c_{32}}{c_{12}^2 + c_{22}^2}\phi_y + \phi_z \quad (9)$$

$$\Delta\varphi = \frac{-c_{22}\phi_x + c_{12}\phi_y}{\sqrt{1 - c_{32}^2}} \quad (10)$$

$$\Delta\gamma = \frac{c_{21}c_{33} - c_{23}c_{31}}{c_{31}^2 + c_{33}^2}\phi_x + \frac{c_{13}c_{31} - c_{11}c_{33}}{c_{31}^2 + c_{33}^2}\phi_y \quad (11)$$

可得姿态误差角的量测方程为

$$\mathbf{Z}_1 = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} \Delta\psi \\ \Delta\varphi \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} \psi_1 - \psi_x \\ \varphi_1 - \varphi_x \\ \gamma_1 - \gamma_x \end{bmatrix} = \mathbf{H}_1\mathbf{X} + \mathbf{v}_1 \quad (12)$$

式中: \mathbf{H}_1 为姿态误差量测矩阵; \mathbf{v}_1 为星敏感器的

分组成,分别为姿态误差量测、位置误差量测和折射视高度误差量测。

2.2.1 姿态误差量测

姿态误差角为惯性导航系统输出的导弹相对于地心惯性坐标系的姿态角与星敏感器输出的相应姿态角之差。

$$\mathbf{Z}_1 = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} \Delta\psi \\ \Delta\varphi \\ \Delta\gamma \end{bmatrix} = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} \psi_1 - \psi_x \\ \varphi_1 - \varphi_x \\ \gamma_1 - \gamma_x \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: \mathbf{Z}_1 为姿态误差量测; $\Delta\psi, \Delta\varphi$ 和 $\Delta\gamma$ 为姿态误差角; ψ_1, φ_1 和 γ_1 分别为由惯性导航系统输出的导弹在地心惯性坐标系中的航向角、俯仰角和横滚角; ψ_x, φ_x 和 γ_x 分别为由星敏感器输出在地心惯性坐标系中相应的姿态信息; \mathbf{C}_i^c 为地心惯性坐标系到发射点惯性坐标系的姿态转换矩阵。 θ 和 L 分别为发射点的经度和纬度, A 为发射角,则 \mathbf{C}_i^c 可表示为

$$\mathbf{C}_i^c = \begin{bmatrix} \sin A \sin L \cos \theta - \cos A \sin \theta \\ \sin A \sin L \sin \theta + \cos A \cos \theta \\ -\sin A \cos L \end{bmatrix}$$

测量误差。

2.2.2 位置误差量测

位置误差为惯性导航系统输出的导弹在地心惯性坐标系中的位置矢量与天文导航系统输出的相应的位置矢量之差。

$$\mathbf{Z}_2 = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} = \mathbf{C}_i^c \begin{bmatrix} x_1 - x_x \\ y_1 - y_x \\ z_1 - z_x \end{bmatrix} = \mathbf{H}_2\mathbf{X} + \mathbf{v}_2 \quad (13)$$

式中: \mathbf{H}_2 为位置误差量测矩阵; $\mathbf{r}_1 = [x_1 \ y_1 \ z_1]^T$ 为惯性导航系统输出的导弹在地心惯性坐标系中的位置矢量; $\mathbf{r}_x = [x_x \ y_x \ z_x]^T$ 为天文导航系统输出其在地心惯性坐标系中位置矢量; \mathbf{v}_2 为量测噪声。

2.2.3 折射视高度误差量测

由式(1)、式(2)可知, \mathbf{r} 和 \mathbf{u} 都包含着与地球位置相关的参数,因此它们必然包括惯性元件所积累的位置误差。式(5)是一个经验公式,假定折射视高度的误差为 ν_a ,则真实高度 h_{at} 可表示为

$$h_{at} = h_{ac} + \nu_a \quad (14)$$

影响大气折射模型精度的最主要因素是大气密度。文献[16]指出,可以将平流层大气密度随纬度和季节变化的部分进行修正,有可能使平流层大气密度的估计误差小于1%,假定25 km处的

大气密度误差为1% (1σ), 则1% (1σ) 的密度误差和1% (1σ) 折射量测误差引起的折射视高度的误差为76 m。ν_a 是由大气密度误差和量测误差引起的视高度误差, 根据文献[16]中折射视高度误差计算公式可得 ν_a = 76 m, 可近似认为是均值为0、方差为 E(ν_aν_a^T) = 76² m² 的高斯白噪声。折射视高度误差可表示为

$$\delta h_a = h_{at} - h_a = h_{ac} - h_a + \nu_a \quad (15)$$

$$\delta h_a = \delta(\sqrt{r^2 - u^2} + u \tan R - R_e) = \frac{r\delta r - u\delta u}{\sqrt{r^2 - u^2}} + \delta u \tan R + \frac{u\delta R}{1 + R^2} \quad (16)$$

本文选用的导航坐标系为发射点惯性坐标系, 式(16)中导弹位置矢量所包含的参数都来自地心惯性坐标系, 因此需要将地心惯性坐标系下的位置参数转换到发射点惯性坐标系。r_c = [x_c y_c z_c]^T, r = [x y z]^T 分别表示导弹在发射点惯性坐标系和在地心惯性坐标系下的位置矢量, 则二者之间存在如下关系:

$$r = C_c^i r_c + R_c \quad (17)$$

式中: R_c = [R_{cx} R_{cy} R_{cz}]^T 为发射点子午圈曲率半径在地心惯性坐标系中的投影; C_cⁱ = (C_i^c)^T, 同时令

$$C_c^i = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} \quad (18)$$

将式(18)代入式(17)可得

$$\begin{cases} x = T_{11}x_c + T_{12}y_c + T_{13}z_c + R_{cx} \\ y = T_{21}x_c + T_{22}y_c + T_{23}z_c + R_{cy} \\ z = T_{31}x_c + T_{32}y_c + T_{33}z_c + R_{cz} \end{cases} \quad (19)$$

对式(19)微分得到导弹的位置误差为

$$\begin{cases} \delta x = T_{11}\delta x_c + T_{12}\delta y_c + T_{13}\delta z_c \\ \delta y = T_{21}\delta x_c + T_{22}\delta y_c + T_{23}\delta z_c \\ \delta z = T_{31}\delta x_c + T_{32}\delta y_c + T_{33}\delta z_c \end{cases} \quad (20)$$

同样的, 可以得到 δr 和 δu。令 l = √(r² - u²), 此时式(16)可写成

$$\delta h_a = d_1\delta x_c + d_2\delta y_c + d_3\delta z_c + \frac{u\delta R}{1 + R^2} \quad (21)$$

式中:

$$\begin{cases} d_1 = \frac{u_1}{l} - \left(\frac{u}{l} - \tan R\right) du_1 \\ d_2 = \frac{u_2}{l} - \left(\frac{u}{l} - \tan R\right) du_2 \\ d_3 = \frac{u_3}{l} - \left(\frac{u}{l} - \tan R\right) du_3 \end{cases}$$

$$\begin{cases} u_1 = T_{11}x + T_{21}y + T_{31}z \\ u_2 = T_{12}x + T_{22}y + T_{32}z \\ u_3 = T_{13}x + T_{23}y + T_{33}z \end{cases}$$

$$\begin{cases} du_1 = T_{11}s_x + T_{21}s_y + T_{31}s_z \\ du_2 = T_{12}s_x + T_{22}s_y + T_{32}s_z \\ du_3 = T_{13}s_x + T_{23}s_y + T_{33}s_z \end{cases}$$

基于星光折射的量测方程为

$$z = h_{ac} - h_a = \delta h_a - \nu_a = \mathbf{hX} + \frac{u}{1 + R^2}\delta R - \nu_a = \mathbf{hX} + \nu \quad (22)$$

式中: h 为使用一颗折射星时的量测矩阵; ν = $\frac{u}{1 + R^2}\delta R - \nu_a$, δR 和 ν_a 均为零均值高斯白噪声, ν

显然不是白噪声。卡尔曼滤波方程要求系统噪声和量测噪声均为白噪声, 因此需要对量测噪声 ν 作白化处理。本文采用文献[17]量测扩增的方法对基于星光折射的量测噪声进行处理。定义

$$d = \frac{u}{1 + R^2} \quad (23)$$

将式(23)代入式(22)得

$$z = \mathbf{hX} + d\delta R - \nu_a = \mathbf{hX} + \mathbf{D} \begin{bmatrix} \delta R \\ \nu_a \end{bmatrix} \quad (24)$$

式中: D = [d -1]。

式(24)等号两边同时乘以 D⁻¹ 得

$$\mathbf{D}^{-1}z = \mathbf{D}^{-1}\mathbf{hX} + \begin{bmatrix} \delta R \\ \nu_a \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中: D⁻¹ = D^T(DD^T)⁻¹, 为广义逆矩阵。

定义 z* = D⁻¹z, h* = D⁻¹h, ν* = [δR ν_a]^T, 可得折射视高度新的量测方程为

$$z^* = \mathbf{h}^* \mathbf{X} + \nu^* \quad (26)$$

很明显, ν* 是零均值高斯白噪声, 满足了卡尔曼滤波方程对噪声的要求。当使用多颗折射星时, 量测方程为

$$\mathbf{Z}_3 = \begin{bmatrix} \mathbf{h}_1^* \\ \mathbf{h}_2^* \\ \vdots \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} \nu_1^* \\ \nu_2^* \\ \vdots \end{bmatrix} = \mathbf{H}_3 \mathbf{X} + \nu_3 \quad (27)$$

式中: H₃ 和 ν₃ 分别为使用多颗折射星时量测矩阵和量测噪声。

综合式(7)、式(8)以及式(27)可得, 组合导航系统总的量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{Z}_1 \\ \mathbf{Z}_2 \\ \mathbf{Z}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \\ \mathbf{H}_3 \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} \nu_1 \\ \nu_2 \\ \nu_3 \end{bmatrix} \quad (28)$$

导航星识别成功之后, 可以得到导弹的姿态信息及其星光矢量在载体坐标系中的位置矢量

P_1 ; 折射星识别成功之后,可由三视场星敏感器输出折射星发生折射前后的星光矢量在载体坐标系中的位置矢量 P_3 和 P_2 。同时,根据星表可以得到折射前星光的单位矢量 u ,根据 P_1 、 P_2 可得

到星光折射角 R ,根据 R 、 r 、 u 可得折射视高度。通过卡尔曼滤波对系统状态进行估计,并利用结果对捷联惯导进行修正。组合导航系统工作原理如图 3 所示。

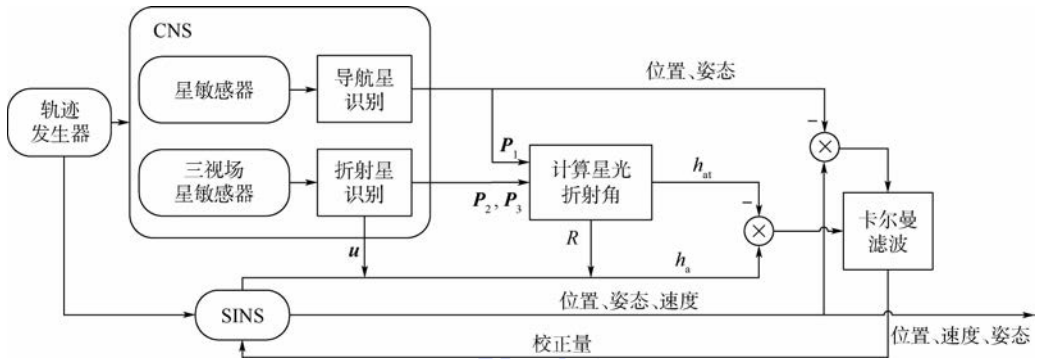


图 3 SINS/RCNS 组合导航系统工作原理

Fig. 3 Operating principle of SINS/RCNS integrated navigation system

2.3 系统的可观测性分析

系统状态的可观测程度决定着卡尔曼滤波器的精度。因此,在模型建立之后对其进行可观测性分析是十分必要的。由式(6)和式(28)可知,本文构建的模型是线性系统,针对这种系统,Goshen-Meskin 和 Bar-Izhack^[18-19]提出了线性定长系统可观测性分析定理(PWCS)来分析线性系统可观测状态的数目。根据 PWCS,通过分析条带化可观测矩阵(SOM)的秩,可以得到状态矩阵中可观测状态的数目。表 1 为使用不同数目折射星时 SOM 秩的变化。当使用折射星数目为 0 时,即为传统的基于校正陀螺漂移的 SINS/CNS 组合导航方法。随机在导弹飞行过程中选取 3 个时间段:180 ~ 180.5 s(I)、212 ~ 212.5 s(II)、284 ~ 284.5 s(III)。

由表 1 可知,随着使用折射星数目的增加,系统 SOM 的秩也在增加,说明系统的可观测性在不断增强。同时也能得出,当使用的折射星数目

表 1 使用不同数目折射星时对系统可观测性的影响

Table 1 Influence of using different numbers of refraction star on system observability

使用的折射星数目	SOM 秩		
	I 时间段	II 时间段	III 时间段
0	6	6	6
1	11	11	11
2	14	14	14
3	15	15	15
4	15	15	15
5	15	15	15
6	15	15	15

超过 3 颗时,SOM 满秩,此时系统完全可观测。本文方法中,由于折射星的使用能够使系统的可观测性明显增强,当使用的折射星数目多于 3 颗时,系统完全可观测,卡尔曼滤波方程能够获得足够的状态信息,从而准确地估计加速度计偏置,导航精度将会得到很大提高。

3 仿真与分析

仿真初始条件:发射点坐标(116.34°E、39.98°N),垂直发射,仿真时间 1 100 s,导弹飞出大气层时间为 80 s,发动机关机时间为 160 s;陀螺常值漂移和测量白噪声标准差分别为 1(°)/h 和 0.5(°)/h;加速度计常值偏置和白噪声标准差分别为 100 μg 和 50 μg。星敏感器在导弹飞出大气层后开始工作,由于恒星在天球上分布是不均匀的,而且在星图识别之前还要剔除双星、暗星等不符合要求的星,这可能得不到满足本文方法所需要的折射星数目,由 PWCS 可知,这会影响到系统的导航精度。为了获取足够的折射星,仿真实验中选用的星敏感器为三视场星敏感器,假定每个视场大小为 40°,星敏感器精度为 10"(1σ),星等敏感极限为 7 Mv。

图 4 为本文方法与传统的基于校正陀螺漂移的 SINS/CNS 组合导航方法的姿态误差对比。图 5 为使用 1 颗折射星时本文方法与传统组合导航方法位置误差比较。图 6 为使用 1 颗折射星时本文方法各方向加速度计偏置的估计。

仿真结果表明,本文方法与传统的基于校正陀螺漂移的 SINS/CNS 组合导航方法相比,二者

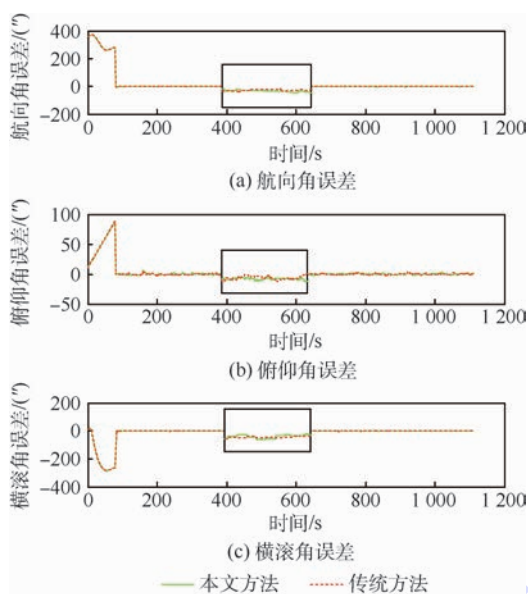


图4 本文 SINS/RCNS 组合导航方法与传统 SINS/CNS 组合导航方法姿态误差对比

Fig.4 Attitude error contrast between SINS/RCNS integrated navigation method and traditional SINS/CNS integrated navigation method

姿态误差基本相同,继承了星敏感器高精度的测姿特性;由于传统方法不能准确地估计加速度计偏置,导致了位置误差随着时间的推移而发散,本文方法因为折射星的使用使得量测方程中增加了与位置相关的折射视高度,增加了状态量的可观测数目,从而能够抑制位置误差的发散。图5表明,当使用1颗折射星时,SINS/RCNS组合导航系统能在一定程度上抑制位置误差的发散,但仍不能彻底阻止其发散。这是因为仅使用1颗折射星时,不能彻底估计加速度计偏置,这与图6的结果相一致。图6表明,当使用1颗折射星时,本文方法能够在一定程度上估计加速计的偏置,但并不能精确估计其偏置,这是因为使用1颗折射星时系统不是完全可观测的。表2为使用不同数目折射星时根据仿真结果得到的位置误差的均值与方差。

从表2可得,导航精度随着使用折射星数目的增加而提高。折射星数目由1个增加到3个的过程中,导航精度都有较大提高。但当使用折射星数目多于3颗时,导航误差在不断减小直至趋于稳定,但变化幅度较小,这与可观测性分析结果一致。作为高速运载体,实时性是弹道导弹的一个重要技术指标,使用过多数目的折射星会带来额外的星图识别步骤和其他相关计算,这会

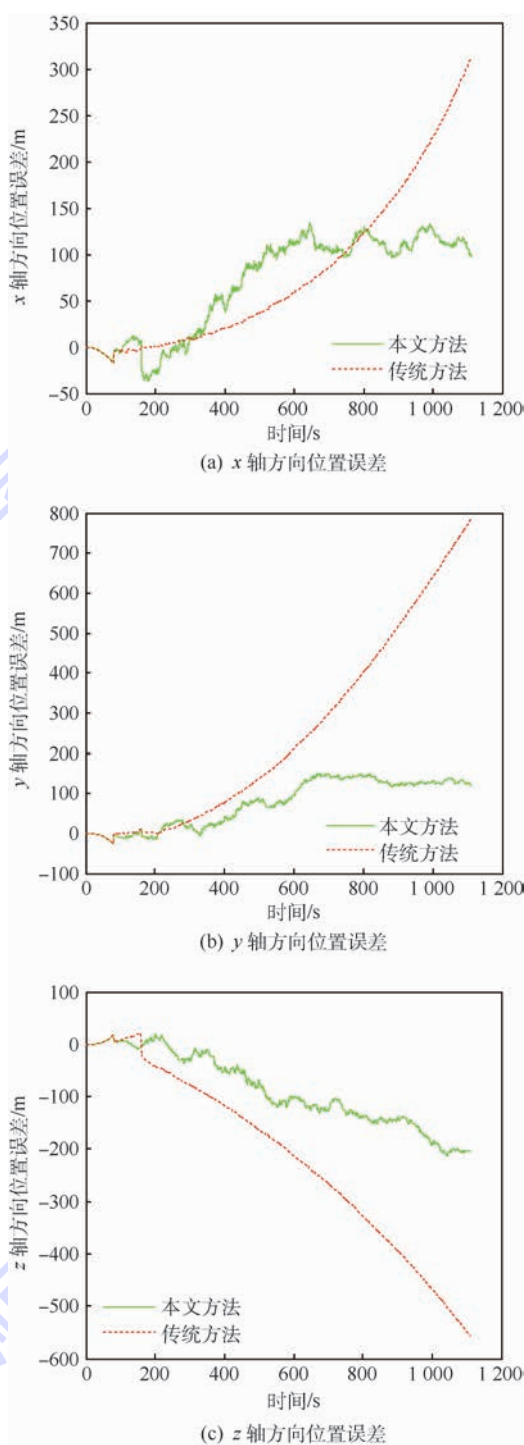


图5 使用1颗折射星时本文 SINS/RCNS 组合导航方法与传统 SINS/CNS 组合导航方法比较

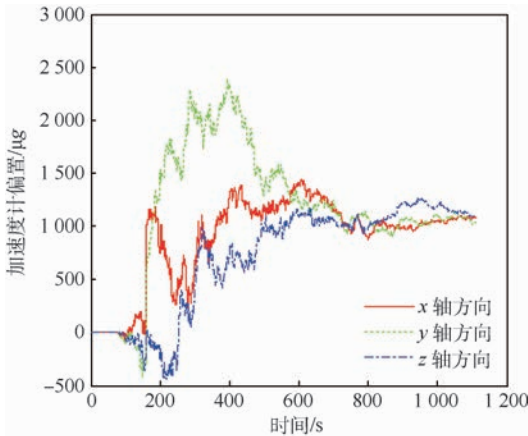
Fig.5 Contrast between SINS/RCNS integrated navigation method by using one refraction star and traditional SINS/CNS integrated navigation method

高速飞行的导弹带来影响。结合2.3节结论,在SINS/RCNS组合导航中,选择3颗折射星进行导航是比较理想的方案。

表2 使用不同数目折射星时导航误差统计结果

Table 2 Navigation error statistical results when different numbers of refraction star are used

使用的折射星数目	x 轴位置误差/m		y 轴位置误差/m		z 轴位置误差/m	
	均值	方差	均值	方差	均值	方差
1	99.2	68.7	106.8	72.4	-106.3	82.4
2	91.1	53.8	98.3	42.7	-98.4	61.4
3	83.7	27.3	88.5	22.8	-82.4	21.6
4	80.4	22.6	82.7	21.9	-80.2	19.6
5	79.2	21.9	81.6	18.6	-81.2	20.1
6	78.8	19.5	79.4	19.9	-79.8	19.8
7	78.6	18.9	78.7	18.7	-77.3	20.8

图6 使用本文 SINS/RCNS 组合导航方法时
加速度计偏置估计Fig.6 Estimation of accelerometer bias when
using SINS/RCNS integrated navigation method

4 结 论

1) 本文方法在姿态误差方面与传统的 SINS/CNS 组合导航方法相近,说明其继承了星敏感器测姿的高精度特性,有着良好的测姿精度。

2) 在位置误差方面,当使用 1 颗折射星时,本文方法较传统方法抑制了误差的发散,导航精度得到了一定的提高,但仍不能完全抑制位置误差的发散;使用 3 颗及 3 颗以上折射星时,系统的状态完全可观测,此时完全抑制了位置误差的发散,导航精度得到了很大提高。说明本文方法能有效解决对加速度计偏置估计的问题。

3) 本文选用的星敏感器的视场是为了验证方法的优越性而假定的理想模型,同时受到星敏感器技术和星图识别技术的限制,导弹在实际飞行过程中无法一直观测到 3 颗折射星。因此,在 SINS/RCNS 工程实际应用、少于 3 颗折射星情况的处理、星敏感器视场对选星的限制等方面还需要做进一步的研究。

参考文献 (References)

[1] 吕沧海,冯艳,师海涛. 中远程导弹组合导航技术[M]. 北

京:国防工业出版社,2014:1-3.

LV C H, FENG Y, SHI H T. Middle-long-range missile integrated navigation technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 1-3 (in Chinese).

[2] 全伟,刘百奇,宫晓琳,等. 惯性/天文/卫星组合导航技术[M]. 北京:国防工业出版社,2011:1-2.

QUAN W, LIU B Q, GONG X L, et al. INC/CNS/GNSS integrated navigation technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 1-2 (in Chinese).

[3] 王鑫,王新龙. 弹道导弹 SINS/CNS 组合导航系统建模与性能仿真[J]. 航空兵器, 2015(2): 21-25.

WANG X, WANG X L. System modeling and performance simulation on SINS/CNS integrated navigation system for ballistic missile[J]. Aero Weaponry, 2015(2): 21-25 (in Chinese).

[4] YANG L H, LI B, GE L. A novel SINS/CNS integrated navigation algorithm used in a ballistic missile[J]. International Journal of Security and Its Applications, 2015, 9(9): 65-76.

[5] 张承,熊智,王融,等. 直接敏感地平的空天飞行器惯性/天文组合方法[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(3): 64-71.

ZHANG C, XIONG Z, WANG R, et al. New INS/CNS integrated algorithm on aerospace vehicle with directly sensing horizon[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(3): 64-71 (in Chinese).

[6] JAMSHAI D A, FANG J C. Realization of an autonomous integrated suite of strap-down astro-inertial navigation systems using unscented particle filtering [J]. Computers and Mathematics with Applications, 2009, 57(2): 169-183.

[7] QUAN W, FANG J C, XU F, et al. Hybrid simulation system study of SINS/CNS integrated navigation [J]. IEEE Aerospace & Electronic Systems Magazine, 2008, 23(2): 17-24.

[8] WANG X L, MA S. A celestial analytic positioning method by stellar horizon atmospheric refraction [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 293-300.

[9] NING X L, FANG J C. A new autonomous celestial navigation method for the lunar rover [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2009, 57(1): 48-54.

[10] QIAN H M, SUN L, CAI J N, et al. A starlight refraction scheme with single star sensor used in autonomous satellite navigation system [J]. Acta Astronautica, 2014, 96(1): 45-52.

[11] 宁晓琳,王龙华,白鑫贝,等. 一种星光折射卫星自主导航系统方案设计[J]. 宇航学报, 2012, 33(11): 1601-1610.

NING X L, WANG L H, BAI X B, et al. A scheme design of satellite autonomous navigation system based on stellar refrac-

- tion[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(11): 1601-1610 (in Chinese).
- [12] WANG X L, XIE J, MA S. Starlight atmospheric refraction model for a continuous range of height [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(2): 634-637.
- [13] NING X L, WANG L H, BAI X B, et al. Autonomous satellite navigation using starlight refraction angle measurements [J]. Advances in Space Research, 2013, 51(9): 1761-1772.
- [14] XU F, FANG J C. Velocity and position error compensation using strap-down inertial navigation system/celestial navigation system integration based on ensemble neural network [J]. Aerospace Science & Technology, 2008, 12(4): 302-307.
- [15] 宁晓琳, 蔡洪炜, 吴伟仁, 等. 月球车的惯性/天文组合导航新方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(8): 1837-1844. NING X L, CAI H W, WU W R, et al. INS/CNS integrated navigation method for lunar rover [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(8): 1837-1844 (in Chinese).
- [16] 房建成, 宁晓琳. 天文导航原理及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 185-190. FANG J C, NING X L. Principle and application of celestial navigation [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 185-190 (in Chinese).
- [17] 秦永元, 张洪钺, 汪淑华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012: 80-84. QIN Y Y, ZHANG H Y, WANG S H. Kalman filter and principle of integrated navigation [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012: 80-84 (in Chinese).
- [18] GOSHEN-MESKIN D, BAR-IZHACK I Y. Observability analysis of piece-wise constant system-Part I: Theory [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, 1992, 28(4): 1056-1067.
- [19] GOSHEN-MESKIN D, BAR-IZHACK I Y. Observability analysis of piece-wise constant system-Part II: Application to inertial navigation in-flight alignment [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, 1992, 28(4): 1068-1075.

作者简介:

钱华明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 组合导航、信息处理、传感器技术与智能系统技术。

郎希开 男, 硕士研究生。主要研究方向: 组合导航技术。

Ballistic missile SINS/CNS integrated navigation method

QIAN Huaming^{1,*}, LANG Xikai¹, QIAN Linchen², PENG Yu³, WANG Haiyong⁴

(1. College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;

4. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Considering that traditional strap-down inertial/celestial integrated navigation system (SINS/CNS) cannot accurately estimate the accelerometer bias, which can cause the divergence of navigation errors, a strap-down inertial/celestial integrated navigation method based on the stellar refraction (SINS/RCNS) was proposed. The starlight refraction angle obtained from the stellar sensor and the apparent height obtained from atmospheric refraction model were combined to inhibit the divergence of position error. A novel measurement equation based on stellar refraction was developed and the relationship between the number of used refraction stars and navigation accuracy was analyzed. When multiple refraction stars are used, the proposed method can accurately estimate the accelerometer bias so that the position errors can be inhibited completely, and its observability was analyzed. The estimation of the state of system was realized through the Kalman filter. The simulation results indicate that the precision of navigation based on the proposed method is better than that of the traditional method and inhibits the divergence of the position error effectively, which shows the validation of the proposed method.

Keywords: starlight refraction; apparent height; atmospheric refraction model; navigation error; Kalman filter

Received: 2016-05-10; Accepted: 2016-07-16; Published online: 2016-09-01 11:10

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160901.1110.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61573113)

* Corresponding author. E-mail: qianhuam@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0348

交互式多模型粒子滤波优化重采样算法

周卫东¹, 孙天^{1,*}, 储敏¹, 崔艳青²

(1. 哈尔滨工程大学 自动化学院, 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨建成集团有限公司, 哈尔滨 150030)



摘 要: 针对标准交互式多模型粒子滤波(IMMPF)算法中存在粒子退化及多样性匮乏问题,提出了交互式多模型粒子滤波优化重采样(IMMPFOR)算法,利用线性优化理论改善模型中具有小权值的粒子精度。该算法的新颖性体现在给定量测信息条件下,利用线性优化方法及模型交互概率将每个模型中拥有小权值的粒子替换成新的粒子。新的粒子既包含本模型中粒子信息,又包含了本模型与其他模型交互后的粒子信息。目标跟踪的仿真结果证明:每个模型新产生的粒子集合可以准确地近似真实状态后验概率密度函数,系统的估计精度与标准IMMPF算法相比有较大提升。

关键词: 交互式多模型; 粒子滤波; 线性优化; 重采样; 粒子退化

中图分类号: TN957.52

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0865-07

目标跟踪领域对系统真实模式和变化参数的估计是典型的非线性、非高斯随机混合系统估计。混合系统是将系统动态分解为一定数量的运动学模型,其中每个模型的状态向量由差分或者微分方程描述。混合系统估计包含了系统对目标真实离散运动模式的估计,又包含了对目标连续状态分量的估计^[1]。由于目标机动通常是随机发生,并且机动大小未知,所以很难用单个确定的运动学模型来描述混合系统的真实运动状态。由Blom和Bar-Shalom^[2]提出的交互式多模型(Interacting Multiple Model, IMM)算法因其具有极高费效比,被广泛用于解决混合系统的估计问题。经过数十年的发展,IMM算法已经成为目标跟踪领域中的主流算法^[3,4]。

传统的IMM算法每个模型匹配的是卡尔曼滤波器(Kalman Filter, KF)或者扩展卡尔曼滤波器(Extended Kalman Filter, EKF)。KF针对线性系统,并且过程噪声和量测噪声为高斯白噪声,而

EKF仅适用于弱非线性系统中滤波误差很小的情况,否则滤波初期估计误差协方差下降太快会导致滤波器不稳定甚至发散^[5]。为了满足机动目标跟踪的高精度和实时性等要求,需要根据模型的非线性、非高斯、机动性能等特性来选择适当的滤波算法。针对机动目标模型的状态方程或(和)量测方程非线性、过程噪声或(和)量测噪声非高斯的问题,Gordon等^[6]提出了粒子滤波(Particle Filter, PF)算法。

标准交互式多模型粒子滤波(Interacting Multiple Model Particle Filter, IMMPF)算法是将IMM算法和PF算法的优点结合的一种算法,其可以在非线性、非高斯随机混合系统中获得较高的估计精度^[7-10]。但PF算法存在粒子退化问题,粒子退化是指在经过有限次递推滤波后,某些粒子的权值会趋近1,而其他粒子的权值会趋近0,这样会有很大一部分采样粒子被丢弃,导致估计后验概率密度函数无法接近真实后验概率密度函数,

收稿日期: 2016-04-28; 录用日期: 2016-07-07; 网络出版时间: 2016-10-21 09:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161021.0949.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61573112)

* 通讯作者: E-mail: suntian@hrbeu.edu.cn

引用格式: 周卫东, 孙天, 储敏, 等. 交互式多模型粒子滤波优化重采样算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 865-871.
ZHOU W D, SUN T, CHU M, et al. Interacting multiple model particle filter optimization resampling algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 865-871 (in Chinese).

估计精度降低。针对粒子退化问题,很多学者提出了重采样方法,例如系统重采样、分层重采样、残差重采样等^[11-14]。重采样是指利用粒子更新权值信息重新获得采样粒子,利用新的支撑点集来近似真实状态后验概率密度函数。上述重采样方法会带来新的问题,即样本多样性匮乏,最严重的情况是最新的采样粒子集合中全部是一个大权值采样点的子代。标准 IMMPF 算法重采样过程仍然使用传统的单个模型重采样思想,仅利用本模型中的粒子和权值信息来重新获得粒子集合,而没有利用其他模型在滤波过程中获得的粒子和权值信息,样本多样性匮乏现象仍然存在。更重要的是,模型集中与目标真实模式失配的模型经过一次递推滤波后,有大量粒子的权值很小甚至为0,虽然可以通过模型更新概率来调整失配模型的所占比重,但是失配模型的粒子集合无法近似真实状态后验概率密度函数,如果目标频繁的发生机动,系统会有较大峰值误差。

本文利用各个模型中的粒子更新权值、模型更新概率和马尔可夫转移概率矩阵等信息,对每个模型中权值较小的粒子进行调整,保留需要删除粒子的部分信息,融合本模型和其他模型中拥有较大权值的粒子信息,从而将每个模型中权值较小的粒子替换成新的采样粒子,达到粒子集合中粒子多样化的目的,使系统可以获得更高的估计精度和更小的峰值误差。

1 目标跟踪建模

目标跟踪领域里,通常将机动目标的动态建模为一阶马尔可夫跳跃非线性混合系统(Jump Markov Nonlinear Hybrid System, JMNS)。

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k) = f(\mathbf{x}(k-1), m_k^j) + \mathbf{g}(m_k^j) \mathbf{w}(m_k^j) \\ \mathbf{z}(k) = h(\mathbf{x}(k), m_k^j) + \mathbf{v}(m_k^j) \\ \text{prob}(m_k^j | m_{k-1}^i) = \pi_{ij} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}(k)$ 为 k 时刻状态向量,状态向量维数为 n_x ; f 为状态函数; $m_k^j \in M$ 为 k 时刻匹配系统真实模式的第 j 个系统模型, $j=1, 2, \dots, r, M$ 为模型集合; $\mathbf{g}(m_k^j)$ 为噪声增益矩阵; $\mathbf{z}(k)$ 为量测向量,量测向量维数为 n_z ; h 为系统量测函数; $\mathbf{w}(m_k^j)$ 为基于模型 m_k^j 的过程噪声; $\mathbf{v}(m_k^j)$ 为基于模型 m_k^j 的量测噪声; $\text{prob}(m_k^j | m_{k-1}^i)$ 为马尔可夫转移概率,简写为 π_{ij} ; k 为时刻。

定义 $\mathbf{z}_{1:k} = \{\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2, \dots, \mathbf{z}_k\}$ 为系统量测序列,则混合系统式(1)的估计结果为

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = E(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k}) =$$

$$\sum_{j=1}^r E(\mathbf{x}(k) | m_k^j, \mathbf{z}_{1:k}) \text{prob}(m_k^j | \mathbf{z}_{1:k}) = \sum_{j=1}^r \int \mathbf{x}(k) p(\mathbf{x}(k) | m_k^j, \mathbf{z}_{1:k}) d\mathbf{x}(k) \cdot \text{prob}(m_k^j | \mathbf{z}_{1:k}) \quad (2)$$

式中: $\text{prob}(m_k^j | \mathbf{z}_{1:k})$ 为 k 时刻模型更新概率,本文用 $u^j(k)$ 表示; $p(\mathbf{x}(k) | m_k^j, \mathbf{z}_{1:k})$ 为第 j 个模型的状态后验概率密度函数,本文用 $p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k})$ 表示。 $p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k})$ 由以下贝叶斯步骤获得:

1) 预测

$$p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k-1}) = \int p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{x}(k-1)) p^j(\mathbf{x}(k-1) | \mathbf{z}_{1:k-1}) d\mathbf{x}(k-1) \quad (3)$$

式中: $p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{x}(k-1))$ 为状态转移概率密度函数。

2) 更新

$$p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k}) = \frac{p^j(\mathbf{z}_k | \mathbf{x}(k)) p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k-1})}{\int p^j(\mathbf{z}_k | \mathbf{x}(k)) p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k-1}) d\mathbf{x}(k)} \quad (4)$$

式中: $p^j(\mathbf{z}_k | \mathbf{x}(k))$ 为似然函数,而分母中积分量只有在状态方程和量测方程是线性高斯的条件下才可以利用 KF 算法获得。对于非线性、非高斯系统,可以通过 Monte Carlo 仿真获得其近似状态后验概率密度函数,利用随机抽样方法,从 $p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k})$ 中抽取 N 个独立同分布的粒子 $\{\mathbf{x}_l^j(k); l=1, 2, \dots, N\}$,则式(4)中后验概率密度函数 $p^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k})$ 可以利用采样粒子近似表示。

$$\hat{p}^j(\mathbf{x}(k) | \mathbf{z}_{1:k}) \approx \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \delta(\mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_l^j(k)) \quad (5)$$

式中: $\delta(\mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_l^j(k))$ 为狄拉克函数。

2 IMMPF 及其改进算法

下面介绍标准 IMMPF 算法 $k-1 \rightarrow k$ 的具体滤波步骤:

1) 输入交互阶段

混合概率:

$$u_{ij}(k-1 | k-1) = \frac{\pi_{ij} u^i(k-1)}{\sum_{i=1}^r \pi_{ij} u^i(k-1)} \quad (6)$$

式中: $c_j = \sum_{i=1}^r \pi_{ij} u^i(k-1)$ 为归一化因子。

混合交互:

$$\hat{p}^{0j}(\mathbf{x}(k-1) | \mathbf{z}_{1:k-1}) = \sum_{i=1}^r \hat{p}^i(\mathbf{x}(k-1) | \mathbf{z}_{1:k-1}) u_{ij}(k-1 | k-1) \quad (7)$$

2) 滤波阶段

式(7)中抽取 N 个采样粒 $\{\mathbf{x}_l^j(k-1), w_l^j(k-1)\}$, 表示第 j 个模型的第 l 个粒子及权重, 其中, $w_l^j(k-1) = 1/N, l=1, 2, \dots, N, j=1, 2, \dots, r$, 多模型粒子总数为 N_r 。基于标准 PF 算法, 选取状态转移概率密度函数 $p(\mathbf{x}_l^j(k) | \mathbf{x}_l^j(k-1))$ 为重要性密度函数。进行如下粒子滤波步骤:

预测粒子:

$$\hat{\mathbf{x}}_l^j(k|k-1) = f(\mathbf{x}_l^j(k-1), \mathbf{m}_k^j) + \mathbf{g}(\mathbf{m}_k^j)w_l^j(k-1) \quad (8)$$

式中: $w_l^j(k-1)$ 为从过程噪声 $\mathbf{w}(\mathbf{m}_k^j)$ 采样的样本。

量测预测:

$$\hat{z}_l^j(k|k-1) = h(\hat{\mathbf{x}}_l^j(k|k-1), \mathbf{m}_k^j) \quad (9)$$

量测残差:

$$\hat{s}_l^j = z_k - \hat{z}_l^j(k|k-1) \quad (10)$$

残差均值:

$$\bar{s}^j = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \hat{s}_l^j \quad (11)$$

粒子残差协方差:

$$\boldsymbol{\gamma}_l^j = (\hat{s}_l^j - \bar{s}^j)(\hat{s}_l^j - \bar{s}^j)' \quad (12)$$

粒子似然函数:

$$p(z_k | \mathbf{x}_l^j(k)) = N(\hat{s}_l^j; \mathbf{0}, \boldsymbol{\gamma}_l^j) \quad (13)$$

式中: $N(\cdot)$ 表示正态分布。

模型 j 残差协方差:

$$\boldsymbol{\gamma}^j = \sum_{l=1}^N (\hat{s}_l^j - \bar{s}^j)(\hat{s}_l^j - \bar{s}^j)' \quad (14)$$

模型 j 似然函数:

$$L^j(k) = N(\hat{s}^j; \mathbf{0}, \boldsymbol{\gamma}^j) \quad (15)$$

模型 j 概率更新:

$$u^j(k) = \frac{L^j(k)c_j}{\sum_{j=1}^r L^j(k)c_j} \quad (16)$$

粒子权值更新:

$$\hat{w}_l^j(k) = w_l^j(k-1)p(z_k | \mathbf{x}_l^j(k)) \quad (17)$$

粒子权值归一化:

$$\tilde{w}_l^j(k) = \frac{\hat{w}_l^j(k)}{\sum_{l=1}^N \hat{w}_l^j(k)} = \frac{p(z_k | \mathbf{x}_l^j(k))}{\sum_{l=1}^N p(z_k | \mathbf{x}_l^j(k))} \quad (18)$$

重采样: 设

$$N_{\text{eff}} = \frac{1}{\sum_{l=1}^N (\tilde{w}_l^j(k))^2} \quad (19)$$

表示有效样本数。设定一个采样门限 N_{th} , 当 $N_{\text{eff}} < N_{\text{th}}$ 时, 则进行重采样, 得到新的粒子集合及对应权值 $\{\mathbf{x}_l^j(k), w_l^j(k) = 1/N\}$ 。

模型 j 状态估计:

$$\hat{\mathbf{x}}^j(k) = \frac{1}{N} \sum_{l=1}^N \mathbf{x}_l^j(k) \quad (20)$$

3) 输出融合阶段

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \sum_{j=1}^r \hat{\mathbf{x}}^j(k) u^j(k) \quad (21)$$

下面介绍交互式多模型粒子滤波优化重采样 (Interacting Multiple Model Particle Filter Optimization Resampling, IMMFOR) 算法的理论基础。

定理 1 设有 N 个来自概率密度函数 $p(\mathbf{x})$ 的随机变量 \mathbf{x} 的采样点, 随机变量 \mathbf{x} 的维数为 n_x , 则任意采样点邻域内采样点间的平均距离^[15] 为

$$L = \left[\frac{1}{Np(\mathbf{x})} \right]^{\frac{1}{n_x}} \quad (22)$$

IMMFOR 算法中, 在获得量测信息后, 利用标准 IMMFOR 算法重采样方法, 将每个模型粒子分为 2 个集合, 称为复制组和抛弃组。将需要复制的大权值粒子放入复制组, 将需要抛弃的小权值粒子放入抛弃组。根据式(22), 抛弃组中的粒子替换为新粒子:

$$\mathbf{x}_n^j = \sum_{i=1}^r u_{ij}(k|k) [\mathbf{x}_a^i + dL^{i-j}(\mathbf{x}_a^i - \mathbf{x}_s^j)] \quad (23)$$

式中: \mathbf{x}_n^j 为第 j 个模型新的采样粒子; \mathbf{x}_a^i 为第 i 个模型中复制组中的粒子; d 为步长系数, 其存在的目的是为了消除 $\mathbf{x}_a^i - \mathbf{x}_s^j$ 的欧氏距离带来的影响; \mathbf{x}_s^j 为第 j 个模型抛弃组中的粒子; L^{i-j} 为第 i 个模型复制组中的粒子到第 j 个模型抛弃组中的粒子合适步长。在获得各个模型的混合概率 $u_{ij}(k|k)$ 后, 将每个模型中抛弃组中的粒子 \mathbf{x}_s^j 替换为新粒子 \mathbf{x}_n^j , \mathbf{x}_n^j 包含了第 j 个模型需要复制的大权值粒子信息和第 j 个模型与其他模型交互后的大权值粒子信息。设每个模型采样粒子数目为 N , 模型数量为 r , 状态向量维数为 n_x , 复制组中采样点邻域空间在整个粒子空间的分布概率为 $w_l^j(k)'$ 。在标准 IMMFOR 算法中, 量测更新后获得的各个模型粒子集合及其权值在本模型内确定, 而与其他模型无关。如何确定不同模型之间步长 L 中的概率密度 $p(\mathbf{x})$ 成为问题所在。通过模型概率 $u^j(k)$, 将各个模型独立的粒子集合合并为一个大的粒子集合, 即将所有模型的粒子整体做归一化处理, 这样每个粒子的权值 $w_l^j(k)'$ 是整个粒子空间的分布概率。具体实现如下:

$$w_l^j(k)' = \frac{u^j(k)\tilde{w}_l^j(k)}{\sum_{j=1}^r \sum_{l=1}^N u^j(k)\tilde{w}_l^j(k)} \quad (24)$$

则被抛弃点到该采样点的合适步长为

$$L^{i-j} = \left(\frac{1}{Nrw_i^j(k)'} \right)^{\frac{1}{n_x}} \quad (25)$$

IMMPFOR 算法步骤如下:

1) 根据式(7)获得 N_r 个采样粒子。

2) 根据式(8)~式(13)逐点计算对应的状态转移函数 $p(\mathbf{x}_i^j(k) | \mathbf{x}_i^j(k-1))$ 及似然函数 $p(\mathbf{z}_k | \mathbf{x}_i^j(k))$ 。

3) 根据式(14)~式(16)和式(6)计算各个模型更新概率 $u^j(k)$ 、模型混合概率 $u_{ij}(k|k)$ 。

4) 根据式(17)计算粒子的更新权值 $\{\tilde{w}_i^j(k)\}_{i=1}^N$ 。

5) 根据式(18)计算粒子归一化权值 $\{\bar{w}_i^j(k)\}_{i=1}^N$ 。

6) 根据粒子归一化权值大小将每个模型中的粒子分到复制组和抛弃组中。

7) 根据式(23)~式(25),将每个模型抛弃组中的粒子替换为新的采样粒子,最终得到各个模型的粒子集合 $\{\mathbf{x}_i^j(k), w_i^j(k) = 1/N\}$ 。

8) 由式(20)、式(21)得到状态估计 $\hat{\mathbf{x}}(k)$ 。

3 目标跟踪仿真分析

本文通过一个典型的目标跟踪场景对 IMMPFOR 算法进行仿真。使用 3 种目标运动模型,分别为常速度(Constant Velocity, CV)模型、协同转弯(Coordinate Turn, CT)模型和常加速度(Constant Acceleration, CA)模型。目标状态向量包含 x 轴和 y 轴位置、速度、加速度 $\mathbf{x}(k) = [R_x(k), V_x(k), a_x(k), R_y(k), V_y(k), a_y(k)]^T$ 。

1) CV 模型。设 T 为采样时间间隔,则状态转移矩阵为

$$\mathbf{F}_{CV} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

过程噪声增益矩阵为

$$\mathbf{G}_{CV} = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} & 0 \\ T & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{T^2}{2} \\ 0 & T \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

2) CT 模型。设 w 为转弯角速度,则状态转移矩阵为

$$\mathbf{F}_{CT} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin(Tw)}{w} & 0 & 0 & -\frac{(1 - \cos(Tw))}{w} & 0 \\ 0 & \cos(Tw) & 0 & 0 & -\sin(Tw) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1 - \cos(Tw)}{w} & 0 & 1 & \frac{\sin(Tw)}{w} & 0 \\ 0 & \sin(Tw) & 0 & 0 & \cos(Tw) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

过程噪声增益矩阵为

$$\mathbf{G}_{CT} = \mathbf{G}_{CV}$$

3) CA 模型。状态转移矩阵为

$$\mathbf{F}_{CA} = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & T & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

过程噪声增益矩阵为

$$\mathbf{G}_{CA} = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} & 0 \\ T & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & \frac{T^2}{2} \\ 0 & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

过程噪声协方差为

$$\mathbf{Q}_{CV} = \mathbf{Q}_{CT} = \mathbf{Q}_{CA} = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

目标量测向量包含量测距离、多普勒速度和方位角 $\mathbf{z}(k) = [h_1, h_2, h_3]^T$ 。

$$h_1 = \sqrt{R_x^2(k) + R_y^2(k)}$$

$$h_2 = \frac{R_x(k)V_x(k) + R_y(k)V_y(k)}{\sqrt{R_x^2(k) + R_y^2(k)}}$$

$$h_3 = \arctan\left(\frac{R_y(k)}{R_x(k)}\right)$$

观测噪声协方差阵为

$$R = \begin{bmatrix} 85^2 & 0 & 0 \\ 0 & 50^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0175^2 \end{bmatrix}$$

设定3个模型的初始模型概率为1/3,马尔可夫转移概率矩阵为

$$P_{ij} = \begin{bmatrix} 0.9 & 0.05 & 0.05 \\ 0.05 & 0.9 & 0.05 \\ 0.05 & 0.05 & 0.9 \end{bmatrix}$$

目标初始状态为 $[60\ 000\ \text{m}, -172\ \text{m/s}, 0, 40\ 000\ \text{m}, 200\ \text{m/s}, 0]^T$ 。

设定每个模型采样粒子数量 $N = 500$,采样时间间隔为 $T = 1\ \text{s}$ 。本文通过100次 Monte Carlo 仿真来分析 IMMFOR 算法与标准 IMMPF 算法性能。

定义位置均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)为

$$RMSE_d = \sqrt{\frac{1}{MC} \sum_{i=1}^{MC} (\hat{R}_{x,i} - R_{x,i})^2 + (\hat{R}_{y,i} - R_{y,i})^2}$$

式中:MC = 100 为 Monte Carlo 次数; $\hat{R}_{x,i}$ 和 $R_{x,i}$ 分别为第*i*次 Monte Carlo 仿真时*x*轴方向估计位置和真实位置。

位置均方根误差的峰值和均值见表1,目标真实运动轨迹和估计轨迹如图1所示。

由图2可以看出,目标在发生机动时,例如目标做左右转弯运动时,100 s 和 200 s 附近处使用标准 IMMPF 算法会产生较大的估计误差。同样的,标准 IMMPF 估计结果(实线)在 100 s 和 200 s 处产生较大的峰值误差,而本文提出的 IMMFOR 算法(点线)较标准 IMMPF 算法有更小的峰值误差,整体估计性能更优。主要是因为通过线性优化重采样后,失配模型中的粒子包含了其他模型的信息。匹配模型和失配模型都拥有近似系统真实模式的粒子信息,即每个模型的状态后验概率密度函数更加近似于系统真实的状态后验概率密度函数,目标真实模式发生切换时,系统的估计精度仍然很高,均方根误差曲线收敛性更强。图3为*x*轴、*y*轴方向的位置均方根误差曲线。图4为*x*轴、*y*轴方向的速度均方根误差曲线。仿真结果表明,经过优化重采样,可以使系统的整体估计精度获得提升。图5为 $N = 2\ 000$ 时的位置和速度均方根误差曲线,与图2相比,估计结果

更优,说明提高多模型粒子数目可以改善系统估计性能。

表1 位置均方根误差峰值和均值($N = 500$)
Table1 Peak and average of root mean square error in distance ($N = 500$)

算法	RMSE/m	
	峰值	均值
IMMPF	910.1	420.7
IMMPFOR	552.4	312.3

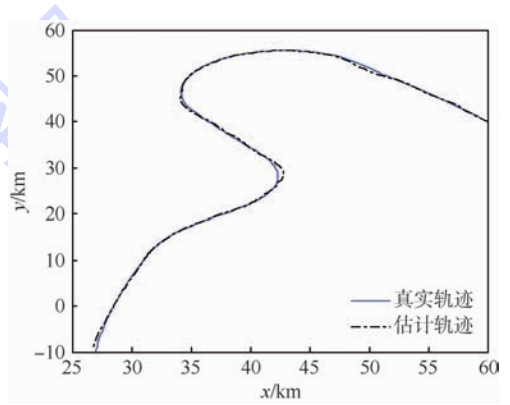


图1 机动目标真实轨迹和估计轨迹

Fig.1 True and estimated trajectory of maneuvering target

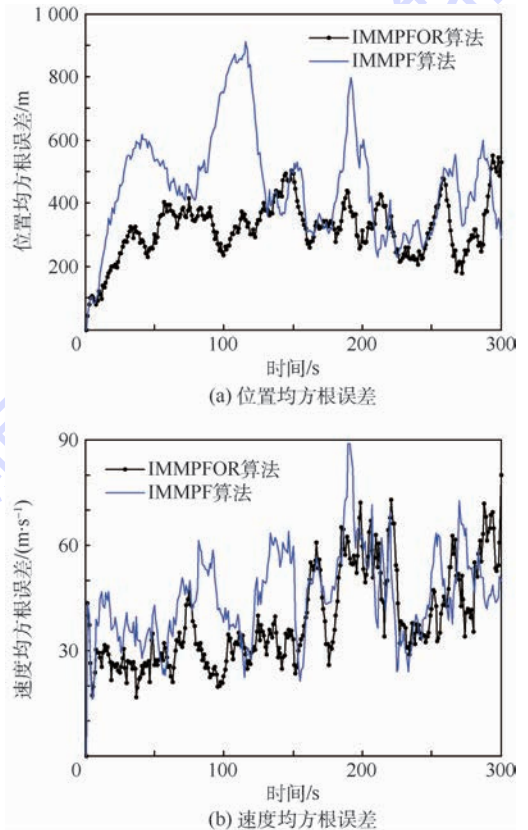
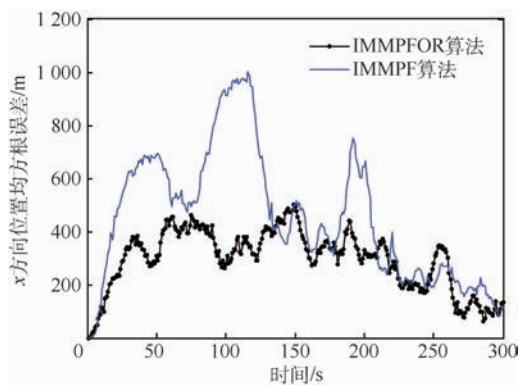
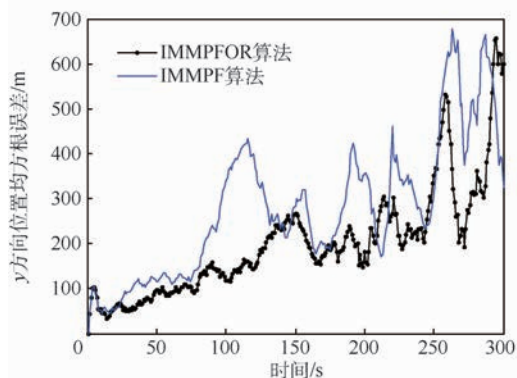


图2 位置和速度均方根误差曲线

Fig.2 Curves of root mean square error in position and velocity



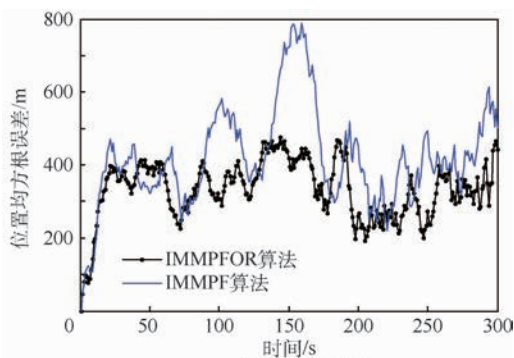
(a) x方向位置均方根误差



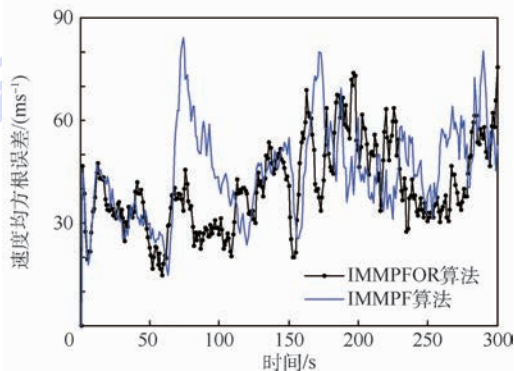
(b) y方向位置均方根误差

图3 x方向和y方向位置均方根误差曲线

Fig.3 Curves of root mean square error in x and y position



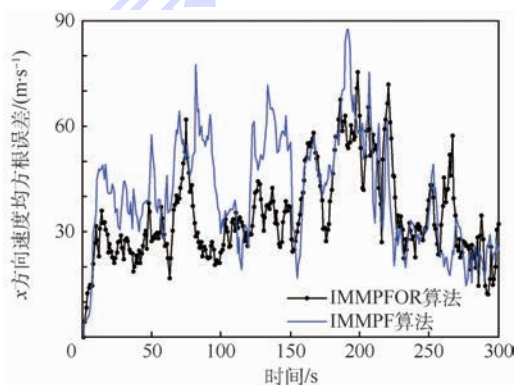
(a) 位置均方根误差



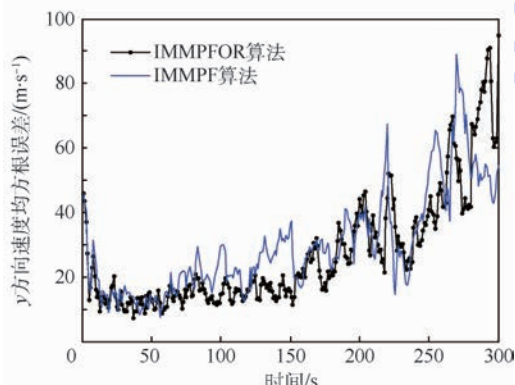
(b) 速度均方根误差

图5 N = 2000 时位置和速度均方根误差曲线

Fig.5 Curves of root mean square error in position and velocity at N = 2000



(a) x方向速度均方根误差



(b) y方向速度均方根误差

图4 x方向和y方向速度均方根误差曲线

Fig.4 Curves of root mean square error in x and y velocity

4 结论

- 1) 本文采用线性优化方法,将每个模型中的小权值粒子替换为新的粒子。
- 2) 优化后的新粒子充分利用了每个模型的先验信息和量测信息,各个模型特别是失配模型的粒子集合包含了其他模型的粒子信息。
- 3) 通过目标跟踪的仿真结果证明,IMMPFOR算法与标准IMMPF算法相比会获得更高的估计精度和更小的峰值误差。

参考文献 (References)

[1] SEAH C E, HWANG I. State estimation for stochastic linear hybrid systems with continuous state dependent transitions: An IMM approach [J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronics Systems, 2009, 45(1) : 376-392.

[2] BLOM H A P, BAR-SHALOM Y. The interacting multiple model algorithm for systems with Markovian switching coefficients [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1988, 33(8) : 780-783.

[3] VIVONE G, BRACA P, HORSTMANN J. Variable structure interacting multiple model algorithm for ship tracking using HF surface wave radar data [C] // Oceans-2015. Piscataway, NJ:

- IEEE Press, 2015:1-8.
- [4] ZHOU W, LIU M. Robust interacting multiple model algorithms based on multi-sensor fusion criteria [J]. International Journal of Systems Science, 2016, 47(1):92-106.
- [5] 朱志宇. 粒子滤波算法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
ZHU Z Y. Particle filter algorithm and its application[M]. Beijing: Science Press, 2010 (in Chinese).
- [6] GORDON N J, SALMOND D J, SMITH A F M. Novel approach to nonlinear/non-Gaussian Bayesian state estimation [J]. IEEE Proceedings F-Radar & Signal Processing, 1993, 140(2):107-113.
- [7] BOERS Y, DRIESSEN J N. Interacting multiple model particle filter [J]. IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation, 2003, 150(5):344-349.
- [8] 王晓, 韩崇昭. 基于混合采样的多模型机动目标跟踪算法[J]. 自动化学报, 2013, 39(7):1152-1156.
WANG X, HAN C Z. A multiple model particle filter for maneuvering target tracking based on composite sampling [J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(7):1152-1156 (in Chinese).
- [9] 王伟, 余玉揆. 多点测试的多模型机动目标跟踪算法[J]. 自动化学报, 2015, 41(6):1201-1212.
WANG W, YU Y K. Multi-try and multi-model particle filter for maneuvering target tracking [J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(6):1201-1212 (in Chinese).
- [10] MCGINNITY S, IRWIN G W. Multiple model bootstrap filter for maneuvering target tracking [J]. IEEE Transactions on Aero-space & Electronics Systems, 2000, 36(3):1006-1012.
- [11] VAN DER MERWE R, DOUCET A, DE FREITAS N, et al. The unscented particle filter [J]. Advances in Neural Information Processing Systems, 2000, 13:584-590.
- [12] MUSSO C, OUDJANE N, LE GRAND F. Improving regularized particle filters [M] // DOUCET A, DE FREITAS N, GORDON N. Sequential Monte Carlo method in practice. New York: Springer-Verlag, 2001:247-271.
- [13] TANIZAKI H. Nonlinear filters based on Taylor series expansion [M] // TANIZAKI H. Nonlinear filters: Estimation and applications. Berlin: Springer, 1993, 25(6):81-88.
- [14] LIU J S, CHEN R. Sequential Monte Carlo methods for dynamic systems [J]. Journal of the American Statistical Association, 1998, 93(443):1032-1044.
- [15] 邹国辉, 敬忠良, 胡洪涛. 基于优化组合重采样的粒子滤波算法[J]. 上海交通大学学报, 2006, 40(7):1135-1139.
ZOU G H, JING Z L, HU H T. A particle filter algorithm based on optimizing combination resampling [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2006, 40(7):1135-1139 (in Chinese).

作者简介:

周卫东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 组合导航、数据融合技术。

孙天 男, 硕士研究生。主要研究方向: 组合导航、数据融合技术。

Interacting multiple model particle filter optimization resampling algorithm

ZHOU Weidong¹, SUN Tian^{1,*}, CHU Min¹, CUI Yanqing²

(1. College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China;

2. Harbin Jiancheng Group Co., Ltd., Harbin 150030, China)

Abstract: For the problem of particles degeneration and lack of diversity in standard interacting multiple model particle filter (IMMPF) algorithm, a novel algorithm is presented, which is referred to as interacting multiple model particle filter optimization resampling (IMMPFOR) algorithm using linear optimization method in each model to improve the small-weight particles. The novelty of this algorithm lies in replacing the small-weight particles with new particles after the measurement information is received. New particles contain not only the information of the particles in the current model, but also the information of the particles in interacting models. The tracking simulation results show that the posterior probability density function of each model with newly generated set of particles accurately approximates the real state posterior probability density function, and the estimation accuracy of IMMPFOR is higher than the standard IMMPF algorithm.

Keywords: interacting multiple models; particle filter; linear optimization; resampling; particle degeneration

Received: 2016-04-28; Accepted: 2016-07-07; Published online: 2016-10-21 09:49

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161021.0949.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61573112)

* Corresponding author. E-mail: suntian@hrbeu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0335

基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计

吕卫民*, 肖阳, 方登建

(海军航空工程学院 七系, 烟台 264001)



摘 要: 针对导弹在延寿试验过程中振动谱设计精度低、与实际载荷剖面差距大的问题,提出一种基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计方法。首先,建立了导弹-悬架系统四自由度振动模型,推导出系统激励响应关系;然后,对系统时域响应数据进行 Fourier 变换,得到响应功率谱矩阵并对其进行分解,构造虚拟简谐响应;最后,基于逆虚拟激励法求得系统激励功率谱,并讨论了响应噪声及系统阻尼对识别精度的影响。实验结果表明:本文方法对于随机振动载荷的识别精度较高、鲁棒性好,零噪声识别误差为 2.39%,30% 噪声条件下识别误差为 3.21%。本文方法同样适用于其他装备的振动试验谱的设计。

关键词: 导弹振动谱;逆虚拟激励法;功率谱密度;阻尼;识别精度

中图分类号: TJ760.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0872-08

导弹在长期贮存过程中要经历仓库储存、运输、值班等一系列任务,期间会受到各种环境因素的影响,在这些环境因素中,尤其以力学环境的影响最大^[1]。运输振动作为导弹在贮存过程中遇到的主要力学环境,由于其振动频率低、振幅大,长期作用会对导弹造成疲劳累积损伤,影响导弹的性能。因此,积极有效地开展振动试验是提高导弹可靠性、延长导弹寿命的主要手段。

作为振动试验的基础和输入,振动谱记录了振动载荷等级及其作用时间,是振动试验的重要组成部分。理想条件下,振动谱的设计应基于产品实际使用条件下的激励数据,然而由于振动具有随机性,随机路面激励很难通过测量得到,所以目前国内在开展导弹振动试验中所采用的振动谱,大都基于监测到的部分响应数据,参照一定的标准进行编谱。例如,郭强玲^[2]针对空空导弹在使用过程中承受的挂飞振动,分别采用 GJB 150.16—1986^[3]、GJB 899A—2009^[4] 以及美军标

MIL-STD-810^[5],探讨了导弹耐久振动试验条件的确定方法。张绍伟和龚庆祥^[6]在阐述了对导弹进行全弹振动环境应力筛选必要性的基础上,参照 GJB 1032—90^[7],依次确定了振动试验振动谱的谱型、量值、时间及方向。陈万创和李爱国^[8]、张策等^[9]依据 GJB 899A—2009^[4] 和 GJB 150—86^[10],分别设计出空空导弹和防空导弹的综合环境可靠性试验振动剖面,计算出相应振动量值。刘凯^[11]在讨论空空导弹自由飞振动条件制定方法时指出,按 GJB 150—86^[10] 进行的振动试验不可能精确模拟实际试件的使用环境条件,它只能偏保守地反映使用环境的主要特征或损坏能力,提出采用基于实测数据和频段划分的统计方法,但最终仍采用国军标所提供的平谱或梯形谱来对得到的数据综合谱进行规范。

针对基于标准的振动谱设计与导弹实际振动环境差距大,以及随机路面激励难以测量等问题,本文采用逆虚拟激励法对导弹运输过程的

收稿日期: 2016-04-26; 录用日期: 2016-07-16; 网络出版时间: 2016-08-26 15:21

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160826.1521.001.html

* 通讯作者: E-mail: lwm_yt@sina.com

引用格式: 吕卫民, 肖阳, 方登建. 基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 872-879.

LYU W M, XIAO Y, FANG D J. Design of missile vibration spectrum based on inverse pseudo-excitation method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 872-879 (in Chinese).

振动谱进行设计,在随机路面激励未知的条件下,由测得的导弹振动响应谱来反求激励谱,并以该激励谱作为振动谱设计依据,使得最终得到的振动谱能够反映导弹的实际使用环境条件,增加了振动试验结果可信性和说服力,对于提高导弹可靠性及环境适应性具有一定参考意义。

1 逆虚拟激励法基本原理

逆虚拟激励法是林家浩等^[12-13]为解决路面或轨道表面不平度的功率谱难以识别和模拟而提出的,他们将虚拟激励法逆向推广,用来求解随机载荷的反问题(随机载荷识别问题),亦即从测量得到的随机响应,逆推随机载荷,将平稳随机振动的计算转化为简谐振动计算,从而为随机载荷的识别开辟了一条有效的途径^[14]。一系列实验与理论研究^[15-19]表明,逆虚拟激励法不但易于实施,计算成本低,而且识别精度高,抗噪声能力强,具有良好的应用前景,其基本原理如下。

在频域中求解平稳随机响应的公式为

$$S_{yy} = H^* S_{xx} H^T \quad (1)$$

式中: S_{yy} 为已知的 $n \times n$ 阶响应功率谱密度(Power Spectral Density, PSD)矩阵; S_{xx} 为待求的 $m \times m$ 阶激励功率谱密度矩阵; H 为 $n \times m$ 阶频率响应矩阵; n 和 m 分别为响应和激励自由度;上标*和 T 分别表示矩阵的共轭和转置。

根据虚拟激励法,将 S_{yy} 作如下分解:

$$S_{yy} = \sum_{j=1}^r b_j^* b_j^T \quad (2)$$

式中: r 为矩阵 S_{yy} 的秩。

构造虚拟简谐响应为

$$y_j(t) = b_j e^{i\omega t} \quad (3)$$

引起该虚拟响应的虚拟激励为

$$x_j(t) = a_j e^{i\omega t} \quad (4)$$

由激励响应关系知

$$y_j(t) = H(\omega) x_j(t) \quad (5)$$

则

$$x_j(t) = H^+(\omega) y_j(t) \quad (6)$$

式中:上标 + 表示矩阵的广义逆。

由式(1)~式(6)求得激励功率谱矩阵为

$$S_{xx} = \sum_{j=1}^r x_j^* x_j^T = \sum_{j=1}^r (H^+)^* y_j^* y_j^T (H^+)^T = \sum_{j=1}^r (H^+)^* b_j^* b_j^T (H^+)^T = (H^+)^* S_{yy} (H^+)^T \quad (7)$$

2 导弹-悬架系统四自由度振动模型

为简化问题作如下假设:①导弹运输车沿纵向中心线左右对称,并作匀速直线运动;②将导弹视为密度均匀、阻尼不计的圆柱体,与运输车悬架直接连接;③悬架弹簧与平衡杆视为相互独立的元件,并忽略平衡杆的转动惯量;④忽略轮胎阻尼及路面以外的其他振源^[20]。

对于等级较低的路面,其表面不平度整体分布比较均匀,路面对于左右车轮的激励基本相同,并基于假设①,故将左右轮的激励简化为一个信号。

基于以上假设,建立了导弹-悬架系统四自由度振动模型,如图 1 所示。图中: m_1 、 m_2 和 m_3 分别为导弹及前后轮胎的质量; I_1 为导弹绕质心 O 的转动惯量; k_1 、 k_2 、 k_3 和 k_4 分别为前后悬架与前后轮胎的等效刚度; c_1 和 c_2 分别为前后悬架的阻尼强度; l_1 和 l_2 为前后悬架离导弹质心的距离; z_1 和 θ_1 分别为导弹质心的垂直位移和导弹质心绕 y 轴的转角; z_2 和 z_3 分别为前后轮胎的垂直位移; q_1 和 q_2 分别为前后轮路面激励。

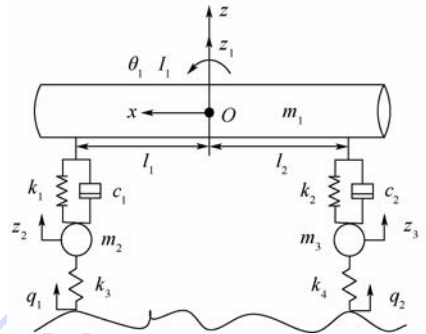


图 1 导弹-悬架系统四自由度振动模型

Fig. 1 Four-degree-of-freedom vibration model of missile-suspension system

根据上述振动模型可以得到系统动力学方程为

$$M \ddot{Z} + C \dot{Z} + KZ = F \quad (8)$$

式中: M 、 C 和 K 分别为系统质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; Z 为系统激励位移向量; F 为激励向量。

$$M = \text{diag}[m_1, I_1, m_2, m_3]$$

$$q(t) = [q_1(t), q_2(t)]^T$$

$$E_f = \begin{bmatrix} 0 & 0 & k_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_4 \end{bmatrix}^T$$

$$F(t) = E_f q(t) = [0, 0, k_3 q_1, k_4 q_2]$$

$$Z(t) = [z_1(t), \theta_1(t), z_2(t), z_3(t)]^T$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} c_1 + c_2 & -ac_1 + bc_2 & -c_1 & -c_2 \\ -ac_1 + bc_2 & a^2c_1 + b^2c_2 & ac_1 & -bc_2 \\ -c_1 & ac_1 & c_1 & 0 \\ -c_2 & -bc_2 & 0 & c_2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_1 + k_2 & -ak_1 + bk_2 & -k_1 & -k_2 \\ -ak_1 + bk_2 & a^2k_1 + b^2k_2 & ak_1 & -bk_2 \\ -k_1 & ak_1 & k_1 + k_3 & 0 \\ -k_2 & -bk_2 & 0 & k_2k_4 \end{bmatrix}$$

3 基于逆虚拟激励法的振动谱识别算法

3.1 数据预处理

在振动响应数据采集过程中,得到的是离散时域位移响应数据 $\mathbf{Z}_1(t)$:

$$\mathbf{Z}_1(t) = (\mathbf{Z}_1(t_1), \mathbf{Z}_1(t_2), \dots, \mathbf{Z}_1(t_n)) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{Z}_1(t)$ 属于平稳随机过程; $\mathbf{Z}_1(t_n)$ 表示 t_n 时刻的系统响应值。

$\mathbf{Z}_1(t)$ 的自相关函数为

$$\mathbf{R}_{zz}(t, t + \tau) = E(\mathbf{Z}_1(t)\mathbf{Z}_1(t + \tau)) = \mathbf{R}_{zz}(\tau) \quad (10)$$

通过 Fourier 变换将 \mathbf{R}_{zz} 转化为频域的功率谱密度:

$$\mathbf{S}_{zz}(w_1) = \int_{-\infty}^{+\infty} \mathbf{R}_{zz}(\tau) e^{-iw_1\tau} d\tau \quad (11)$$

另外,若采集到的不是系统位移响应,而是系统振动加速度时,可采用式(12)进行转换:

$$\mathbf{S}_{zz}(w_1) = \frac{1}{w_1^4} \mathbf{S}_{zz}(w_1) \quad (12)$$

式中: $\mathbf{S}_{zz}(w_1)$ 为加速度功率谱矩阵。

3.2 振动谱识别模型

假定导弹在运输过程中路面整体是水平的,在足够长的一段直线距离内,路面竖向不平度视为一个空间平稳随机过程^[21],故导弹振动属于平稳随机过程,且前后车轮所受激励完全相干,因此系统激励功率谱矩阵可分解^[12]为

$$\mathbf{S}_{xx} = \sum_{j=1}^r \mathbf{a}_j^* \mathbf{a}_j^T \quad (13)$$

则可构造虚拟激励为

$$\tilde{\mathbf{x}}_j(t) = \mathbf{a}_j e^{i\omega t} \quad (14)$$

将式(14)代入式(8),得系统虚拟响应为

$$\tilde{\mathbf{y}}_j(t) = \mathbf{H} \tilde{\mathbf{x}}_j(t) = \mathbf{H} \mathbf{a}_j e^{i\omega t} \quad (15)$$

式中: $\mathbf{H} = [-w^2 \mathbf{M} + iw \mathbf{C} + \mathbf{K}]^{-1}$ 为系统的频率响应矩阵。

对响应功率谱矩阵按式(2)进行分解。

导弹在公路运输过程中响应功率谱矩阵可以通过测量得到,则根据式(2)构造虚拟简谐响应为

$$\tilde{\mathbf{y}}_j(t) = \mathbf{b}_j e^{i\omega t} \quad (16)$$

又由式(15)知 $\mathbf{H} \tilde{\mathbf{x}}_j = \tilde{\mathbf{y}}_j$, 则

$$\tilde{\mathbf{x}}_j = \mathbf{H}^+ \tilde{\mathbf{y}}_j \quad (17)$$

综上所述,可以求出激励功率谱矩阵为

$$\tilde{\mathbf{S}}_{xx} = \sum_{j=1}^r \mathbf{a}_j^* \mathbf{a}_j^T = \sum_{j=1}^r \tilde{\mathbf{x}}_j^* \tilde{\mathbf{x}}_j^T = (\mathbf{H}^+)^* \mathbf{S}_{yy} (\mathbf{H}^+)^T \quad (18)$$

为验证算法准确性,引入识别误差

$$\text{Error} = \frac{|\mathbf{S}_{xx}(w) - \tilde{\mathbf{S}}_{xx}(w)|}{\mathbf{S}_{xx}(w)} \times 100\% \quad (19)$$

由于功率谱矩阵必定为非负的 Hermite 矩阵,因此对于式(2)的求解,可以采用特征值分解法^[22]。

$$\mathbf{S}_{yy} = \sum_{j=1}^r \lambda_j \boldsymbol{\varphi}_j \boldsymbol{\varphi}_j^H \quad (20)$$

式中: λ 为特征值; $\boldsymbol{\varphi}$ 为相应的特征向量; $\boldsymbol{\varphi}^H$ 表示共轭转置。

3.3 振动谱设计流程

根据上述理论推导,可以得到基于逆虚拟激励法的导弹振动谱设计步骤,具体如下:

1) 根据式(15)建立导弹-悬架系统动力学方程,计算频率响应矩阵 \mathbf{H} 。

2) 对实测得到的导弹时域振动响应数据进行预处理,按式(10)~式(12)计算得到系统位移响应功率谱矩阵 \mathbf{S}_{yy} 。

3) 将响应功率谱矩阵 \mathbf{S}_{yy} 按式(2)进行分解,构造如式(16)的虚拟简谐响应 $\tilde{\mathbf{y}}_j$ 。

4) 根据式(17)计算各虚拟激励 $\tilde{\mathbf{x}}_j$,并按式(18)第2个等式计算激励谱矩阵 $\tilde{\mathbf{S}}_{xx}$ 。

5) 采用一定的功率谱处理方法,求得激励谱矩阵 $\tilde{\mathbf{S}}_{xx}$ 上限曲线,设计出导弹运输振动试验谱。

4 实验仿真

4.1 仿真流程

为简化计算,仿真过程中以运输车前后轮及导弹质心垂直位移作为响应输入,忽略导弹绕质心的转动。

首先计算系统阻尼,通过模态试验,对系统前后轮施加 q_1 、 q_2 正弦激励,将加速度传感器采集得到导弹运输车前后轮及导弹质心的时域振动响

应数据,代入式(8)计算,可以得到系统前后悬架阻尼。

外在激励 q_1 、 q_2 完全相干,只存在一个相位差 ζ ,故给定如下外在激励:

$$\begin{cases} q_1 = A \sin(w_0 t) \\ q_2 = A \sin(w_0 t + \zeta) \end{cases}$$

式中: A 为外在激励振幅; $\zeta = w_0(l_1 + l_2)/v$; w_0 为

激励频率; v 为车速。

然后采用文献[14]中的虚拟激励法计算出运输车前后轮及导弹质心垂直位移功率谱,将其作为实测的系统响应功率谱;最后采用逆虚拟激励法反求系统激励功率谱 \tilde{S}_{q_1} 、 \tilde{S}_{q_2} ,利用式(20)与给定激励功率谱 S_{q_1} 、 S_{q_2} 进行对比,验证算法准确性。仿真参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

变量	m_1/kg	m_2/kg	m_3/kg	$k_1/(\text{kN} \cdot \text{m}^{-1})$	$k_2/(\text{kN} \cdot \text{m}^{-1})$	$k_3/(\text{kN} \cdot \text{m}^{-1})$	$k_4/(\text{kN} \cdot \text{m}^{-1})$	$c_1/(\text{Ns} \cdot \text{m}^{-1})$	$c_2/(\text{Ns} \cdot \text{m}^{-1})$	l_1/m	l_2/m	A/m	$w_0/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
数值	1000	40	45	18	24	190	220	350	600	3	2	20	30	50

4.2 仿真结果分析

对系统进行模态分析,计算得到系统一阶、二阶、三阶固有频率分别为 58、112、167 Hz,并由虚拟激励法计算得到运输车前后轮及导弹质心垂直位移功率谱密度,如图 2 所示。

1) 零噪声识别误差分析。零噪声条件下,采用逆虚拟激励法,由上述响应功率谱反求得运输车前后轮所受激励谱,并与给定激励谱进行对比,如图 3 和图 4 所示。可知,前轮识别得到的功率谱在低频段误差较小,中高频段 (> 100 Hz) 由于系统共振误差出现一定波动, $\text{Error} = 2.39\%$; 后轮识别得到的功率谱与实际功率谱基本吻合, $\text{Error} = 1.96\%$ 。由此可见,根据逆虚拟激励法,由系统响应反求系统激励的方法是可行的,具有较高精度。

2) 加入 30% 响应噪声识别误差分析。以前轮为例,利用 MATLAB 中“randn”命令,在系统响应数据中加入 30% 的高斯白噪声,得到前轮识别功率谱及其误差曲线,如图 5 所示。可知,在低频段识别精度较高,中高频段 (> 80 Hz) 由于高频噪声影响误差较大, $\text{Error} = 3.21\%$,证明该方法具有一定抗噪能力。

3) 小阻尼条件下识别误差分析。以前轮为例,分别取原系统阻尼 c_1 、 c_2 的 60% 及 30%,利用逆虚拟激励法求得前轮激励功率谱及误差曲线,如图 6 和图 7 所示。可知,系统阻尼降为原来的 60% 时,功率谱识别误差 $\text{Error} = 2.48\%$,30% 时 $\text{Error} = 4.49\%$ 。由此可见,降低系统阻尼后,功率谱识别精度有所降低,尤其在系统固有频率附近,误差较大。这是由于较小的阻尼导致系统刚度矩阵在固有频率附近出现病态,可通过增加测点数量和响应数据精度的方法克服。

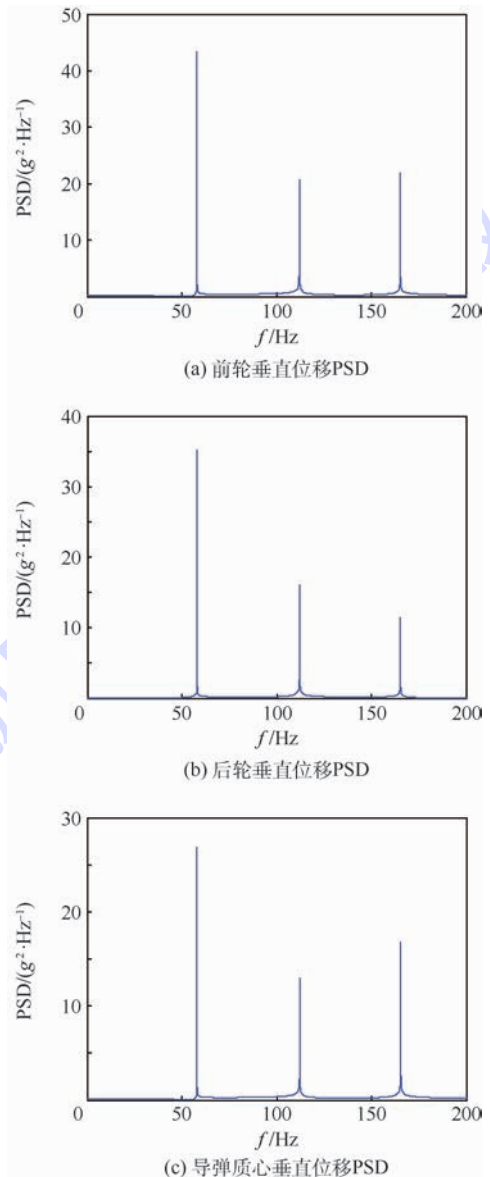


图 2 运输车前后轮及导弹质心垂直位移 PSD

Fig. 2 Vertical displacement PSD of front-rear wheels of vehicle and missile centroid

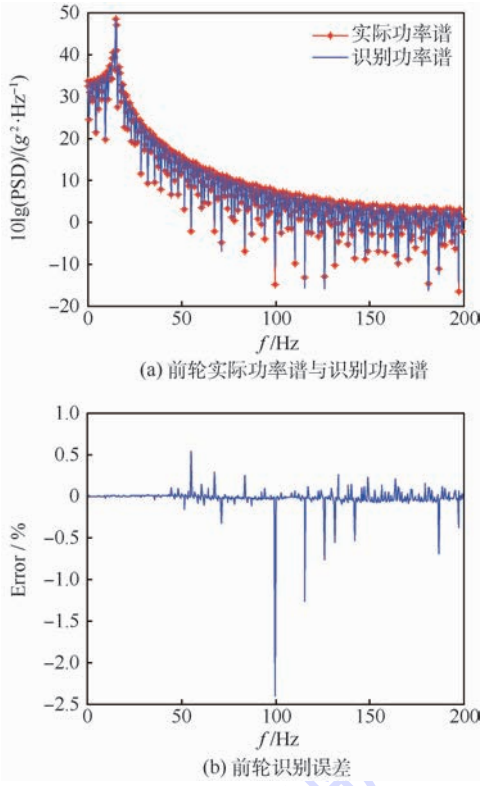


图3 前轮识别功率谱密度及误差曲线

Fig.3 Identified PSD and identification error curves of front wheels

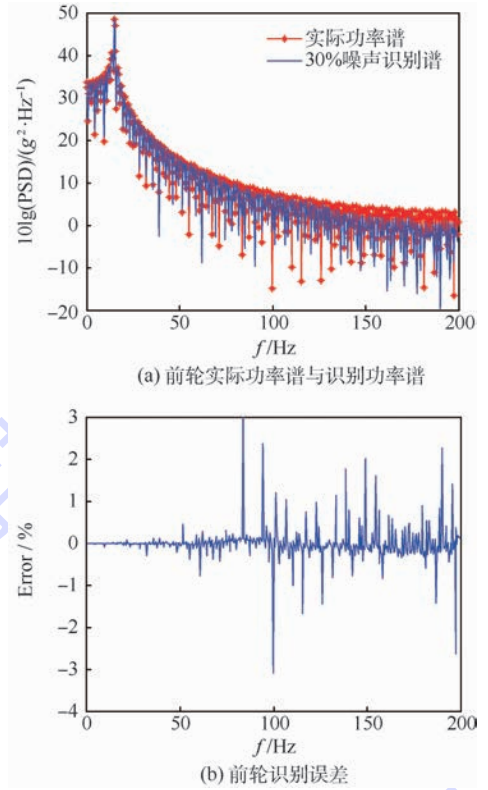


图5 30%噪声条件下前轮识别功率谱密度及误差曲线

Fig.5 Identified PSD and identification error curves of front wheels under condition of 30% noise

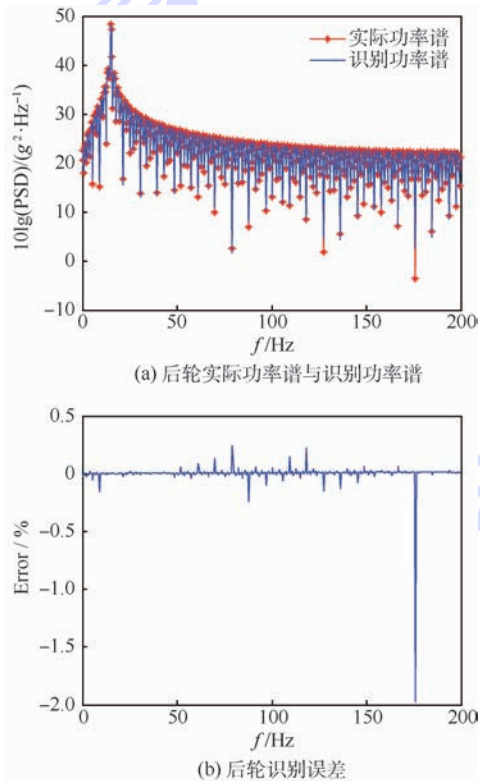


图4 后轮识别功率谱密度及误差曲线

Fig.4 Identified PSD and identification error curves of rear wheels

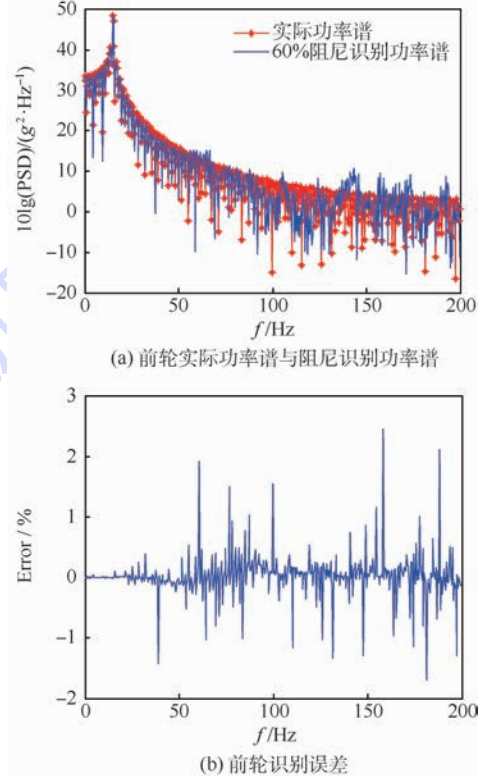


图6 60%系统阻尼前轮识别功率谱密度及误差曲线

Fig.6 Identified PSD and identification error curves of front wheels under condition of 60% system damping

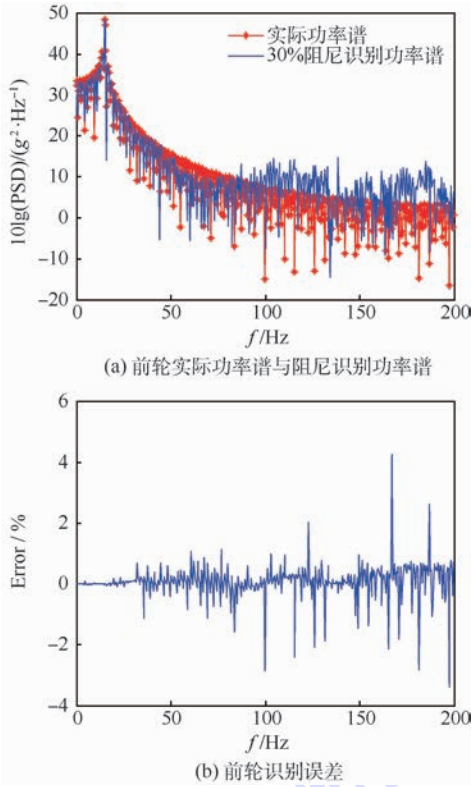


图7 30%系统阻尼前轮识别功率谱密度及误差曲线
Fig.7 Identified PSD and identification error curves of front wheels under condition of 30% system damping

5 结论

逆虚拟激励法经过不断研究与改进,在航空、车辆、土木工程等领域得到了广泛的应用,但在导弹振动环境试验方面的应用较为少见。针对目前导弹振动试验谱设计存在的不足,主要完成了以下工作:

- 1) 根据导弹公路运输特点,建立了导弹-悬架四自由度振动模型。
- 2) 基于逆虚拟激励法求得导弹运输过程路面激励谱,给出了导弹运输振动谱设计流程。
- 3) 讨论了噪声及阻尼对振动谱精度的影响,通过仿真验证了本文算法具有一定抗噪能力和较好的鲁棒性。

此外,本文主要讨论了导弹垂直方向的振动情况,忽略了导弹另外2个方向的振动,下一步的工作主要针对以上问题展开研究,进一步完善导弹振动谱设计算法,提高编谱精度。

参考文献 (References)

[1] 李晓松. 随机载荷识别技术在导弹振动试验中的应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011: 1.
LI X S. Application research on stochastic loads identification for missile vibration test [D]. Nanjing: Nanjing University of

Aeronautics and Astronautics, 2011; 1 (in Chinese).
[2] 郭强玲. 空空导弹振动试验条件确定方法 [J]. 航空标准化与质量, 2006(3): 34-37.
GUO Q L. Determined method of the vibration test conditions of air to air missile [J]. Aeronautic Standardization and Quality, 2006(3): 34-37 (in Chinese).
[3] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法: GJB 150.16—1986 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部军标出版发行部, 1986.
The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department. Military equipment laboratory test method: GJB 150.16—1986 [S]. Beijing: The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department Military Standard Publication Distribution Department, 1986 (in Chinese).
[4] 中国人民解放军总装备部. 可靠性鉴定和验收试验: GJB 899A—2009 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部军标出版发行部, 2009.
The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department. Reliability evaluation and acceptance test: GJB 899A—2009 [S]. Beijing: The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department Military Standard Publication Distribution Department, 2009 (in Chinese).
[5] Department of the Air Force. Air and ground equipment of environment test method: MIL-STD-810 [S]. New York: United States Department of Defense, 1962.
[6] 张绍伟, 龚庆祥. 导弹全弹振动环境应力筛选方案研究 [J]. 飞航导弹, 2003(3): 24-26.
ZHANG S W, GONG Q X. Research on vibration environment stress screening of whole missile [J]. Winged Missiles Journal, 2003(3): 24-26 (in Chinese).
[7] 中国人民解放军总装备部. 电子产品环境应力筛选方法: GJB 1032—90 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部军标出版发行部, 1991.
The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department. Electronic products environmental stress screening methods: GJB 1032—90 [S]. Beijing: The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department Military Standard Publication Distribution Department, 1991 (in Chinese).
[8] 陈万创, 李爱国. 空空导弹综合环境可靠性试验剖面研究 [J]. 上海航天, 2005, 1(4): 41-44.
CHEN W C, LI A G. Research on air to air missile combined environment reliability test profile [J]. Aerospace Shanghai, 2005, 1(4): 41-44 (in Chinese).
[9] 张策, 王冬, 刘艳, 等. 防空导弹的综合环境可靠性试验剖面研究 [J]. 装备环境工程, 2006, 3(5): 48-52.
ZHANG C, WANG D, LIU Y, et al. Antiaircraft missile combined environment reliability test profile research [J]. Equipment Environmental Engineering, 2006, 3(5): 48-52 (in Chinese).
[10] 中国人民解放军总装备部. 军用设备环境试验方法: GJB 150—86 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部军标出版发行部, 1986.
The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department. Military equipment environment test method: GJB

- 150—86[S]. Beijing: The Chinese People's Liberation Army General Armaments Department Military Standard Publication Distribution Department, 1986(in Chinese).
- [11] 刘凯. 基于实测数据的空空导弹自由飞振动条件制定方法研究[J]. 装备环境工程, 2014, 11(5): 114-118.
LIU K. Study on the method of making free flight vibration profile for air-to-air missile based on measured data [J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(5): 114-118 (in Chinese).
- [12] 林家浩, 智浩, 郭杏林. 平稳随机振动载荷识别的逆虚拟激励法(一)[J]. 计算力学学报, 1998, 15(2): 127-136.
LIN J H, ZHI H, GUO X L. Inverse pseudo excitation method for loading identification of stationary random vibration (1) [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 1998, 15(2): 127-136 (in Chinese).
- [13] LIN J H, GUO X L, ZHI H, et al. Computer simulation of structural random loading identification [J]. Computers & Structures, 2001, 79(4): 375-387.
- [14] 赵岩, 张亚辉, 林家浩. 车辆随机振动功率谱分析的虚拟激励法概述[J]. 应用数学和力学, 2013, 34(2): 107-116.
ZHAO Y, ZHANG Y H, LIN J H. Summary on the pseudo-excitation method for vehicle random vibration PSD analysis [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2013, 34(2): 107-116 (in Chinese).
- [15] CAPRANI C C. Application of the pseudo-excitation method to assessment of walking variability on footbridge vibration [J]. Computers & Structures, 2014, 132(1): 43-54.
- [16] 侯秀慧, 邓子辰, 黄立新, 等. 桥梁结构移动平稳随机载荷识别的新方法[J]. 计算力学学报, 2009, 26(5): 659-663.
HOU X H, DENG Z C, HUANG L X, et al. A new method for the identification of a stationary random load moving on bridge structure [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2009, 26(5): 659-663 (in Chinese).
- [17] ZHANG J, ZHAO Y, ZHANG Y H, et al. Identification of the power spectral density of vertical track irregularities based on inverse pseudo-excitation method and symplectic mathematical method [J]. Inverse Problems in Science & Engineering, 2014, 22(2): 334-350.
- [18] LV Z H, LI K, CHEN K M, et al. Grinding load identification of an Horomill using inverse pseudo excitation method [J]. Advanced Materials Research, 2012, 496(2): 243-246.
- [19] ZHANG Y W, ZHAO Y, ZHANG Y H, et al. Riding comfort optimization of railway trains based on pseudo-excitation method and symplectic method [J]. Journal of Sound & Vibration, 2013, 332(21): 5255-5270.
- [20] 秦玉英, 李杰, 田国红, 等. 基于虚拟激励法的载货汽车随机振动仿真[J]. 拖拉机与农用运输车, 2011, 38(1): 89-92.
QIN Y Y, LI J, TIAN G H, et al. Truck random vibration simulation based on pseudo-excitation method [J]. Tractor & Farm Transporter, 2011, 38(1): 89-92 (in Chinese).
- [21] 林家浩, 钟万勰. 辛数学·精细积分·随机振动及应用[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.
LIN J H, ZHONG W X. Precise integration, random vibration and application [M]. Hefei: Press of University of Science and Technology of China, 2008 (in Chinese).
- [22] 张丽萍, 郭立新. 基于逆虚拟激励法的随机路面谱的识别方法[J]. 东北大学学报, 2012, 33(2): 258-261.
ZHANG L P, GUO L X. Identification of random road spectrum based on inverse pseudo-excitation method [J]. Journal of Northeastern University, 2012, 33(2): 258-261 (in Chinese).

作者简介:

吕卫民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 系统可靠性工程、PHM。

肖阳 男, 硕士研究生。主要研究方向: 装备可靠性试验。

Design of missile vibration spectrum based on inverse pseudo-excitation method

LYU Weimin^{*}, XIAO Yang, FANG Dengjian

(The 7th Department, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China)

Abstract: Aimed at the low design precision and larger gap with actual load profile in missile life extension test, a missile vibration spectrum design based on inverse pseudo-excitation method was put forward. First, four-degree-of-freedom vibration model of missile-suspension system was established, and the system frequency response was inferred. Then, the time-domain response data was converted into the response matrix of power spectral density by means of Fourier transform, and harmonic response was constructed based on the decomposition of response matrix of power spectral density. Finally, the system excitation power spectrum was gained based on pseudo-excitation method. At the same time, the effect of response noise and system damping on identification precision was studied. The experimental results show that the inverse pseudo-excitation method has high identification precision and good robustness. When there is no noise, the identification error is 2.39%, and it reaches 3.21% when there is 30% noise. The design means of vibration spectrum is also applicable to other equipment.

Keywords: missile vibration spectrum; inverse pseudo-excitation method; power spectral density; damping; identification precision

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0347

基于 LSTAR 的机载燃油泵多阶段退化建模

李娟^{1,2,*}, 景博¹, 焦晓璇¹, 刘晓东^{3,4}, 戴洪德⁵

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 鲁东大学 数学与统计科学学院, 烟台 264025;

3. 中航工业金城南京机电液压工程研究中心, 南京 210000; 4. 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 210000;

5. 海军航空工程学院 控制工程系, 烟台 264001)

摘 要: 机载燃油泵的性能退化呈现出平稳—加速—平稳的非线性、多阶段模式, 针对现有退化模型难以准确描述其全寿命周期性能退化的问题, 以逻辑平滑转换自回归 (LSTAR) 模型为工具, 对机载燃油泵出口压力传感器信号进行建模。首先, 对转换后的压力传感器信号建立自回归 (AR) 模型, 通过非线性检验说明建立 LSTAR 模型的必要性; 然后, 应用非线性最小二乘法完成参数估计; 最后, 在 AIC 准则最小及拟合优度最大的原则下, 选择转换变量, 通过残差进行模型的适应性检验与正态性检验。结果表明: 基于 LSTAR 模型的拟合精度明显优于线性自回归模型。本文提出的方法成功解决了机载燃油泵性能退化的多阶段准确建模问题, 为机载燃油泵的预测与健康管理的 (PHM) 奠定了坚实的基础。

关键词: 燃油泵; 传感器; 预测与健康管理的 (PHM); 逻辑平滑转换自回归 (LSTAR) 模型; 退化建模

中图分类号: V240.2; TP277

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0880-07

机载燃油泵是飞机燃油系统的核心部件, 其性能好坏直接影响着飞行安全, 但作为高可靠、长寿命的产品, 机载燃油泵在短期内难以观察到失效时间数据。因此, 选择与产品寿命相关的性能退化特征量并建立模型, 是进行燃油泵可靠性分析与剩余寿命预测的重要工作, 对燃油系统和飞机的故障预测与健康管理的 (Prognostics and Health Management, PHM) 也具有重要意义。

一些高可靠、长寿命的产品, 性能退化量不会马上呈现出下降趋势, 而是在一段时间内平稳退化。Tseng 等^[3] 在研究日光灯的退化数据时, 将前期没有退化趋势的数据舍去进行分析研究, 但这样损失了大量关于产品寿命的有用信息。因此, 融合不同退化阶段的分阶段模型得到了发展。

Bae 等^[4-5] 提出了带变点的分段线性回归模型来拟合产品的性能退化轨迹, 随后又提出了一种分层的贝叶斯变点回归模型。这些分阶段模型的提出, 由于信息量增加, 提高了模型的准确性和性能预测的精度。国内针对多阶段模型的研究中, 黎明^[6] 假设多阶段变点是随机的, 且服从正态分布, 通过求取分阶段模型的似然函数, 估计出随机变点的取值, 但随机变点受采样周期影响很大, 且在小样本情形下, 对随机变点的正态性假设具有主观性, 不适合单机变点的选取。鄢伟安等^[7] 对液力耦合器的两阶段退化过程进行可靠性建模及评估, 运用 Schwarz 信息准则对某台液力耦合器进行变点估计, 但此方法只能用于单一变点的多阶段建模。刘君强等^[8] 提出了基于多阶段性能

收稿日期: 2016-04-28; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-10-17 08:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0838.002.html

基金项目: 航空科学基金 (201428960221)

* 通讯作者: E-mail: daidaiquanquan123@126.com

引用格式: 李娟, 景博, 焦晓璇, 等. 基于 LSTAR 的机载燃油泵多阶段退化建模 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (5): 880-886. LI J, JING B, JIAO X X, et al. Multi-stage degradation modeling for airborne fuel pump based on LSTAR [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (5): 880-886 (in Chinese).

退化模型预测航空发动机剩余寿命的方法,但变点的选取是通过预先设置阈值给定的,没有充分考虑具体产品的性能退化曲线。基于以上分析可以看到,综合考虑平稳阶段与退化阶段的退化信息,可以增大信息量的获取,提高模型精度,但多阶段的变点选取受到多种制约因素的影响,变化较大,是一个难点问题;且在分阶段建模中,多以线性模型为主,没有充分考虑模型的非线性特点。

实际产品的性能退化过程常常具有一定的非线性,退化过程的非线性建模成为近年的研究热点。在产品性能退化轨迹的建模研究中,文献[9]利用非线性回归模型拟合产品的退化轨迹;文献[10]提出了误差项相关的非线性回归退化模型;徐正国和周东华^[11]对一组疲劳裂纹增长数据建立非线性退化轨迹模型并进行可靠性评估。在基于随机过程的退化建模中,Si等^[12]基于非线性 Wiener 过程模型进行剩余寿命估计;Wang等^[13]针对非线性退化情形下的产品进行了剩余寿命的研究。

针对机载燃油泵性能退化过程中压力信号具有多阶段与非线性的特点,引入平滑转换自回归(Smooth Transition Auto-Regression, STAR)模型进行分析。STAR能较好地捕捉到时间序列机制转换的动态过程,将呈现多阶段、非线性特点的压力退化序列看做一个整体进行研究。文献[14-15]对STAR模型进行了深入的探讨。

本文运用STAR模型中具有良好特性、获得广泛研究的逻辑平滑转换自回归(Logistic Smooth Transition Auto-Regression, LSTAR)模型进行机载燃油泵性能退化过程的建模,将多阶段退化模式联合分析,依据参数估计结果与转换函数值分析性能退化轨迹的特点,成功完成了机载燃油泵的性能退化建模,为机载燃油泵的在线性能分析和健康管理提供了理论依据。

1 机载燃油泵

燃油泵由油泵和电机两部分组成。工作过程主要分3个流程,即电机流程—传动流程—泵流程。电机流程与一般交流电动机工作流程相似,输油过程中,燃油泵应保证系统的流量和压力要求。燃油泵主要失效形式为流量和压力不足。

燃油泵正常运行需要各个流程持续稳定工作且各个部件共同配合来完成,直接从燃油泵出发很难分析其退化趋势。笔者所在课题组在前期研究中发现机载燃油泵的出口压力信号与机载燃油

泵的健康状态有着密切关系^[16],因此选取机载燃油泵的出口压力信号作为研究性能退化的指标。

2 STAR模型

文献[14]提出改进的单方程平滑转换回归(Smooth Transition Regression, STR)模型,形式为

$$y_t = \Phi'z_t + \Theta'z_t G(\gamma, c; s_t) + \mu_t \quad (1)$$

式中: $\Phi = (\phi_0, \phi_1, \dots, \phi_p)'$, $\Theta = (\theta_0, \theta_1, \dots, \theta_p)'$ 为系数向量; μ_t 为正态分布白噪声序列,即 $\mu_t \sim$ i. i. d. $N(0, \sigma^2)$; $G(\gamma, c; s_t)$ 为转换函数; z_t 为需要考察的自变量,可以是时间,也可以是包括 y_t 的滞后值。如果 z_t 只包含 y_t 的滞后值,则STR模型称为STAR模型,此时

$$z_t = (1, y_{t-1}, y_{t-2}, \dots, y_{t-p})'$$

根据转换函数的形式不同,STR模型可以分为3种形式^[17]。其中,最常用的就是LSTAR模型和指数平滑转换自回归(Exponential Smooth Transition Auto-Regression, ESTAR)模型。

本文主要讨论LSTAR模型的应用,其中 $G(\gamma, c; s_t)$ 的形式为

$$G(\gamma, c; s_t) = \{1 + \exp[-\gamma(s_t - c)]\}^{-1} \quad (2)$$

式中: γ 为斜率参数,要求 $\gamma > 0$; s_t 为转换变量; c 为位置参数。

转换函数 $G(\gamma, c; s_t)$ 是取值在 $[0, 1]$ 上的连续函数。当 $G(\gamma, c; s_t) = 0$ 时,式(1)变为

$$y_t = \Phi'z_t + \mu_t$$

称为状态“0”, y_t 处于低机制,取值较小。当 $G(\gamma, c; s_t) = 1$ 时,式(1)变为

$$y_t = (\Phi' + \Theta')z_t + \mu_t$$

称为状态“1”, y_t 处于高机制,取值较大。当转换变量 s_t 随时间变化时,转换函数逐步变化,体现了线性与非线性过程的交互变化。 γ 较小时,从状态“0”向状态“1”转化速度较慢,当 γ 较大时,转换速度较快。通过转换速度 γ ,可以反映2种状态之间的转换快慢。

3 机载燃油泵性能退化建模

根据文献[18]提出的基于STAR的建模步骤,针对机载燃油泵压力退化序列多阶段、非线性的特点,提出基于LSTAR模型的机载燃油泵出口压力退化序列建模方法如下:

1) 对压力退化序列 y_t 建立求和自回归模型^[19]:

$$\nabla y_t = x_t = \phi_0 + \phi_1 x_{t-1} + \dots + \phi_p x_{t-p} + a_t \quad \phi_p \neq 0 \quad (3)$$

式中: ∇ 为差分算子; $\phi_j (j = 0, 1, \dots, p)$ 为模型系数; $a_i \sim i. i. d. N(0, \sigma^2)$ 。

对自回归模型式(3), 借助偏自相关系数的截尾性质, 进行延迟阶数的选择。偏自相关系数 λ_k 可以按照如下方法计算:

$$\lambda_k = \frac{D_k}{D} \quad (4)$$

式中:

$$D = \begin{vmatrix} 1 & \rho_1 & \dots & \rho_{k-1} \\ \rho_1 & 1 & \dots & \rho_{k-2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \rho_{k-1} & \rho_{k-2} & \dots & 1 \end{vmatrix}$$

$$D_k = \begin{vmatrix} 1 & \rho_1 & \dots & \rho_1 \\ \rho_1 & 1 & \dots & \rho_2 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \rho_{k-1} & \rho_{k-2} & \dots & \rho_k \end{vmatrix}$$

其中: 自相关系数 ρ_k 的估计值为

$$\hat{\rho}_k \cong \frac{\sum_{i=1}^{T-k} (x_i - \bar{x})(x_{i+k} - \bar{x})}{\sum_{i=1}^T (x_i - \bar{x})^2} \quad \forall 0 < k < T$$

式中: T 为观测点数目。

2) 计算式(3)残差平方和的估计值 SSR_0 。

$$SSR_0 = \sum_{i=p+1}^T \hat{a}_i^2 = \sum_{i=1}^T (x_i - \hat{\phi}_0 - \hat{\phi}_1 x_{i-1} - \hat{\phi}_2 x_{i-2} - \dots - \hat{\phi}_p x_{i-p})^2$$

用三阶泰勒多项式^[18]建立辅助回归函数:

$$\nabla y_i = x_i = \beta_0 + \sum_{j=1}^p (\omega_j x_{i-j} + \alpha_j x_{i-d} x_{i-j} + \beta_j x_{i-d}^2 x_{i-j} + \delta_j x_{i-d}^3 x_{i-j}) + \varepsilon_i \quad (5)$$

残差平方和估计值 SSR 为

$$SSR = \sum_{i=j+1}^T \hat{\varepsilon}_i^2 = \sum_{i=j+1}^T \left[x_i - \hat{\beta}_0 - \sum_{j=1}^p (\hat{\omega}_j x_{i-j} + \hat{\alpha}_j x_{i-d} x_{i-j} + \hat{\beta}_j x_{i-d}^2 x_{i-j} + \hat{\delta}_j x_{i-d}^3 x_{i-j}) \right]^2$$

式中: x_{i-d} 为转换变量, $d = 1, 2, \dots, p$; $\omega_j, \alpha_j, \beta_j$ 和 δ_j 为模型系数。

进行模型式(5)的非线性检验: 原假设为 $\alpha_j = \beta_j = \delta_j = 0, j = 1, 2, \dots, p$ 。检验统计量为

$$LM = \frac{T(SSR_0 - SSR)}{SSR_0} \sim \chi^2(3(p+1))$$

依据统计量大小与显著性概率进行非线性检验, 确定建立 LSTAR 模型的合理性。

3) 用非线性最小二乘法对 LSTAR 模型的参数进行估计。即对于未知参数 $\Psi = (\Phi', \Theta', \gamma, c)$ 实现:

$$\hat{\Psi} = \arg \min_{\Psi} \sum_{i=1}^T (\nabla y_i - \nabla(\Phi' z_i) - \nabla(\Theta' z_i) G(\gamma, c; x_{i-d}))^2$$

4) 依据步骤 1) ~ 步骤 3), 依次选择不同的转换变量 $x_{i-1}, x_{i-2}, \dots, x_{i-p}$ 进行 LSTAR 模型拟合, 并计算不同转换变量下的拟合优度 R^2 与 AIC (Akaike Information Criterion) 值。

$$R^2 = 1 - \frac{\hat{\mu}'_i \hat{\mu}_i}{(x_i - \bar{x}_i)'(x_i - \bar{x}_i)}$$

$$\bar{x}_i = \left(\sum_{i=p+1}^T x_i \right) / T$$

$$AIC = -2 \frac{l}{T} + 2 \frac{k}{T}$$

$$l = -\frac{T}{2} \left(1 + \ln(2\pi) + \log \left(\frac{\hat{\mu}'_i \hat{\mu}_i}{T} \right) \right)$$

式中: k 为模型式(1)中未知参数的个数; l 为对数似然函数值; $\hat{\mu}_i$ 为模型残差的估计值。根据拟合优度最大与 AIC 值最小的原则, 选择转换变量 x_{i-d} 。

5) 根据最终建立的 LSTAR 模型的残差, 借助 LB (Ljung-Box) 统计量进行白噪声检验^[19]:

$$LB = T(T+2) \sum_{i=1}^p \left(\frac{\hat{\rho}_k^2}{n-l} \right) \sim \chi^2(p)$$

运用 J-B (Jarque-Bera) 统计量对残差进行正态性检验^[20], S 为偏度, K 为峰度。

$$JB = \frac{T}{6} \left[S^2 + \frac{1}{4} (K-3)^2 \right] \sim \chi^2(2)$$

从而完成模型的适应性分析。

4 应用

4.1 数据获取

在实验室对某型机载燃油泵进行循环电压下的试验, 一个循环为 3 个过程: ①电压 207 ~ 209 V, 频率 420 ~ 422 Hz, 工作 0.5 h; ②电压 185 ~ 187 V, 频率 378 ~ 380 Hz, 工作 0.5 h; ③电压 192 ~ 202 V, 频率 398 ~ 402 Hz, 工作 9 h。试验过程中, 记录机载燃油泵出口压力传感器的输出值。本文在设备开始工作后的 195 个循环中第 3 个工作电压时各进行一次压力值采集, 共 1950 h 的压力传感器信号值。图 1 为压力信号值随时间的退化曲线。

通过初始序列图可以看到, 在 1950 h 的观测中, 机载燃油泵压力信号呈现出多阶段的退化模式, 第 1 阶段平稳退化, 之后有下降退化趋势, 之后又趋于平稳退化。

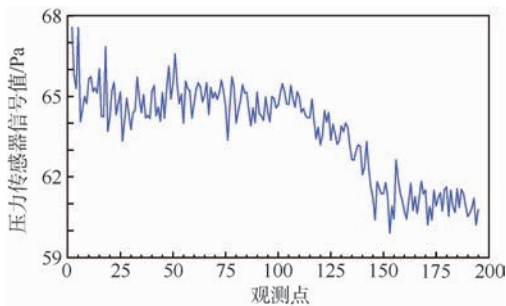


图1 机载燃油泵压力退化曲线

Fig.1 Curves of airborne fuel pump pressure degradation

4.2 基于LSTAR的机载燃油泵压力信号值退化曲线建模

令 y_t 为压力信号退化序列,此序列有明显的趋势,是一个非平稳序列。对 y_t 进行差分运算,则退化增量 $x_t = \nabla y_t = y_t - y_{t-1}, t = 2, 3, \dots, 195$, 如图2所示。

根据PP单位根检验^[19](Phillips-Perron unit-root test),对自回归模型 $x_t = \phi_1 x_{t-1} + \phi_2 x_{t-2} + \dots + \phi_p x_{t-p} + a_t$,令 $\rho = \phi_1 + \phi_2 + \dots + \phi_p - 1, \sigma^2$ 表示残差的方差。修正后的统计量为

$$Z(\tau) = \tau \left(\frac{\hat{\sigma}^2}{\hat{\sigma}_{SL}^2} \right) - \frac{1}{2} (\hat{\sigma}_{SL}^2 - \hat{\sigma}^2) T \sqrt{\frac{\tau}{\hat{\sigma}_{SL}^2} \sum_{t=2}^T (x_{t-1} - \bar{x}_{T-1})^2}$$

式中: $\hat{\sigma}^2$ 为残差方差 σ^2 的估计值; $\hat{\sigma}_{SL}^2$ 为非退化极限 $\sigma_s^2 = \lim_{T \rightarrow \infty} E \left(T^{-1} \sum_{t=1}^T a_t \right)$ 估计值; \bar{x}_{T-1} 为 x_t 的样本均值; $\tau = \hat{\rho} / S(\hat{\rho}), S(\hat{\rho})$ 为参数 ρ 估计值 $\hat{\rho}$ 的样本标准差。通过蒙特卡罗方法可以得到 $Z(\tau)$ 的临界值表^[21]。检验结果如表1所示。

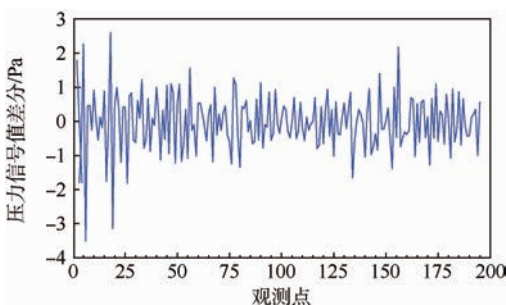


图2 机载燃油泵压力退化增量值

Fig.2 Incremental value about pressure degradation of airborne fuel pump

表1 PP检验

Table 1 PP test

压力序列	统计量	显著性概率
y_t	-2.438	0.1326
x_t	-72.745	0.0001

通过差分运算, x_t 在显著性水平5%的条件下拒绝了单位根假设,退化增量序列呈现出整体平稳性。由式(4)计算各阶模型偏自相关系数估计值和AIC值,如表2所示。

表2 模型定阶

Table 2 Model order determination

λ_k	偏自相关系数估计值	AIC值
λ_1	-0.405	2.277
λ_2	-0.392	2.117
λ_3	-0.154	2.105
λ_4	-0.234	2.044
λ_5	-0.157	1.950
λ_6	-0.003	1.948

综合考虑偏自相关函数的截尾性与模型的AIC值最小,最终建立自回归模型为

$$x_t = \phi_0 + \phi_1 x_{t-1} + \phi_2 x_{t-2} + \phi_3 x_{t-3} + \phi_4 x_{t-4} + \phi_5 x_{t-5} + a_t \quad (6)$$

用最小二乘法进行参数估计,得到自回归模型为

$$x_t = -0.081 - 0.636x_{t-1} - 0.595x_{t-2} - 0.406x_{t-3} - 0.308x_{t-4} - 0.147x_{t-5} + a_t$$

计算非线性检验统计量为

$$LM = T \frac{SSR_0 - SSR}{SSR_0} = 30.993$$

显著性概率为0.009,因此,机载燃油泵压力信号退化曲线存在着明显的非线性特征,建立LSTAR模型是合理的。

对于转换变量 $x_{t-d} (d = 1, 2, \dots, 5)$, 备选非线性模型为

$$x_t = \phi_0 + \sum_{j=1}^5 \phi_j x_{t-j} + \left(\theta_0 + \sum_{j=1}^5 \theta_j x_{t-j} \right) G(\gamma, c; x_{t-d}) + \mu_t \quad (7)$$

$j = 1, 2, \dots, 5$

为了避免参数 γ 的过度估计,利用 $\hat{\sigma}(x_{t-d})$ 对转移函数 $G(\gamma, c; x_{t-d})$ 进行缩放比例处理,即 $G(\gamma, c; x_{t-d}) = \{1 + \exp[-\gamma(x_{t-d} - c) / \hat{\sigma}(x_{t-d})]\}^{-1}$

计算不同转换变量 $x_{t-d} (d = 1, 2, \dots, 5)$ 时模型式(7)的拟合优度值及AIC值,如表3所示,基于拟合优度最大与AIC值最小选择 x_{t-3} 为转换变量。

运用非线性最小二乘估计,得到模型式(7)的参数估计结果为: $\phi_0 = -1.172; \phi_1 = -1.202;$

表3 拟合优度和AIC值

Table 3 Goodness of fit and AIC value

转换变量	拟合优度	AIC值
x_{t-1}	0.379	1.969
x_{t-2}	0.377	1.972
x_{t-3}	0.435	1.873
x_{t-4}	0.374	1.976
x_{t-5}	0.366	1.989

$\phi_2 = 0.119; \phi_3 = -1.202; \phi_4 = -0.851; \phi_5 = -0.057; \theta_0 = 1.133; \theta_1 = 0.653; \theta_2 = -0.729; \theta_3 = 0.794; \theta_4 = 0.659; \theta_5 = -0.035; \gamma = 6.402; c = -0.904; \hat{\sigma}(x_{t-3}) = 0.833$ 。

得到转换函数为

$$G(\gamma, c; x_{t-3}) = \{1 + \exp[-6.402(x_{t-3} + 0.904)/0.833]\}^{-1}$$

$\gamma = 6.402$ 说明在机载燃油泵的性能退化过程中,从一种状态向另外一种状态的转换是一个缓慢、连续的过程,可考虑为累积失效。

转换函数值如图 3 所示。通过转换函数取值,可见压力退化曲线从状态 1 到状态 0 的变化非常频繁,根据退化趋势选取转换函数 R 的阈值为 $0.2^{[22]}$,则整个退化过程具有多个变点。说明机载燃油泵的退化过程是线性与非线性频繁交替的过程,通过选择固定的变点进行分阶段建模是不可行的。所以文献[4-8]提出的依据变点进行分段的模型,如 Bae 和 Kvam^[4]提出的带变点的分段线性回归模型和分层的贝叶斯变点回归模型^[5]等不适合对机载燃油泵的退化过程进行建模分析。

因此,通过 LSTAR 模型,融合退化过程的多个阶段,体现非线性时间序列的动态特征,对退化特征的压力传感序列联合建模。

通过图 3 可以看出,选取 R 为 0.2 ,在前 840 h 之内,从状态 1 到状态 0 的转换十分频繁,退化序列 y_t 表现为平稳退化阶段,中间一段时间以靠近状态 1 为主,退化序列 y_t 表现为下降退化阶段,在测点 137(1370 h)之后又开始较为频繁地转换,退化序列 y_t 表现为平稳退化阶段。转换函数的取值反映了压力退化序列从一种状态 1 向另外一种状态 0 的转换过程,表明机载燃油泵性能退化过程是线性与非线性交替发生的过程。

对 LSTAR 模型拟合的残差序列计算 LB 统计量并进行白噪声检验,结果如表 4 所示,在显著性

水平为 5% 的水平下,延迟 1~5 阶的显著性概率均远大于 0.05,即残差为白噪声序列,表明所建立的模型是成功的。

运用 LSTAR 模型进行预测,可得拟合曲线如图 4 所示,可见基于 LSTAR 模型的机载燃油泵退化建模效果较好。

表 4 白噪声检验

Table 4 White noise test

延迟阶数	LB 统计量	显著性概率
1	0.1671	0.683
2	0.8955	0.639
3	1.4921	0.684
4	1.8461	0.764
5	1.8668	0.867

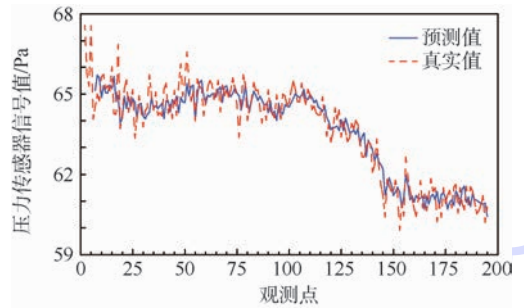


图 4 机载燃油泵压力退化预测值

Fig. 4 Predictive values for airborne fuel pump pressure degradation

4.3 LSTAR 模型与 AR 模型的对比

自回归 (Auto-Regressive, AR) 模型是广泛使用的一种时间序列模型^[23]。计算自回归模型式(6)的残差,与 LSTAR 模型式(7)的残差进行对比,结果如表 5 所示。LSTAR 模型的误差平方和小于 AR 模型。且 LSTAR 模型的 J-B 统计量显著性概率为 0.521,接受残差服从正态分布的原假设,AR 模型在 0.1 水平下拒绝了正态分布的原假设,可知 LSTAR 模型更符合实际退化曲线。

以 C_1 表示 LSTAR 模型的残差, C_2 表示 AR 模型的残差,做残差分布的 Q-Q (Quantile-Quantile) 图,如图 5 所示。可见, C_1 更靠近对角线,与正态分布更为接近,即 LSTAR 模型较 AR 模型提高了模型精度。

表 5 LSTAR 模型与 AR 模型对比

Table 5 Comparison of LSTAR and AR models

模型	误差平方和	J-B 统计量	显著性概率
LSTAR	66.867	1.305	0.521
AR	82.529	4.619	0.099

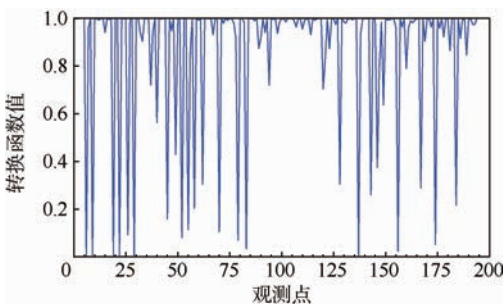


图 3 转换函数值

Fig. 3 Transition function values

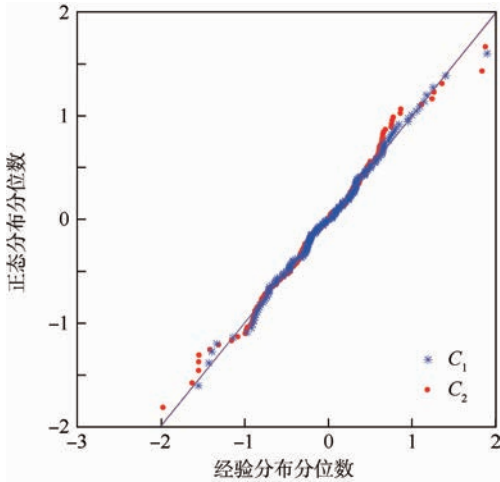


图5 LSTAR模型与AR模型残差Q-Q图

Fig.5 Residual Q-Q diagram about LSTAR and AR models

5 结论

本文针对机载燃油泵性能退化的非线性、多阶段特性,区别于现有的先确定拐点再进行多阶段建模方法,研究了基于LSTAR模型的退化数据建模方法,应用平滑转换自回归项驱动的方法解决了多阶段建模问题,具有思路清晰、方法简单和精度高的优点,对指导实际工程应用具有重要意义。

1) 根据转换函数的斜率参数,证明机载燃油泵的性能退化过程是一个缓慢的过程。

2) 建立了机载燃油泵性能退化的LSTAR模型,根据转换函数值证明机载燃油泵的性能退化是一个非线性、多阶段过程。

3) 针对实测的机载燃油泵性能监测数据,验证了本文研究的基于LSTAR模型的非线性、多阶段退化模型明显优于线性自回归模型。

参考文献 (References)

- [1] 冯威,于劲松,袁海文. 机载燃油系统在线实时健康管理[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(12):1639-1643.
FENG W, YU J S, YUAN H W. Online real-time health management for aerial fuel delivery system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1639-1643 (in Chinese).
- [2] 景博,杨洲,迟小泉,等. 系统健康管理及其在航空航天领域的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2014:3-7.
JING B, YANG Z, CHI X Q, et al. System health management with aerospace application[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2014: 3-7 (in Chinese).
- [3] TSENG S T, HAMADA M S, CHIAO C H. Using degradation data to improve fluorescent lamp reliability[J]. Journal of Quality Technology, 1995, 27(4): 363-369.
- [4] BAE S J, KVAM P H. A change-point analysis for modeling in-

complete burn in for light displays[J]. IIE Transaction, 2006, 38(6): 489-498.

- [5] BAE S J, YUAN T, NING S, et al. A Bayesian approach to modeling two-phase degradation using change-point regression[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 134(2): 66-74.
- [6] 黎明. 带随机拐点的退化失效建模与分析方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2009.
LI M. Research on the degradation-failure modeling and analysis methods of degradation path with random change-points[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009 (in Chinese).
- [7] 鄂伟安,宋保维,段桂林,等. 基于两阶段维纳退化过程的液力耦合器可靠性评估[J]. 系统工程与电子技术,2014, 36(9): 1882-1886.
YAN W A, SONG B W, DUAN G L, et al. Reliability evaluation of LCD based on two-phase Wiener degradation process[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(9): 1882-1886 (in Chinese).
- [8] 刘君强,谢吉伟,左洪福,等. 基于随机维纳过程的航空发动机剩余寿命预测[J]. 航空学报,2015,36(2): 564-574.
LIU J Q, XIE J W, ZUO H F, et al. Residual lifetime prediction for aeroengines based on Wiener process with random effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 564-574 (in Chinese).
- [9] LU C J, MEEKER W O. Using degradation measures to estimate a time-to-failure distribution[J]. Technometrics, 1993, 35(2): 161-174.
- [10] BAE S J, KVAM P H. A nonlinear random-coefficients model for degradation testing[J]. Technometrics, 2004, 46(4): 460-469.
- [11] 徐正国,周东华. 基于马尔可夫链蒙特卡罗的实时可靠性预测方法研究[J]. 机械强度,2007,29(5): 765-768.
XU Z G, ZHOU D H. Real-time reliability prediction method based on Markov chain Monte Carlo[J]. Journal of Mechanical Strength, 2007, 29(5): 765-768 (in Chinese).
- [12] SI X S, WANG W, HU C H, et al. Remaining useful life estimation based on a nonlinear diffusion degradation process[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61(1): 50-67.
- [13] WANG X L, BALAKRISHNAN N, GUO B. Residual life estimation based on a generalized Wiener degradation process[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 124(4): 13-23.
- [14] TERASVIRTA T. Specification estimation, and evaluation of smooth transition autoregressive models[J]. Journal of the American Statistical Association, 1994, 89(425): 208-218.
- [15] TERASVIRTA T, TJØSTHEIM D, GRANGER C W J. Modeling nonlinear economic time series[M]. Oxford: Oxford University Press, 2010: 37-40.
- [16] 李娟,景博,羌小清,等. 基于样本分位数的机载燃油泵故障状态特征提取及实验研究[J]. 航空学报,2016,37(9): 2851-2863.
LI J, JING B, QIANG X Q, et al. Fault states feature extraction and experimental study for airborne fuel pumps based on sample quantile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(9): 2851-2863 (in Chinese).

- [17] SANDBERG R. Critical values for linearity tests in time-varying smooth transition autoregressive models when data are highly persistent[J]. *The Econometrics Journal*, 2008, 11(3): 638-647.
- [18] LUNDBERGH S, TERASVIRTA T, VAN DIJK D. Time-varying smooth transition autoregressive models[J]. *Journal of Business and Economic Statistics*, 2003, 21(1): 104-121.
- [19] 王燕. 应用时间序列分析[M]. 北京: 中国人民大学出版社, 2008: 88-89.
WANG Y. Applied time series analysis[M]. Beijing: China Renmin University Press, 2008: 88-89 (in Chinese).
- [20] 张晓峒. 计量经济学基础[M]. 3版. 天津: 南开大学出版社, 2001: 274-277.
ZHANG X T. Basic econometrics[M]. 3rd ed. Tianjin: Nankai University Press, 2001: 274-277 (in Chinese).
- [21] MACKINNON J G. Approximate asymptotic distribution functions for unit-root and cointegration tests[J]. *Journal of Business & Economic Statistics*, 1994, 12(2): 167-176.
- [22] AGENOR P R, MCDERMOTT C J, PRASAD E S. Macroeconomic fluctuations in developing countries: Some stylized facts[J]. *The World Bank Economic Review*, 2000, 14(2): 251-285.
- [23] 刘大同, 周建宝, 郭力萌, 等. 锂离子电池健康评估和寿命预测综述[J]. *仪器仪表学报*, 2015, 36(1): 1-16.
LIU D T, ZHOU J B, GUO L M, et al. Survey on lithium-ion battery health assessment and cycle life estimation[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2015, 36(1): 1-16 (in Chinese).

作者简介:

李娟 女, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 故障预测与健康
管理。

景博 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 故障预测
与健康、可测试性设计、传感器网络、数据融合。

Multi-stage degradation modeling for airborne fuel pump based on LSTAR

LI Juan^{1, 2, *}, JING Bo¹, JIAO Xiaoxuan¹, LIU Xiaodong^{3, 4}, DAI Hongde⁵

(1. College of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. College of Mathematics and Statistics, Ludong University, Yantai 264025, China;

3. China Aviation Industry Jincheng Nanjing Electrical and Hydraulic Engineering Research Center, Nanjing 210000, China;

4. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aviation Mechanical and Electrical System, Nanjing 210000, China;

5. Department of Control Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract: The performance degradation of airborne fuel pump is nonlinear and multi-stage with stationary-accelerated-stationary degradation pattern. The existing degradation models are unsuitable for the modeling of this degradation problem in life cycle, so the signal output from the pressure sensor attached to the fuel pump is modeled based on the logistic smooth transition auto-regression (LSTAR) model. First, auto-regressive (AR) model was established for the converted pressure signal, the necessity of the LSTAR model was examined by nonlinear test, and parameters of the model was estimated by nonlinear least square method. The transfer variable was chosen by minimizing the AIC value and maximizing the goodness of fit. Adaptive test and normality test of the model have been done based on residual analysis. The results show that the LSTAR based method is superior to the AR model. The dividing of the degradation stage and the modeling problem are solved by the presented method, which lays better foundation for the prognostics and health management (PHM) of airborne fuel pump.

Keywords: fuel pump; sensor; prognostics and health management (PHM); logistic smooth transition auto-regression (LSTAR) model; degradation modeling

Received: 2016-04-28; Accepted: 2016-07-22; Published online: 2016-10-17 08:38

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0838.002.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (201428960221)

* Corresponding author. E-mail: daidaiquanquan123@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0366

结合等值面绘制与体绘制的电磁环境可视化方法



吴玲达*, 郝利云, 冯晓萌, 杨超, 于荣欢

(装备学院 复杂电子系统仿真实验室, 北京 101416)

摘 要: 为提高现有的电磁环境三维可视化效果, 提出一种将等值面绘制融合到光线投射体绘制中的网格投影算法。将等值面网格化, 利用空间网格表现等值面并融合进体绘制生成的电磁环境图像中。将平面均匀网格平行投影到电磁环境体数据中具有同一数据值的数据采样点上, 由此生成网格化的等值面。投影到体数据中的网格沿投射光线的反方向确定其对应于光线投射生成图像上的像素点, 并将网格颜色值融合到此像素点中, 实现融合绘制电磁环境。在统一计算设备架构 (CUDA) 下并行实现本文算法后, 不仅电磁环境的绘制效果比融合前有提升, 而且更新绘制速度能够达到实时, 支持用户实时交互控制。

关键词: 体可视化; 光线投射; 等值面绘制; 网格投影; 电磁环境

中图分类号: TP391

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0887-07

对电磁环境进行可视化的研究中, 主要的表现方式有二维和三维 2 种^[1], 较常用的是三维表现形式: 等值面绘制^[2-3] 和体绘制^[4] 等可视化方法。2 种可视化方法分别侧重显示电磁环境的不同信息: 等值面绘制侧重电磁环境中等值面的空间分布; 体绘制则侧重电磁环境的整体信息显示。但是, 体绘制在表现整体的同时, 缺乏对细节信息的显示, 而且立体效果不如等值面绘制好; 同时, 等值面绘制缺乏对整体信息的显示。由于侧重显示信息的不同, 可以将这 2 种电磁环境可视化方法进行融合, 从而使电磁环境的绘制效果更加丰富。

使用等值面绘制和体绘制 2 种可视化方法对电磁环境进行融合绘制是本文研究的主要内容。本文在分析 2 种电磁环境可视化方法特点的基础上, 对等值面绘制进行了适当修改, 不仅便于其融合到体绘制结果中, 还能够增强显示等值面的深

度信息, 有利于用户直接观察电磁环境, 从而理解其中的信息。

等值面绘制和体绘制方法的计算量均较大, 通常需要基于硬件进行加速实现^[4-6]。因此, 为保证融合后的算法执行效率, 同样需要进行基于硬件的加速实现。近年来, 统一计算设备架构 (Compute Unified Device Architecture, CUDA) 由于其对通用计算的支持, 在并行算法的实现方面应用广泛^[7-8]。因此, 研究了融合绘制算法在 CUDA 架构下的并行实现, 以获得高执行效率。

1 电磁环境体可视化

现有的电磁环境可视化研究中, 多使用模拟数据, 如文献^[3-4]中的数据生成方法, 以三维数据场表示电磁环境。因此, 可视化电磁环境即是对电磁环境数据场进行可视化, 将此三维数据场绘制为二维图像以展示给用户。绘制三维数据场

收稿日期: 2016-05-04; 录用日期: 2016-06-02; 网络出版时间: 2016-09-06 16:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1643.011.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61202129)

* 通讯作者: E-mail: wld@nudt.edu.cn

引用格式: 吴玲达, 郝利云, 冯晓萌, 等. 结合等值面绘制与体绘制的电磁环境可视化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 887-893. WU L D, HAO L Y, FENG X M, et al. Combining isosurface rendering and volume rendering for method of electromagnetic environment visualization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 887-893 (in Chinese).

效果最好的是光线投射体绘制算法^[9],本文基于此算法对电磁环境数据场进行绘制。

但是,光线投射体绘制算法将三维数据场映射为二维图像后,在图像中丢失了相关的深度信息^[10],虽然能够绘制出电磁环境数据场的整体效果,但是缺少对其边界等形状信息的展示。因此,在光线投射体绘制算法的绘制结果中添加更多显示信息能够提高电磁环境的绘制效果。

2 融合等值面绘制

等值面绘制是电磁环境的另一种三维可视化方法,其主要显示电磁环境数据场中某些等值面的分布情况。等值面绘制与体绘制方法中,对电磁环境的表现侧重点不同,本文将二者融合,以显示更多信息,从而提高电磁环境的绘制效果。

2.1 网格化等值面

在等值面绘制中,通常以不同颜色表示不同的等值面^[11],而体绘制中同样通过不同颜色来表现不同的数据信息^[12]。因此,融合后的算法中应该注意二者在颜色上的区分。本文对传统的等值面绘制进行了适当修改,不仅利于等值面绘制的融合,还能够增强其信息表现能力。

将等值面进行网格化,即使用覆盖等值面的网格代替等值面,称此网格为等值面网格。如图1所示,均匀网格平行投影到空间曲面后,网格将附着在曲面表面而变形,从侧面观察变形后的网格,能够得出曲面起伏变化的相关信息。因此,投影后的网格能够反映出空间曲面的信息,可以使用网格代替等值面,即将等值面替换为如图1所示的投影到此等值面后的网格。

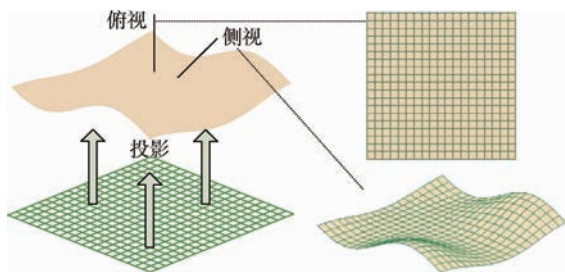


图1 网格投影到空间曲面

Fig. 1 Projecting grid to a curved space surface

2.2 等值面网格提取

提取等值面^[13]是绘制等值面的前提条件,因此,网格化等值面后,首先需要提取等值面网格。如图1所示,均匀网格投影到空间表面后,网格将沿此表面展开,即投影后的网格与空间表面重合。因此,使用均匀网格投影的方法提取等值面网格。

将均匀网格平行投影到电磁环境数据场中,如图2所示,其中,网格的所有格孔处于同一平面且均为相等的正方形。投影前需要将连续网格离散为均匀点阵,然后将均匀点阵投影到指定等值面。

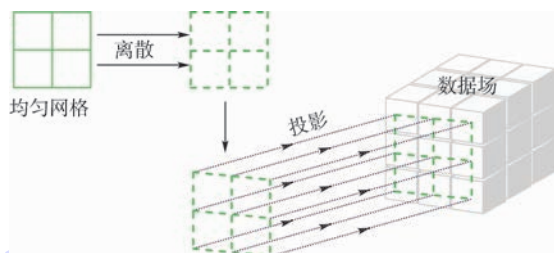


图2 均匀网格投影到数据场

Fig. 2 Projecting inerratic grid to data volume

网格均匀离散过程中,需要保证网格中任意2条网格线的交叉点处均有离散后的点;均匀离散即保证任意2个相邻(同一条网格线上)离散点间距离相等。对于一条网格线,其将被离散成多少个点由式(1)确定:

$$n = 2\max(I_x, I_y) \frac{L}{\min(D_x, D_y, D_z)} \quad (1)$$

式中: I 为生成图像的分辨率; D 为体数据的大小,下标 x, y, z 表示对应的维度; L 为网格线长度(网格为正方形长宽相等); D 和 L 的度量单位相同。

离散后的所有网格点沿同一方向向数据场进行投影,网格点最终投影到其投影方向上的第1个值为 ε 的数据点, ε 为指定的等值面值。如此,所有网格点的投影位置均是值为 ε 的数据点,即网格覆盖在值为 ε 的等值面上,完成了对体数据中等值面网格的提取。

2.3 与光线投射的融合

网格化等值面后,需要将网格投影融合到光线投射操作中,已完成融合绘制。离散网格投影与光线投射均是对数据场的操作,融合后二者共同对数据场进行操作的关系如图3所示。

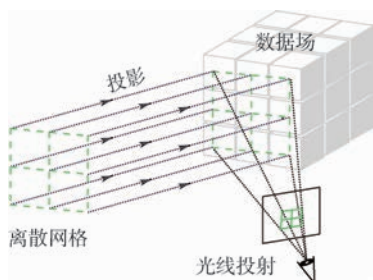


图3 离散网格投影与光线投射的关系

Fig. 3 Relationship between discrete grid projecting and ray-casting

融合绘制的最终结果必然是生成一幅图像,而图3中的光线投射已经定义了一幅图像,可以将投影后的网格绘制到光线投射生成的图像中,完成融合绘制。做一条直线连接网格投影点与光线投射的视点,则此直线穿过图像所在平面。当直线与平面的交点在图像内部时,选择距离此交点最近的像素点作为网格投影点对应的像素点,使用标准颜色混合算法将网格投影点的颜色 $C_1(R_1, G_1, B_1, A_1)$ 与已生成的像素点颜色值 $C_0(R_0, G_0, B_0, A_0)$ 合成为颜色 $C(R, G, B, A)$ 作为此像素点的新颜色值。

颜色合成时,网格的颜色被融合到光线投射生成的图像中。当需要同时绘制多层等值面网格时,使用深度优先原则,从离视点最远的等值面网格开始,依次将每层网格融合到图像中。融合多层等值面网格为半透明融合,采用深度优先原则能够避免不同深度网格之间的相互覆盖。

3 算法描述

如图3所示,网格投影和光线投射均对数据场进行处理,且影响生成图像的像素点值。两者能够独立生成相应的像素点颜色值后再进行颜色融合,因此,两者的先后执行顺序无需严格限定。本文由于是将多层投影后的网格融合到体绘制结果中,指定执行顺序为:首先进行光线投射生成一幅图像,然后按照等值面网格的深度依次执行对应的网格投影,每层网格的投影结果均绘制在已生成的图像当中。

3.1 并行线程

由于光线投射独立执行,为提高其执行效率,在CUDA下并行实现。使用文献[14]中的方法实现电磁环境数据场的并行光线投射绘制算法,本文重点关注网格投影的并行执行。由图2可知,离散后的网格投影中,每个网格点的操作是相同的,易于并行实现。CUDA下,每个离散网格点投影的主要步骤如下:

步骤1 计算网格点 V 沿投影方向穿越数据场的起点 S 和穿出点 E 。

步骤2 网格点 V 沿投影方向从点 S 开始以步长 α 对数据场进行采样。

步骤3 判断当前采样点 P 的值是否为要提取的等值面值 ε ,是则转到步骤5,否则继续步骤4。

步骤4 沿投影方向前进一个步长 α 对数据场进行采样,若采样点穿出数据场,转到步骤6,否则,转到步骤3。

步骤5 作连接采样点 P 与光线投射中视点 O 的直线 l ,若 l 与图像相交,获取离交点最近的像素点 M ,将网格点 V 对应的颜色值融合到像素点 M 中。

步骤6 结束。

上述步骤中,采样步长 α 与光线投射时的采样步长相同,设置为数据场中同一维度上相邻两点间的距离。步骤3中,判断采样点值是否为等值面值使用如下方法:当采样点值第1次不小于等值面值时,即认为二者相等。如此进行判断是因为电磁环境数据场中,数据值由连续数据场采样得到,当网格从数据场上方投影时,网格点遇到的数据点值将递增。采用上述方法判断能够避免由于投影时采样步长的影响使网格点错过等值面的情况。后续的实验结果中能够说明此判断方法是可行的。

在实际地理环境中,观察视点通常不会位于电磁环境数据场下方,而电磁辐射源处于数据场内部下方。因此,离观察视点较近(数据场外侧)的数据一般数据值较小,投影后网格相对视点的距离由网格对应的等值面值确定,值越大则距离越大。因此,根据等值面值的大小确定对应网格的投影顺序。

整个算法在CUDA下执行时的关键代码为:主机端对光线投射和网格投影的控制流程;每层网格投影时在设备端的执行流程。2个不同流程对应的伪代码如下所示。

1) 主机端:控制流程

```
1. g_CastRay <<< raySize, blockSize >>>(Image);
2. for i = 1 to the number of isosurface grids
3.     g_ProjectGrid <<< gridSize, blockSize >>>(i, Image);
```

4. end for

2) 设备端:网格投影——g_ProjectGrid()

函数

```
5. X = blockIdx.x * blockDim.x + threadIdx.x;
   //线程的 X 坐标
6. Y = blockIdx.y * blockDim.y + threadIdx.y;
   //线程的 Y 坐标
7. gridX = getGridX(X, Y); //获取网格点 X 坐标
8. gridY = getGridY(X, Y); //获取网格点 Y 坐标
9. if (gridX, gridY) is in the Grid then
10. isoValue = getGridValue(i); //获取等值面值
11. gridColor = getGridColor(i); //获取网格颜色
12. (S, E, d) = getProjectParameters(gridX,
```

```

gridY);
13. for  $P = S$  to  $E$ 
14.      $v = \text{getVolumeDataValue}(P)$ ; // 获取数据值
15.     if  $v$  is not less than isoValue then
16.         gridPosition =  $P$ ;
17.         mark = true;
18.         break;
19.     end if
20.      $P = P + d * \alpha$ ; // 沿投影方向向前采样
21. end for
22. if mark is true then
23.     addGridColor2Image(gridPosition, gridColor);
24. end if
25. end if

```

上述流程中,第(1)行中函数 $\text{g_CastRay}()$ 完成光线投射操作并生成图像 Image。第 1 行和第 3 行中的参数 raySize 、 blockSize 、 gridSize 为开启线程个数的参数, blockSize 固定为 16×16 , raySize 和 gridSize 分别根据光线和网格点的数量进行设置。网格投影流程中,第 12 行中的函数 $\text{getProjectParameters}()$ 根据当前投影网格点的位置 (gridX , gridY) 获取其投影穿越数据场时的参数: 起点 S 、终点 E 和前进方向 d 。第 23 行中的函数 $\text{addGridColor2Image}()$ 根据网格点在数据场中的投影位置 gridPosition 计算其对应的像素点,并进行颜色融合。

3.2 交互控制

并行执行算法的效率,能够及时响应用户的交互更新生成图像,从而使用户能够及时观察到调整的结果,利于算法的使用。因此,算法支持用户的交互控制操作,使绘制结果能够被用户控制,满足用户的观察需求。算法提供给用户交互控制的参数主要有:光线投射中的颜色设置;网格投影中各层网格的大小、格孔大小、颜色设置、投影位置等。同时,用户对数据场的观察视角

可以随时进行调整,获得对应的融合绘制结果,便于全面观察数据场。

4 实验验证与分析

本文模拟计算电磁环境数据场的方法与文献[4]中相同,由于光线投射体绘制算法独立于网格投影,使用直接体绘制(DVR)算法进行光线投射,以验证融合绘制的效果。实验中,重点关注使用网格投影将等值面绘制融合到光线投射体绘制结果中的效果,分别从网格的层数、交互控制绘制参数等方面进行了展示。统计说明了算法在 CUDA 下的并行实现效率。

4.1 绘制结果与分析

实验中,投影两层等值面网格,并生成分辨率为 800×600 的图像。借鉴文献[15]中对使用双层网格时的结论,设置投影后离视点较近的网格格孔大于较远的网格格孔。同时,投影的两层网格之间网格线互相交叉:平移一个网格到另一网格平面时,网格线不平行,夹角取 45° 。为更好地表现电磁环境数据场,对投影的两层网格进行如下设定:在数据场最外侧固定投影一层等值面网格,以表现整个数据场在空间的分别范围;另一层投影到数据场内部,且其投影深度可随用户交互进行变化,以观察数据场内部不同的等值面分布情况。

图 4 中对比显示了融合绘制等值面网格前后的结果。图 4(a)为只使用体绘制生成的图像;图 4(b)为在图 4(a)基础上融合绘制两层等值面网格的结果;图 4(c)显示了只融合绘制外层网格的结果;图 4(d)则显示了只融合绘制内层网格的结果。

通过图 4 中不同绘制结果的对比可以看出,融合绘制等值面后的结果立体感增强了:投影后的绿色网格能够反映出数据在空间中的覆盖范围,红色网格能够反映出数据场内部指定等值面的分布情况。以上分析说明,将等值面进行网格

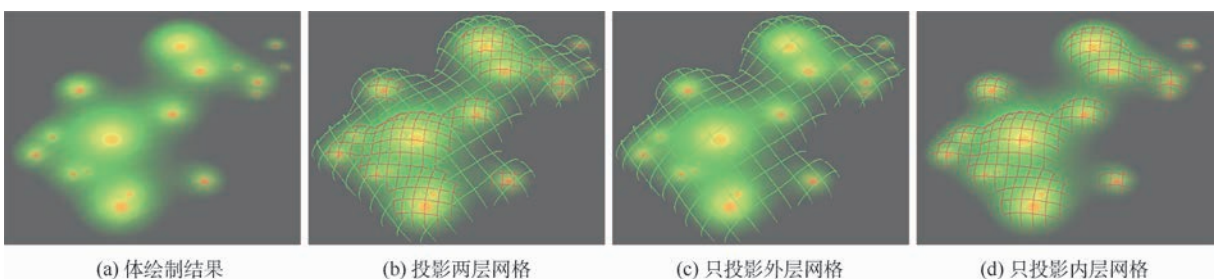


图 4 融合等值面绘制的结果对比

Fig. 4 Comparing results of fusion isosurface rendering

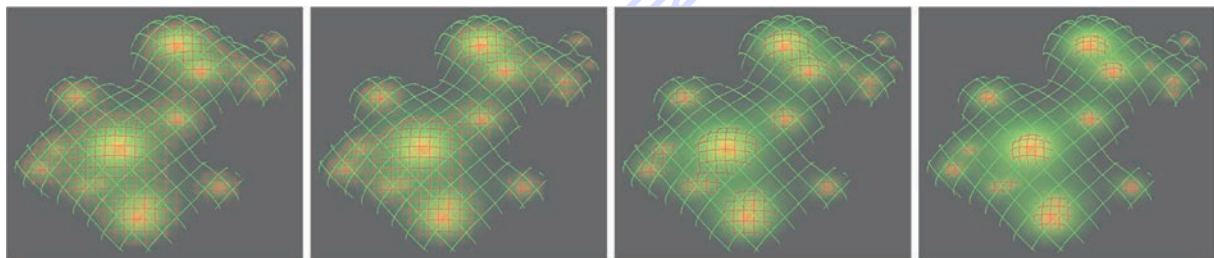
化并融合到体绘制算法后,生成的绘制结果增强了对原数据场中的信息表现能力,便于用户感知和理解更多电磁环境数据场中的信息。

算法在融合绘制的过程中支持用户对绘制参数的交互调整,图5显示了在用户交互调整情况下生成的不同绘制结果。图5(a)为调整内层投影的等值面网格值后对应的不同绘制结果,可以观察到电磁环境数据场中各个等值面的分布情况;图5(b)为不同观察视角下的融合绘制结果,用户可以根据需要调整对电磁环境数据场的观察视角,便于使用。

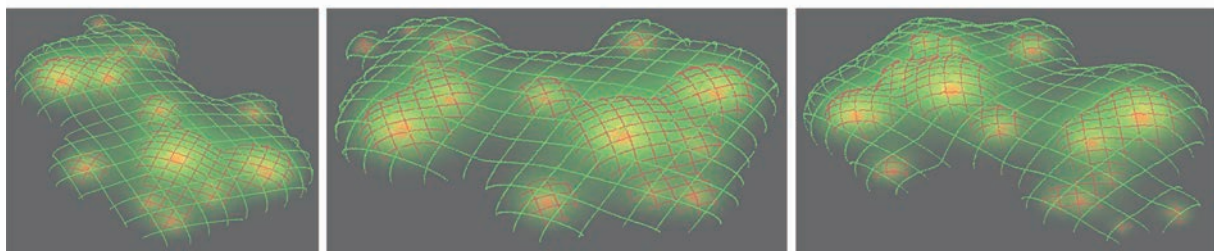
图5中的红色网格格孔比图4中的要小,这

是由于进行了交互调整的结果。除了图5中使用的可交互调整的参数外,算法还允许对各层网格的颜色及其不透明度等进行调整。上述参数的调整均能够控制融合绘制的网格效果,使绘制结果尽量满足用户的期望。同时,网格投影与光线投射相互独立,改变光线投射的算法时不影响网格投影的操作,仍可对网格参数进行调整以获得较好的融合绘制结果。

将上述融合绘制电磁环境的结果与文献[3-4]进行对比可知,融合绘制结果在体绘制结果的基础上能够表现出更多的数据场信息,更利于用户对电磁环境的观察和感知。



(a) 内层网格投影到不同等值面的融合绘制结果



(b) 不同观察视角下的融合绘制结果

图5 不同参数下的融合绘制结果

Fig.5 Results of fusion rendering with different parameters

4.2 并行执行验证

算法在 CUDA 架构下编程实现,验证算法能够并行执行从而获得较高的执行效率。实验中主要使用的软件为 NVIDIA GPU Computing SDK 4.2 和 Microsoft Visual Studio 2005,硬件支持环境为 Intel Core i5-2400 CPU、4 GB 内存、NVIDIA GeForce GTX470 显卡。

图6为对融合绘制算法并行执行时间的统计结果,主要统计了视角变化情况下的算法执行时间。图6(a)为实验中不同视角的位置示意图;图6(b)为统计的200次算法执行时间。实验中,网格位于数据场上方并向下投影,所有观察视点均分布于数据场外部的一个半球面上,使用鼠标移动视点并统计了200次算法的执行时间。图6(b)中有3条曲线,分别对应不同情况下的时间统计结果:下面曲线是只进行体绘制的情况,对应图4(a);中间曲线是只投影内层网格的情况,

对应图4(d);上面曲线是投影两层网格的情况,对应图4(b)。

从图6(b)中上面那条曲线能够得出结论:融合绘制算法的并行执行时间在6ms以内,完全满足实时绘制电磁环境数据场的需要。同时,由于光线投射与网格投影两者相互独立,用图6(b)中上面曲线减去下面曲线可得出投影两层网格的执行时间小于4ms。同理可得,投影一层网格的执行时间小于2.5ms(图6(b)的中间曲线减去下面曲线)。可见,投影网格并行执行的效率很高,在投影两层网格(图4(b)和图5中所示)且保持25帧/s的绘制速度情况下,能够为光线投射体绘制算法提供超过36ms的执行时间。因此,使用本文算法进行融合绘制不仅效果较好,还具有很高的执行效率,为支持更多的光线投射体绘制算法奠定了基础。

将实验中使用的光线投射体绘制算法在

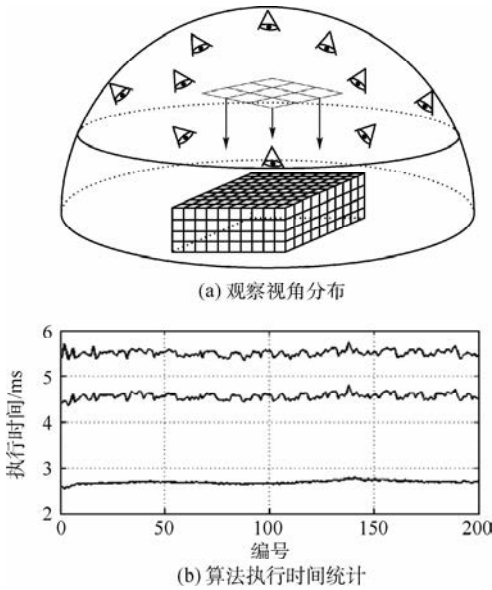


图6 不同观察视角下算法的执行时间统计

Fig. 6 Algorithm execution time statistics under different viewpoints

CPU中串行实现后,绘制一幅图像的时间在1s以上,加入网格投影后图像生成时间将更久,不利于算法使用。同时与图6中的执行时间进行对比,充分说明了融合绘制算法在CUDA下并行实现的效率优势。

5 结论

1) 通过网格化等值面,将电磁环境数据场的等值面绘制与体绘制进行了融合,使融合绘制结果兼具2种绘制方法的效果。

2) 设计了算法的并行实现并进行了验证,算法具有较高的执行效率,可支持实时交互控制。

本文提出的算法只是对2种绘制方法进行融合的初步研究,讨论情况较简单,在将来的研究中将讨论更加复杂和精细的融合绘制情况。

参考文献 (References)

- [1] 吴迎年,张霖,张利芳,等.电磁环境仿真与可视化研究综述[J].系统仿真学报,2009,21(20):6332-6338.
WU Y N,ZHANG L,ZHANG L F,et al. Survey on electromagnetic environment simulation and visualization[J]. Journal of System Simulation,2009,21(20):6332-6338(in Chinese).
- [2] CHEN P,WU L D. 3D representation of radar coverage in complicated environment[J]. Simulation Modeling Practice and Theory,2008,16(9):1190-1199.
- [3] 杨超,徐江斌,赵健,等.基于多层等值面的电磁环境三维可视化研究[J].系统工程与电子技术,2009,31(11):2767-2772.
YANG C,XU J B,ZHAO J,et al. Research on 3D visualization of electromagnetic environment based on multi-isosurface[J]. Systems Engineering and Electronics,2009,31(11):2767-2772(in Chinese).
- [4] 杨超,徐江斌,吴玲达.硬件加速的虚拟电磁环境体可视化[J].北京邮电大学学报,2011,34(1):55-59.
YANG C,XU J B,WU L D. Hardware accelerated volume visualization in virtual electromagnetic environment[J]. Journal of Beijing University of Posts and Telecommunications,2011,34(1):55-59(in Chinese).
- [5] 于荣欢,邓宝松,吴玲达,等.三维标量场并行等值面提取与绘制技术[J].计算机辅助设计与图形学学报,2012,24(2):244-251.
YU R H,DENG B S,WU L D,et al. Parallel isosurface extracting and rendering of 3D scalar fields[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics,2012,24(2):244-251(in Chinese).
- [6] BEYER J,HADWIGER M,PFISTER H. A survey of GPU-based large-scale volume visualization[C]//Proceedings of the Eurographics Conference on Visualization 2014,Swansea,2014:105-123.
- [7] ROSEN P. A visual approach to investigating shared and global memory behavior of CUDA kernels[J]. Computer Graphics Forum,2013,32(3):161-170.
- [8] ZHANG Y,DONG Z,MA K L. Real-time volume rendering in dynamic lighting environments using precomputed photon mapping[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics,2013,19(8):1317-1330.
- [9] 马千里,李思昆,白晓征,等. CFD非结构化网格格心格式数据高质量体绘制方法[J].计算机学报,2011,34(3):508-516.
MA Q L,LI S K,BAI X Z,et al. High-quality volume rendering of unstructured-grid cell-centered data in CFD[J]. Chinese Journal of Computers,2011,34(3):508-516(in Chinese).
- [10] BRAMON R,RUIZ M,BARDERA A,et al. An information-theoretic observation channel for volume visualization[J]. Computer Graphics Forum,2013,32(3):411-420.
- [11] MARTIN T,COHEN E,KIRBY R M. Direct isosurface visualization of hex-based high-order geometry and attribute representations[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics,2012,18(5):753-766.
- [12] WANG L,GIESEN J,MCDONNELL K T,et al. Color design for illustrative visualization[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics,2008,14(6):1739-1746.
- [13] SCHOLZ M,BENDER J,DACHSBACHER C. Real-time isosurface extraction with view-dependent level of detail and applications[J]. Computer Graphics Forum,2015,34(1):103-115.
- [14] 冯晓萌,吴玲达,董士伟. CUDA加速的动态电磁环境数据场实时绘制[J].系统仿真学报,2014,26(9):2044-2049.
FENG X M,WU L D,DONG S W. CUDA accelerated real-time rendering for dynamic electromagnetic environment volume data[J]. Journal of System Simulation,2014,26(9):2044-2049(in Chinese).
- [15] BAIR A,HOUSE D. A grid with a view:Optimal texturing for perception of layered surface shape[J]. IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics,2007,13(6):1656-1663.

作者简介:

吴玲达 女,博士,研究员。主要研究方向:多媒体与虚拟现实技术。

郝利云 男,博士研究生。主要研究方向:数据可视化。

Combining isosurface rendering and volume rendering for method of electromagnetic environment visualization

WU Lingda*, HAO Liyun, FENG Xiaomeng, YANG Chao, YU Ronghuan

(Science and Technology on Complex Electronic System Simulation Laboratory, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: To improve the effect of 3D visualization for electromagnetic environment, this paper proposes a grid projecting algorithm that makes fusion of ray-casting volume rendering with isosurface rendering for electromagnetic environment. The isosurface is transformed into a layer of grid and then the grid is rendered into the image generated by ray-casting algorithm. An inerratic plane grid is projected to the sample data points with the same value in electromagnetic environment data volume, which generates the isosurface grid. Through computing the corresponding pixels of projected grid along the inverse direction of ray-casting and then generating the fusion pixels with grid color, the fusion rendering image of electromagnetic environment is carried out. When this algorithm is implemented parallel under compute unified device architecture (CUDA), the rendering effect of electromagnetic environment is improved compared with that before fusion, and the rendering efficiency is high enough to support user real-time interactive control.

Keywords: volume visualization; ray-casting; isosurface rendering; grid projecting; electromagnetic environment

Received: 2016-05-04; **Accepted:** 2016-06-02; **Published online:** 2016-09-06 16:43

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1643.011.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61202129)

* **Corresponding author.** E-mail: wld@nudt.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0387

常值推力下面内轨道优化的一种改进间接法

赵国伟^{1,*}, 李德金¹, 宋婷^{2,3}, 武海雷^{2,3}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 上海航天控制技术研究所 研发中心, 上海 201109;
3. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)



摘 要: 针对常值推力下航天器面内轨道转移能耗最省的轨道优化问题, 利用极大值原理导出了最优轨迹下推力方向角应满足的控制方程, 结合动力学方程建立了一种求解航天器面内最优转移轨道的改进间接法, 及其在推力方向角调节能力受限条件下的应用方法。由于避免了协态变量微分方程组的求解, 改进间接法相对于传统间接法降低了初值猜测的难度和计算量; 与采用 Gauss 伪谱法求解相比, 所建立的改进间接法求解结果精度更高, 数值光滑性更好。仿真算例表明: 推力方向角调节能力受限会改善推力方向角变化规律, 降低推力方向角变化范围; 就能耗而言, 推力越大能耗越多, 优化轨道节省能耗更加显著。

关键词: 轨道转移; 最优控制; 常值推力; 极大值原理; 共面轨道

中图分类号: V412.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0894-08

常值推力下面内轨道转移是指航天器在大小恒定、方向可调的轨控推力下, 实现面内轨道转移的轨道机动方式, 在逃逸飞行、轨道交会、空间碎片离轨操作等领域有广泛应用^[1-3]。已有文献主要研究航天器在诸如切向、周向、径向等特定推力方向下的轨道运动特性及应用^[4-6]。特定推力方向下航天器轨道机动控制规律简单, 但多数情况下不能达到入轨条件或转移轨道的优化要求, 实际轨道转移过程中, 需要通过调节推力方向以实现精准高效的优化转移。尽管已有学者针对连续常值推力下的轨道优化问题进行了研究^[7-8], 但是当推力方向角调节能力受限时, 相关研究较少。在某些情况下, 航天器的推力方向只能通过调整姿态实现, 而航天器姿态机动能力非常有限, 尤其是绳系卫星^[9-11]。在绳系卫星轨道机动过程中, 为了保持绳系卫星稳定, 轨控推力应沿系绳连线方向施加, 所以绳系卫星在做最优轨道转移时需

要不断调整姿态以适应最优推力方向, 但是由于绳系卫星庞大的转动惯量, 其姿态调节能力非常有限。所以在设计最优转移轨道时, 应该考虑到姿态调节能力的限制。因此, 研究推力方向角调节能力受限的常值推力下航天器面内转移轨道优化方法对未来多任务航天器灵活机动的在轨操作非常重要。

实质上轨道优化问题是最优控制问题, 其求解方法通常可分为直接法和间接法 2 种。直接法将具有连续状态量和控制量的最优控制问题离散化后转为非线性规划问题进行求解, 其不同方法在计算量、收敛性等方面各有差异^[12], 最具代表性的方法是由 Benson^[13] 和 Huntington^[14] 提出的 Gauss 伪谱法, 其求解平滑型最优控制问题时收敛性好, 被广泛应用于飞行器轨迹优化^[15-17]。但是离散化造成信息损失, 限制了直接法的求解精度, 且在状态量或控制量变化剧烈时算法难以收

收稿日期: 2016-05-10; 录用日期: 2016-09-21; 网络出版时间: 2016-10-10 17:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.1704.008.html

基金项目: 国家自然科学基金(11572016)

* 通讯作者: E-mail: zhaoguowei@buaa.edu.cn

引用格式: 赵国伟, 李德金, 宋婷, 等. 常值推力下面内轨道优化的一种改进间接法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 894-901. ZHAO G W, LI D J, SONG T, et al. An improved indirect method for in plane orbit optimization under constant thrust[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 894-901 (in Chinese).

敛。间接法利用 Pontryagin 极值原理,将最优控制问题转化为常微分方程的两点边值问题后,采用打靶法等数值方法进行求解。由于具有完整的数学模型,间接法解的最优性和高精度易得到保证。但是打靶法求解微分方程的两点边值问题时,需要给出变量的一组初值,而不恰当的初值会导致数值发散。所以,如何给定一组与最优轨迹尽可能接近的变量初值是间接法成功与否以及能否快速收敛的关键,而协态变量无实际物理意义,初值范围、量级很难确定,如何确定协态变量的初值范围是间接法求解的难点。各国学者针对具体问题,提出了各自实用的确定协态变量初值范围的方法^[18-19],但是尚无一种简单通用的方法。

本文针对常值推力下航天器面内轨道转移燃料最省的轨道优化问题,首先利用 Pontryagin 极值原理导出协态变量微分方程和含协态变量的初始控制方程;然后将初始控制方程代入协态变量微分方程得到一个不含协态变量的控制方程;最后结合动力学方程提出一种求解航天器面内最优转移轨道改进间接法,及其在推力方向角调节能力受限条件下的应用方法。本文方法与传统间接法相比不需求解协态变量微分方程,初值猜测难度和计算量更低;与 Gauss 伪谱法相比具有更高的精度和更好的数值光滑性。

1 轨道优化模型

航天器在中心引力场和常值推力作用下做面内轨道转移,不考虑任何扰动,极坐标下轨道动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{r} = v_r \\ \dot{\theta} = \frac{v_\theta}{r} \\ \dot{v}_r = -\frac{\mu}{r^2} + \frac{v_\theta^2}{r} + \frac{F}{m} \sin \phi \\ \dot{v}_\theta = \frac{F}{m} \cos \phi - \frac{v_r v_\theta}{r} \\ \dot{m} = -\frac{F}{I_{sp} g_0} \end{cases} \quad (1)$$

式中: r 、 θ 、 v_r 、 v_θ 、 m 、 ϕ 、 F 、 μ 、 I_{sp} 和 g_0 分别为轨道极坐标下的极径、极角、径向速度大小、切向速度大小、航天器质量、推力方向角、推力大小、地球引力常量、发动机比冲和海平面重力加速度。

推力方向角 ϕ 定义为推力矢量与切向速度之间的夹角,如图 1 所示。在轨道机动过程中,推力大小 F 和发动机比冲 I_{sp} 恒定,因此质量流量恒定,燃料最省问题等价于时间最短问题,而燃料等

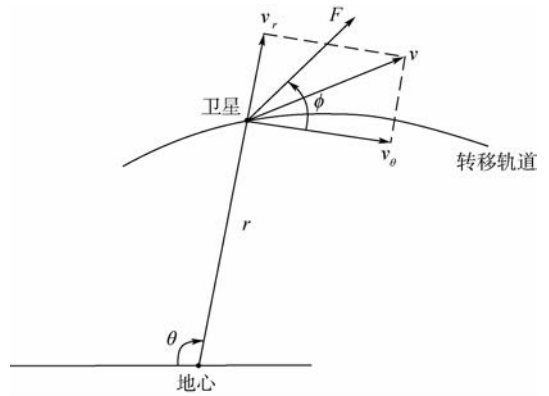


图 1 变量示意图

Fig. 1 Illustration of variables

于航天器变轨前质量 m_0 与航天器变轨后质量 m_f 之差,所以目标函数可定义为

$$\min_{\phi} J(\phi) = m_0 - m_f \quad (2)$$

推力方向角 ϕ 为控制变量,在轨道机动过程中动态调节。当航天器配置确定后,航天器面内转动惯量 I 和俯仰调整力矩 T 确定,推力方向角的二阶导数 ϕ'' 满足约束:

$$|\phi''| \leq \frac{T}{I} \quad (3)$$

本文以 GEO 轨道废星离轨过程为研究对象,太空拖船拖曳废星由 GEO 轨道转移至 GEO 轨道上方几百公里的坟墓轨道,因此初始状态 r_0 、 θ_0 、 v_{r0} 、 $v_{\theta0}$ 和 m_0 给定,边界约束设为:末端轨道近地点高度 r_{p_f} 达到期望高度 h 。

$$r_{p_f} = h \quad (4)$$

由 Kepler 轨道性质得

$$\begin{cases} E = \frac{1}{2}(v_r^2 + v_\theta^2) - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \\ p = \frac{H^2}{\mu} = \frac{r^2 v_\theta^2}{\mu} \\ e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}} \\ r_p = a(1 - e) \end{cases} \quad (5)$$

式中: E 、 a 、 p 、 H 、 e 和 r_p 分别为轨道能量、椭圆轨道半长轴、椭圆轨道半通径、轨道动量矩、轨道偏心率和椭圆轨道近地点高度。

所以

$$\begin{aligned} r_{p_f} = a(1 - e) = h &\Leftrightarrow a^2 e^2 = (a - h)^2 \Leftrightarrow \\ a^2 - ap &= a^2 - 2ah + h^2 \Leftrightarrow \\ a \left(2h - \frac{r^2 v_\theta^2}{\mu} \right) &= h^2 \end{aligned} \quad (6)$$

再将 $a = \mu \left/ \left[\frac{2\mu}{r} - (v_r^2 + v_\theta^2) \right] \right.$ 代入式(6),可得末端约束方程式(7),该约束方程在后续推导中

用于求取最优控制的横截条件。

$$2\mu h^2 - h^2 r(v_\theta^2 + v_r^2) + r^3 v_\theta^2 - 2\mu hr \Big|_{t_f} = 0 \quad (7)$$

所以,该轨道优化问题最终转化为5个状态量、1个控制量、1个终端约束、初始状态已知、终止时间 t_f 自由的最优控制问题。

2 最优控制模型

不考虑推力方向角的二阶导数 ϕ'' 受限, ϕ 为任意连续函数,根据最优控制理论的变分原理,该最优控制问题的哈密顿函数为

$$H_m = \lambda_r v_r + \lambda_\theta \frac{v_\theta}{r} + \lambda_{vr} \left(-\frac{\mu}{r^2} + \frac{F}{m} \sin \phi + \frac{v_\theta^2}{r} \right) + \lambda_{v\theta} \left(\frac{F}{m} \cos \phi - \frac{v_r v_\theta}{r} \right) + \lambda_m \left(-\frac{F}{I_{sp} g_0} \right) \quad (8)$$

式中: λ_r 、 λ_θ 、 λ_{vr} 、 $\lambda_{v\theta}$ 和 λ_m 为各状态量微分约束的拉格朗日系数,称为协态变量。

由变分法得到协态变量微分方程为

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_r = -\frac{\partial H_m}{\partial r} = \lambda_\theta \frac{v_\theta}{r^2} - \lambda_{vr} \left(\frac{2\mu}{r^3} - \frac{v_\theta^2}{r^2} \right) - \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_r v_\theta}{r^2} \right) \\ \dot{\lambda}_\theta = -\frac{\partial H_m}{\partial \theta} = 0 \\ \dot{\lambda}_{vr} = -\frac{\partial H_m}{\partial v_r} = -\lambda_r + \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_\theta}{r} \right) \\ \dot{\lambda}_{v\theta} = -\frac{\partial H_m}{\partial v_\theta} = -2\lambda_{vr} \left(\frac{v_\theta}{r} \right) + \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_r}{r} \right) - \lambda_\theta \left(\frac{1}{r} \right) \\ \dot{\lambda}_m = -\frac{\partial H_m}{\partial m} = \lambda_{vr} \left(\frac{F \sin \phi}{m^2} \right) + \lambda_{v\theta} \left(\frac{F \cos \phi}{m^2} \right) \end{cases} \quad (9)$$

最优控制条件为

$$\frac{\partial H_m}{\partial \phi} = \lambda_{vr} \left(\frac{F \cos \phi}{m} \right) - \lambda_{v\theta} \left(\frac{F \sin \phi}{m} \right) = 0 \quad (10)$$

则控制方程为

$$\lambda_{vr} = \lambda_{v\theta} \tan \phi \quad (11)$$

根据末端横截条件可得

$$\begin{cases} \lambda_r(t_f) = k[-h^2(v_\theta^2 + v_r^2) + 3r^2 v_\theta^2 - 2\mu h] \Big|_{t_f} \\ \lambda_\theta(t_f) = 0 \\ \lambda_{vr}(t_f) = -2kv_r h^2 r \Big|_{t_f} \\ \lambda_{v\theta}(t_f) = k(-2v_\theta h^2 r + 2r^3 v_\theta) \Big|_{t_f} \\ \lambda_m(t_f) = -1 \end{cases} \quad (12)$$

式中: k 为边界约束等式(7)的拉格朗日系数。

根据末端时间最优条件可得

$$k = 0 \quad (13)$$

由此横截条件结合式(9)可以得出 $\lambda_\theta = 0$, 将其代入式(9)整理化简得

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_r = -\lambda_{vr} \left(\frac{2\mu}{r^3} - \frac{v_\theta^2}{r^2} \right) - \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_r v_\theta}{r^2} \right) \\ \lambda_\theta = 0 \\ \dot{\lambda}_{vr} = -\lambda_r + \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_\theta}{r} \right) \\ \dot{\lambda}_{v\theta} = -2\lambda_{vr} \left(\frac{v_\theta}{r} \right) + \lambda_{v\theta} \left(\frac{v_r}{r} \right) \\ \dot{\lambda}_m = \lambda_{vr} \left(\frac{F \sin \phi}{m^2} \right) + \lambda_{v\theta} \left(\frac{F \cos \phi}{m^2} \right) \end{cases} \quad (14)$$

根据化简后的式(14)和式(11)可以求出推力方向角的微分方程,将式(11)代入式(14)的第4个等式整理得

$$\dot{\lambda}_{v\theta} + \frac{2v_\theta \tan \phi - v_r}{r} \lambda_{v\theta} = 0 \quad (15)$$

令

$$P(t) = \frac{2v_\theta \tan \phi - v_r}{r} \quad (16)$$

则可得

$$\begin{cases} \lambda_{v\theta} = ce^{-\int P(t) dt} \\ \lambda_{vr} = \lambda_{v\theta} \tan \phi \\ \dot{\lambda}_{v\theta} = -P(t) \lambda_{v\theta} \\ \dot{\lambda}_{vr} = (\phi' \sec^2 \phi - P(t) \tan \phi) \lambda_{v\theta} \end{cases} \quad (17)$$

式中: c 为待定积分常数。

将式(17)代入式(14)的第3个等式可得

$$\lambda_r = \left(\frac{v_\theta}{r} + P(t) \tan \phi - \phi' \sec^2 \phi \right) \lambda_{v\theta} \quad (18)$$

再设

$$Q(t) = \frac{v_\theta}{r} + P(t) \tan \phi - \phi' \sec^2 \phi \quad (19)$$

则

$$\dot{\lambda}_r = (Q'(t) - Q(t)P(t)) \lambda_{v\theta} \quad (20)$$

设式(14)中第1个等式右边为

$$\left(\frac{v_\theta^2 \tan \phi}{r^2} - \frac{2\mu \tan \phi}{r^3} - \frac{v_r v_\theta}{r^2} \right) \lambda_{v\theta} = R(t) \lambda_{v\theta} \quad (21)$$

则根据等式(14)有

$$Q'(t) - Q(t)P(t) = R(t) \quad (22)$$

将式(16)、式(19)和式(14)中的第1个等式代入化简整理得

$$\phi'' = \frac{F}{mr} \cos \phi - \frac{4v_\theta^2}{r^2} \tan \phi + \frac{3\mu}{r^3} \cos \phi \sin \phi + \frac{6v_\theta \tan \phi - 2v_r}{r} \phi' - 2\phi'^2 \tan \phi \quad (23)$$

式(23)描述了常值推力下航天器面内轨道转移, 燃耗最省(时间最短)转移轨道推力方向角应满足的控制微分方程。

由推导过程知, 虽然式(23)是在特定的边界条件和目标函数下给出的, 但推导过程仅用到横截条件 $\lambda_\theta(t_f) = 0$, 而只要末端约束和目标函数中不显含极角 θ , 则 $\lambda_\theta(t_f) = 0$ 均成立。所以式(23)在求解常值推力面内转移轨道优化问题中有一定的通用性。

3 数值求解

传统间接法通过求解状态微分方程式(1)和协态微分方程式(9)组成的方程组获得最优解, 但由于初始状态量 $r_0, \theta_0, v_{r0}, v_{\theta 0}$ 和 m_0 已知, 而横截条件给定了协态变量的末端值 $\lambda_r(t_f), \lambda_\theta(t_f), \lambda_{v_r}(t_f), \lambda_{v_\theta}(t_f)$ 和 $\lambda_m(t_f)$, 该问题为典型的微分方程两点边值问题。利用打靶法求解时需给出协态变量的初值猜测, 而协态变量无实际物理意义, 初值范围、量级很难确定是传统间接法求解的难点。

本文利用推导出的控制微分方程式(23)与状态微分方程式(1)建立一种改进间接法, 通过求解式(23)与式(1)组成的微分方程组获得最优解, 由于初始状态量 $r_0, \theta_0, v_{r0}, v_{\theta 0}$ 和 m_0 已知, 最优解由 ϕ_0, ϕ'_0 唯一确定, 利用打靶法优化 ϕ_0, ϕ'_0 即可得到最优解。该方法不引入协态变量, 初值猜测只需给出有物理意义的初值 ϕ_0, ϕ'_0 , 大大降低了初值猜测的难度; 同时该方法将传统间接法迭代 10 个微分方程、优化 5 个初值变量, 降低为迭代 7 个微分方程、优化 2 个初值变量, 降低了打靶法求解的计算量。

改进间接法求解时, 末端边界条件只有式(7), 两点边值问题缺少一个末端边界条件, 因为文中的最优控制问题中终止时间 t_f 自由, 广义目标函数应满足终止时间最优条件, 但在最优控制模型推导中尚未使用该条件, 该条件可在打靶法求解过程中使用。由第 1 节分析可知, 文中的燃耗最省问题等价于时间最短问题, 在打靶法求解时, 式(7)作为龙格库塔迭代终止条件, 燃耗最省作为优化目标用于优化初值 ϕ_0, ϕ'_0 。同时提出一种推力方向角调节能力受限条件下的求解方法。当推力方向角的二阶导数 ϕ'' 受限时, 如果 ϕ'' 超过限制范围, ϕ'' 则取边界值, 其求解流程如图 2 所示。为了验证改进间接法的正确性, 用 Gauss 伪谱法独立求解以做对比, Gauss 伪谱法求解流程如图 3 所示。

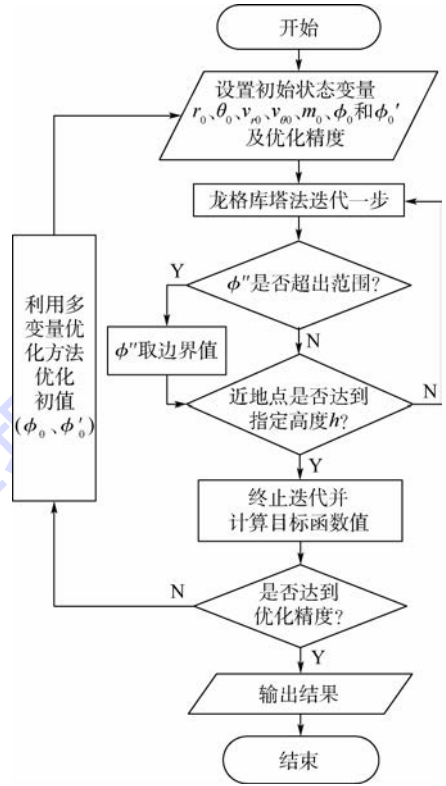


图 2 改进间接法求解流程

Fig. 2 Flowchart of improved indirect method

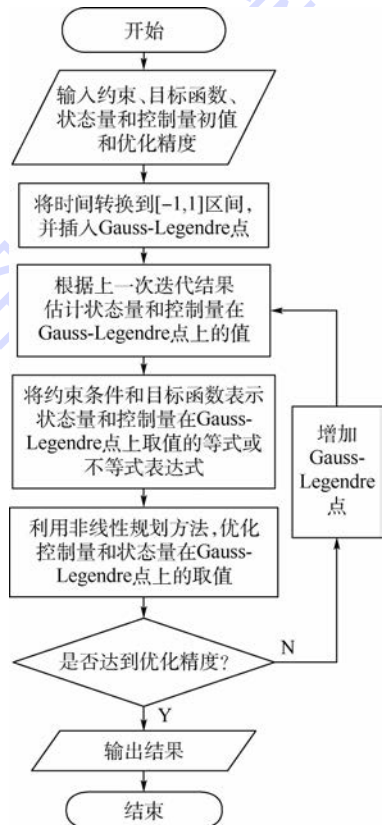


图 3 Gauss 伪谱法求解流程

Fig. 3 Flowchart of Gauss pseudospectral method

4 算例验证

为了使求解结果不受限于航天器质量和发动机比冲,以下仿真计算中以推力加速度 f 和速度变化量 Δv 分别代替推力 F 和损耗 Δm ,转化公式如下:

$$\begin{cases} f = \frac{F}{m} \\ \Delta v = I_{sp} g_0 \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \end{cases} \quad (24)$$

式中:推力 F 为常值;推力加速度 f 随着航天器燃料消耗质量减少而略有变化,下文 f 值均由航天器初始质量计算得出。

GEO 废星离轨过程轨道优化问题的实际参数为:航天器质量为 5 t,初始轨道为 GEO 轨道,在连续常值推力作用下近地点升高 $\Delta h = 350$ km。

4.1 ϕ'' 不受限的轨道优化

首先不考虑推力方向角调节能力受限, ϕ 为任意连续函数,设计燃耗最省的转移轨道。用改进间接法和 Gauss 伪谱法分别求解。

图 4 为 3 种不同推力加速度下,燃耗最省转

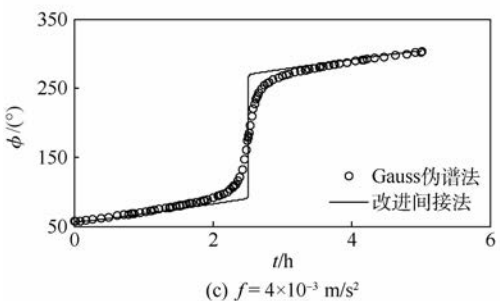
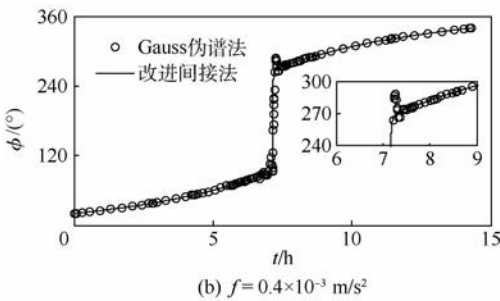
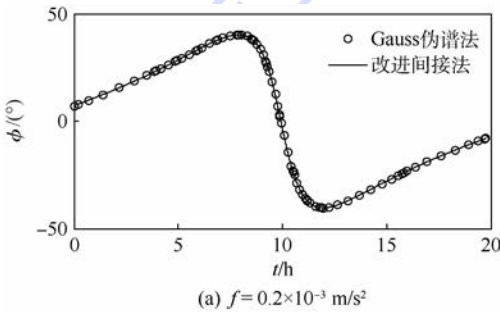


图 4 不同推力加速度下推力方向角变化曲线

Fig.4 Thrust angle vs time under different thrust acceleration

移轨道推力方向角 ϕ 变化曲线。可以看出:①推力加速度较小时,推力方向角呈现一次往复摆动,变化范围在 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 之间,其变化规律如图 4(a) 所示,变化过程较平缓;推力加速度较大时,推力方向角旋转一周,变化范围在 $[0^\circ, 360^\circ]$ 之间,变化规律如图 4(b) 和图 4(c) 所示,由 $90^\circ \sim 270^\circ$ 时变化较剧烈。②推力方向角变化平滑时,改进间接法与 Gauss 伪谱法求解结果非常吻合;推力方向角变化剧烈时,Gauss 伪谱法在变化剧烈处作了圆滑处理并且容易出现局部波动,准确性与数值光滑性不如改进间接法。

4.2 ϕ'' 受限的轨道优化

由第 4.1 节知,当推力方向角的二阶导数自由时,随推力加速度增加推力方向角变化范围增加到 $[0^\circ, 360^\circ]$,此时推力方向角 ϕ 存在由 $90^\circ \sim 270^\circ$ 的突变,推力方向角变化率 ϕ' 及推力方向角的二阶导数 ϕ'' 均存在变化峰值,如图 5 所示,并且此峰值随着推力加速度增加更加明显,当推力加速度 $f = 10 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ 时,推力方向角的二阶导数峰值达到 $50 (\text{ }^\circ)/\text{s}^2$ 。

实际工程中,推力方向角的二阶导数调节能力有限,上述最优控制规律难以实现。本节以绳系卫星为参考,考虑推力方向角的二阶导数 $|\phi''| \leq 0.008 (\text{ }^\circ)/\text{s}^2$ 时,燃耗最省转移轨道的控制规律,用改进间接法和 Gauss 伪谱法分别求解。

图 6 为 $f = 0.4 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$, $|\phi''| \leq 0.008 (\text{ }^\circ)/\text{s}^2$ 时,改进间接法与 Gauss 伪谱法求解的燃耗最省转移轨道推力方向角、推力方向角变化率、推力

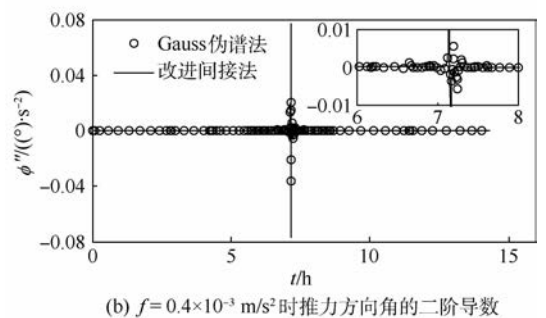
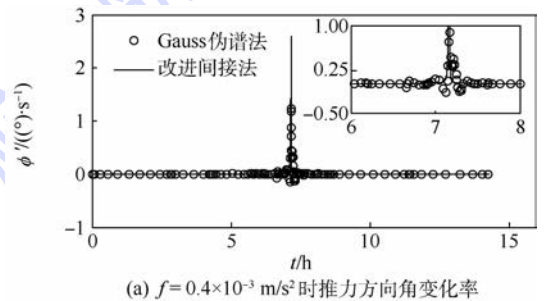


图 5 ϕ'' 不受限时推力方向角变化规律

Fig.5 Change law of thrust angle when ϕ'' is free

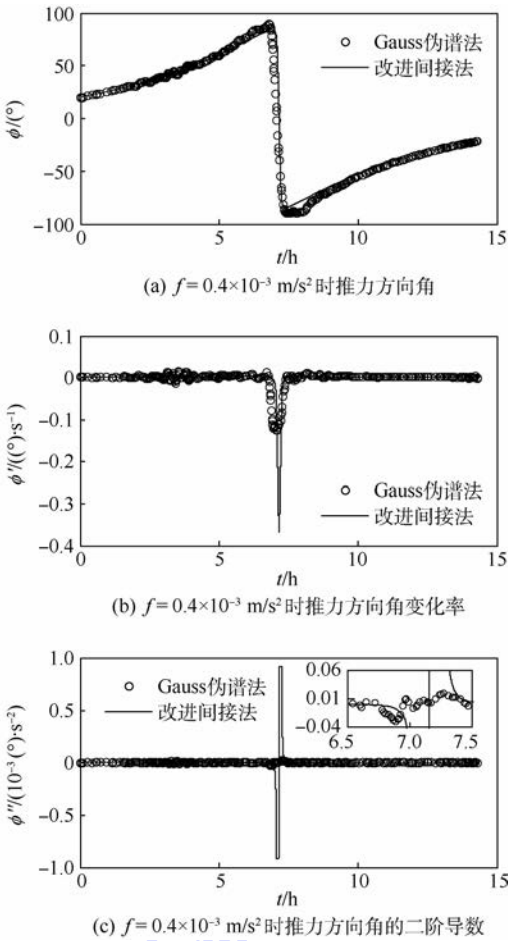


图6 $|\phi''| \leq 0.008$ ($^\circ$)/ s^2 时推力方向角变化规律

Fig.6 Change law of thrust angle when $|\phi''| \leq 0.008$ ($^\circ$)/ s^2

表1 不同条件下的转移轨道燃耗

Table 1 Fuel consumption of orbit transfer under different conditions

推力加速度/ ($10^{-3} \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}$)	切向推力 转移轨道	速度变化量/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)			
		优化轨道			
		Gauss 伪谱法 求解不限 ϕ''	Gauss 伪谱法 求解 $ \phi'' \leq 0.008$ ($^\circ$)/ s^2	改进间接法 求解不限 ϕ''	改进间接法求解 $ \phi'' \leq 0.008$ ($^\circ$)/ s^2
0.02	13.205	12.757	12.757	12.757	12.757
0.10	14.862	14.005	14.007	14.005	14.005
0.15	12.858	12.713	12.713	12.713	12.713
0.20	14.995	14.254	14.257	14.254	14.254
0.40	22.588	20.645	20.722	20.645	20.670
1.00	40.315	34.428	34.447	34.309	34.421
4.00	100.270	72.974	73.007	72.856	72.937
10.00	185.780	117.660	117.770	117.560	117.690

5 结论

本文研究了常值推力作用下燃耗最省的面内轨道最优转移过程。

1) 所提出的改进间接法由于避免了协态变量微分方程组的求解,相对于传统间接法降低了初值猜测的难度和计算量;与 Gauss 伪谱法相比,改进间接法求解精度更高;在推力方向角调节能

方向角的二阶导数变化曲线。可以看出:①对推力方向角二阶导数的限制改变了推力方向角的变化规律,使其由旋转一周转变为一次往复运动,减小了姿态机动的范围及变化速率,增加了飞船的稳定性。②尽管改进间接法在推力方向角的二阶导数超出约束边界时作了近似处理,但是与 Gauss 伪谱法求解的最优控制律基本一致,燃耗也相同(见表1)。当推力方向角的二阶导数受限时,Gauss 伪谱法由于数值精度不能达到边界值,但改进间接法能够准确地达到边界值,并且改进间接法求解结果的数值光滑性优于 Gauss 伪谱法的求解结果。

4.3 燃耗分析

表1列出了不同条件下优化轨道燃耗与切向推力转移轨道燃耗。

由表1可以看出:①推力加速度越大燃耗越多,当推力加速度 $f = 0.15 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ 时,燃耗达到局部极小值,此时推力大小满足由 GEO 轨道到 GEO 上方 350 km 圆轨的转移条件——圆轨到圆轨转移条件^[3]。②推力加速度较小时,最优转移轨道燃耗与切向推力转移轨道燃耗相差较小;推力加速度较大时,最优转移轨道比切向推力转移轨道显著节省燃耗,当 $f = 10.00 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ 时,最优转移轨道省燃料达 36.7%,所以在大推力场合,更适合选用优化方法计算转轨方案。

力受限时,所提出的近似优化方法求解结果与 Gauss 伪谱法求解结果一致并且精度更高,有工程应用价值。

2) 推力方向角的二阶导数受限能够改变推力方向角变化规律,降低推力方向角变化范围(姿态机动范围)和变化速率,增加航天器的稳定性。

3) 总体上推力加速度越大燃耗越多,当推力

加速度较小时,最优转移轨道燃耗与切向推力转移轨道燃耗相差很小;当推力加速度较大时,最优转移轨道比切向推力转移轨道显著节省燃耗,所以在大推力场合,更适合选用优化方法计算转轨方案。

参考文献 (References)

- [1] MENGALI G, QUARTA A. Escape from elliptic orbit using constant radial thrust [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(3): 1018-1022.
- [2] QI Y Q, JIA Y M. Constant thrust fuel-optimal control for spacecraft rendezvous [J]. *Advances in Space Research*, 2012, 49(7): 1140-1150.
- [3] 朱仁璋, 王晓光. 连续常值推力机动分析与应用 [J]. *中国空间科学技术*, 2008, 28(3): 22-28.
ZHU R Z, WANG X G. Analyses and applications of continuous constant thrust maneuver [J]. *Chinese Space Science & Technology*, 2008, 28(3): 22-28 (in Chinese).
- [4] 张皓, 师鹏, 赵育善, 等. 常值径向推力下的航天器运动轨迹 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(4): 551-556.
ZHANG H, SHI P, ZHAO Y S, et al. Trajectory of a spacecraft with constant radial thrust [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(4): 551-556 (in Chinese).
- [5] BOMBARDELLI C, BAÙ G, PELÁEZ J. Asymptotic solution for the two-body problem with constant tangential thrust acceleration [J]. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2011, 110(3): 239-256.
- [6] PRUSSING J E, CARROLL V C. Constant radial thrust acceleration redux [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, 21(3): 516-518.
- [7] 王明春, 荆武兴, 杨涤, 等. 能量最省有限推力同平面轨道转移 [J]. *宇航学报*, 1992, 13(3): 24-31.
WANG M C, JING W X, YANG D, et al. Minimum fuel orbit coplanar transfers with finite thrust [J]. *Journal of Astronautics*, 1992, 13(3): 24-31 (in Chinese).
- [8] JEZEWSKI D J, STOOLZ J M. A closed-form solution for minimum-fuel, constant-thrust trajectories [J]. *AIAA Journal*, 1970, 8(7): 1229-1234.
- [9] ZHAO G W, SUN L, HUANG H. Thrust control of tethered satellite with a short constant tether in orbital maneuvering [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(14): 2569-2586.
- [10] ZHAO G W, SUN L, TAN S P, et al. Librational characteristics of a dumbbell modeled tethered satellite under small, continuous, constant thrust [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 227(5): 857-872.
- [11] SUN L, ZHAO G W, HUANG H. Stability and control of tethered satellite with chemical propulsion in orbital plane [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 74(4): 1113-1131.
- [12] RAO A V. A survey of numerical methods for optimal control [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2009, 135(1): 497-528.
- [13] BENSON D. A Gauss pseudospectral transcription for optimal control [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [14] HUNTINGTON G T. Advancement and analysis of Gauss pseudospectral transcription for optimal control problems [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2007.
- [15] 李亦楠, 杨凌宇, 申功璋. 基于操纵面故障影响估计的安全飞行轨迹优化 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(12): 1601-1605.
LI Y N, YANG L Y, SHEN G Z. Safe trajectory optimization with control failure effects estimation [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(12): 1601-1605 (in Chinese).
- [16] 孟少华, 向锦武, 罗漳平, 等. 微小型无人直升机避障最优轨迹规划 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(2): 246-251.
MENG S H, XIANG J W, LUO Z P, et al. Optimal trajectory planning for small-scale unmanned helicopter obstacle avoidance [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(2): 246-251 (in Chinese).
- [17] 邵龙飞, 师鹏, 赵育善. 电磁航天器编队动力学建模与运动规划方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(4): 737-743.
SHAO L F, SHI P, ZHAO Y S. Dynamics modeling and motion programming for electromagnetic formation flight [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(4): 737-743 (in Chinese).
- [18] THORNE J D, HALL C D. Approximate initial Lagrange costates for continuous-thrust spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1996, 19(2): 283-288.
- [19] LEE D, BANG H. Efficient initial costates estimation for optimal spiral orbit transfer trajectories design [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(6): 1943-1947.

作者简介:

赵国伟 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 航天飞行器设计、航天飞行器动力学与控制、在轨操作系统。

An improved indirect method for in plane orbit optimization under constant thrust

ZHAO Guowei^{1,*}, LI Dejin¹, SONG Ting^{2,3}, WU Hailei^{2,3}

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Research and Development Centre, Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;

3. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: The transfer of a spacecraft between coplanar orbits under continuous constant thrust with minimum fuel consumption was investigated. A control equation of the optimal trajectory, which the steering angle must satisfy, was derived by using maximum principle. Combining the control equation with dynamic equations, we establish an improved indirect method to design optimal coplanar transfer orbit and propose an approximate application method for the condition when thrust direction adjustment ability was limited. Due to avoiding solving the Lagrange costate differential equations, the improved indirect method reduces difficulty of initial value estimation and calculation a lot than traditional indirect method. Compared with Gauss pseudospectral method, the improved indirect method can get higher precision and better numerical smoothness. Simulations show that a limitation on the magnitude of the second derivative of thrust angle can improve change law of thrust angle and reduce change range of thrust angle; as to the fuel consumption, the greater the thrust magnitude is, the more the fuel consumption is, and the optimal transfer orbit can save fuel consumption a lot under a certain large magnitude of thrust.

Keywords: orbit transfer; optimal control; constant thrust; maximum principle; coplanar orbit

Received: 2016-05-10; **Accepted:** 2016-09-21; **Published online:** 2016-10-10 17:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.1704.008.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11572016)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0383

基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法



张青松*, 曹文杰, 罗星娜, 姜乃文

(中国民航大学 经济与管理学院, 天津 300300)

摘 要: 常用实验手段测得单节锂离子电池热释放速率无法真实反映航空运输包装件内大量锂离子电池因发生多米诺效应导致热量散失及传递过程间歇性变化。本文提出一种基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率等效分析方法,即通过自主设计的实验平台对 3×3 排布的典型18650型锂离子电池热失控后发生的多米诺效应及各节电池表面温度进行分析。利用FLUENT使用标准18650型锂离子电池热释放速率曲线用于同等实验条件下的锂离子电池热失控传播仿真模拟,采用二分法逐次修正标准热释放速率、使仿真和实验的锂离子电池表面温度相符。将获得等效的锂离子电池热释放速率曲线再次应用于仿真,得到各电池的最高温度及达到最高温度的时间和实验数据相吻合,验证了修正后的等效热释放速率模型可靠性。该方法可适用于各型号及不同数量包装件内锂离子电池热释放速率获取,指导航空运输锂离子电池火灾防控工程实际。

关键词: 热释放速率; 多米诺效应; 热失控; 锂离子电池; 航空运输

中图分类号: X949

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0902-06

日益广泛应用的锂离子电池(以下简称锂电池)潜在的安全问题成为制约其发展的一个瓶颈,主要体现在锂电池强放热反应使电池温度突然升高导致热失控,从而引发火灾、爆炸等严重事故。近年来发生的多起锂电池电动汽车自燃及航空运输锂电池火灾导致的货机坠毁事件引起全世界关注。国际民航组织(ICAO)基于现有飞机哈龙灭火系统不能有效地抑制锂电池火灾的现状,声明在锂电池运输风险得到缓解之前,禁止客机运输锂金属电池及单独运输的锂电池货物。以航空运输量较大的18650型锂离子电池为例,其单个包装件内包含100节锂电池,单次运输电池数量可达数千节,包装件内任一电池意外起火传递给周围电池的热量都可能导致连续的热失控^[1-3]。锂电池热失控是指电池体系发生化学反

应放出热量超过体系散失热量,体系温度自发升高的过程,锂电池热失控可导致电池燃烧爆炸。锂电池间热量传递现象可用多米诺效应解释,多米诺效应指在一个相互联系的系统,一个很小的初始能量就可能产生一系列连锁反应的现象。当一节锂电池热失控后,其释放的能量在电池间传播,当突破热失控传播屏障后即发生灾害性的锂电池火灾事故^[4-5]。作为描述电池热失控特征的重要参数热释放速率(HRR),单节锂电池热释放速率可用符合BS ISO 5660-1标准^[6]的小尺寸热释放速率实验装置基于氧消耗原理测得^[7-8]。以盒装100节18650型锂离子电池包装件为例,100节锂电池整体起火时火源放热符合一般规律,而当火灾始于单节锂电池热失控并逐步传播至其余锂电池时,热量释放既与单节电池热释放速率有关,又

收稿日期: 2016-05-09; 录用日期: 2016-05-27; 网络出版时间: 2016-06-22 17:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160622.1749.001.html

基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合项目(U1333123); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122015D002)

* 通讯作者: E-mail: nkzqsong@126.com

引用格式: 张青松, 曹文杰, 罗星娜, 等. 基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 902-907. ZHANG Q S, CAO W J, LUO X N, et al. Analysis method of heat release rate of lithium-ion battery based on domino effect[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 902-907 (in Chinese).

同热失控的传播过程有关。盒装 18650 型锂离子电池火灾为蔓延发展型时,整体热释放速率因电池有间隔的发生放热而呈现间歇性升高甚至降低。

国内外锂电池热失控的研究除美国联邦航空管理局开展为数不多的大尺度锂电池货物火灾实验外,以单节和少量锂电池的热失控及传播过程为主^[9-12],大量锂电池火灾研究危险性和消耗大,采用火灾模拟研究可作为大尺寸锂电池火灾研究基础。准确的火源热释放速率是确保大量锂电池火灾模拟结果准确性的重要参数^[13]。蔓延发展型的锂电池火灾模拟应考虑到电池热失控传播和中断的过程。单节电池释放热量仅有部分用于加热临近电池,且锂电池电解液受热排气过程^[14-15]产生二氧化碳等产物影响热释放速率数值可靠性^[16]。本研究使用少量电池热失控实验与仿真模拟中电池表面温度变化对比后修正确定用于加热临近电池导致热失控传播的热量比例。通过小尺度实验和模拟相结合的方法,修正实验得到的标准热释放速率数据,获得影响锂电池热失控传播过程的等效热释放速率,用于需考虑热失控传播过程的锂电池火灾模拟。

1 锂电池热失控多米诺效应实验

1.1 实验平台及方案

18650 型锂离子电池航空货物运输量大、应用广泛,以某品牌 2600 mA·h 18650 型锂离子电池为对象,使用电加热装置触发电池热失控开展实验。实验平台包括厚壁防护容器、电池固定支架、直径为 18 mm 的 100 W 电加热棒、PID 程序升温仪、K 型热电偶及 SIN-R5000D 数据记录仪。使用 8 节 18650 型锂离子电池与加热棒 3×3 排列,实验平台结构及电池布置见图 1,电池排列编号 0 为加热棒,1~8 为电池编号,8 个热电偶分别紧贴各电池表面远离加热棒一侧。实验启动电加

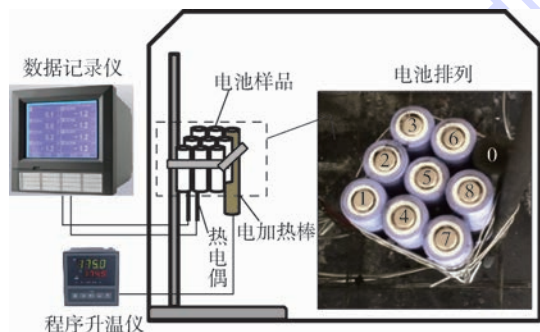


图 1 实验平台结构及电池排列示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental platform structure and batteries arrangement

热棒缓慢加热至首个电池初爆,关闭加热装置,记录电池热失控发生顺序及各电池表面温度变化情况。

1.2 实验结果及多米诺效应分析

各电池表面热电偶温度,按照电池发生热失控顺序排列于图 2 所示。

由图 2 可知,18650 型锂离子电池热失控可分为 2 个阶段,电池内部压力因化学反应升高至泄压帽开启压力后产生初爆,初爆时电池由顶端释放出高温烟气,若锂电池体系化学反应继续加速则相隔数十秒到数分钟后发生 2 次燃爆,燃爆后电池表面温度快速上升至最高温度。该 18650 型锂离子电池初爆温度约为 180℃。3×3 排列锂电池热失控初爆发生时间有显著阶段性,8 号和 6 号锂电池距离加热棒最近,最早发生热失控且失控时刻接近,构成锂电池热失控多米诺传播过程第 1 层单元,随后相隔约 40 s 后,7 号、3 号、5 号电池相继发生初爆,构成锂电池热失控多米诺传播过程第 2 层单元,再过 20 s 后,4 号、1 号、2 号出现热失控,构成锂电池热失控多米诺传播过程第 3 层单元。锂电池热失控传播由第 1 层电池逐层向外传播。电池热失控传播过程处于同一层级相当位置的 2 节电池热失控发生时间存在差别,这是由于被加热电池受到局部高温,且加工工艺限制电池内部材料无法达到绝对均匀,因此可因个体差别导致热失控顺序在小范围内体现出随机性,整体保持层级传播的规律性,当上一层级发生热失控时,相邻下一层级电池平均温度相差约 100℃。

锂电池热失控极易传播,实验条件下停止加热棒供电后热失控依然在锂电池间持续传播直至所有电池陷于火海。当前控制锂电池火灾的公认方法是降低电池温度阻止热失控传播。由于 18650 型锂电池体积小燃烧反应历时短,降低反

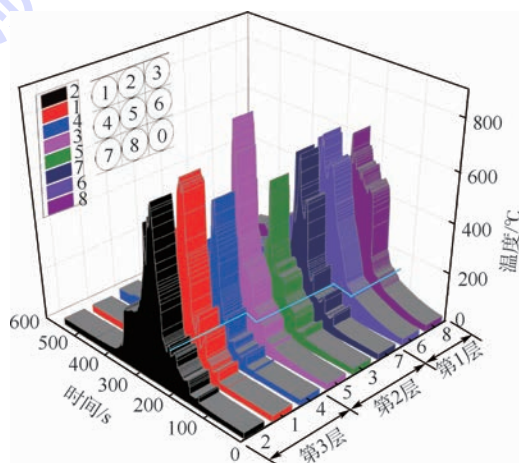


图 2 实验电池温度变化曲线对比

Fig. 2 Comparison of temperature variation curves of experimental batteries

应体系温度对中断已发生燃烧的锂电池效果不显著,但降低温度可阻止临近电池温度的危险升高从而阻断热失控在锂电池之间的传播。大量锂电池火灾模拟应充分考虑锂电池火源因热失控传播或传播中断而导致的热释放速率间歇性升高或降低。锂电池热失控传递热量主要来源于电池之间的热传导^[17-19],且锂电池热释放速率一部分用于加热其他锂电池,另一部分随燃烧烟气流动而散失。电池热失控放出热量导致热失控传递的部分可由少量相同电池的热失控传播实验和仿真对比分析得出,从而用于模拟更大数量相同锂电池的大规模火灾发展和控制过程。

2 基于标准锂电池热释放速率的热失控仿真

2.1 仿真模型及参数设置

利用 FLUENT 建立的 18650 型锂电池空运包装件热传递的有限元模型为

$$\frac{\partial(\rho c_p T)}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q \quad (1)$$

式中: ρ 为电池密度, kg/m^3 ; c_p 为比热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; T 为温度, K ; t 为时间, s ; λ 为导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; Q 为电池内部的热释放速率对应的热生成率, W/m^3 。

模型中考虑电池之间和紧邻电池的一薄层空气的传热,不考虑电池喷出烟气燃烧火焰的热辐射及对流传热作用。锂电池体系化学反应过程复杂^[20],难以精确模拟化学反应过程放热,采用实验的放热数据作为电池放热引发热失控传播的能量参照更为可行。使用相同材料和状态的 18650 型锂离子电池,实验中热释放速率曲线简化后作为实验中加热棒代表的初始热失控电池放热过程。仿真中锂电池使用均一化参数,轴、径向导热系数分别为 14 和 3.4 $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,平均密度 2 580 kg/m^3 ,平均比热 830 $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。根据实验现象以 180 $^{\circ}\text{C}$ 作为电池热失控起始温度,初始热失控电池在仿真开始时即使用 UDF (User Defined Function) 功能加入放热源。其他电池以表面温度达到热失控起始温度为判据加入放热源,记录各电池温度变化。网格数量为 14 752,所有网格的 Warpage 值 < 10 、Jacobian 值 > 0.5 ,该网格质量符合要求。

为验证模型网格无关性,以恒定放热功率为

热源,划分不同尺寸网格对比模型最高温度随时间的变化结果,数据对比见表 1。

表 1 不同网格数量下温度随时间变化
Table 1 Temperature changes over time under different numbers of grid

网格数量	温度/K				
	$t = 25 \text{ s}$	$t = 50 \text{ s}$	$t = 100 \text{ s}$	$t = 150 \text{ s}$	$t = 200 \text{ s}$
14 752	408	505	670	788	862
100 740	405	504	672	784	869
224 268	404	502	677	784	863

由表 1 中数据对比可知,最高温度随时间变化情况随网格数量变化很小,相对误差在 1% 以内,因此采用 14 752 网格数量可以满足计算精度的要求。

2.2 仿真结果分析

图 3 为某时刻电池温度分布云图。仿真温度分布结果可见热失控传播过程层级之间电池表面的温度存在约 100 $^{\circ}\text{C}$ 温差,与实验现象一致。将仿真和实验中各电池热失控起始温度、达到最高温度时间、最高温度值汇总于表 2 所示。

由表 2 数据对比可知电池表面最高温度仿真结果显著高于实测温度,且仿真得到的电池热失控发生时间和达到最高温度的时间提前。出现该情况原因在于电池燃烧释放热量并非全部用于加热临近电池,多数热量由热失控时喷出到环境中的易燃气体燃烧释放并随烟气散失,因此需修正实验得到的热释放速率以降低此种仿真误差。

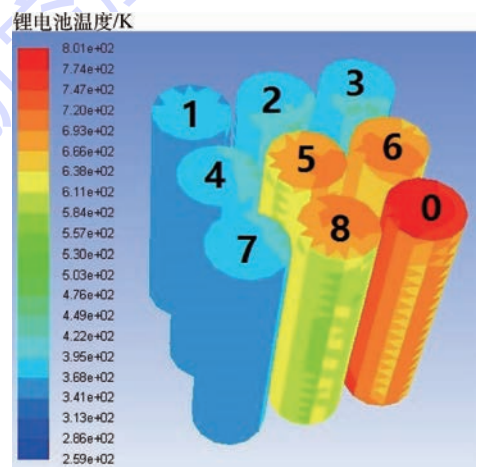


图 3 仿真 3 × 3 锂电池温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of 3 × 3 lithium battery

表 2 各节电池表面温度参数的实验与仿真结果对比

Table 2 Comparison of experimental and simulation results of temperature parameters of cell surface

电池编号	初爆时间/s		达到最高温度时间/s		最高温度/°C	
	实验	仿真	实验	仿真	实验	仿真
8	160	95	231	160	652.6	1 386.4
6	170	95	245	160	681.4	1 386.4
7	196	125	244	144	656.7	1 311.5
3	199	125	243	144	593.6	1 311.5
5	209	115	254	158	846.5	1 701.9
4	218	130	250	166	620.5	1 322.7
1	218	138	261	176	737.1	1 459.3
2	218	130	259	166	699.4	1 322.7

3 基于二分法的锂电池热释放速率等效修正

为分析电池释放热量中加热临近电池的热量比例,采用二分法逐次对热释放速率曲线进行修正。二分法又称半分法,是一种方程根的近似求解方法,通过每次把方程根所在小区间收缩一半的方法,使区间的 2 个端点逐步逼近函数的零点,以求得零点的近似值。依据二分法基本思想,以实验温度曲线为目标,对比初次仿真结果将热释放速率曲线节点功率减半,代入计算后根据结果比较再次增减,使仿真温度结果不断逼近实验温度曲线。采用二分法逼近实验温度曲线所得热释放速率即为锂电池在热失控过程中用于多米诺效应热传递的修正后的热释放速率。

因实验中电池表面热电偶温度可受到相邻电池热失控火焰影响,所以选择实验中接近加热棒外侧 7 号电池表面热电偶测温位置温度曲线作为修正目标。修正前后热释放速率曲线及锂电池 7 的温度对比分别如图 4 和图 5 所示。修正后锂电池 7 的表面温度与试验温度一致性较高。

使用修正后的热释放速率曲线再次进行 3 × 3 排列仿真,对比各电池表面温度与实验数据如表 3 所示。

表 3 各节电池表面温度参数的实验与修正后仿真结果对比

Table 3 Comparison of experimental and simulation after correction results of temperature parameters of cell surface

电池编号	初爆时间/s		达到最高温度时间/s		最高温度/°C	
	实验	仿真	实验	仿真	实验	仿真
8	160	175	231	233	652.6	679.5
6	170	175	245	233	681.4	679.5
7	196	204	244	256	656.7	652.6
3	199	204	243	256	593.6	652.6
5	209	198	254	257	846.5	849.1
4	218	217	250	252	620.5	684.5
1	218	221	261	260	737.1	716.4
2	218	217	259	252	699.4	684.5

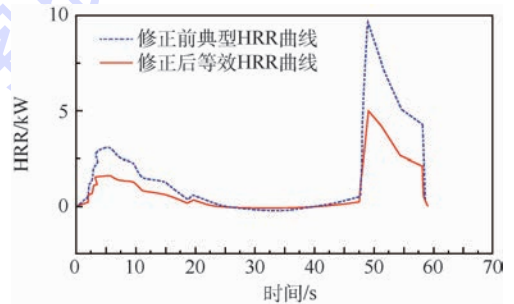


图 4 修正前后热释放速率(HRR)曲线对比

Fig. 4 Comparison of heat release rate(HRR) curves before and after correction

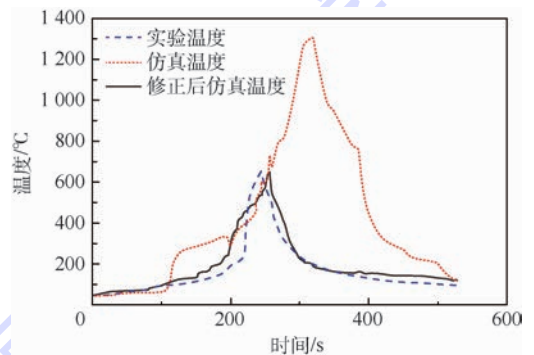


图 5 锂电池 7 的温度曲线对比

Fig. 5 Comparison of temperature curves of lithium battery 7

由表3可知,采用针对一节电池温度修正后得到等效热释放速率应用于整体仿真时,各电池初爆时间、达到最高温度时间、最高温度与实验数据基本吻合,且误差没有随着热失控传播扩大的趋势。可将该方法扩展到更多数量锂电池的热失控场景研究。

4 结 论

1) 锂电池热失控传播具有显著多米诺效应,3×3排列锂电池热失控传播展示出3层级的热失控传播,各层级间热失控发生时间接近并与下一层级存在一定时间间隔。虽然单节锂电池热失控发生后控制难度大,但切断电池热失控在层级之间的传播,增加层级间热传递间隔可提高险情被发现的概率和延长控制的时间,可用于指导现有锂电池包装件防火设计。

2) 由于锂电池燃烧热量仅部分用于加热临近电池导致热失控传播,利用单节18650型锂离子电池典型热释放速率曲线仿真热失控在锂电池传播过程得到温度和时间特征与实验差别较大。修正得到的锂电池热释放速率等效曲线用于18650型锂离子电池热失控传播仿真可准确表现实验过程中热失控的多米诺现象和电池表面温度变化情况,可推广应用于各种型号及不同数量锂电池火灾仿真研究。

3) 基于标准的单节18650型锂离子电池典型热释放速率曲线通过实验和仿真方法得到的等效热释放速率曲线,其用于模拟电池火灾的准确性还有待大尺度锂电池火灾实验数据的验证,且应考虑锂电池火源其余热量在模型中的加入方式确保火源能量释放总量与实际相符。

参考文献 (References)

- [1] WEBSTER H. Fire protection for the shipment of lithium batteries in aircraft cargo compartments; DOT/FAA/AR-09/55[R]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2010: 1-4.
- [2] FENG X, SUN J, OUYANG M, et al. Characterization of penetration induced thermal runaway propagation process within a large format lithium ion battery module[J]. Journal of Power Sources, 2015, 275: 261-273.
- [3] SPINNER N S, FIELD C R, HAMMOND M H, et al. Physical and chemical analysis of lithium-ion battery cell-to-cell failure events inside custom fire chamber[J]. Journal of Power Sources, 2015, 279: 713-721.
- [4] 罗星娜,张青松,戚瀚鹏,等.基于计算流体动力学的锂离子电池热失控多米诺效应研究[J].科学技术与工程,2014,14(33):327-332.
- LUO X N, ZHANG Q S, QI H P, et al. Lithium-ion battery thermal runaway domino effect analysis based on the CFD[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(33): 327-332 (in Chinese).
- [5] 张青松,姜乃文,罗星娜,等.锂离子电池热失控多米诺效应实证研究[J].科学技术与工程,2016,16(10):252-256.
- ZHANG Q S, JIANG N W, LUO X N, et al. Lithium-ion battery thermal runaway domino effect experimental verification research[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(10): 252-256 (in Chinese).
- [6] Standards Policy and Strategy Committee. Reaction-to-fire tests-Heat release, smoke production and mass loss rate: BS ISO 5660-1[S]. London: British Standard Institution, 2015: 16-17.
- [7] FU Y, LU S, LI K, et al. An experimental study on burning behaviors of 18650 lithium ion batteries using a cone calorimeter[J]. Journal of Power Sources, 2015, 273: 216-222.
- [8] HUANG P, WANG Q, LI K, et al. The combustion behavior of large scale lithium titanate battery[J]. Scientific Reports, 2015, 5: 77-88.
- [9] PING P, WANG Q, HUANG P, et al. Thermal behaviour analysis of lithium-ion battery at elevated temperature using deconvolution method[J]. Applied Energy, 2014, 129: 261-273.
- [10] FINEGAN D P, SCHEEL M, ROBINSON J B, et al. In-operando high-speed tomography of lithium-ion batteries during thermal runaway[J/OL]. Nature Communications, 2015, 6: 2-4 [2016-03-15]. <http://www.nature.com/ncomms/2015/150428/ncomms7924/full/ncomms7924.html>.
- [11] FENG X, FANG M, HE X, et al. Thermal runaway features of large format prismatic lithium ion battery using extended volume accelerating rate calorimetry[J]. Journal of Power Sources, 2014, 255: 294-301.
- [12] JHU C Y, WANG Y W, WEN C Y, et al. Self-reactive rating of thermal runaway hazards on 18650 lithium-ion batteries[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2011, 106(1): 159-163.
- [13] 戚瀚鹏,张青松,宋广韬.非稳态火源热释放速率等效合成模型研究[J].安全与环境学报,2015,15(4):131-134.
- QI H P, ZHANG Q S, SONG G T. Innovated synthesis model of the heat releasing rate for the non-steady state fires[J]. Journal of Safety and Environment, 2015, 15(4): 131-134 (in Chinese).
- [14] LIU X, STOLIAROV S I, DENLINGER M, et al. Comprehensive calorimetry of the thermally-induced failure of a lithium ion battery[J]. Journal of Power Sources, 2015, 280: 516-525.
- [15] 张雯霞.锂离子电池电解液的锥形量热仪研究[D].合肥:中国科学技术大学,2015.
- ZHANG W X. Experimental study of electrolytes of lithium ion batteries by cone calorimeter[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2015 (in Chinese).
- [16] 胡棋威.锂离子电池热失控传播特性及阻断技术研究[D].北京:中国舰船研究院,2015.
- HU Q W. Study on lithium-ion batteries thermal runaway propagation characteristics and blocking techniques[D]. Beijing: China Ship Research and Development Academy, 2015 (in Chinese).

- [17] WU P, ROMBERG J, FENG X, et al. Thermal runaway propagation within module consists of large format li-ion cells [C] // Proceedings of SAE-China Congress 2015: Selected Papers. Beijing: Springer, 2015: 127-133.
- [18] LAMB J, ORENDORFF C J, STEELE L A M, et al. Failure propagation in multi-cell lithium ion batteries [J]. Journal of Power Sources, 2015, 283: 517-5230.
- [19] HATCHARD T D, MACNEIL D D, STEVENS D A, et al. Importance of heat transfer by radiation in Li-ion batteries during thermal abuse [J]. Electrochemical and Solid-State Letters, 2000, 3(7): 305-308.
- [20] WANG Q, PING P, ZHAO X, et al. Thermal runaway caused fire and explosion of lithium ion battery [J]. Journal of Power Sources, 2012, 208: 210-224.

作者简介:

张青松 男,博士,副教授。主要研究方向:锂电池火灾、危险品航空运输安全。

Analysis method of heat release rate of lithium-ion battery based on domino effect

ZHANG Qingsong*, CAO Wenjie, LUO Xingna, JIANG Naiwen

(School of Economics and Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The heat release rate of single lithium-ion battery measured by the commonly used experimental method is not able to reflect the heat losses caused by the domino effect and the intermittent changes during the transfer process of a large number of lithium-ion batteries within the air transport package. This paper, instead, proposes a method of equivalent analysis for the heat release rate of lithium-ion battery based on domino effect. Namely, the domino effect and the surface temperature of each battery after the thermal runaway of typical 18650 lithium-ion battery in 3×3 configuration were analyzed with the help of independently designed experimental platform. Using FLUENT to use the standard 18650 lithium-ion battery heat release rate curve for the same experimental conditions of lithium-ion battery thermal runaway simulation. Then dichotomy was used to revise the standard heat release rate to accord the surface temperature of the lithium-ion battery in simulation and in experiment to obtain equivalent heat release rate curve of lithium-ion battery to apply to further simulation. It turned out that the maximum temperature of each battery and the time to reach maximum temperature coincided with the experimental data, verifying the reliability of the revised equivalent heat release rate model. This method can be applied to obtain heat release rate of various types of lithium-ion batteries in different amount of package, therefore guiding the fire prevention and control project in the air transport of lithium-ion battery in practice.

Keywords: heat release rate; domino effect; thermal runaway; lithium-ion battery; air transport

Received: 2016-05-09; **Accepted:** 2016-05-27; **Published online:** 2016-06-22 17:49

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160622.1749.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China and the Civil Aviation Administration of China Joint Program (U1333123); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122015D002)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0395

超声行波驱动的玻璃表面液滴运动数值模拟



丘华川, 姜立标*

(华南理工大学 机械与汽车工程学院, 广州 510640)

摘 要: 针对液滴铺展和移动的动力学行为在工业生产和微流控芯片等领域有着重要作用,提出了一种基于超声行波理论的弹性体平板驱动模型,利用压电陶瓷的逆压电效应在弹性体玻璃产生超声行波从而驱动液滴运动。借助多物理场软件 COMSOL 建立液滴模型,首先进行行波分析,验证了驱动液滴的可行性。在 0 ~ 60 ms 中,液滴在超声行波的驱动下进行收缩-铺展的正弦振荡运动。然后通过液滴内部流场结构分析发现,当液滴半径铺展到最大后开始收缩时,液滴与基底接触面处的速度首先发生变化,表明液滴内部速度场的变化对接触线是否发生移动有着重要作用。液滴内部流场存在一个类似于椭圆形的漩涡,说明液滴运动不是单纯由于收缩-铺展而引起的平动,而是滚动着朝前运动。最后分别探讨了液滴移动速度与驱动电压、驱动频率以及动力黏度的关系,结果表明液滴移动速度受动力黏度影响较为显著。

关键词: 超声行波; 液滴; 接触线移动; 液滴振荡; 压电

中图分类号: O359; TB552; O323

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0908-10

液滴在平壁表面的铺展以及移动现象不仅在自然现象中广泛存在,如雨滴在树叶表面以及汽车风挡玻璃表面的润湿和滑落行为,而且在喷墨印刷、半导体元器件的制作和化妆品生产等工业过程^[1-2]以及微流控芯片^[3-5]等领域都有着非常重要的应用。

文献[6-8]分别在光滑表面和粗糙表面上建立了液滴的润湿模型,大量关于接触角模型和接触线移动的研究随之展开。文献[9]通过实验发现,在非理想表面接触角不是唯一的,存在接触角滞后,指出接触线发生移动的条件是接触角需增大到某个阈值 θ_a , 称为前进接触角。Daniel 等^[10-11]研究了在润湿滞后的状态下由表面能梯度引起的液滴运动,发现由于没能克服接触角滞后,液滴并未朝着梯度更加润湿的方向移动。但是滞后作用力在空间上是非对称的,沿梯度反方

向的值要大于沿梯度方向的值,因此施加非对称的周期作用力可以使液滴朝着更加润湿的区域运动。王晓东等^[12]对粗糙表面下润湿性接触角滞后的现象进行了实验研究,指出滞后张力可表示表面粗糙度对接触角滞后的影响。石自媛等^[13]采用格子 Boltzmann 方法研究了固/液界面上润湿性梯度引起表面张力变化从而驱动液滴的运动,对速度矢量分析,发现液滴是滚动着向亲水端运动的,在疏水端液滴内部出现一个漩涡,因此在流体界面处存在较大的剪切应力。文献[14]通过数值模拟了倾斜表面液滴在润湿性梯度驱动下爬坡的过程,也得到了类似的结论。周建臣等^[15]完成了液滴在超疏水表面上受迫振动的观察实验,发现在 80 ~ 120 Hz 的驱动频率内,接触线出现显著的固着-移动现象,指出液滴在低频的外界驱动力作用下的不同响应与接触线的振荡行为密

收稿日期: 2016-05-11; 录用日期: 2016-08-10; 网络出版时间: 2016-08-29 17:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1709.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51275175); 广东省自然科学基金(2014A030313254)

* 通讯作者: E-mail: jlb@scut.edu.cn

引用格式: 丘华川, 姜立标. 超声行波驱动的玻璃表面液滴运动数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 908-917.

QIU H C, JIANG L B. Numerical simulation of droplet motion on glass surface driven by ultrasonic travelling wave[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 908-917 (in Chinese).

切相关。

随着对接触角润湿滞后以及接触线移动的深入研究,微流体流动机理研究也得到了学者们的重视。Walker等^[16-18]针对受限系统的电润湿过程,提出了基于Hele-Shaw流的简化数值方法,同时构建了接触角饱和、滞后和黏弹运动等复杂情况的计算模型,并且通过数值方法对液滴分裂、合并和移动进行了研究。Li和Mugele^[19]对交流电润湿下的接触角进行实验研究,发现随着电压的增加,直流电润湿时液滴的滞后角几乎保持不变,而交流电润湿时滞后角趋近于零,因此电场力振荡有利于接触线移动,并不影响其后退。高阳等^[20]通过叉指换能器产生声表面波,实现了对水滴的驱动运动,在输入功率9 W时液滴运动的速度均值为5 mm/s。

虽然关于液滴收缩-铺展的动力学行为以及微流控芯片中的流体流动有较为全面的研究,但是基于超声行波驱动的平板模型液滴运动的机理研究方面还较少。笔者基于超声行波理论,构建了弹性体平板驱动模型,借助多物理场软件COMSOL对液滴运动特性进行数值模拟,首先验证了产生行波的可行性,然后分析在超声行波驱动下液滴移动的动力学行为,最后对液滴移动速度与驱动电压、驱动频率以及液滴动力黏度的关系进行探讨,为实际应用中的分区或分片压电陶瓷的生产制作以及在弹性体平板表面驱动液滴运动提供了一定的理论基础和依据。

1 数学模型

1.1 液滴润湿行为

当液滴被放置在固体表面时,接触角是指固体表面和液滴表面之间的角度,表征固体表面浸润行为。图1所示为液滴在水平固体表面上的接触角与表面张力,接触角描述了3个表面张力之间的平衡关系,三相之间的能量关系可通过杨氏方程^[6]进行描述,即

$$\cos \theta_Y = \frac{\gamma_{sg} - \gamma_{sl}}{\gamma_{lg}} \quad (1)$$

式中: θ_Y 为静态接触角; γ_{sg} 、 γ_{sl} 和 γ_{lg} 分别为固/气

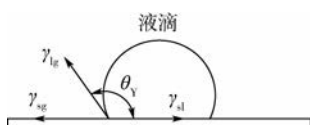


图1 液滴在水平固体表面上的接触角与表面张力

Fig.1 Contact angle and surface tensions of a droplet on horizontal solid surface

界面、固/液界面和液/气界面的表面张力。

1.2 液滴运动方程

基于质量守恒原理,液滴中任一点流体密度均满足连续方程^[21]为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (2)$$

式中: ρ 为液滴密度; t 为时间; \mathbf{V} 为液滴速度矢量。

对不可压缩的定常流动,连续方程简化为

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

基于动量守恒原理,液滴流动通常是不可压缩的定常流动,满足Navier-Stokes方程:

$$\rho \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \rho(\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{V} + \rho \mathbf{f} \quad (4)$$

式中: p 为压力; μ 为动力黏度; \mathbf{f} 为单位质量液滴的体积力。 $\rho \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \rho(\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V}$ 为单位体积液滴的惯性力。 $-\nabla p$ 表示作用于单位体积液滴所受的压强梯度; $\mu \nabla^2 \mathbf{V}$ 代表单位体积液滴所受的黏性力; $\rho \mathbf{f}$ 为单位体积液滴与所含质量有关的力。

2 超声行波理论与弹性体平板驱动模型

2.1 超声行波理论

对于有限长度的弹性体平板,由于存在端反射问题,因此比较困难产生较为理想的行波^[22],只能产生驻波。考虑到在平板上产生理想行波,需要在平板的另一端加上吸振器或者吸波材料,从而改善反射波的影响。通常在实际应用中,由于弹性体平板材料的内部阻尼会产生能量耗散作用,同时平板表面的液滴吸收行波的驱动作用,使超声行波的能量逐渐衰减,因此端反射回来的机械波也会大大减弱。根据波的叠加原理,平板表面将形成衰减的行波。弹性体平板超声行波驱动模型通过利用平板表面贴附的压电陶瓷产生逆压电效应激起衰减行波,从而驱动弹性体平板表面液滴沿行波方向移动。图2所示为弹性体平板模型产生超声行波, a 为位置间距。

两驻波方程分别为

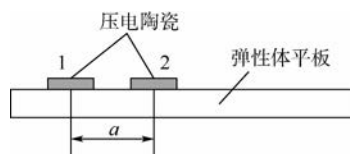


图2 弹性体平板模型产生超声行波

Fig.2 Elastic planar model used to generate ultrasonic travelling wave

$$W_1 = A[\sin(\omega t - kx) + \sin(\omega t + kx)] \quad (5)$$

$$W_2 = A\sin[\omega t - k(x + a) + \varphi] + A\sin[\omega t + k(x + a) + \varphi] \quad (6)$$

式中: A 为驻波振幅; ω 为振动角频率; k 为波数; φ 为振动相位差。

分别将式(5)和式(6)展开,可以得到

$$W_1 = 2A\sin(\omega t)\cos(kx) \quad (7)$$

$$W_2 = 2A\cos(ka)\cos(kx)\cos(\omega t)\sin\varphi + 2A\cos(ka)\cos(kx)\sin(\omega t)\cos\varphi - 2A\sin(ka)\sin(kx)\cos(\omega t)\sin\varphi - 2A\sin(ka)\sin(kx)\sin(\omega t)\cos\varphi \quad (8)$$

通常两激励电压的相位差为 90° , 即有

$$\cos\varphi = 0 \quad (9)$$

则式(8)化简为

$$W_2 = 2A\cos(ka)\cos(kx)\cos(\omega t) - 2A\sin(ka)\sin(kx)\cos(\omega t) \quad (10)$$

对比式(7), 此时需令

$$\begin{cases} \cos(ka) = 0 \\ \sin(ka) = 1 \end{cases} \quad (11)$$

由于 $k = 2$, 则有

$$2a = \frac{\pi}{2} + 2n\pi \quad n = 1, 2, \dots \quad (12)$$

即

$$a = \frac{4n + 1}{4}\pi \quad n = 1, 2, \dots \quad (13)$$

因此, 式(7)最终化简为

$$W_2 = -2A\sin(kx)\cos(\omega t) \quad (14)$$

则两驻波合成后能够产生单向行波

$$W = W_1 + W_2 = 2A\sin(\omega t - kx) \quad (15)$$

需要多点激励产生行波时, 只要两两之间满足在空间上和相位上相差 90° 即可。

2.2 弹性体平板驱动模型

根据 2.1 节中的超声行波理论, 提出如图 3 所示的模型结构。该模型结构较为简单, 在玻璃左端表面依次贴上 4 片压电陶瓷, 极化方向均为 z 方向, 压电陶瓷与玻璃的接触面统一为接地, 其另一面分别接通正弦交流电为 $U\sin(\omega t)$ 、 $U\cos(\omega t)$ 、 $-U\sin(\omega t)$ 和 $-U\cos(\omega t)$, U 为驱动电压幅值, 利用压电陶瓷的横向效应, 形成时间上和空间上分别相差 90° 的驻波, 因此在玻璃中形成

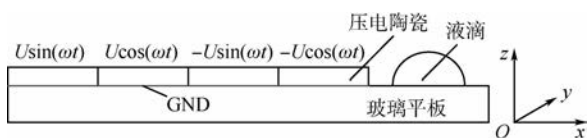


图 3 产生超声行波的结构简图

Fig. 3 Structure diagram of generating ultrasonic travelling wave

超声行波, 从而驱动液滴移动。

建立数学模型时假设: ①液滴流动为层流不可压缩; ②假定液滴移动过程中液滴与壁面的接触角为静态接触角, 忽略液滴运动时动态接触角受接触线移动速度以及壁面粗糙度的影响; ③液滴的半径为 2 mm , 小于毛细长度 $l_c = \sqrt{\gamma/(\rho g)}$ (约为 2.67 mm), 表面张力 γ 为 0.07 N/m , 密度 ρ 为 1000 kg/m^3 , 重力加速度 g 为 9.8 m/s^2 , 忽略重力的影响。

3 数值仿真建模

3.1 几何模型

液滴为椭球形, 其长半轴 R 和短半轴 h 分别为 2.0 和 1.8 mm 。几何模型的结构参数见表 1。

表 1 几何模型的结构参数

Table 1 Structure parameters of geometric model

类型	长度/mm	厚度/mm
玻璃平板	150	3
压电陶瓷	$5\pi/4$	1

3.2 边界条件

物理场接口选择层流两相流-移动网格和压电设备。多物理场耦合固体力学、静电和层流两相流, 压电效应耦合固体力学和静电。

3.2.1 固体力学

对固体力学, 线弹性材料设置为几乎不可压缩材料。通常在 3D 笛卡儿坐标系中, 压电陶瓷的材料参数为沿 z 方向极化, 因此需旋转压电陶瓷的极化方向对准默认坐标系 y 方向。选择材料的方向为 xz 平面, 旋转材料使它的 z 方向与默认坐标系的 y 方向重合, 材料的 x 方向与默认坐标系的 x 方向重合。在本文研究中, 将默认坐标系设置为 $x-z$ 坐标系。对于平板玻璃, 左端为固定约束, 右端为自由边界条件。

3.2.2 层流两相流

对层流两相流-移动网格, 设置液滴与玻璃表面的接触角 θ 为 $\pi/2$ 。

液滴流经玻璃表面会受到表面的影响, 通常边界处的流动速度会逐渐趋于壁面的速度。由于玻璃表面静止, 通常情况下液滴在壁面处的移动速度为零。经过管道流的实验发现, 有时管道流量的实验测量值会大于理论值, 尤其当管道壁面由疏水材料制作, 实验流量会显著增加。Navier 在 1823 年提出了线性滑移边界条件, 靠近固体表面存在一个滑移速度 $u_{\text{slip}}^{[23]}$ 。为了消除 $z = 0$ 时, 存在剪切应力趋向于无穷大而引起润湿接触线处

的应力奇异性^[24]的情况,更加真实反映液滴在固-液接触界面上的速度,采用 Navier 线性滑移边界条件:

$$u_{slip} = \beta \frac{\partial u}{\partial z} \quad (16)$$

在 $z=0$ 处设置 Navier 滑移长度 $\beta = 0.2\Delta h$,边界条件选择为静态壁,其中 Δh 为局部的网格单元尺寸。

预置网格位移,选择 $dz=0$,即

$$w = 0 \quad (17)$$

对外部流体界面,设置表面张力 γ 为 0.07 N/m 。全局坐标系下,在 $t = 0 \text{ s}$ 时, $\mathbf{V} = (u, w) = (0, 0) \mu\text{m/s}$,其中 u 和 w 分别为沿 x 和 z 方向的速度。

3.3 材料参数

锆钛酸铅 (PZT) 属于人工材料,需经过极化过程才能表现出压电特性。压电陶瓷的材料选择 PZT-4,弹性体平板的材料选择 Glass (quartz),液滴的材料选择 Water, liquid。25 °C 下液滴的动力黏度为 $0.893 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$,密度为 1000 kg/m^3 。

$$C_E = \begin{bmatrix} 13.8999 & 7.78366 & 7.42836 & 0 & 0 & 0 \\ 7.78366 & 13.8999 & 7.42836 & 0 & 0 & 0 \\ 7.42836 & 7.42836 & 11.5412 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2.5641 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2.5641 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.0581 \end{bmatrix} \times 10^{10} \text{ Pa}$$

3.4 网格划分

为了保证数值仿真的精度,这就要求在划分网格时尽量增加网格数来减小网格尺寸,但是这将增加了计算机内存的开销,数值仿真时间会大大增加,因此,为了平衡仿真精度与模拟时间,使用物理场控制的自适应网格划分,选择网格类型为粗化。本文的最大驱动频率为 3 MHz,在用户控制网格中可以看到对液滴校准的网格划分类型为流体动力学,最大单元尺寸为 0.624 mm ,最小单元尺寸为 0.024 mm ,满足模拟精度要求。

4 行波分析

驱动频率为压电陶瓷一阶谐振频率且 $f = 2.2121 \times 10^5 \text{ Hz}$,此时可以计算得到振动周期 $T \approx 0.00452 \text{ ms}$,驱动电压为 40 V ,30 ms 以后取 20 个周期对模型进行瞬态分析,数值模拟时间设置为: $\text{range}(0, 0.01, 30)$, $\text{range}(30, 4.52 \times 10^{-4}, 30.0904)$,单位为 ms。记录弹性体平板玻璃质点 $x = 20 \text{ mm}$, $z = 2 \text{ mm}$ 处的 1 个周期内质点运动轨迹,如图 4 所示。表 3 为对应为图 4 中所观测质

压电陶瓷 PZT-4 的密度为 7500 kg/m^3 ,玻璃的材料参数见表 2。

表 2 玻璃的材料参数

Table 2 Material parameters of glass

参数	弹性模量/Pa	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	泊松比
数值	7×10^{10}	2 210	0.24

压电陶瓷 PZT-4 的压电矩阵为

$$e = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -5.20279 \\ 0 & 0 & -5.20279 \\ 0 & 0 & 15.0804 \\ 0 & 12.7179 & 0 \\ 12.7179 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ C/m}^2$$

相对介电常数矩阵为

$$\epsilon_{rs} = \begin{bmatrix} 762.5 & 0 & 0 \\ 0 & 762.5 & 0 \\ 0 & 0 & 663.2 \end{bmatrix}$$

弹性矩阵为

$$C_E = \begin{bmatrix} 13.8999 & 7.78366 & 7.42836 & 0 & 0 & 0 \\ 7.78366 & 13.8999 & 7.42836 & 0 & 0 & 0 \\ 7.42836 & 7.42836 & 11.5412 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2.5641 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2.5641 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3.0581 \end{bmatrix} \times 10^{10} \text{ Pa}$$

点 x 和 z 方向位移与时间的关系,可以知道运动轨迹相对坐标原点来说是顺时针方向。由于仿真时给定的周期不是精确值,并且由于存在端反射问题,引起机械波振幅会出现叠加,其幅值存在细微变化,因此所观测质点的轨迹不是闭合的椭圆运动轨迹,可以看到,椭圆轨迹较为规整,这与文献[3]中圆环超声行波微泵模型的行波运动分析结果相一致。

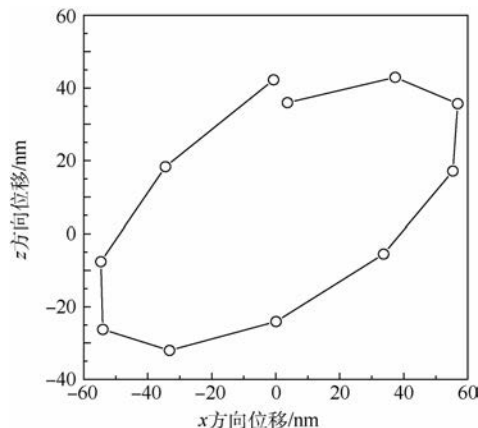


图 4 质点的椭圆运动轨迹

Fig. 4 Elliptical motion trail of particle

对弹性体平板玻璃 x 方向为 20 ~ 60 mm 区间, z 方向恒定为 2 mm, 观察在此截面上行波的瞬时状态, 如图 5 所示。可以看到随着时间推移, 该波形沿着 x 轴的正方向移动, 表明液滴的运动方向也将是沿着 x 轴的正方向运动, 验证了驱动液滴的可行性。

表 3 质点的瞬时位移

Table 3 Instantaneous displacement of particle

时间/ms	x 方向位移/nm	z 方向位移/nm
30.085 880	3.654 254	35.945 566
30.086 332	37.307 580	42.905 864
30.086 784	56.858 371	35.665 642
30.087 236	55.340 976	17.141 958
30.087 688	33.690 540	-5.537 054
30.088 140	0.086 644	-24.081 458
30.088 592	-33.196 754	-32.023 728
30.089 044	-54.042 325	-26.239 285
30.089 496	-54.650 676	-7.623 552
30.089 948	-34.476 498	18.330 271
30.090 400	-0.687 655	42.223 590

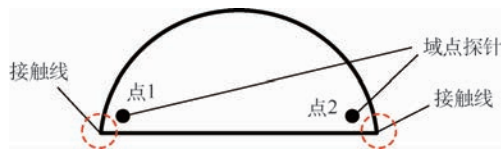


图 6 添加域点探针

Fig. 6 Adding domain point probe

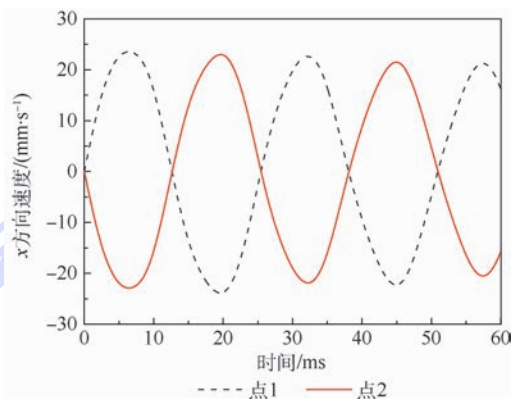
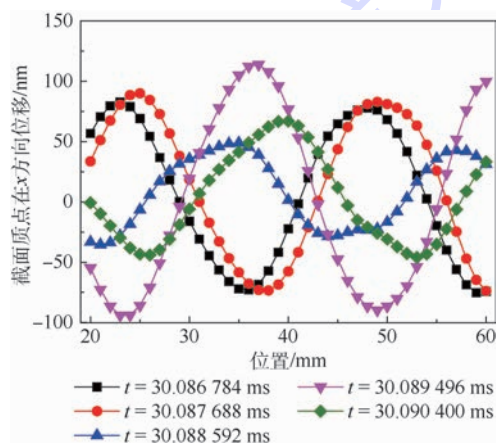
图 7 液滴内部两点沿 x 方向的速度Fig. 7 Velocity of two points inside droplet along x direction

图 5 行波瞬时状态

Fig. 5 Transient state of travelling wave

5 结果与讨论

本文中忽略了液滴重力的影响, 考虑表面张力与滑移边界条件影响下液滴的运动, 激励频率为压电陶瓷一阶固有频率, 所施加交流电的电压幅值为 40 V, 仿真时间为 60 ms, 时间步长为 0.01 ms。在靠近液滴接触线的内部两点添加域点探针, 两域点探针对称分布, 见图 6, 分别记录两域点探针沿 x 方向的速度变化, 如图 7 所示。可以看到, 液滴在超声行波的驱动下进行收缩-铺展的正弦振荡运动, 由图 7 可以知道振动周期约为 26 ms, 可计算得到液滴的振动圆频率约为 38.5 Hz, 与激励频率并不一致。因为对压电陶瓷施加的交流电的频率达到数万赫兹时, 液滴不能及时地响应高频信号的激励。采用不同的超声行

波激励频率以及驱动电压分别进行仿真分析, 测得的液滴振动周期仍然约为 26 ms。Lamb^[25] 忽略液滴的黏性阻尼, 提出了自由液滴的不同共振模式下的频率表达式, 再结合所研究的液滴为椭圆, 于是可以将方程写为

$$f_n = \sqrt{n(n-1)(n+2)} \frac{\gamma}{2\pi^2 \rho R^2 h} \quad (18)$$

式中: R 为椭圆的长半轴; h 为椭圆的短半轴; n 为模态阶数, $n \geq 2$ 。

此时, $R = 2 \times 10^{-3}$ m 和 $h = 1.8 \times 10^{-3}$ m 代入式 (18) 计算可得, 当 $n = 2$ 时, 则有 $f_2 = 62.8$ Hz, 对应为第 2 阶共振模态。因此, 液滴在高频信号的激励下, 推断液滴由于超声行波的驱动, 受到表面张力、接触线滞后和基底驱动力等的相互耦合作用, 以其第 1 阶低频摇摆模态进行着收缩-铺展的运动。

图 8 所示为液滴在不同时刻下分别沿 x 方向和 z 方向的运动状态, 红色代表速度为正值, 蓝色代表速度为负值。① $t = 5$ ms 时, 液滴处于收缩阶段。对 x 方向而言, 液滴中间部分的速度几乎为零; 对 z 方向而言, 液滴与基底接触的速度几乎为零。② $t = 10$ ms 时, 液滴此时仍然处于收缩的运动状态, 但收缩的程度减小, 可以看到 z 方向上液滴左、右两侧接触线处有明显的沿 z 轴的速度。可见, 接触线是否发生移动对液滴的响应起着重要作用。③ $t = 15$ ms 时, 液滴已经处于铺展状态, 在 z 方向上液滴整体速度沿 z 轴负方向, 并且速

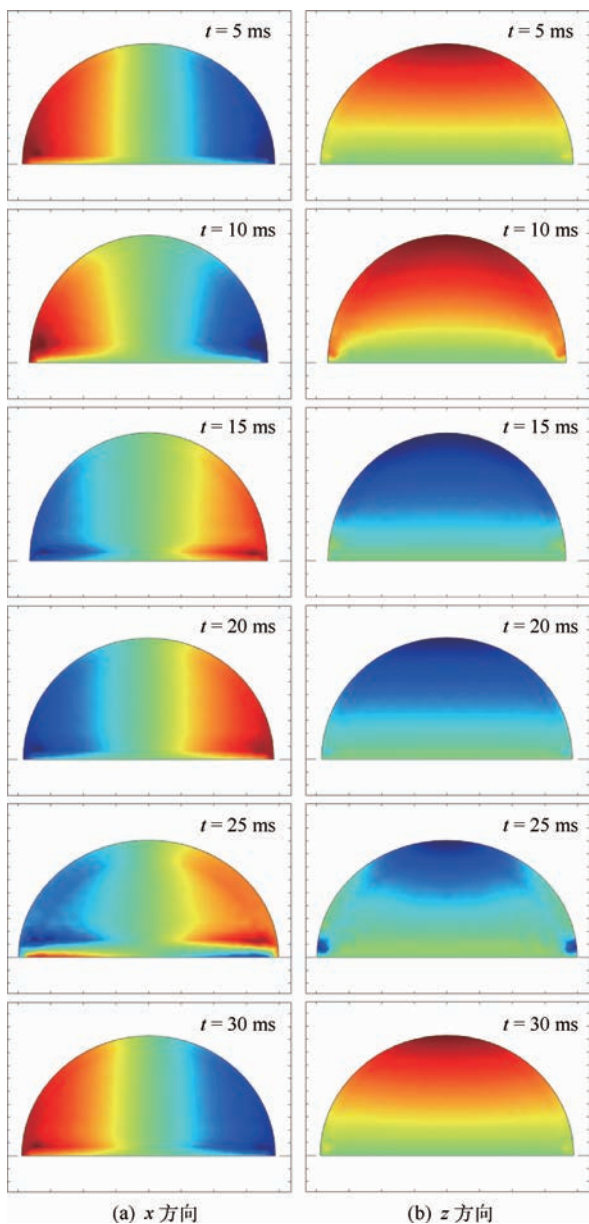


图 8 不同时刻下的液滴运动状态

Fig. 8 Droplet motion state at different moments

度逐渐减小;与基底接触的速度几乎为零,但是液滴的两侧接触线处有明显的沿 z 轴负方向的速度。④ $t = 20 \text{ ms}$ 时,液滴仍处于铺展状态。⑤ $t = 25 \text{ ms}$ 时,可以看到,液滴半径铺展到最大后开始收缩。有一个特别的现象是,在 x 方向上,与基底接触面处的速度首先发生变化。可见,液滴内部速度场的变化对接触线是否发生移动有着重要作用。在接触线处沿 z 轴负方向存在有速度量,而与基底接触的速度几乎为零。⑥ $t = 30 \text{ ms}$ 时,液滴处于类似于 $t = 5 \text{ ms}$ 时的运动状态。综合以上沿 z 方向的速度分析,可以得出液滴与基底接触的速度几乎为零,但是接触线处有明显不为零的速度量,可以推断接触线是否发生移动与速度的变化密切相关。

考虑到图 8 中接触线处有明显的沿 z 轴的速度情况,图 9 为 $t = 10 \text{ ms}$ 和 $t = 25 \text{ ms}$ 时液滴的流场。 $t = 10 \text{ ms}$ 时,液滴仍处于收缩状态,但是与基底接触的速度开始发生变化,呈现速度对抗,表明液滴有铺展的趋势。在忽略重力影响的情况下,推断液滴内部速度场的变化为基底驱动力、表面张力和黏性滞后等作用的耦合结果。 $t = 25 \text{ ms}$ 时,由于远离基底的速度在表面张力的作用下还未完全减小至零,此时在基底驱动力的作用下与基底接触的速度已经发生 180° 的改变,从而导致了液滴两侧出现漩涡。

为研究液滴内部流场的分布,其驱动频率 $f = 2.2121 \times 10^5 \text{ Hz}$,驱动电压幅值 $U = 40 \text{ V}$,仿真时间为 10 s ,时间步长为 0.01 s ,网格划分为更加细化。图 10 所示为在 $t = 5 \text{ s}$ 时液滴的流场图,液滴移动方向为 x 正方向,分析发现 $t = 2 \text{ s}$ 和 $t = 10 \text{ s}$ 时的结果是类似的。对液滴速度矢量分析,可以看到液滴左侧内部出现一个漩涡,这与文献[13]使用格子 Boltzmann 方法研究润湿性梯度驱动液滴运动时液滴内部速度矢量是一致的。从漩涡分析发现漩涡两侧的接触角存在显著差异,文献[26]中提到,只要液滴两侧接触角的最大差值大于接触滞后的阈值,液滴将发生移动。漩涡中心为近似为一椭圆,其长轴与 x 轴的夹角大约

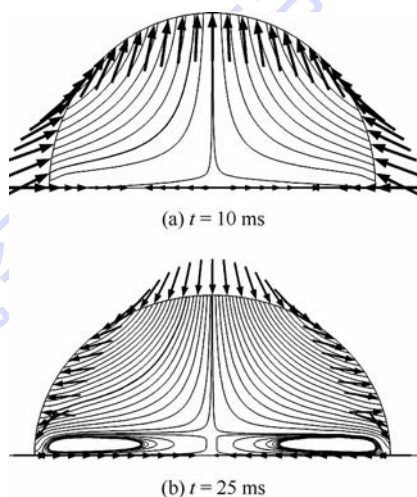


图 9 不同时刻下液滴的流场

Fig. 9 Flow field of droplet at different moments

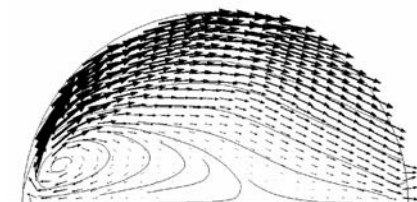


图 10 液滴流线图 ($t = 5 \text{ s}$)

Fig. 10 Streamline of droplet ($t = 5 \text{ s}$)

为 45° ,越往外的椭圆(非规则椭圆)的长轴与 x 轴的夹角逐渐减小。可以认为,在惯性作用下沿着基底方向上液滴运动的对称性被打破,因此引起液滴的纯粹受迫运动。综合图8的分析,可以得出液滴运动不是单纯由于收缩-铺展而引起的平动,而是类似于棘轮效应的运动,液滴滚动着朝前运动。

5.1 液滴移动速度与驱动电压的关系

在压电陶瓷上分别施加交流电的激励频率为 1.6×10^5 、 2.212×10^5 和 1×10^6 Hz,液滴动力黏度为 0.893×10^{-3} Pa·s,驱动电压为40~100 V,电压间隔为5 V,液滴移动速度与驱动电压之间的关系如图11所示。对PZT压电陶瓷来说,振动位移与驱动电压近似为线性关系。可见,液滴移动速度总体上随驱动电压的增加而增大。液滴移动速度随驱动电压呈现波动性增加,由于振动位移增加非常小,因此速度的增幅也非常微小。

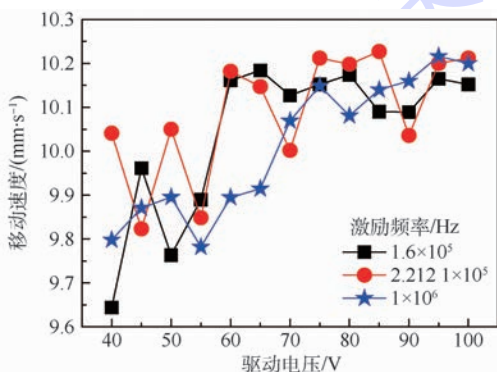


图11 液滴移动速度随驱动电压的变化

Fig. 11 Variation of droplet moving velocity with driving voltage

5.2 液滴移动速度与驱动频率的关系

25℃下液滴的动力黏度为 0.893×10^{-3} Pa·s,在压电陶瓷上所施加的驱动电压为40 V,驱动频率为1~3 MHz,频率间隔为0.1 MHz,液滴移动速度与驱动频率之间的关系如图12所示。

利用COMSOL多物理场仿真软件进行频率扫描的频域分析,在后处理结果中建立一维绘图

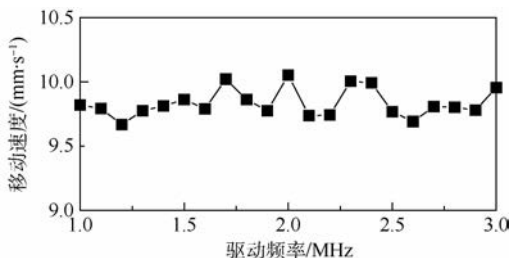


图12 液滴移动速度随驱动频率的变化

Fig. 12 Variation of droplet moving velocity with driving frequency

组,使用全局绘图,可得到压电振子任意一点的导纳频率响应曲线,如图13所示。由图可见,压电振子导纳图在谐振频率附近都出现了一个峰值点和谷值点,电压相位在峰值点和谷值点之间发生突变。这是由于将交流电压施加于压电振子上,压电振子产生机械变形,同时由于机械变形导致正压电效应产生了一定的电压,对所施加的交流电压进行反馈。当外加交流电压的频率与压电振子的机械谐振频率接近时,压电振子的机械振动幅度将变得更大,驱动电压与反馈电压同相相加,流过压电振子的电流最大,此时对应压电振子的导纳最大,即阻抗最小。当继续增加驱动电压的频率并超过谐振点,反馈电压逐渐滞后驱动电压,并在某个频率处与驱动电压反相,使流压电振子的电流最小,压电振子呈现出导纳最小,即阻抗最大。

由于液滴是以第1阶低频摇摆模态运动的,从图12中可以看到,驱动频率的变化对液滴移动速度的影响并不大,但是随驱动频率的增加,液滴速度呈现出与压电振子输入导纳响应曲线的相同特性,液滴移动速度在9.5~10.0 mm/s之间波动。

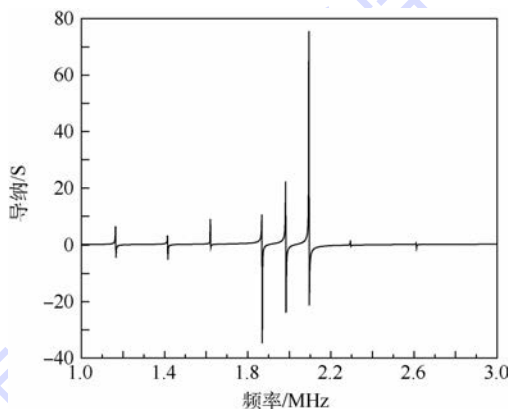


图13 压电振子的阻抗频率响应曲线

Fig. 13 Impedance frequency response curve of piezoelectric vibrator

5.3 液滴移动速度与动力黏度的关系

在压电陶瓷上施加交流电的驱动频率为 2.2121×10^5 Hz,驱动电压为40 V,液滴移动速度与液滴动力黏度之间的关系见图14。可见,液滴移动速度在整体趋势上随动力黏度的增加而减小,液滴移动速度与动力黏度成反比例函数关系。在动力黏度为 0.800×10^{-3} ~ 1.005×10^{-3} Pa·s之间进行了较为细致地研究,此时对应的温度为20~30℃,发现液滴移动速度变化的差值不大,随动力黏度的增加而波动性减小。动力

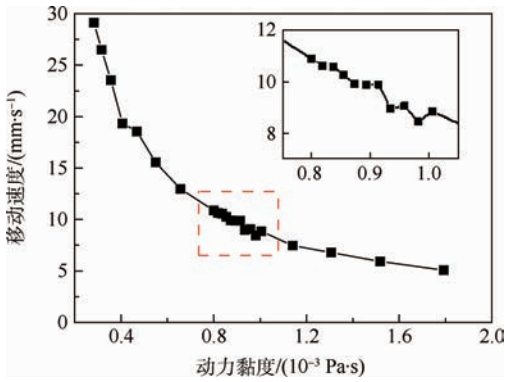


图14 液滴移动速度随动力黏度的变化

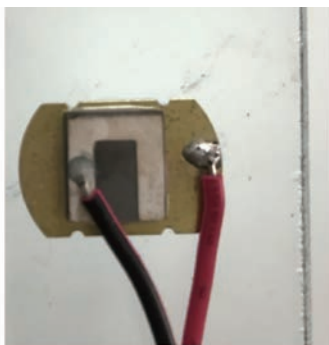
Fig. 14 Variation of moving velocity of droplet with dynamic viscosity

黏度为 $0.283 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 时,液滴移动速度为 29.125 mm/s ;动力黏度为 $1.792 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 时,液滴移动速度为 5.0734 mm/s 。因此,动力黏度对液滴移动速度的影响非常明显。经过曲线拟合,得到液滴移动速度与动力黏度的表达式为

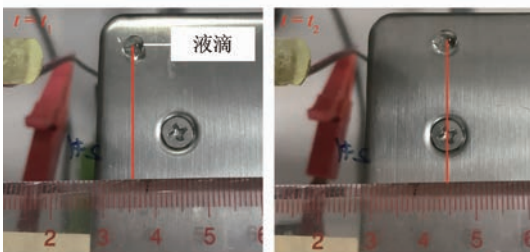
$$v = 8.72766(1000\mu)^{-0.95369} \quad (19)$$

5.4 实验结果

图15(a)所示为分区压电陶瓷,图15(b)所示为疏水玻璃表面,利用压电陶瓷产生超声行波驱动液滴运动的实验结果。实验样品压电陶瓷贴于玻璃一侧,贴有压电陶瓷的一侧朝下放置。实验工况为 25°C 、液滴动力黏度为 $0.893 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ 、液滴静态接触角为 90° 、驱动电压为 100 V 、驱动频率为 900 kHz 。在 t_1 时刻下液滴静止于玻璃表



(a) 分区压电陶瓷



(b) 疏水玻璃表面

图15 液滴运动实验结果

Fig. 15 Experimental results of droplet motion

面, t_2 时刻液滴停止运动,在 $t_1 \sim t_2$ 阶段液滴处于运动状态,且移动速度约为 9 mm/s 。本文所设计的弹性体平板驱动模型的液滴移动速度能够与图15的实验结果较好地吻合。

6 结论

本文基于超声行波理论提出了一种弹性体平板驱动模型,研究了疏水表面液滴的运动特性,主要得出以下结论:

1) 随着时间推移,弹性体平板超声行波驱动模型所产生的行波沿着 x 轴的正方向移动,表明液滴的运动方向也将是沿着 x 轴的正方向运动,验证了驱动液滴的可行性。

2) 液滴在超声行波的驱动下进行收缩-铺展的正弦振荡运动。液滴在高频信号的激励下,推断液滴由于超声行波的驱动,受到表面张力、接触线滞后和基底驱动力等的相互耦合作用,以其第1阶低频摇摆模态进行着收缩-铺展的运动。

3) 通过流场分析发现,当液滴半径铺展到最大后开始收缩时,液滴与基底接触面处的速度首先发生变化,表明液滴内部速度场的变化对接触线是否发生移动有着重要作用。液滴内部流场存在一个类似于椭圆形的漩涡,说明液滴运动不是单纯由于收缩-铺展而引起的平动,而是滚动着朝前运动。

4) 探讨了液滴移动速度与驱动电压、驱动频率以及动力黏度的关系,结果表明液滴移动速度受动力黏度影响较为显著,受驱动电压和驱动频率的影响甚小。这为实际应用中的分区或分片压电陶瓷的生产制作以及在弹性体平板表面驱动液滴运动提供了一定的理论基础和依据。

参考文献 (References)

- [1] BECKER J, GRUN G. The thin-film equation: Recent advances and some new perspectives[J]. Journal of Physics Condensed Matter, 2005, 17(9): S291-S307.
- [2] SINGHAL V, GARIMELLA S V, RAMAN A. Microscale pumping technologies for microchannel cooling systems[J]. Applied Mechanics Reviews, 2004, 57(3): 191.
- [3] 魏长智, 魏守水, 张冲. 超声行波微流体驱动的流动特性分析[J]. 应用基础与工程科学学报, 2013, 21(1): 97-106.
WEI C Z, WEI S S, ZHANG C. Flow characteristics analysis of ultrasonic traveling wave micro-fluid driving[J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2013, 21(1): 97-106 (in Chinese).
- [4] SHI W, QIN J, YE N, et al. Droplet-based microfluidic system for individual Caenorhabditis elegans assay[J]. Lab on a Chip, 2008, 8(9): 1432-1435.

- [5] ABDELGAWAD M, WATSON M W, WHEELER A R. Hybrid microfluidics: A digital-to-channel interface for in-line sample processing and chemical separations [J]. *Lab on a Chip*, 2009, 9(8): 1046-1051.
- [6] YOUNG T. An essay on the cohesion of fluids [J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1805, 95: 65-87.
- [7] WENZEL R N. Resistance of solid surface to wetting by water [J]. *Industrial & Engineering Chemistry*, 1936, 28(8): 988-994.
- [8] CASSIE A B D, BAXTER S. Wettability of porous surfaces [J]. *Transactions of Faraday Society*, 1944, 40: 546-551.
- [9] CHAUDHURY M K, WHITESIDES G M. How to make water run uphill [J]. *Science*, 1992, 256(5063): 1939-1541.
- [10] DANIEL S, CHAUDHURY M K. Rectified motion of liquid drops on gradient surfaces induced by vibration [J]. *Langmuir*, 2002, 18(9): 3404-3407.
- [11] DANIEL S, SIRCAR S, GLIEM J, et al. Ratcheting motion of liquid drops on gradient surfaces [J]. *Langmuir*, 2004, 20(10): 4085-4092.
- [12] 王晓东, 彭晓峰, 陆建峰, 等. 粗糙表面接触角滞后现象分析 [J]. *热科学与技术*, 2003, 2(3): 230-234.
WANG X D, PENG X F, LU J F, et al. Analysis of contact angle hysteresis on rough surfaces [J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2003, 2(3): 230-234 (in Chinese).
- [13] 石自媛, 胡国辉, 周哲玮. 润湿性梯度驱动液滴运动的格子 Boltzmann 模拟 [J]. *物理学报*, 2010, 59(4): 2595-2600.
SHI Z Y, HU G H, ZHOU Z W. Lattice Boltzmann simulation of droplet motion driven by gradient of wettability [J]. *Acta Physica Sinica*, 2010, 59(4): 2595-2600 (in Chinese).
- [14] DAS A K, DAS P K. Multimode dynamics of a liquid drop over an inclined surface with a wettability gradient [J]. *Langmuir*, 2010, 26(12): 9547-9555.
- [15] 周建臣, 耿兴国, 林可君, 等. 微液滴在超疏水表面的受迫振动及其接触线的固着-移动转变 [J]. *物理学报*, 2014, 63(21): 216801.
ZHOU J C, GENG X G, LIN K J, et al. Stick-slip transition of a water droplet vibrated on a superhydrophobic surface [J]. *Acta Physica Sinica*, 2014, 63(21): 216801 (in Chinese).
- [16] WALKER S W, SHAPIRO B. A control method for steering individual particles inside liquid droplets actuated by electrowetting [J]. *Lab on a Chip*, 2005, 5(12): 1404-1407.
- [17] WALKER S W, SHAPIRO B. Modeling the fluid dynamics of electrowetting on dielectric (EWOD) [J]. *Journal of Microelectro-mechanical Systems*, 2006, 15(4): 986-1000.
- [18] WALKER S W, SHAPIRO B, NOCHETTO R H. Electrowetting with contact line pinning: Computational modeling and comparisons with experiments [J]. *Physics of Fluids*, 2009, 21(10): 443-451.
- [19] LI F, MUGELE F. How to make sticky surface slippery: Contact angle hysteresis in electrowetting with alternating voltage [J]. *Applied Physics Letters*, 2008, 92(24): 244108.
- [20] GAO Y, LI Y G, ZHANG J F. Two-dimensional actuation of liquid using surface acoustic wave [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(7): 1548-1552.
- [21] BATCHELOR G K. An introduction to fluid dynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2000: 73-79.
- [22] BAL G, BEKIROGLU E. Servo speed control of travelling-wave ultrasonic motor using digital signal processor [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2004, 109(3): 212-219.
- [23] NETO C, EVANS D R, BONACCURSO E, et al. Boundary slip in Newtonian liquids: A review of experimental studies [J]. *Reports on Progress in Physics*, 2005, 68(12): 2859-2897.
- [24] BLAKE T D, HAYNES J M. Kinetics of liquid/liquid displacement [J]. *Journal of Colloid and Interface Science*, 1969, 30(3): 421-423.
- [25] LAMB H. Hydrodynamics [J]. *Hydrodynamics* New York Dover, 1932, 6(4): 181-185.
- [26] DONG L, CHAUDHURY A, CHAUDHURY M K. Lateral vibration of water drop and its motion on a vibrating surface [J]. *European Physical Journal E*, 2006, 21(3): 231-242.

作者简介:

丘华川 男, 硕士研究生。主要研究方向: 汽车前风挡玻璃超声振动除水。

姜立标 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 汽车前风挡玻璃超声振动除水、车辆系统动力学与电子控制。

Numerical simulation of droplet motion on glass surface driven by ultrasonic travelling wave

QIU Huachuan, JIANG Libiao*

(School of Mechanical and Automotive Engineering, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China)

Abstract: Aimed at the situations of the spreading and moving dynamics behavior of the droplet that plays an important role in industrial production and microfluidic chips, an elastic planar model based on the theory of ultrasonic travelling wave was proposed. The droplet on the elastic glass surface was driven by ultrasonic travelling wave generated by the inverse piezoelectric effect of piezoelectric ceramic. The droplet model was built with multi-physics field software COMSOL. Firstly, through the analysis of the ultrasonic travelling wave, the feasibility of the model was verified. During the period of 0 to 60 ms, the droplet behaves a shrinking-spreading sinusoidal oscillation motion driven by ultrasonic travelling wave. Then, the internal flow structure inside the droplet was also investigated. When the droplet radius spreads to the maximum and begins to shrink, the velocity inside the contact surface between the droplet and the substrate changes first. It shows that the change of the velocity field inside the droplet plays an important role in the motion of the contact line. There is a similar elliptic vortex in the flow field inside the droplet, which illustrates that the droplet motion is not a simple translation induced by shrinking-spreading, but a forward movement with rolling. Finally, we studied the dependency of the moving velocity of the droplet on the parameters (driving voltage, driving frequency and dynamic viscosity) via simulations. The results show that the moving velocity of the droplet is significantly influenced by the dynamic viscosity.

Keywords: ultrasonic travelling wave; droplet; contact line motion; droplet oscillations; piezoelectric

Received: 2016-05-11; **Accepted:** 2016-08-10; **Published online:** 2016-08-29 17:09

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1709.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51275175); Natural Science Foundation of Guangdong Province (2014A030313254)

* **Corresponding author.** E-mail: jlb@scut.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0357

氧在钒中基本热力学行为的第一性原理研究

桂漓江¹, 刘悦林^{2,*}

(1. 中国科学院 电工研究所, 北京 100190; 2. 烟台大学 光电信息科学技术学院, 烟台 264005)



摘 要: 钒(V)是核聚变反应堆结构材料的重要候选材料。实验表明杂质氧(O)会对V的结构和力学性能产生极大的影响。采用基于密度泛函理论的第一性原理方法研究了O在V中热力学稳定性、扩散特性以及与缺陷空位的相互作用。O在V中易于占据八面体间隙位,其溶解能为 -4.942 eV 。O在间隙位的最佳扩散路径为八面体间隙位 \rightarrow 四面体间隙位 \rightarrow 八面体间隙位,扩散激活能为 1.728 eV ,在此基础上对不同温度下的扩散系数在文中给出了详细分析。O在V中与空位存在很强的吸引相互作用,1个O原子和2个O原子被空位捕获时的捕获能分别为 -0.484 eV 和 -0.510 eV 。当O原子的数量超过3,其捕获能变为正值 0.382 eV ,因此单空位最多能够结合2个O原子,这意味着“ $\text{O}_1\text{-vacancy}$ ”和“ $\text{O}_2\text{-vacancy}$ ”团簇在V中很容易形成。这些研究结果将对V基合金在核聚变反应堆中的最终应用具有一定的参考价值。

关键词: 钒; 杂质氧; 扩散特性; 缺陷空位; 第一性原理

中图分类号: TG111

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0918-09

能源是人类长期生存和发展的一个关键问题。在煤炭和石油等不可再生能源即将消耗殆尽的今天,寻找替代能源来满足人类的需要是一个非常重要的课题。尽管裂变能目前成为一种重要的能量来源,但是核裂变采用的核燃料铀储量有限、核燃料和核废料具有高放射性存在安全隐患问题,影响了其进一步发展,而且铀几千年之后也将消耗殆尽。与之相比,核聚变能是清洁的安全能源,其燃料氘在海水中几乎取之不尽用之不竭。因此,核聚变能由于具有安全可靠、无污染等优点而被视为人类的持久能源。

然而,可控热核聚变技术现在还处于一个相当不成熟的阶段。核聚变反应的发生非常困难(因为原子核之间存在很强的库仑排斥作用),必须使反应气体电离成为等离子体并加热至极端的高温。当前一般使用磁约束热核聚变的方法,托

卡马克装置是迄今为止最有使用发展前途的磁约束热核聚变装置。2006年11月,欧盟、美国、中国、俄罗斯、日本、韩国和印度七方在巴黎正式签署协议,启动国际热核聚变实验反应堆计划,为将来进一步发展聚变反应堆奠定基础。

聚变能源应用的最终实现除了要解决可控热核聚变这一物理问题之外,在很大程度上决定于可控热核聚变装置托卡马克以及未来反应堆中关键材料问题的解决。核能界公认聚变反应堆材料是开发核聚变能的最关键技术之一。核聚变反应装置面对等离子体材料(plasma facing material)和起机械支撑的结构材料(structural material)的选择尤为关键。面对等离子体材料为托卡马克装置中直接面对等离子体的材料^[1-4],而结构材料在面等离子体材料后面起机械支撑作用^[5],它们不断受到来自等离子体的各种粒子如氘、氦、 α 粒

收稿日期: 2016-04-29; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-07-04 11:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160704.1148.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11575153)

* 通讯作者: E-mail: liuyel@ytu.edu.cn

引用格式: 桂漓江, 刘悦林. 氧在钒中基本热力学行为的第一性原理研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 918-926.

GUI L J, LIU Y L. Basic thermodynamic property of oxygen in vanadium: A first-principles study[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 918-926 (in Chinese).

子(氢)和高能中子等的轰击、瞬态高能量沉积或热冲击以及电磁辐射和电磁力的作用。这些作用将造成材料的辐照效应和损伤,导致材料中缺陷的产生、迁移和聚集,引起材料的肿胀和变形。因此面对等离子体材料和结构材料与氘、氦以及杂质氧等的相互作用是制约可控核聚变能最终实现商业应用的关键工程技术问题之一。

钒(V)以及V基合金是现阶段重点发展的核聚变反应堆结构候选材料。V在高温条件下具有良好的力学性能^[6-8],在中子辐照的条件下产生的放射性可能性小,活化性能低^[9-11];另外它的导热系数高和热膨胀系数小,在服役过程中不容易产生热应力场^[12-15]。在磁约束核聚变装置中,锂(Li)作为氦增殖材料得到了广泛青睐,而V与Li之间良好的相容性,也是V成为核聚变反应堆结构候选材料的重要原因^[16-18]。但是V基材料在磁约束核聚变反应堆中的应用也存在一些问题,例如在富氢(H)的环境里,V基材料容易吸H而导致氢脆现象;作为聚变反应产物的氦(He)粒子会在V基材料中产生聚集,这将引起材料的起泡和脆化;氧(O)、碳(C)以及氮(N)等杂质溶解在间隙位会对V基材料的拉伸性能、蠕变性能以及断裂性能产生很大的影响。实验研究表明,可以通过添加合金化元素来提高V基材料的性能。例如,添加铬(Cr)元素可强化合金,使合金具有较好的抗高温蠕变和抗腐蚀性能^[19];添加钛(Ti)元素可显著增强合金的抗中子辐照的能力^[20]。

到目前为止,国内外对杂质如H和He等在V基结构材料中的行为已经进行了大量的实验和理论研究^[21-25]。此外,前面已经提到O在金属材料中也是一种比较典型的杂质元素,它会在材料的生产、制造和使用过程中出现,即使浓度很低,它也可以直接影响材料的力学性能。而对于当前聚变托卡马克装置中,一方面作为结构材料V受到高能中子的轰击将产生大量缺陷如空位,而空位极易捕获O杂质形成O-空位团簇(O-vacancy clusters),显著地改变V的微结构,最终导致其力学性能的降低;另一方面,O溶解在间隙位极易扩散会产生诸如脆化、应变老化以及腐蚀等。更为重要的是,近来的实验研究结果直接表明V基材料在高温条件下易于氧化,O含量的升高会使V基材料的延展率显著降低,产生脆化现象^[26],这些问题亟待解决。经过大量调研,笔者发现杂质O在V中的基本行为到目前为止研究工作较少。鉴于此,本文系统研究了杂质O在V中的热力学稳定性、电子结构、扩散行为以及与缺陷空位的相

互作用。尽管V与面对等离子体候选材料钨(W)和钼(Mo)的结构相同(它们都是体心立方结构),然而本文发现杂质O在V中的行为与在金属W和Mo中不同,O在V中易于占据八面体间隙位,而在W和Mo^[27-28]中易于占据四面体间隙位。在后面的结果与讨论中,本文将从物理的角度给出详细的分析。

1 计算模型及方法

本文采用基于密度泛函理论(density functional theory)的第一性原理方法,使用的计算软件是VASP(Vienna Ab-initio Simulation Package)^[29-30]。电子之间的交换关联作用采用广义梯度近似(generalized gradient approximation)的PBE(Perdew-Burke-Ernzerhof)^[31]交换关联函数方法来描述(即GGA-PBE形式),离子与电子之间的相互作用通过投影缀加平面波赝势^[32]给出。本文首先测试了V的晶格常数,计算时截止能取为较大的600 eV。图1给出了能量随着晶格常数变化的曲线,系统的总能量是系统稳定程度的标志,能量越小晶体的结构越稳定,从图1可以得到V的平衡晶格常数为0.298 nm,与实验值0.303 nm^[33]相对误差约为1.68%,然而在误差范围内可以认为与实验值吻合较好。确定完晶格常数之后,本文分别对平面波动能的截止能和 k 点进行了测试。O在128原子V超晶胞中八面体间隙位(OIS)和四面体间隙位(TIS)中溶解能(E_o^* (OIS)和 E_o^* (TIS))的测试结果,如表1所示,测试结果表明截止能为350 eV,而 k 点选取 $3 \times 3 \times 3$ 均匀网格的Monkhorst-Pack类型进行布里渊区积分^[34]。考虑到周期性边界条件,计算过程中经过测试本文使用了 $4 \times 4 \times 4$ 单胞结构含有

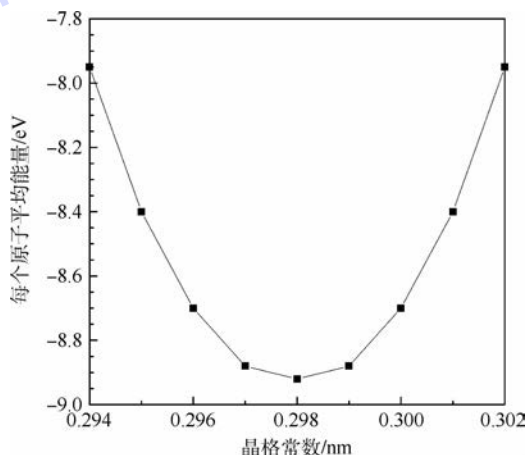


图1 V的晶格常数与能量的关系曲线

Fig. 1 Energy-lattice constant curve for V

表1 O在128原子V超晶胞中八面体间隙位和四面体间隙位中溶解能的测试结果
Table 1 Tested solution energy results of O at OIS and TIS in 128-atom V supercell

eV

测试对象	截止能					k点			
	250	300	350	400	450	1×1×1	2×2×2	3×3×3	4×4×4
$E_{\text{O}}^{\text{s}}(\text{OIS})$	-4.928	-4.935	-4.942	-4.943	-4.943	-4.902	-4.935	-4.942	-4.942
$E_{\text{O}}^{\text{s}}(\text{TIS})$	-3.693	-3.761	-3.779	-3.778	-3.778	-3.689	-3.762	-3.779	-3.778

注:先选取一个较大的 $8 \times 8 \times 8$ k点对截止能进行测试,测试结果取为350 eV,并采用350 eV的截止能对k点进行测试,测试结果取为 $3 \times 3 \times 3$ k点。

128个原子的超晶胞,其三边分别沿着 $[100]$ 、 $[010]$ 和 $[001]$ 3个方向截取,且长度都为1.192 nm。在所有计算过程中,超晶胞的大小、形状和原子位置都允许自由弛豫,计算结果让所有原子上的作用力均小于 10^{-2} eV/nm。

对于O在本征V中的热力学稳定性,本文考虑了2个典型的间隙位(四面体间隙位和八面体间隙位)和替代位。当O占据间隙位(interstitial site)时,溶解能定义为

$$E_{\text{i-o}}^{\text{s}} = E_{\text{V,i-o}} - E_{\text{V}} - \mu_{\text{O}} \quad (1)$$

式中: $E_{\text{V,i-o}}$ 为V超晶胞体系含有一个间隙O原子时的总能量; E_{V} 为纯V超晶胞体系的总能量; μ_{O} 为O的化学势。关于氧的化学势 μ_{O} ,它是一个自由 O_2 分子能量的一半,根据当前第一性原理计算, μ_{O} 为-4.416 eV。当O占据替代位(substitution site)时,溶解能定义为

$$E_{\text{s-o}}^{\text{s}} = E_{\text{V,s-o}} - \frac{127}{128} E_{\text{V}} - \mu_{\text{O}} \quad (2)$$

式中: $E_{\text{V,s-o}}$ 为V超晶胞体系含有一个替代O原子时的总能量。

对于O与空位(vacancy)的相互作用,本文考虑了O原子被空位捕获时的情况,其捕获能(trapping energy)定义为

$$E_{\text{O}}^{\text{trap}} = (E_{\text{V+vacancy+nO}} - E_{\text{V+vacancy+(n-1)O}}) - (E_{\text{V,i-o}} - E_{\text{V}}) \quad (3)$$

式中: $E_{\text{V+vacancy+nO}}$ 和 $E_{\text{V+vacancy+(n-1)O}}$ 分别为V超晶胞体系中空位含有n个O原子和n-1个O原子的总能量。

对于O原子在本征V中的扩散行为,扩散系数本文利用Arrhenius^[35]扩散方程:

$$D = D_0 \exp(-E_{\text{a}}/kT) \quad (4)$$

式中: D_0 为不依赖于温度的扩散前因子; E_{a} 为扩散激活能,为O原子在过渡态(transition state)位置和初始态(initial state)位置能量(E_{ts} 和 E_{is})之间的差值,即 $E_{\text{a}} = E_{\text{ts}} - E_{\text{is}}$;k为玻尔兹曼常数;T为温度。根据Zener和Wert理论^[36], $D_0 = \frac{n}{6} \lambda^2 \cdot$

$\sqrt{\frac{2E_{\text{a}}}{m\lambda^2}}$,其中n、 λ 以及m分别为最近邻位置扩散

位置的数量、跳跃长度(jumping length)以及O原子的质量。对于扩散激活能 E_{a} 的计算,本文采用攀爬轻推弹性带方法(climbing image nudged elastic band method)^[37]。该方法首先通过初、末位置的弛豫及单电能的计算,在近距离内插入直线距离等分的中间态,其次在各个态之间选取一定的弹性常数关联并进行弛豫,最终通过多项式拟合确定实际的扩散路径,而扩散激活能即为过渡态鞍点与初末态能量差值。

2 计算结果与分析讨论

2.1 O在V中的热力学性能

2.1.1 O的溶解能

首先计算O在间隙位时的溶解能,由于V为体心立方(body center cubic)结构,因此本文只考虑2种高对称情况,即O原子占据四面体间隙位和八面体间隙位。计算结果表明,单个O原子易于占据八面体间隙位,其溶解能为-4.942 eV;而当O原子占据四面体间隙位时,溶解能为-3.779 eV,比占据八面体的溶解能高1.163 eV。有趣的是,如果将O原子稍微偏离四面体间隙位,本文发现晶胞结构优化之后O原子会自动弛豫到八面体间隙位,这说明四面体间隙位只是O原子存在的过渡态。关于O原子扩散过程中的过渡态,本文将在扩散部分给出详细讨论。

接下来本文讨论O原子占据替代位时的情况。根据式(2)本文计算得到了O原子替代位的溶解能,其值为-3.214 eV,可以看到这个值比O原子占据八面体间隙位和四面体间隙位的溶解能分别高出1.728 eV和0.565 eV,这意味着从能量的角度说明O原子不易于占据替代中心。

2.1.2 原子结构和电荷分布

进一步分析原子结构和电荷密度分布。图2给出了O分别占据替代位、四面体间隙位和八面体间隙位时的原子结构和相对应的价电荷密度分布,图中红球和灰球分别代表V原子和O原子。O原子与邻近的V原子价电荷密度分布在一定程度上可以揭示了原子成键的特征。由图2(a)

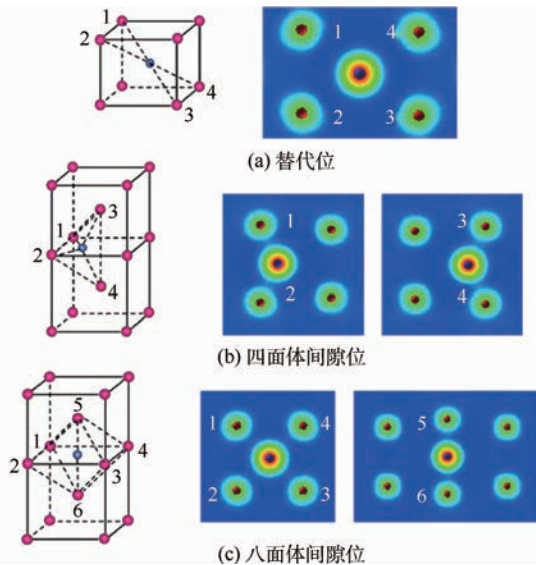


图2 O在V中的原子结构和价电荷密度分布

Fig.2 Atomic structure and valence charge density distribution of O in V

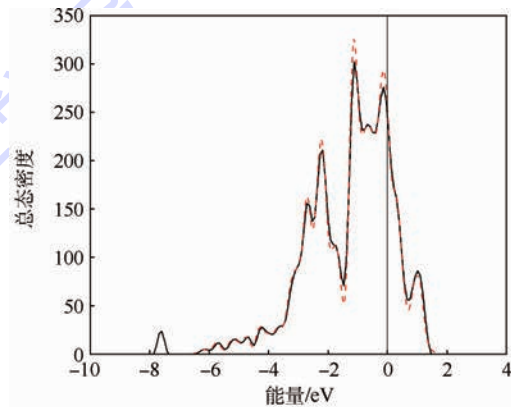
可以看到,当O占据替代位时,O和最近邻的V原子之间的电荷密度非常低,表明它们之间存在非常弱的相互作用,没有明显的键和特性。这可以解释O占据替代位时为什么具有较高的溶解能。此外,O占据替代位位置时除了与V键合较弱之外,O替位掉本征V中的一个V原子也是其占据此位置溶解能高的原因。如图2(b)所示,四面体间隙O周围存在4个最近邻的V原子,可以看到O与4个最近邻的V原子存在相同的相互作用,类共价(covalent-like)特征的键明显形成。与杂质H或He相比,由于O原子的半径(0.074 nm)比较大,当O原子处于四面体间隙位时,它引起的晶胞膨胀现象比较明显。从图2(b)中可以看出,O原子的加入导致最近邻的4个V原子明显的向外移动。对于O占据八面体间隙位时,O周围分别存在2个最近邻和4个次近邻V原子(如图2(c)所示)。由电荷密度分布可以看出,O占据八面体间隙与4个次近邻的V原子存在明显的键和特性,键的强弱与O占据四面体间隙位时的情况相当;然而与2个最近邻的V原子存在非常强的相互作用,类共价特征的键明显形成(如图2(c)所示)。可以看出,与四面体间隙O相比,八面体间隙O相当于多出2个近邻的V原子,即多出了2个共价键,这使得O原子占据八面体间隙位时溶解能进一步降低。因此,从电荷密度分布的特征在一定程度上可以解释O在V中最容易占据八面体间隙位。

2.1.3 态密度

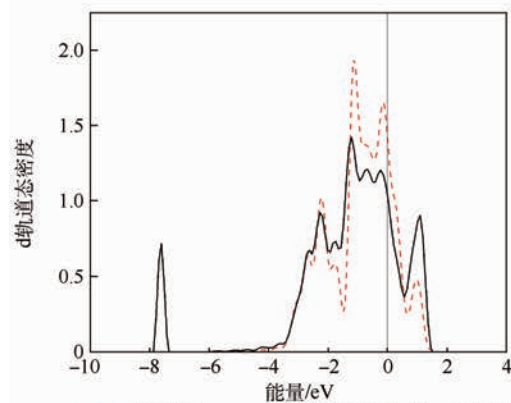
为了进一步得出O易于占据八面体间隙位

时的物理原因,本文计算了O占据V中八面体间隙位时体系总的态密度,并与纯V体系总的态密度进行对比,如图3(a)所示。图3中:费米能设为能量零点。可以看出,与纯V体系相比含O的V体系中总的态密度在费米能附近的最高峰值轻微有所下降,形状基本没有什么变化;然而在低能区域却出现了一个明显的小峰,可以肯定的说小峰的出现与O原子的加入直接相关。

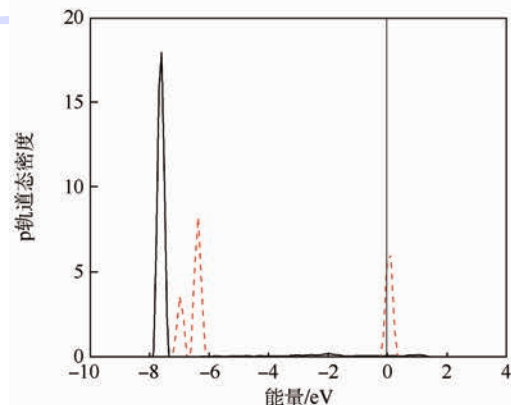
弄清楚O加入后V体系中小峰的来源,本文进一步分析了纯V体系和O占据八面体间隙位



(a) 纯V体系和O在八面体间隙位时V体系总的态密度



(b) 纯V体系和含O时V体系中第一近邻(1NN)V原子d轨道态密度



(c) O₂中的纯O原子和在V中八面体间隙位的O原子p轨道态密度

图3 态密度

Fig.3 Density of states

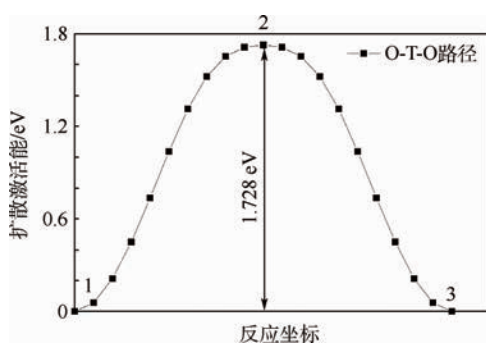
时 V 体系第一近邻(1NN)V 原子 d 轨道电子局域态密度的变化,如图 3(b)所示。可以看到,含 O 的 V 体系第一近邻 V 原子的 d 轨道比纯 V 体系 d 轨道的峰值有所降低,并在低能部分出现了一个次高峰。图 3(c)给出了纯 O 和 V 中八面体间隙位上 O 的 p 轨道电子态密度。对于纯 O, p 轨道电子在低能区域形成很强的峰(图 3(c)中的红线),但当 O 在 V 中占据八面体间隙位后,峰不但进一步向低能区域移动,而且峰值与纯 O 相比有所升高(图 3(c)中的黑线)。这说明由于 O 的存在, V 原子的 d 轨道电子发生了转移,并与 O 的 p 轨道电子发生了杂化。这种 O-p 和 V-d 杂化现象有利于原子之间共价键的形成。

2.2 O 在 V 中的扩散特性

扩散特性对于理解 O 在金属 V 中的行为非常重要,一方面,在材料当中作为一个最基本的参数,扩散系数会影响 O 在 V 中的滞留和迁移;另一方面,扩散系数也是决定扩散速度的重要指数,它可以定量地反映 O 的扩散行为。因此,本文研究了 O 在本征 V 中的扩散特性。

前面的热力学计算结果表明, O 原子在 V 中占据八面体间隙位最稳定,因此根据攀爬轻推弹性带方法^[37]本文首先设置 2 个最近邻的八面体间隙位为初、末位置,然后在它们之间插入 19 个点,即本文相当于选取了 21 个点同时进行弛豫计算。结果表明 O 在四面体间隙位时为其过渡态鞍点,扩散激活能 E_a 为 O 在四面体间隙位和八面体间隙位时溶解能量的差值。因此, O 在体心立方金属 V 当中的最佳扩散路径是从初始的八面体间隙位经过中间四面体间隙位向另一个最近邻的八面体间隙位迁移,即八面体间隙位→四面体间隙位→八面体间隙位 (Octahedral→Tetrahedral→Octahedral, O→T→O)。图 4 给出了相应的扩散激活能,其值为 1.728 eV。

O 占据初始的八面体间隙位向周围最近邻的八面体间隙位跳跃时,由于金属 V 为体心立方结构,周围存在 4 个最近邻的相同的四面体间隙位,因此跳跃位置的数量 n 为 4,跳跃长度 λ 为 $a/2$ (a 为 V 的晶格常数 0.298 nm)。把 O 原子在 V 中间隙位时的扩散激活能 $E_a = 1.728$ eV 以及 n 、 λ 和 O 原子的质量代入式(4),可以得出 D_0 为 $2.30 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ 。进一步结合 Arrhenius 扩散方程(4), O 在本征 V 中间隙位的扩散系数为 $D = 2.30 \times 10^{-7} \exp(-1.728 \text{ eV}/kT) \text{ m}^2/\text{s}$ 。为了更清楚地了解 O 在 V 中的扩散速率,本文给出了温度范围在 300~1000 K 之间的扩散系数,如表 2 所示。



1,2—初、末位置的八面体间隙位;
3—中间过渡态鞍点四面体间隙位。

图 4 O 在 V 中间隙位的扩散能垒

Fig. 4 Diffusion energy barrier of O at interstitial sites in V

表 2 O 在 V 中 300~1000 K 温度范围内的扩散系数

Table 2 Diffusion coefficient of O in V at different temperatures from 300 to 1000 K

T/K	$D/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$
300	2.16×10^{-36}
400	3.91×10^{-29}
500	8.84×10^{-25}
600	7.05×10^{-22}
700	8.35×10^{-20}
800	3.00×10^{-18}
900	4.86×10^{-17}
1000	4.51×10^{-16}

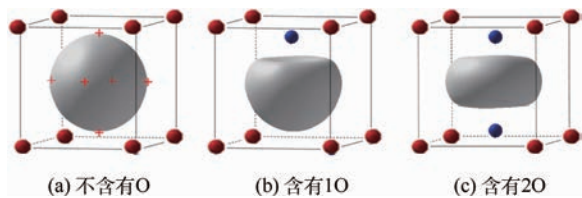
由表 2 可以看到,当温度分别为 600 和 1000 K 时,扩散系数分别为 7.05×10^{-22} 和 $4.51 \times 10^{-16} \text{ m}^2/\text{s}$ 。

2.3 O 在 V 中与缺陷空位的相互作用

作为金属以及其他材料中比较典型的缺陷,空位在缺陷成核、演化以及扩散过程中充当着非常重要的作用,而且对于在不同金属^[38-41]中观察到的宏观变形和失效最终起决定性作用。同时,在聚变托卡马克装置中高能中子对 V 的轰击也会导致空位产生。因此本文进一步研究了 O 在 V 中与空位的相互作用。

2.3.1 单个 O 原子与空位的相互作用

本文把单个 O 原子放在空位附近几个可能稳定位置,如空位中心、空位附近的四面体和八面体间隙位等。结构优化结果如图 5 所示,图中的蓝球和红球分别代表 O 原子和 V 原子。单个 O 原子倾向于结合在空位内表面的一个类球状的等值面电子密度约为 1.2×10^{29} 个/ m^3 的区域(如图 5(a)所示)。尽管类球状的区域都是 O 可能的稳定位置,然而 O 最稳定的位置为接近于八



“+”代表O结合在等值面的6个能量最低位置。
图5 O与空位结合的最佳电子密度等值面

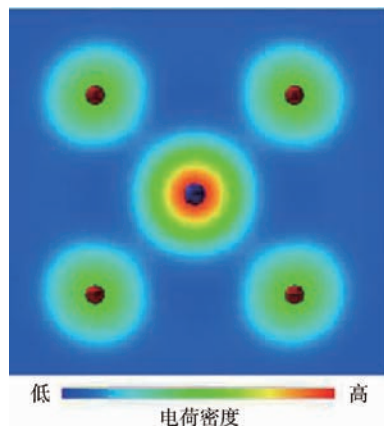
Fig. 5 Isosurface of optimal electron density for O binding at one vacancy

面体间隙位离空位中心约 0.139 nm (见图 5(b)), 并且存在 6 个等价的能量最低位置, 如图 5(a) 标“+”的 6 个点。根据式(3)捕获能的计算, 本文进一步发现 O 在空位中 6 个等价的最稳定位置存在较大的捕获能, 其值为 -0.484 eV , 可以看到这个能量远远低于 O 在本征 V 中稳定的八面体间隙位时的能量。此外, O 在类球状区域中其它位置的捕获能高出 6 个等价最稳定位置约为 0.200 eV , 这也是反映了额外原子结构对 O 与近邻 V 原子相互作用的影响。

O 在空位中存在较大的捕获能主要来源于 O 占据 6 个等价能量最低的等值面电子密度约为 $120 \text{ 个}/\text{nm}^3$ 位置有利于 O 和近邻的 V 原子形成共价键。图 6 给出了“ $\text{O}_1\text{-vacancy}$ ”团簇 ($\text{O}_1\text{-vacancy cluster}$) 在 (001) 平面上的原子结构和电荷密度分布, 图中的蓝球和红球分别代表 O 原子和 V 原子。可以看到此时 O 与近邻的 V 原子能形成方向性很强的 O-V 共价键。这种 O 在空位与近邻 V 原子成键的物理机制将会使得 O 原子偏离空位中心形成反对称的“O-空位 (O-vacancy) 对结构”, 这在一定程度上可以解释 O 为什么不占据空位中心 (2.1.1 节)。到目前为止, 很少发现实验上对 V 的研究中提到关于反对称的“O-空位对”结构的报道, 然而早期的正电子湮灭 (positron-lifetime) 实验研究中^[42], 在体心立方结构铁 ($\alpha\text{-Fe}$) 中已经发现了反对称的“C-空位 (C-vacancy) 对结构”, 这来源于 C 原子易于结合在空位内表面 6 个等价的最稳定位置与近邻 Fe 原子形成共价键。类似于在 $\alpha\text{-Fe}$ 的情况, 本文认为在 V 中 O 原子同样倾向于结合在空位内表面 6 个等价的最稳定位置与近邻 V 原子形成共价键而不是呆在空位中心, 因此 O 原子不得不偏离空位中心形成反对称的“O-空位对结构”。

逐渐地把 O 原子放入空位并在每一步优化结构使得 O 原子找到稳定的位置。理论上, 空位存在 6 个等价的能量最低的等值面电子密度位置, 第 1 个 O 原子进入之后将任意的占据其中之

一, 如图 5(a) 和 5(b) 所示。图 7 给出了随着 O 原子数目的增加 O 在空位中的捕获能, O 占据离空位很远处八面体间隙位时的能量作为参考点。可以看到位于等值面上的第 1 个 O 原子的捕获能为 -0.484 eV , 根据 $\text{O}_{\text{int}} + \text{O}_{n-1}\text{-vacancy} \rightarrow \text{O}_n\text{-vacancy}$ 团簇形成过程, 此时“ $\text{O}_1\text{-vacancy}$ ”团簇的形成来自于 $\text{O}_{\text{int}} + \text{vacancy} \rightarrow \text{O}_1\text{-vacancy}$, 同时会导致 0.484 eV 的能量释放。随着 O 原子数目的增加, O-O 之间将经历一定的相互作用。当第 2 个 O 原子进入之后, $\text{O}_{\text{int}} + \text{O}_1\text{-vacancy} \rightarrow \text{O}_2\text{-vacancy}$ 导致“ $\text{O}_2\text{-vacancy}$ ”团簇形成, 其捕获能进一步降低, 为 -0.510 eV 。因此, “ $\text{O}_2\text{-vacancy}$ ”团簇的形成将导致 0.510 eV 能量释放, 而且 O 占据位置的最佳电子密度面也在相应的逐渐收缩 (见图 5(c))。本文进一步发现“ $\text{O}_2\text{-vacancy}$ ”团簇最稳定的构型为 2 个 O 原子沿着 $\langle 001 \rangle$ 方向排列, 且分别位于 2 个等价的接近于八面体



V 原子和 O 原子分别处在不同的 (001) 平面。

图 6 “ $\text{O}_1\text{-vacancy}$ ”团簇在 (001) 平面上的电荷密度分布
Fig. 6 Charge density distribution of “ $\text{O}_1\text{-vacancy}$ ” cluster on (001) plane

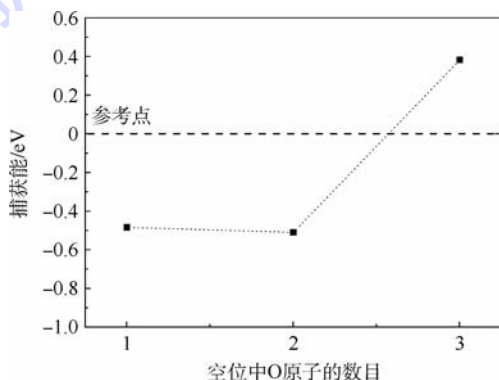


图 7 O 在 V 中以“sequential”方式进入单空位时捕获能随 O 原子数目增加的变化曲线
Fig. 7 Changing curve of trapping energy of O with increase of number of atoms at one vacancy in V via “sequential” way

间隙位的位置,这2个位置距离空位中心约为0.137 nm。随着O原子数目的进一步增加, $O_{\text{int}} + O_2\text{-vacancy} \rightarrow O_3\text{-vacancy}$ 导致“ $O_3\text{-vacancy}$ ”团簇形成,然而此时捕获能变为正值0.382 eV,这个能量值明显高于O占据远离空位的本征八面体间隙位(图7中的参考点)时的能量,因此“ $O_3\text{-vacancy}$ ”团簇不能形成,单空位最多可以容纳2个O原子。也就是说,在V中只存在形成“ $O_1\text{-vacancy}$ ”团簇和“ $O_2\text{-vacancy}$ ”团簇的可能。

2.3.2 多个O原子与空位的相互作用

单个O原子的结果表明,O和空位在V中存在较强的结合。这意味着空位可能作为一个捕获中心使得间隙位中的O原子向空位偏析。为了调查这种可能性,本文计算了额外O原子在空位中的捕获能以至于确定单空位捕获O原子的数量。

3 结论

1) 杂质O在V中易于占据八面体间隙位,其溶解能为-4.942 eV。

2) 利用攀爬轻推弹性带方法方法,本文发现O在间隙位的最佳扩散路径为八面体间隙位→四面体间隙位→八面体间隙位,扩散激活能为1.728 eV,并在此基础上本文给出了不同温度条件下O在V中的扩散系数。

3) O在V中与空位存在很强的吸引相互作用,1个O和2个O被空位捕获时的捕获能分别为-0.484 eV和-0.510 eV,3个O的捕获能为0.382 eV,这表明V中O-空位团簇很容易形成,但单空位最多只能结合2个O原子。这些结果将为核聚变结构材料的选择和制备提供必要的参考依据。

参考文献 (References)

- [1] LIU Y L, ZHOU H B, JIN S, et al. Effects of H on electronic structure and ideal tensile strength of W: A first-principles calculation [J]. Chinese Physics Letters, 2010, 27 (12): 127101.
- [2] LIU Y L, JIN S, ZHANG Y, et al. Interaction between impurity nitrogen and tungsten: A first-principles investigation [J]. Chinese Physics B, 2012, 21 (1): 016105.
- [3] LIU Y L, GAO A Y, LU W, et al. Optimal electron density mechanism for hydrogen on the surface and at a vacancy in tungsten [J]. Chinese Physics Letters, 2012, 29 (7): 077101.
- [4] LIU Y L, LU W, GAO A Y, et al. First-principles investigation on diffusion behaviours of H isotopes: From W (110) surface into bulk and in bulk W [J]. Chinese Physics B, 2012, 21 (12): 126103.
- [5] LIU Y L, ZHANG Y, HONG R J, et al. Study of theoretical tensile strength of Fe by a first-principles computational tensile test [J]. Chinese Physics B, 2009, 18 (5): 1923-1930.
- [6] SMITH D L, CHUNG H M, LOOMIS B A, et al. Reference vanadium alloy V-4Cr-4Ti for fusion application [J]. Journal of Nuclear Materials, 1996, 233-237: 356-363.
- [7] CHUNG H M, LOOMIS B A, SMITH D L. Development and testing of vanadium alloys for fusion applications [J]. Journal of Nuclear Materials, 1996, 239: 139-156.
- [8] SATOU M, ABE K, KAYANO H. High-temperature deformation of modified V-Ti-Cr-Si type alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 1991, 179: 757-761.
- [9] SATO S, TANAKA T, HORI J, et al. Radioactivity of the vanadium-alloy induced by D-T neutron irradiation [J]. Journal of Nuclear Materials, 2004, 329: 1648-1652.
- [10] MARKOVSKIJ D V, FORREST R A, KOVALCHUK V D, et al. Experimental activation study of some Russian vanadium alloys with 14-MeV neutrons at SNEG-13 facility [J]. Fusion Engineering and Design, 2001, 58: 591-594.
- [11] BLOOM E E, CONN R W, DAVIS J W, et al. Low activation materials for fusion applications [J]. Journal of Nuclear Materials, 1984, 122 (1): 17-26.
- [12] BUTTERWORTH G J, MCCARTHY K A, SMOLIK G R, et al. Safety and environmental aspects of vanadium alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 1994, 212: 667-672.
- [13] TSAI H, BRAY T S, MATSUI H, et al. Effects of low-temperature neutron irradiation on mechanical properties of vanadium-base alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 2000, 283: 362-366.
- [14] LOOMIS B A, SMITH D L, GARNER F A. Swelling of neutron-irradiated vanadium alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 1991, 179: 771-774.
- [15] OHNUKI S, TAKAHASHI H, KINOSHITA H, et al. Void formation and precipitation in neutron irradiated vanadium alloys [J]. Journal of Nuclear Materials, 1988, 155: 935-939.
- [16] LOOMIS B A, SMITH D L. Vanadium alloys for structural applications in fusion systems: A review of vanadium alloy mechanical and physical properties [J]. Journal of Nuclear Materials, 1992, 191: 84-91.
- [17] BORGSTEDT H U, GRUNDMANN M, KONYS J, et al. A vanadium alloy for the application in a liquid metal blanket of a fusion reactor [J]. Journal of Nuclear Materials, 1988, 155: 690-693.
- [18] BORGSTEDT H U, FEUERSTEIN H. The solubility of metals in Pb-17Li liquid alloy [J]. Journal of Nuclear Materials, 1992, 191: 988-991.
- [19] SMITH D L, CHUNG H M, LOOMIS B A, et al. Development of vanadium-base alloys for fusion first-wall—Blanket applications [J]. Fusion Engineering and Design, 1995, 29: 399-410.
- [20] LOOMIS B A, HULL A B, SMITH D L. Evaluation of low-activation vanadium alloys for use as structural material in fusion reactors [J]. Journal of Nuclear Materials, 1991, 179: 148-154.
- [21] SATO T, OKITA T, SEKIMURA N. Effects of solid transmutation and helium on microstructural evolution in neutron-irradiated vanadium [J]. Journal of Nuclear Materials, 2002, 307: 385-388.

- [22] 谌继明,室贺健夫,许增裕,等. 聚变应用钒合金抗氢脆性能的合金化设计[J]. 金属学报,2002,38(8):839-843.
CHEN J M, MUROGA T, XU Z Y, et al. Alloying design for fusion application vanadium alloys based on hydrogen embrittlement resistance[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2002, 38(8): 839-843 (in Chinese).
- [23] 吴仲成,彭述明,杨茂年,等. 有效介质理论计算 He 原子在金属钒中的扩散行为[J]. 金属学报,2004,40(1):36-39.
WU Z C, PENG S M, YANG M N, et al. Calculation of diffusion barriers for helium atom in vanadium by effective medium theory[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2004, 40(1): 36-39 (in Chinese).
- [24] ZHANG P B, ZHAO J J, QIN Y, et al. Stability and dissolution of helium-vacancy complexes in vanadium solid[J]. Journal of Nuclear Materials, 2011, 419: 1-8.
- [25] ZHANG P B, ZHAO J J, QIN Y, et al. Stability and migration property of helium and self defects in vanadium and V-4Cr-4Ti alloy by first-principles[J]. Journal of Nuclear Materials, 2011, 413: 90-94.
- [26] KURTZ R J, ABE K, CHERNOV V M, et al. Recent progress on development of vanadium alloys for fusion[J]. Journal of Nuclear Materials, 2004, 329: 47-55.
- [27] ALKHAMEES A, ZHOU H B, LIU Y L, et al. First-principles investigation on dissolution and diffusion of oxygen in tungsten[J]. Journal of Nuclear Materials, 2009, 393: 508-512.
- [28] ALKHAMEES A, ZHOU H B, LIU Y L, et al. Vacancy trapping behaviors of oxygen in tungsten: A first-principles study[J]. Journal of Nuclear Materials, 2013, 437: 6-10.
- [29] KRESSE G, HAFNER J. Ab initio molecular dynamics for liquid metals[J]. Physical Review B, 1993, 47(1): 558-561.
- [30] KRESSE G, FURTHMÜLLER J. Efficient iterative schemes for ab initio total-energy calculations using a plane-wave basis set[J]. Physical Review B, 1996, 54(16): 11169-11186.
- [31] PERDEW J P, BURKE K, ERNZERHOF M. Generalized gradient approximation made simple[J]. Physical Review Letters, 1996, 77: 3865-3868.
- [32] KRESSE G, JOUBERT D. From ultrasoft pseudopotentials to the projector augmented-wave method[J]. Physical Review B, 1999, 59(3): 1758-1775.
- [33] KITTEL C. Introduction to solid state physics[M]. 7th ed. New York: Wiley, 1996: 23.
- [34] MONKHORST H J, PACK J D. Special points for Brillouin-zone integrations[J]. Physical Review B, 1976, 13(12): 5188-5192.
- [35] HOGLUND L, AGREN J. Simulation of carbon diffusion in steel driven by a temperature gradient[J]. Journal of Phase Equilibria and Diffusion, 2010, 31(3): 212-215.
- [36] WERT C, ZENER C. Interstitial atomic diffusion coefficients[J]. Physical Review, 1949, 76(8): 1169-1175.
- [37] HENKELMAN G. A climbing image nudged elastic band method for finding saddle points and minimum energy paths[J]. Journal of Chemical Physics, 2000, 113(22): 9901-9904.
- [38] FUKAI Y, ÔKUMA N. Formation of superabundant vacancies in Pd hydride under high hydrogen pressures[J]. Physical Review Letters, 1994, 73(12): 1640-1643.
- [39] LU G, KAXIRAS E. Hydrogen embrittlement of aluminum: The crucial role of vacancies[J]. Physical Review Letters, 2005, 94(15): 155501.
- [40] GAVINI V, BHATTACHARYA K, ORTIZ M. Vacancy clustering and prismatic dislocation loop formation in aluminum[J]. Physical Review B, 2007, 76(18): 180101.
- [41] DISTEFANO J R, DEVAN J H. Reactions of oxygen with V-Cr-Ti alloys[J]. Journal of Nuclear Materials, 1997, 249: 150-158.
- [42] HAUTOJARVI P, JOHANSSON J, VEHANEN A. Vacancy-carbon interaction in iron[J]. Physical Review Letters, 1980, 44(20): 1326-1329.

作者简介:

桂漓江 男,博士。主要研究方向:凝聚态物理。

刘悦林 男,博士,副教授。主要研究方向:凝聚态物理。

Basic thermodynamic property of oxygen in vanadium: A first-principles study

GUI Lijiang¹, LIU Yuelin^{2,*}

(1. Institute of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Opto-electronic Information Science and Technology, Yantai University, Yantai 264005, China)

Abstract: Vanadium (V) is identified as a promising candidate of the structural materials in fusion reactors. Experimental results have demonstrated that the impurity oxygen (O) has great influence on the structure and mechanical properties of V. Employing a first-principles method based on the density functional theory, we study the stability and diffusion property of impurity O as well as its interaction with defect vacancy in V. O atom is energetically favorable to occupy the octahedral interstitial site with the solution energy of -4.942 eV. The intrinsic optimal diffusion route of O in the interstitial site is octahedral interstitial site \rightarrow tetrahedral interstitial site \rightarrow octahedral interstitial site, and the diffusion activation energy is calculated to be 1.728 eV. The diffusion coefficients of O at the different temperature are systematically analyzed. We demonstrate that there is the strong attractive interaction between O and vacancy in V. The trapping energies of one and two O atoms are -0.484 eV and -0.510 eV, respectively. With the increase of the number of O atoms, the trapping energy of the third O becomes the positive value of 0.382 eV, meaning that vacancy cannot bind the additional O atom again. Thus, one vacancy can accommodate as many as two O atoms. It is revealed that the "O₁-vacancy" and "O₂-vacancy" clusters are easily formed in V. The current results can provide a very useful reference for V as a candidate structural material in a fusion reactor.

Keywords: vanadium; impurity oxygen; diffusion property; defect vacancy; first-principles

Received: 2016-04-29; **Accepted:** 2016-05-20; **Published online:** 2016-07-04 11:48

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160704.1148.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11575153)

* **Corresponding author.** E-mail: liuy@ytu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0354

吸气式高超声速飞行器多参数灵敏度分析



鞠胜军, 阎超*, 叶志飞

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要:为实现吸气式高超声速飞行器多参数情况下的灵敏度分析及参数分类,降低设计的复杂度,在吸气式高超声速飞行器参数化建模的基础上,首先采用正交试验设计生成样本,再通过计算流体力学(CFD)进行高精度气动性能计算,最后运用方差分析法进行气动性能的参数灵敏度分析,在运用较少的试验样本点的情况下,即可完成多参数、复杂构型条件下气动性能的参数灵敏度分析。结果表明,该方法可以正确地分析出参数对飞行器气动性能的敏感程度,得到参数对气动性能的影响规律。同时,通过灵敏度分析的计算样本,还可以初步选出气动性能较优的飞行器构型,为地面试验和优化设计提供参考。

关键词: 正交试验设计; 方差分析; 计算流体力学(CFD); 气动性能; 灵敏度分析

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0927-08

吸气式高超声速技术是研究飞行马赫数 $Ma > 5$, 以超燃冲压发动机为动力、在大气层内能够实现长时间、远航程、高超声速飞行的技术。其主要气动特点是采用机体/推进一体化的气动布局形式, 机体/推进一体化程度决定了吸气式高超声速飞行器的外形, 也直接决定吸气式飞行器能否实现高超声速飞行同时影响其经济性^[1-2]。

以美国 X-43A 和 X-51A 为代表的 2 类典型吸气式高超声速飞行器, 成功地进行了飞行演示验证试验。2001 年 6 月到 2004 年 11 月期间, X-43A 先后完成了 3 次飞行试验, 除第 1 次以失败告终外, 第 2 次飞行试验实现了 $Ma = 7$ 的高速飞行, 第 3 次实现了在 33.5 km 高度, 以 $Ma = 9.8$ 的高速飞行, 标志着吸气式高超声速飞行器超燃冲压发动机、机体/推进一体化等关键技术取得了重大突破^[3]。在 2010 年至 2013 年间, X-51A 先后完成了 4 次飞行演示验证试验, 其中最后一次飞行试验取得了圆满成功, 实现了以 $Ma = 4.8 \sim$

5.1 有动力飞行时间达到 240 s 的历史性突破, 标志着在吸气式高超声速飞行器技术的工程实用化方面取得了重大进展^[4]。

吸气式高超声速飞行器的设计过程是一个多变量多约束优化的过程, 采用传统的优化设计方法, 会导致优化过程效率低, 甚至由于参数过多、外形复杂等问题而难以得到最优的外形。预先对外形参数进行灵敏度分析, 并根据灵敏度对参数进行分类, 可以有效地降低设计的复杂度。

在灵敏度分析方面, Bradford 通过分析参数对尾喷管性能的敏感程度来建立对象的响应面模型, 并据此进行尾喷管的构型优化^[5]; 黄伟等采用正交拉丁方设计和方差分析的方法对尾喷管气动/推进性能进行了研究, 考察了设计参数对其性能的灵敏程度^[6]; 张文电等对尾喷管模型的参数模型采用均匀设计方法构建样本点, 再利用回归分析得到尾喷管性能参数与型面参数之间的回归模型, 进而得到型面参数对其的影响规律^[7]。李

收稿日期: 2016-04-28; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-09-06 16:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1634.010.html

* 通讯作者: E-mail: yanchao@buaa.edu.cn

引用格式: 鞠胜军, 阎超, 叶志飞. 吸气式高超声速飞行器多参数灵敏度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 927-934.
JU S J, YAN C, YE Z F. Multi-parametric sensitivity analysis of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 927-934 (in Chinese).

永洲和张堃元对高超声速飞行器内收缩进气道外形参数进行灵敏度分析,获得了设计参数对基准流场总体性能的影响规律^[8]。但这些灵敏度分析都仅仅是针对尾喷管、进气道等外形参数,此类外形相对简单,设计参数较少。罗世彬等研究了高超声速巡航飞行器机体/推进系统设计参数对性能的影响^[9],分析了各设计参数的影响等级并对设计参数取值域进行了划分。但在飞行器的气动力计算时,采用精度较低的面元法进行估算,且未对进气道内增压比等关键性参数进行参数灵敏度分析。

本文为研究复杂外形、多参数情况下的灵敏度分析方法,选取吸气式高超声速飞行器进行参数化建模,采用正交试验设计构建样本,对样本点进行高精度的计算流体力学(CFD)数值模拟,再利用方差分析法对飞行器设计参数进行灵敏度分析,得到对气动性能影响显著的参数,进而分析参数对气动性能的影响,同时利用灵敏度分析的样本点,初步选出了气动性能较优的外形。

1 参数化模型

飞行器参数化技术是实现数字化设计的基础,吸气式高超声速飞行器全机长度 $L = 4000$ mm,分为前体和尾喷管部分。本文基于 Python 建立脚本文件对 CATIA 进行二次开发^[10],进行飞行器的参数化建模,对 17 个参数进行同步协同设计。

1) 前体部分:前体是产生升力的重要部件,同时为进气道气流提供预压缩,其设计目标是在尽量小的总压损失和外阻下,达到尽可能高的流量捕获和对来流的高效压缩。参照 X-51A 外形^[11],前体压缩面为两级压缩,前体压缩段长度(至喉道位置)比例 L_{d1} ;一级压缩段采用等楔角压缩,楔角为 b_1 ;水平长度占前体压缩面长度比例 L_{d11} ;唇口段相对前体压缩段长度比例 L_{d12} ;对称面下表面喉道纵向位置 H_d ;压缩面与喉道过渡半径 R_2 ;进气道喉道高度 h_1 ;前体上表面为直线,与中心线楔角为 a_1 ;水平长度比例 L_{u1} ;上表面过渡段为样条曲线,样条曲线的两段张度均为 1,水平长度比例 L_{u2} ;上表面高度 H_u 。

2) 尾喷管部分:上表面设计为 3 次曲线,相对全机长度比例 L_{d2} ;入口张角 c_1 ;出口张角 c_2 ;尾喷管入口高度 h_2 ;尾喷管出口上表面与机身上表面高度差 H_w ;尾喷管下壁面相对尾喷管长度比例 L_{d21} 。

另外,考虑气动加热的影响,前体前缘和唇口前缘均进行了钝化处理,钝化半径分别为 3 mm

和 2 mm。参数模型示意图见图 1,模型参数取值范围见表 1。

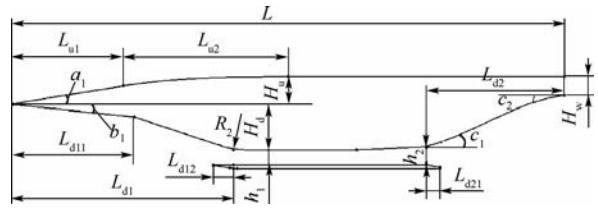


图 1 吸气式高超声速飞行器示意图

Fig. 1 Schematic map of air-breathing hypersonic vehicle

表 1 吸气式高超声速飞行器参数列表

Table 1 Parameter list of air-breathing hypersonic vehicle

参数	参数意义	原值	变化范围
L_{u1}	前体上表面段相对全机长度比例	0.2	0.18 ~ 0.22
L_{u2}	上表面过渡段相对全机长度比例	0.3	0.25 ~ 0.35
L_{d1}	前体进气道相对全机长度比例	0.4	0.36 ~ 0.44
L_{d11}	一级压缩面相对前体进气道长度比例	0.5	0.45 ~ 0.55
L_{d12}	唇口相对前体进气道长度比例	0.1	0.08 ~ 0.12
L_{d2}	尾喷管上表面相对全机长度比例	0.25	0.22 ~ 0.28
L_{d21}	尾喷管下表面段相对尾喷管长度比例	0.1	0.08 ~ 0.12
H_u /mm	对称面上表面高度	60	50 ~ 70
H_d /mm	对称面下表面喉道纵向位置	280	250 ~ 310
H_w /mm	尾喷管出口与机身上表面高度差	120	110 ~ 130
h_1 /mm	进气道喉道高度	100	90 ~ 110
h_2 /mm	尾喷管入口高度	120	110 ~ 130
a_1 /°	前体进气道上表面与中心线楔角	8	6 ~ 10
b_1 /°	前体进气道压缩面一级压缩楔角	5.5	5 ~ 6
c_1 /°	尾喷管入口上表面张角	13	11 ~ 15
c_2 /°	尾喷管出口上表面张角	5	3 ~ 7
R_2 /mm	压缩面与喉道过渡半径	800	700 ~ 900

2 计算方法

2.1 气动性能计算方法

计算中采用准三维网格,将对称面二维网格进行展向拉伸 400 mm。对称面网格如图 2 所示。

气动性能计算状态:飞行高度 $h = 26$ km,来流静压 $P = 2188.38$ Pa,来流密度 $\rho = 0.0343$ kg/m³,来流静温 $T = 222.55$ K,当地声速 $a = 299.06$ m/s,飞行马赫数 $Ma = 6.0$,迎角 $\alpha_0 = 4.0^\circ$ 。

气动性能计算平台及方法:本文采用北京航空航天大学阎超课题组的 MI-CFD 软件平台进行流场解算^[12-13]。空间格式采用 Roe 格式;时间格

式采用 LU-SGS 格式推进求解;湍流模型选择 Menter-SST 模型,使用 minmod 限制器。力矩取矩点坐标为原点坐标(0,0,0),壁面设为等温壁,壁面温度 $T_{wall} = 300\text{ K}$,进气道设计为冷通气状态,不考虑发动机工作和尾喷管喷流。气动性能评估主要指标除了升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_m 外,还包括进气道出口马赫数 Ma_0 、进气道出口截面流量 m 和进气道出口截面总压恢复系数 σ_0 ,进气道出口截面如图 3 所示。

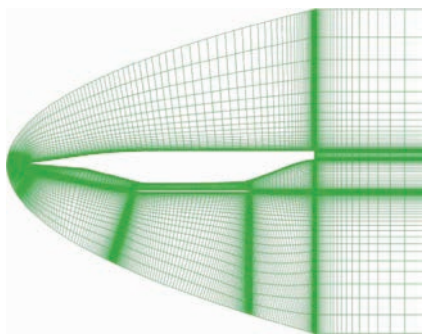


图 2 飞行器计算网格

Fig. 2 Computational grid of aircraft

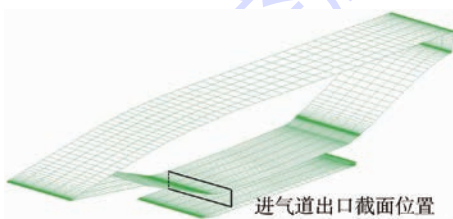


图 3 进气道出口截面示意图

Fig. 3 Schematic map of exit of inlet section

2.2 方差分析法

比较因素 A 的 r 个水平的差异归结为比较这 r 个总体的均值。方差分析建立在平方和分解和自由度分解的基础上,考虑统计量^[14]:

$$S_T = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^{n_i} (x_{ij} - \bar{x})^2 \quad \bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^{n_i} x_{ij} \quad (1)$$

式中: x_{ij} 为第 i 个总体样本的第 j 个值; \bar{x} 为总体样本的平均值; n 为总体样本的个数; n_i 为第 i 个总体样本的个数; S_T 为总离差平方和,其平方和分解公式为

$$S_T = S_E + S_A \quad (2)$$

$$\begin{cases} S_E = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^{n_i} (x_{ij} - \bar{x}_{i.})^2 \\ S_A = \sum_{i=1}^r \sum_{j=1}^{n_i} (\bar{x}_{i.} - \bar{x})^2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\bar{x}_{i.}$ 为第 i 个总体样本的平均值; S_E 为组内平方和,表示随机误差的影响; S_A 为因素 A 的组间平方和,表示在 i 水平下的样本均值与平均值

均值之间的差异之和,用于反映 r 个总体均值之间的差异。

当 $S_E/\sigma \sim \chi^2(n-r)$ 时,那么 $S_A/\sigma \sim \chi^2(r-1)$,且 S_E 与 S_A 相互独立,此时有

$$F = \frac{S_A/(r-1)}{S_E/(n-1)} \sim F(r-1, n-r) \quad (4)$$

式中: F 为检验统计量。

在方差分析中,正交试验设计中的试验数目为 n ,总自由度 $d_T = n - 1$ 。

为了提高检验的精度,当 $F < F_{0.05}(d_i, d_E)$ 时,说明经 F 检验不显著,其中 d_i 为因素 A 的自由度, d_E 为误差的自由度,可将此因素的平方和与自由度合并到一起,作为合并误差,计算出合并误差均方,再进行 F 检验。在 F 检验中选择 $F_{0.05}(d_i, d_E)$ 作为 F 检验的显著性阈值;选择 $F_{0.01}(d_i, d_E)$ 作为 F 检验的极显著性阈值。方差分析各定义如表 2 所示。

表 2 方差分析参数定义

Table 2 Parameter definition of variance analysis

方差来源	自由度	平方和	均方	F 比
因素 A	$r-1$	S_A	M_A	M_A/M_E
误差	$n-r$	S_E	M_E	
总和	$n-1$	S_T		

3 结果分析及验证

3.1 灵敏度分析流程

实现参数化建模、正交试验设计、CFD 气动性能计算和方差分析相结合的灵敏度分析方法。先采用正交试验设计方法生成样本,再通过 CATIA 二次开发进行外形生成和网格的自动生成,然后通过 CFD 进行高精度气动力性能计算,最后进行气动性能的参数灵敏度分析,流程图如图 4 所示。

3.2 灵敏度分析结果

针对吸气式高超声速飞行器参数化模型,考虑到有 17 个设计参数,本文按照正交试验设计表



图 4 灵敏度分析流程图

Fig. 4 Flowchart of sensitivity analysis

L20(2¹⁹)安排试验, L20表示试验设计数为20, (2¹⁹)中2表示设计变量为2水平, 19表示试验设计中设计列数为19列, 其中, 前17列为试验设计的变量列, 剩余的2列为误差列, 设置“显著”置信水平 $\alpha = 0.05$ 和“极显著”置信水平 $\alpha = 0.01$ ^[15]。试验设计及计算结果见表3, 表3中的第1列*i*为样本点的编号; 第2列~第18列为设计变量的取值; 第19列~第24列为数值模拟的结果, 分别为: 阻力系数 C_D 、升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 、进气道出口马赫数 Ma_0 、进气道出口截面流量 m 和进气道出口截面总压恢复系数 σ_0 。

表4~表9给出了不同气动性能对参数的灵敏度分析结果, 表10给出了参数灵敏度分析的统计结果, e_{Total} 及 T_{Total} 分别为误差总和及方差来源总和, 当方差分析结果中 F 比的数值大于显著性阈值 $F_{0.05}(d_i, d_E)$ 时, 此参数则为显著参数并用“*”标注; 当方差分析结果中 F 比的数值大于极显著性阈值 $F_{0.01}(d_i, d_E)$ 时, 此参数为极显著参数并用“**”标注。

从表4~表10可以看出, 影响升力系数的参数最多, 有10个, 影响阻力系数的参数为5个, 影响进气道出口马赫数的参数为4个, 影响俯仰力矩的系数的参数为2个, 影响流量和总压恢复系数的参数均为1个。从影响参数出现的次数表

中可以明显看出, H_d 出现的次数最多为5次, 此参数是对称面下表面喉道纵向位置, 对 C_L 、 C_D , 尤其是对进气道的性能, m 、 σ_0 和 Ma_0 都有非常大的影响。

在阻力系数方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 14) = 4.6$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 14) = 8.86$ 。

在升力系数方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 9) = 5.12$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 9) = 10.6$ 。

在俯仰力矩系数方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 17) = 4.45$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 17) = 8.4$ 。

在进气道出口马赫数方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 15) = 4.54$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 15) = 8.68$ 。

在进气道出口截面流量方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 18) = 4.41$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 18) = 8.29$ 。

在进气道出口截面总压恢复系数方差分析中 F 检验显著性阈值 $F_{0.05}(1, 18) = 4.41$; 极显著性阈值 $F_{0.01}(1, 18) = 8.29$ 。

表11给出了根据各参数对气动性能显著性或极显著性影响的出现次数, 对参数进行分类。

表3 试验设计及数值计算结果

Table 3 Results of experimental design and numerical calculation

<i>i</i>	L_{u1}	L_{u2}	L_{d1}	L_{d11}	L_{d12}	L_{d2}	L_{d21}	H_u/mm	H_d/mm	H_w/mm	h_1/mm	h_2/mm	$a_1/(\text{°})$	$b_1/(\text{°})$	$c_1/(\text{°})$	$c_2/(\text{°})$	R_2/mm	C_D	C_L	C_m	Ma_0	$m/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	σ_0			
1	0.22	0.25	0.44	0.45	0.08	0.22	0.08	50	310	130	110	110	6	6	15	7	900	0.049	1.0	0.098	3.0	156.3	3.261	10.002	0.3098	
2	0.18	0.35	0.44	0.55	0.08	0.22	0.08	70	310	110	110	130	10	5	15	7	700	0.049	7.0	0.053	6.0	0.088	7.2	9.777	11.307	0.2829
3	0.18	0.25	0.36	0.55	0.12	0.22	0.08	70	250	130	110	130	6	6	11	7	900	0.035	5.0	0.070	6.0	1.24	2.3	2.255	9.575	0.3149
4	0.18	0.25	0.44	0.45	0.12	0.28	0.08	50	250	130	110	130	10	5	15	3	700	0.034	7.0	0.065	2.0	1.25	2.3	3.473	9.245	0.3500
5	0.18	0.25	0.44	0.55	0.08	0.28	0.12	50	310	110	90	130	6	6	11	7	700	0.039	9.0	0.091	7.0	1.48	6.2	2.979	9.679	0.2827
6	0.22	0.25	0.36	0.55	0.12	0.22	0.12	70	310	110	110	110	6	5	15	3	700	0.060	2.0	0.072	8.0	1.22	5.2	2.285	10.746	0.1668
7	0.22	0.35	0.36	0.45	0.12	0.28	0.08	70	310	130	90	130	6	5	11	7	700	0.043	7.0	0.083	5.0	1.57	2.501	10.35	0.1973	
8	0.18	0.35	0.44	0.45	0.08	0.28	0.12	70	310	130	110	110	6	5	11	3	900	0.045	9.0	1.008	0.172	6.3	1.165	10.383	0.2977	
9	0.22	0.25	0.44	0.55	0.08	0.22	0.12	70	250	130	90	130	10	5	11	3	900	0.041	1.0	0.059	1.0	0.096	3.319	7.749	0.3116	
10	0.22	0.35	0.44	0.55	0.12	0.22	0.08	50	310	130	90	110	10	6	11	3	700	0.048	0.056	2.0	0.099	3.2	2.961	10.765	0.3015	
11	0.18	0.35	0.44	0.55	0.12	0.28	0.08	70	250	110	90	110	6	6	15	3	900	0.033	3.0	0.091	8.0	1.54	8.3	3.339	7.715	0.3153
12	0.18	0.25	0.36	0.55	0.12	0.28	0.12	50	310	130	90	110	10	5	15	7	900	0.054	0.078	9.0	1.159	2.235	10.222	0.1801		
13	0.22	0.25	0.44	0.45	0.12	0.28	0.12	70	250	110	110	110	10	6	11	7	700	0.038	7.0	0.059	4.0	0.091	4.3	3.535	8.401	0.3387
14	0.22	0.35	0.36	0.55	0.08	0.28	0.12	50	250	130	110	130	6	6	15	3	700	0.033	9.0	0.078	8.0	1.156	8.3	2.245	9.63	0.3166
15	0.22	0.35	0.44	0.45	0.12	0.22	0.12	50	250	110	90	130	6	5	15	7	900	0.035	2.0	0.083	0.127	8.3	3.354	7.864	0.3277	
16	0.22	0.35	0.36	0.55	0.08	0.28	0.08	50	250	110	110	110	10	5	11	7	900	0.040	9.0	0.056	3.0	1.118	8.3	3.087	9.653	0.2867
17	0.18	0.35	0.36	0.45	0.12	0.22	0.12	50	310	110	110	130	10	6	11	3	900	0.053	4.0	0.063	8.0	1.111	2.749	10.776	0.2193	
18	0.22	0.25	0.36	0.45	0.08	0.28	0.08	70	310	110	90	130	10	6	15	3	900	0.054	1.0	0.076	8.0	1.130	7.2	6.692	9.379	0.2173
19	0.18	0.35	0.36	0.45	0.08	0.22	0.12	70	250	130	90	110	10	6	15	7	700	0.045	5.0	0.073	8.0	1.127	5.3	3.24	7.946	0.2963
20	0.18	0.25	0.36	0.45	0.08	0.22	0.08	50	250	110	90	110	6	5	11	3	700	0.040	8.0	0.089	8.0	1.168	1.3	3.323	9.535	0.4239

表 4 阻力系数方差分析结果

Table 4 Variance analysis results of drag coefficient

方差来源	自由度	平方和/ 10^{-3}	均方/ 10^{-3}	F 比
L_{d1}	1	0.108	0.108	14.552 **
L_{d2}	1	0.078	0.078	10.493 **
a_1	1	0.091	0.091	12.266 **
h_2	1	0.062	0.062	8.375 *
H_d	1	0.701	0.701	94.753 **
e_{Total}	14	0.096	0.007	
T_{Total}	19	1.159	0.061	

表 5 升力系数方差分析结果

Table 5 Variance analysis results of lift coefficient

方差来源	自由度	平方和/ 10^{-3}	均方/ 10^{-3}	F 比
L_{d2}	1	0.193	0.193	13.143 **
L_{d11}	1	0.358	0.358	24.314 **
L_{d12}	1	0.145	0.145	9.8327 *
c_1	1	0.087	0.087	5.9355 *
L_{u1}	1	0.156	0.156	10.577 *
R_2	1	0.149	0.149	10.127 *
a_1	1	2.376	2.376	161.44 **
h_1	1	0.211	0.211	14.353 **
h_2	1	0.135	0.135	9.1858 *
H_d	1	0.118	0.118	8.0238 *
e_{Total}	9	0.132	0.015	
T_{Total}	19	4.061	0.214	

表 6 俯仰力矩系数方差分析结果

Table 6 Variance analysis results of pitch moment coefficient

方差来源	自由度	平方和/ 10^{-3}	均方/ 10^{-3}	F 比
L_{d2}	1	1.872	1.872	5.9411 *
a_1	1	5.818	5.818	18.461 **
e_{Total}	17	5.357	0.315	
T_{Total}	19	13.047	0.687	

表 7 进气道出口马赫数方差分析结果

Table 7 Variance analysis results of Mach number at exit of inlet

方差来源	自由度	平方和	均方	F 比
L_{d1}	1	0.704	0.704	35.23 **
L_{d11}	1	0.130	0.130	6.4984 *
L_{d12}	1	0.128	0.128	6.418 *
H_d	1	1.439	1.439	72.07 **
e_{Total}	15	0.300	0.020	
T_{Total}	19	2.700	0.142	

由表 11 中可以看出,综合各项气动性能指标,对飞行器构型进行优化设计时,应优先考虑参数:前体进气道相对全机长度比例 L_{d1} ;一级压缩面相对前体进气道长度比例 L_{d11} ;唇口相对前体进气道长度比例 L_{d12} ;尾喷管上表面相对全机长度比例 L_{d2} , 对称面下表面喉道纵向位置 H_d ;前体进气道上表面与中心线楔角 a_1 ,尾喷管入口高度 h_2 。

表 8 进气道出口截面流量方差分析结果

Table 8 Variance analysis results of mass at exit of inlet section

方差来源	自由度	平方和	均方	F 比
H_d	1	13.278	13.278	24.61 **
e_{Total}	18	9.712	0.540	
T_{Total}	19	22.989	1.210	

表 9 进气道出口截面总压恢复系数方差分析结果

Table 9 Variance analysis results of total pressure recovery coefficient at exit of inlet section

方差来源	自由度	平方和/ 10^{-3}	均方/ 10^{-3}	F 比
H_d	1	34.128	34.128	15.247 **
e_{Total}	18	40.291	2.238	
T_{Total}	19	74.419	3.917	

表 10 参数灵敏度分析统计结果

Table 10 Statistic results of parametric sensitivity analysis

气动参数	灵敏度分析结果
C_D	显著: h_2 极显著: H_d, L_{d1}, a_1, L_{d2}
C_L	显著: $L_{u1}, R_2, L_{d12}, h_2, H_d, c_1$ 极显著: $a_1, L_{d11}, h_1, L_{d2}$
C_m	显著: L_{d2} 极显著: a_1
Ma_0	显著: L_{d11}, L_{d12} 极显著: H_d, L_{d1}
m	极显著: H_d
σ_0	极显著: H_d

表 11 设计参数分类

Table 11 Class of design parameters

出现次数	参数
2 及以上	$L_{d1}, L_{d11}, L_{d12}, L_{d2}, H_d, a_1, h_2$
1	L_{u1}, h_1, c_1, R_2
0	$L_{u2}, L_{d21}, H_u, H_w, c_2, b_1$

3.3 灵敏度分析结果验证

为验证灵敏度分析的正确性,针对 C_L 和 Ma_0 2 个典型的气动性能,分别选取了灵敏度高的参数和灵敏度低的参数,在只改变此参数数值的情况下,对灵敏度分析结果进行验证分析。

3.3.1 升力系数灵敏度分析结果验证

由灵敏度分析的结果可以看出,对于升力系数 C_L ,参数 a_1 为极显著因素,参数 H_u 为不显著因素,这 2 个参数都仅仅影响上壁面的构型和压力分布,对基本流场没有影响,因而选择这 2 个参数,来验证灵敏度分析的结果。①对极显著参数 a_1 取 $6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 3 个水平,其他参数与原始参数一致,样本及计算结果如表 12 所示;②对不显著参数 H_u 取 50、60 和 70 mm 3 个水平,其他参数与原始参数一致,样本及计算结果如表 13 所示。

图 5 给出了参数的变化对上壁面压力 p 分

布的影响。可以看出,当只有 a_1 值发生变化时,上壁面压强沿流向分布差异很大,且 a_1 值较小时,壁面沿流向压强下降更迅速,在上壁面前段相同流向位置处压强值较小,因而上下壁面压差较大,升力较大;当只有 H_u 值发生变化时,上壁面压力系数沿流向分布几乎不变。说明 C_L 对参数 a_1 的变化较敏感,而对参数 H_u 的变化不敏感,与灵敏度分析的结果一致。

表 12 参数 a_1 灵敏度验证样本

Table 12 Samples of parametric a_1 sensitivity validation

样本	参数	升力系数
1	$a_1 = 6^\circ, H_u = 60 \text{ mm}$	0.070 578
2	$a_1 = 8^\circ, H_u = 60 \text{ mm}$	0.059 470
3	$a_1 = 10^\circ, H_u = 60 \text{ mm}$	0.047 523

表 13 参数 H_u 灵敏度验证样本

Table 13 Samples of parametric H_u sensitivity validation

样本	参数	升力系数
1	$a_1 = 8^\circ, H_u = 50 \text{ mm}$	0.060 349
2	$a_1 = 8^\circ, H_u = 60 \text{ mm}$	0.059 470
3	$a_1 = 8^\circ, H_u = 70 \text{ mm}$	0.058 597

3.3.2 进气道出口马赫数灵敏度分析结果验证

对于进气道出口马赫数,由灵敏度分析的结果可以看出,参数 H_d 为极显著因素,而参数 R_2 为不显著因素,对于进气道出口马赫数的验证:①对极显著参数 H_d 取 250、280 和 310 mm 3 个水平,其他参数与原始参数一致,样本及计算结果如表 14 所示;②对不显著参数 R_2 取 700、800、900 mm 3 个水平,其他参数与原始参数一致,样本及计算结果如表 15 所示。

图 6 给出了参数变化对进气道出口马赫数的影响。可以看出,当只有 H_d 值发生变化时,

表 14 参数 H_d 灵敏度验证样本

Table 14 Samples of parametric H_d sensitivity validation

样本	参数	进气道出口马赫数
1	$H_d = 250 \text{ mm}, R_2 = 800 \text{ mm}$	2.763
2	$H_d = 280 \text{ mm}, R_2 = 800 \text{ mm}$	3.087
3	$H_d = 310 \text{ mm}, R_2 = 800 \text{ mm}$	3.269

表 15 参数 R_2 灵敏度验证样本

Table 15 Samples of parametric R_2 sensitivity validation

样本	参数	进气道出口马赫数
1	$H_d = 280 \text{ mm}, R_2 = 700 \text{ mm}$	3.087
2	$H_d = 280 \text{ mm}, R_2 = 800 \text{ mm}$	3.087
3	$H_d = 280 \text{ mm}, R_2 = 900 \text{ mm}$	3.089

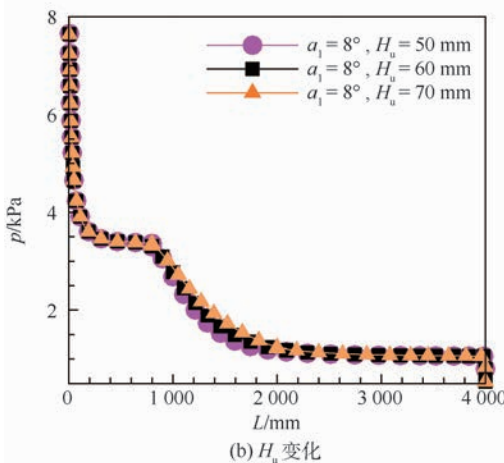
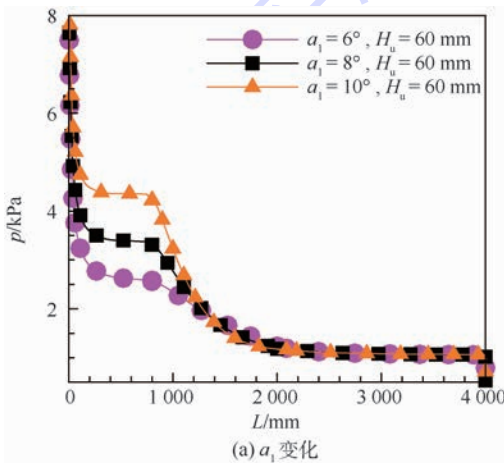


图 5 参数 a_1 和 H_u 变化对上壁面压力分布的影响
Fig. 5 Influence of parameter a_1 and H_u 's change on pressure distribution of upper wall

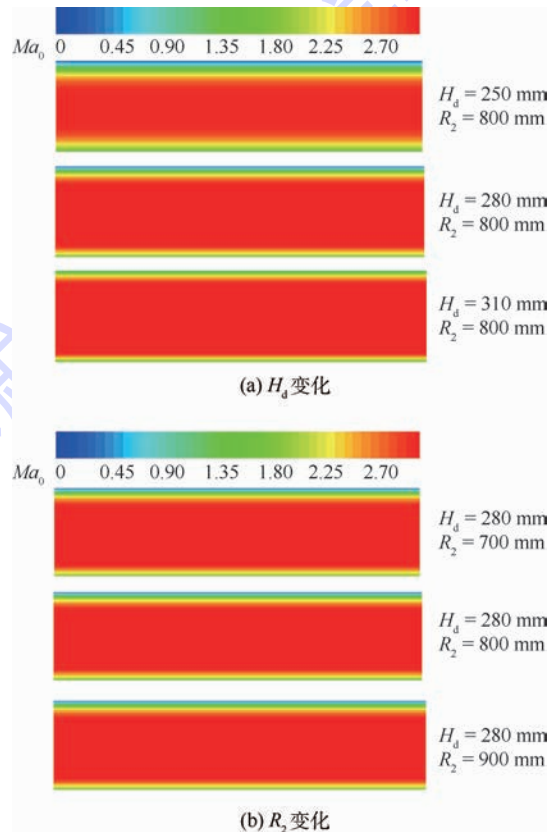


图 6 参数 H_d 和 R_2 变化对进气道出口马赫数的影响
Fig. 6 Influence of parameter H_d and R_2 's change on Mach number at exit of inlet

进气道出口马赫数分布差异较大,且当 H_d 值较小时的截面高马赫数区域面积明显小于 H_d 值较大时;当只有 R_2 值发生变化时,进气道出口马赫数分布几乎不变。说明进气道出口马赫数 Ma_0 对参数 H_d 的变化较敏感,而对参数 R_2 的变化不敏感,与灵敏度分析的结果一致。

3.4 初步优选气动性能较优的飞行器构型

根据已有的灵敏度分析样本,综合评估各项气动性能,为优化设计和地面实验提供气动性能较优的飞行器构型,为求得样本点的气动力与原始外形的气动力差值的百分比,为保证正值表示气动性能较优,其值为样本点与原始外形气动力差值与原始外形气动力的比值。其中在气动力评估中 C_D 、 C_m 和 Ma_0 的数值越小越好,故选用前者; C_L 、 m 和 σ_0 的数值越大越好,故选用后者。

表 16 给出了样本点 i 的气动力与原始外形的气动力差值的百分比。可以看出,样本 14 的 C_D 、 C_L 和 σ_0 较原始外形有明显提升, Ma_0 和 m 有小范围降低,可以看出样本 14 是较优的推荐构型。

表 16 样本点与原始外形的气动性能差值百分比

Table 16 Percentage of difference between samples and original shape in terms of aerodynamic performance

i	差值百分比				
	C_D	C_L	C_m	Ma_0	m
1	-26.96	65.29	52.06	-5.64	-2.09
2	-28.51	-9.87	-13.71	3.56	10.69
3	8.21	18.72	20.83	-5.44	-6.27
4	10.28	9.64	21.80	-12.50	-9.50
5	-3.17	54.20	44.57	3.50	-5.25
6	-55.66	22.41	19.18	25.98	5.20
7	-13.00	40.41	52.74	18.98	1.32
8	-18.68	69.50	67.92	-2.53	1.64
9	-6.27	-0.62	-6.61	-7.52	-24.14
10	-24.11	-5.50	-3.40	4.08	5.38
11	13.90	54.36	50.60	-8.16	-24.47
12	-39.63	32.67	54.68	27.60	0.07
13	-0.07	-0.12	-11.08	-14.51	-17.76
14	12.34	32.50	52.54	-5.12	-5.73
15	8.98	39.57	24.33	-8.65	-23.02
16	-5.76	-5.33	15.58	0	-5.50
17	-38.08	7.28	7.99	10.95	5.49
18	-39.89	29.14	27.15	12.80	-8.18
19	-17.65	24.10	24.04	-4.96	-22.21
20	-5.50	51.00	63.54	-7.64	-6.66

4 结论

本文完成了多参数条件下吸气式高超声速飞行器的灵敏度分析和校验,并选出了气动性能较优的构型,得到的结论如下:

1) 采用正交试验设计与方差分析相结合的方法,仅仅用 20 个试验样本完成了 17 个参数的灵敏度分析,在最大程度上运用较少的试验样本数完成了吸气式高超声速飞行器的多参数灵敏度分析,得到参数对气动性能的影响规律。

2) 通过对升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、进气道出口马赫数、进气道出口截面流量和进气道出口截面总压恢复系数等气动性能进行综合的灵敏度分析,在对吸气式高超声速飞行器构型进行设计时,应优先考虑灵敏度值较大的参数,即:前体进气道相对全机长度比例、一级压缩面相对前体进气道长度比例、唇口相对前体进气道长度比例、尾喷管上表面相对全机长度比例、对称面下表面喉道纵向位置、前体进气道上表面与中心线楔角、尾喷管入口高度。

3) 根据灵敏度分析的样本点可以初步优选出相对于原始外形较优的构型,提高优化设计的效率,为后续的行地面试验提供更为合理的外形布局,进而降低地面试验的投入,但优选出的构型,离最优外形仍有距离,下一步作者将结合参数灵敏度分析的结果,开展气动优化设计方面的研究。

参考文献 (References)

- [1] 罗金玲,李超,徐锦.高超声速飞行器机体/推进一体化设计的启示[J].航空学报,2015,36(1):39-48.
LUO J L, LI C, XU J. Inspiration of hypersonic vehicle with airframe/propulsion integrated design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 39-48 (in Chinese).
- [2] 吴颖川,贺元元,贺伟,等.吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J].航空学报,2015,36(1):245-260.
WU Y C, HE Y Y, HE W, et al. Proress in airframe-propulsion integration technology of air-breathing hypersonic vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 245-260 (in Chinese).
- [3] JOYCE P J, POMROY J B. The Hyper-X launch vehicle; Challenges and design considerations for hypersonic flight testing; AIAA-2005-3333 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [4] RICHARDSON D. Fourth X51A waverider sustains Mach 5.1 for six minutes [J]. Jane's Missiles & Rockets, 2013, 5(1): 9-12.
- [5] BRADFORD J E. A technique for rapid prediction of aftbody nozzle performance for hypersonic launch vehicle design [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2001.
- [6] 黄伟,罗世彬,王振国.超燃冲压发动机尾喷管构型参数灵敏度分析[J].推进技术,2009,30(6):691-695.
HUANG W, LUO S B, WANG Z G. Parametric sensitivity analysis of scramjet nozzle configuration [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 691-695 (in Chinese).
- [7] 张文电,王-白,刘宇,等.超燃冲压发动机尾喷管性能对型

- 面参数的回归研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2029-2036.
- ZHANG W D, WANG Y B, LIU Y, et al. Regression study of scramjet nozzle performance on contour parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2029-2036 (in Chinese).
- [8] 李永洲, 张堃元. 基于马赫数分布可控曲面外/内锥形基准流场的前体/进气道一体化设计[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 289-301.
- LI Y Z, ZHANG K Y. Integrated design of forebody and inlet based on external and internal conical basic flow field with controlled Mach number distribute on surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 289-301 (in Chinese).
- [9] 罗世彬, 罗文彩, 王振国. 高超声速巡航飞行器机体/推进系统一体化设计参数灵敏度分析[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(4): 10-14.
- LUO S B, LUO W C, WANG Z G. Analysis of the sensitivity of hypersonic cruise vehicle airframe/propulsion system integrated design parameters[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003, 25(4): 10-14 (in Chinese).
- [10] 胡添元, 余雄庆. 基于 CATIA 二次开发的飞翼外形参数化建模[J]. 飞机设计, 2007, 27(6): 10-15.
- HU T Y, YU X Q. A parametric modeling of flying-wing configuration using API in CATIA [J]. Aircraft Design, 2007, 27(6): 10-15 (in Chinese).
- [11] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X51A scramjet engine flight demonstration program; AIAA-2008-2540[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [12] 阎超, 禹建军, 李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应若干问题研究[J]. 空气动力学报, 2006, 24(1): 125-130.
- YAN C, YU J J, LI J Z. Scheme effect and grid dependency in CFD computation of heat transfer[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(1): 125-130 (in Chinese).
- [13] 甘文彪, 阎超, 耿云飞, 等. 乘波飞行器一体化构型设计[J]. 空气动力学报, 2012, 30(1): 68-73.
- GAN W B, YAN C, GENG Y C, et al. Waverider design of integrated configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 68-73 (in Chinese).
- [14] 何映平. 试验设计与分析[M]. 3版. 北京: 化学工业出版社, 2012: 46-48.
- HE Y P. Design of experiment and analysis[M]. 3rd ed. Beijing: Chemical Industry Press, 2012: 46-48 (in Chinese).
- [15] RICE J A. Mathematical statistics and data analysis[M]. 3rd ed. Belmont, CA: Duxbury Press, 2007: 505-506.

作者简介:

鞠胜军 男, 博士研究生。主要研究方向: 计算流体力学及飞行器设计。

阎超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 计算流体力学。

叶志飞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算流体力学及飞行器设计。

Multi-parametric sensitivity analysis of air-breathing hypersonic vehicle

JU Shengjun, YAN Chao*, YE Zhifei

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

Abstract: To implement multi-parametric sensitivity analysis and multi-parametric classification of air-breathing hypersonic vehicle and reduce the complexity of design, parameterized shape generation of air-breathing hypersonic is performed. First, the orthogonal design of experiment is used to generate the sample; then the high-precision aerodynamic performance calculation is implemented by the computational fluid dynamics (CFD); finally, parameter sensitivity analysis of aerodynamic performance by the method of variance analysis is carried out. Multi-parametric sensitivity analysis of aerodynamic performance on complex geometries is completed with the small sample size of the experiment. The results show that the sensitivity of multi-parameter to aerodynamic performance of aircraft and the influence rules of aerodynamic performance can be obtained correctly. Besides, the better aircraft geometry can be selected by experiment samples and is of great significance for optimization design and ground experiments.

Keywords: orthogonal design of experiment; variance analysis; computational fluid dynamics (CFD); aerodynamic performance; sensitivity analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0360

航空铝合金材料腐蚀裂纹扩展性能试验

王池权¹, 熊峻江^{1,*}, 马少俊², 陈勃²

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)



摘 要: 腐蚀环境下的裂纹扩展性能是航空金属结构损伤容限设计的重要前提, 为此, 试验测定了3种航空铝合金材料(即2E12-T3、2E12-T42和7050-T7451)在2种腐蚀环境(3.5wt% NaCl溶液和油箱积水)下的裂纹扩展性能, 在试验数据的基础上进行性能对比, 并对试样断口进行SEM分析, 研究了腐蚀和载荷联合作用对裂纹扩展的影响机理, 研究结果表明: 油箱积水环境对航空铝合金材料裂纹扩展的影响比3.5wt% NaCl溶液严重, 铝合金2E12-T3和2E12-T42的腐蚀裂纹扩展性能优于铝合金7050-T7451, 腐蚀环境下的氢脆效应和阳极溶解机制是造成腐蚀裂纹扩展加速的主要原因。

关键词: 铝合金; 裂纹扩展; 疲劳; 腐蚀; SEM

中图分类号: V252.2; TG113.1; TG115.5

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0935-07

腐蚀是飞机金属结构不可避免的影响因素, 例如, 在潮湿、盐雾、海水等腐蚀性强烈的自然环境中服役的飞机, 其金属结构常常受到腐蚀环境与疲劳载荷的共同作用导致疲劳裂纹提前萌生并加速扩展, 从而削弱飞机结构的承载能力, 对飞机飞行安全构成严重威胁^[1-3]。为此, 针对腐蚀对航空金属材料裂纹扩展性能的影响开展了大量研究, Lin和Yang^[4]及Jones和Hoepfner^[5]对铝合金进行了疲劳试验测试和断口SEM分析, 研究了腐蚀环境对裂纹萌生和微裂纹扩展过程的影响机理, 结果表明, 铝合金在腐蚀环境下萌生的腐蚀坑在载荷作用下容易引起应力集中, 导致疲劳裂纹在腐蚀坑处提前萌生, 不同腐蚀坑处萌生的微裂纹逐渐交互形成宏观裂纹最终导致疲劳断裂。Makhlouf^[6]和Zhao^[7]等对铝合金和钢材进行了裂纹扩展试验测试和断口SEM分析, 研究了腐蚀环境对裂纹稳定扩展阶段内裂纹扩展过程的影响及其微观机制, 结果表明, 腐蚀作用会导致裂纹扩展

门槛值降低并加速裂纹扩展, 从而降低材料的裂纹扩展性能, 使裂纹扩展寿命减少。Wang和Zheng^[8]对LY12CZ铝合金材料进行裂纹扩展试验测试, 研究了腐蚀对周期加载下裂纹扩展特性的影响, 结果发现, 腐蚀与载荷的交互作用会减弱裂纹扩展中的高载迟滞效应。

此外, 应力比、加载频率、腐蚀溶液pH值和溶液浓度等对金属材料腐蚀裂纹扩展性能也会产生影响。Menan^[9]和黄小光^[10]等对铝合金进行裂纹扩展试验测试, 研究了加载频率、应力比以及腐蚀溶液pH值对腐蚀疲劳裂纹的扩展速率的影响, 结果表明, 随着加载频率和pH值的降低, 腐蚀疲劳裂纹扩展速率会显著加快, 应力比则主要影响近门槛值区的裂纹扩展。Meng等^[11]对7075铝合金进行裂纹扩展试验测试, 研究了不同浓度NaCl溶液对裂纹扩展性能的影响, 结果发现, 提高腐蚀液浓度会加速金属表面的化学反应, 使腐蚀作用增强, 裂纹扩展寿命减少。

收稿日期: 2016-05-03; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-09-02 11:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160902.1152.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375033)

* 通讯作者: E-mail: jxiong@buaa.edu.cn

引用格式: 王池权, 熊峻江, 马少俊, 等. 航空铝合金材料腐蚀裂纹扩展性能试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 935-941. WANG C Q, XIONG J J, MA S J, et al. Tests for corrosion crack propagation behavior of aeronautical aluminum alloys[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 935-941 (in Chinese).

高强铝合金具有密度小、比强度高、加工性能优良等优点,其中高强铝合金 2E12-T3、2E12-T42 和 7050-T7451 被广泛应用于飞机的机翼、蒙皮、桁架和座椅滑轨等结构处,其腐蚀裂纹扩展性能日益受到人们的重视^[12-13]。目前,国内外针对航空铝合金材料在腐蚀下的裂纹扩展性能已开展了一定工作,但缺乏对不同腐蚀环境下裂纹扩展性能的对比研究,腐蚀-载荷交互作用对裂纹扩展过程的影响机制尚待进一步认识。为此,本文以 3 种航空铝合金材料(2E12-T3、2E12-T42 和 7050-T7451)作为研究对象,测定了 2 种腐蚀环境(3.5wt% NaCl 溶液、油箱积水)下的裂纹扩展性能,通过试验观测、试验数据对比以及疲劳断口 SEM 分析,研究了腐蚀对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响机制,为工程应用提供参考。

1 裂纹扩展试验

为了测定航空铝合金材料的腐蚀裂纹扩展性能,分别制备了 3 种航空铝合金材料(2E12-T3、2E12-T42 和 7050-T7451)的标准 M(T) 试样,材料性能如表 1 所示(E 为弹性模量, σ_b 为强度极限, σ_s 为屈服极限, δ 为延伸率),2E12-T3 和 2E12-T42 铝合金试样的几何形状与尺寸如图 1(a) 所示,7050-T7451 铝合金试样的几何形状与尺寸如图 1(b) 所示。采用线切割方法,在

表 1 铝合金的力学性能

Table 1 Mechanical properties of aluminum alloys

材料	E/GPa	σ_b/MPa	σ_s/MPa	$\delta/\%$
2E12-T3	72.4	473	364	18.0
2E12-T42	70.0	472	421	9.5
7050-T7451	70.3	510	455	9.0

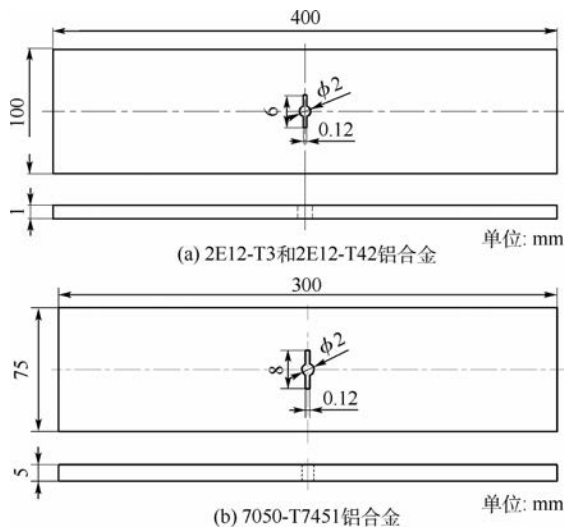


图 1 标准 M(T) 试样

Fig. 1 Standard M(T) specimen

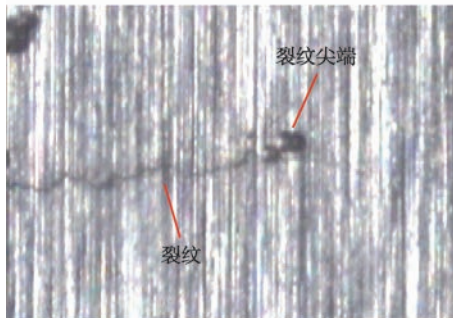
2 种试样中心孔两侧分别加工长度为 6 mm 和 8 mm 的初始人工预制裂纹,并做表面抛光处理。

按照 ASTM E647-11 试验方法^[14],在 MTS-880-100 kN 液压伺服机上进行恒幅加载裂纹扩展试验(如图 2 所示),加载波形为正弦波,加载频率 $f = 10 \text{ Hz}$,2E12-T3 和 2E12-T42 铝合金薄板的加载应力比 $R = 0.1$,7050-T7451 铝合金厚板的加载应力比 $R = 0.06$ 。每种材料裂纹扩展性能测试的有效试样数不少于 3 件。试验过程中,采用 WZHD0850 型长焦光学电子显微镜(测量精度为 0.01 mm)测量试样中心孔两侧的裂纹扩展长度。根据航空铝合金材料的实际使用环境,选取 3.5wt% NaCl 溶液与油箱积水溶液作为腐蚀介质,其中 3.5wt% NaCl 溶液按照 96.5 份蒸馏水中溶解 3.5(± 0.5)份 NaCl 的方法配置而成,油箱积水溶液按照蒸馏水和油箱积水原液体积比 99:1 配置而成,溶液 pH 值控制在 6.7 ~ 7.5 之间,试验温度为 $(25 \pm 3) \text{ }^\circ\text{C}$ 。

试样夹持后,用潜水泵把溶液打入试验盒内进行循环,保证试件工作部分始终处于溶液介质中,流动腐蚀介质的流速不小于每分钟能够更换一次腐蚀盒内的腐蚀介质,每 7 天重新配制一次溶液。为得到符合工程实际情况的尖锐裂纹,采用恒幅加载方法,在人工预制裂纹的两端分别再预制 1 ~ 2 mm 的疲劳裂纹,然后进行指定应力比下的恒幅裂纹扩展试验。通过试验观测,随着循



(a) 裂纹扩展试验系统



(b) 裂纹观测界面

图 2 裂纹扩展测试

Fig. 2 Crack propagation test

环次数的增加,3种铝合金裂纹扩展长度随之增长,并且裂纹扩展曲线的斜率也不断增大,即裂纹扩展速率越来越快。

2 断口 SEM 分析

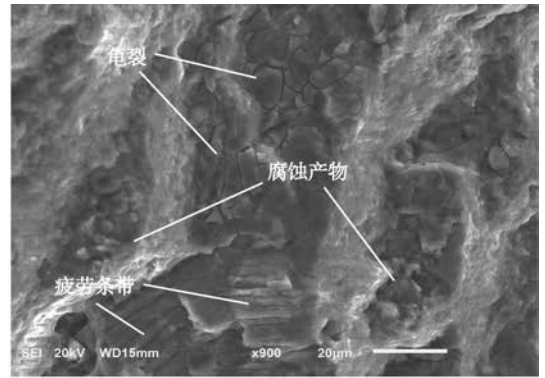
为了探究2种腐蚀环境对航空铝合金材料裂纹扩展过程的影响机理,利用JSM-6010LA型扫描电子显微镜对已破坏铝合金试样中的典型疲劳断口进行观测(如图3和图4所示),其中图3(a)~图3(d)为2E12-T3铝合金腐蚀裂纹扩展断口形貌,图4(a)~图4(f)为7050-T7451铝合金腐蚀裂纹扩展断口形貌。对比2E12-T3铝合金试样在3.5wt% NaCl溶液和油箱积水腐蚀环境下的断口形貌(即图3(a)~图3(d)),可以看出:

1) 3.5wt% NaCl溶液和油箱积水腐蚀环境下,裂纹稳定扩展区均存在明显的疲劳条带(见图3(a)和图3(c)),表明裂纹尖端在疲劳载荷作用下发生局部塑性变形,并在裂纹扩展过程中形成塑性条纹,随着裂纹不断扩展,裂纹尖端的应力强度因子变大,裂纹进入快速扩展阶段导致疲劳条带间距增加,由于裂纹扩展速度较快,腐蚀环境与裂纹表面作用的时间相对减少,腐蚀特征并不明显(见图3(b)和图3(d)),同时,围绕二次相颗粒形成的韧窝数量增加,这与文献[15-16]的研究结果一致。

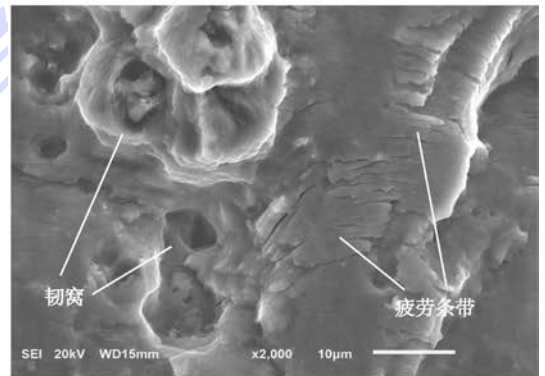
2) 2种腐蚀环境下的裂纹扩展区均存在局部腐蚀坑与颗粒状腐蚀产物(见图3(a)和图3(c)),在载荷作用下,试样表面的块状腐蚀产物呈现龟裂特征,此外,疲劳条带处还存在大量二次开裂特征,说明腐蚀环境下氢脆效应明显,溶液中的水分子可以与裂纹扩展形成的新鲜表面发生反应生成具有较强活性的原子氢[H],[H]通过扩散或位错输送进入裂纹尖端塑性区从而引起应力集中,导致该区间的塑性变差,同时,裂纹尖端在腐蚀溶液中易发生电化学反应,其中阴极反应中产生的[H]对氢脆效应的发生起到促进作用,导致铝合金脆性增加,裂纹扩展速率加快,这与文献[17-18]的研究结果一致。

3) 与3.5wt% NaCl溶液环境相比,油箱积水环境下的裂纹扩展区还存在大量的白色点状腐蚀产物(见图3(d)),这是由于油箱积水环境中不仅存在电化学腐蚀,还存在微生物腐蚀,这与文献[19-20]的研究结果一致。

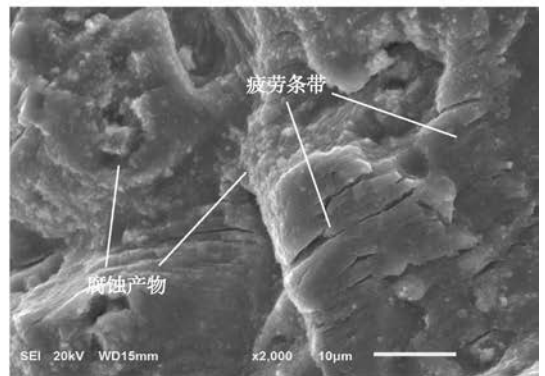
对比2E12-T3铝合金试样和7050-T7451铝



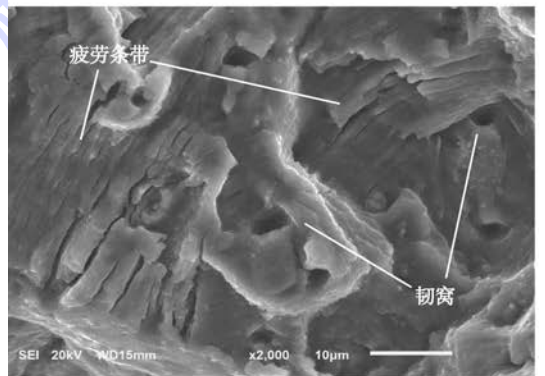
(a) 裂纹稳定扩展区, 3.5wt% NaCl 溶液



(b) 裂纹快速扩展区, 3.5wt% NaCl 溶液



(c) 裂纹稳定扩展区, 油箱积水



(d) 裂纹快速扩展区, 油箱积水

图3 2E12-T3 铝合金断口分析

Fig. 3 Fractographic analysis of 2E12-T3 aluminum alloy

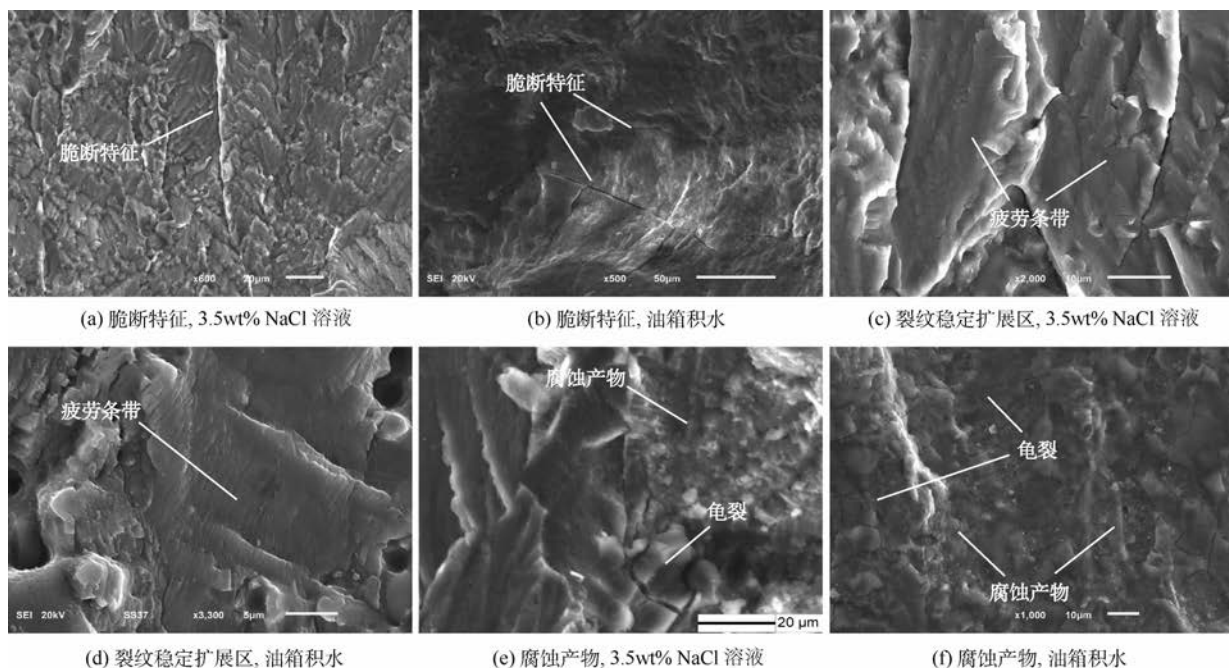


图4 7050-T7451 铝合金断口分析

Fig. 4 Fractographic analysis of 7050-T7451 aluminum alloy

合金试样(即图4)在3.5wt% NaCl溶液和油箱积水腐蚀环境下的断口形貌,可以看出:

- ①3.5wt% NaCl溶液和油箱积水腐蚀环境下,7050-T7451铝合金裂纹扩展区均存在脆断特征,且疲劳条带没2E12-T3铝合金的疲劳条带明显(见图4(a)~图4(d)),这说明7050-T7451铝合金相较于2E12-T3铝合金强度更高但也更脆,这与文献[11,21]的研究结果一致;
- ②与2E12-T3铝合金相比,7050-T7451铝合金在2种腐蚀环境下的裂纹扩展区同样存在腐蚀坑和腐蚀产物龟裂特征,油箱积水腐蚀断口裂纹扩展区还可见白色点状腐蚀产物(见图4(e)和图4(f))。

3 试验数据分析与讨论

根据ASTM E647-11试验方法^[14],在试验观测数据 (a_i, N_i) 的基础上, a_i 和 N_i 为第 i 次循环的裂纹长度和循环次数,采用割线法计算裂纹扩展速率 $(da/dN)_i$,即

$$(da/dN)_i = (a_{i+1} - a_i) / (N_{i+1} - N_i) \quad (1)$$

对应的应力强度因子幅值 ΔK_i 的计算式为

$$\Delta K_i = \frac{\Delta P_i}{B} \sqrt{\frac{\pi \alpha_i}{2W} \sec\left(\frac{\pi \alpha_i}{2}\right)} \quad (2)$$

式中: B 为试验件的板厚; ΔP_i 为加载载荷幅值; W 为试验件的宽度; α_i 为考虑有限板宽的修正系数,即 $\alpha_i = 2a_i/W$ 。

根据式(1)和式(2),由试验数据 (a_i, N_i) ,得到裂纹扩展速率数据 $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$,然后,

根据Paris公式,即

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

式中: C 和 m 为材料常数。

由图5所示的裂纹扩展速率数据 $[(\Delta K)_i, (da/dN)_i]$,采用最小二乘法拟合得到裂纹扩展性能曲线 $da/dN-\Delta K$ (如图5和表2所示)。从图5可以看出:①2种腐蚀环境下的裂纹扩展速率 da/dN 均随着应力强度因子幅值 ΔK 的增加而单调增加,且 da/dN 与 ΔK 在双对数坐标下符合Paris线性关系,说明Paris公式能较好地表征航空铝合金在裂纹稳定扩展阶段内的腐蚀裂纹扩展性能,这与文献[15]的研究结果相吻合;②在相同应力比和 ΔK 条件下,航空铝合金材料在油箱积水腐蚀环境下的裂纹扩展速率稍快于在3.5wt% NaCl溶液腐蚀环境下的材料裂纹扩展速率,说明油箱积水的腐蚀作用比3.5wt% NaCl溶液稍强,但差距不大,这与文献[22]的研究结果相吻合;③随着应力强度因子幅值 ΔK 的增加,2种腐蚀环境下裂纹扩展速率之间的差值逐渐减少,说明腐蚀和疲劳载荷对航空铝合金材料的裂纹扩展过程存在交互作用,并且随着疲劳载荷的增大,腐蚀环境对裂纹扩展性能的影响逐渐减弱,这与文献[23]的研究结果相吻合。

由图5可给出了3种航空铝合金材料在同一腐蚀环境下的裂纹扩展性能对比(如图6所示),从图6可以看出:无论在油箱积水环境下,还是在3.5wt% NaCl溶液环境下,2E12-T42的裂纹扩

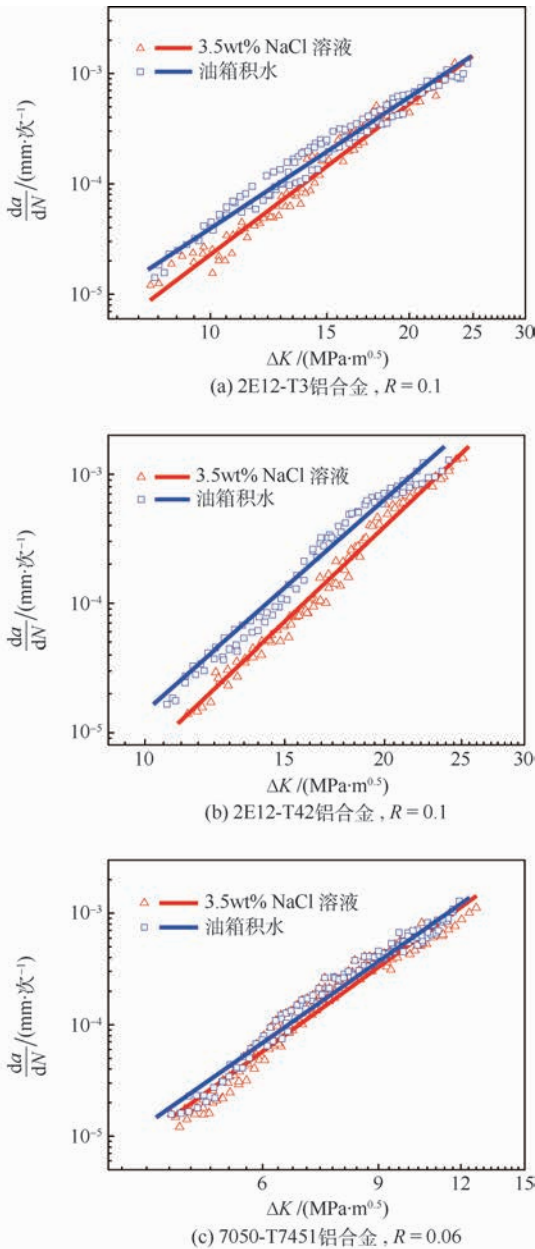


图5 裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 曲线

Fig. 5 Crack propagation $da/dN-\Delta K$ curves

表2 裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 参数值

Table 2 Parameter values of crack propagation $da/dN-\Delta K$

材料	环境	$C/(mm \cdot 次^{-1})$	m
2E12-T3	3.5wt% NaCl 溶液	5.53×10^{-10}	4.62
	油箱积水	4.43×10^{-9}	3.95
2E12-T42	3.5wt% NaCl 溶液	9.04×10^{-12}	5.87
	油箱积水	5.02×10^{-9}	3.95
7050-T7451	3.5wt% NaCl 溶液	2.19×10^{-8}	4.41
	油箱积水	4.71×10^{-8}	4.09

展速率最慢,7050-T7451 的裂纹扩展速率最快,而 2E12-T42 和 2E12-T3 的裂纹扩展速率接近,说明 2E12-T42 的裂纹扩展性能最好,7050-T7451 的裂纹扩展性能最差,2E12-T42 和 2E12-T3 的裂纹扩展性能相当。

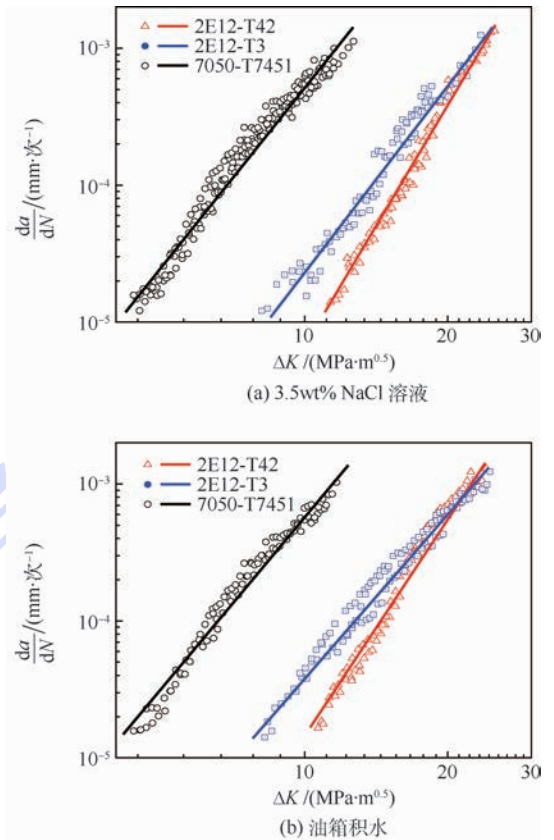


图6 不同航空铝合金扩展速率对比

Fig. 6 Comparison of propagation rates among different aeronautical aluminum alloys

4 结论

1) 同一腐蚀环境下,2E12-T42 的裂纹扩展速率最慢,性能最好;7050-T7451 的裂纹扩展速率最快,性能最差;2E12-T3 和 2E12-T42 的裂纹扩展速率接近,性能相当。

2) 在相同应力比和应力强度因子条件下,油箱积水腐蚀环境对航空铝合金材料裂纹扩展性能的影响稍大于 3.5wt% NaCl 溶液腐蚀环境,随着裂纹尖端应力强度因子的增加,2 种腐蚀环境下的裂纹扩展性能逐渐接近,说明腐蚀作用对裂纹扩展性能的影响逐渐减弱,即腐蚀和载荷对裂纹扩展过程存在交互作用。

3) SEM 分析表明,腐蚀环境下的裂纹表面会发生电化学反应,其中阳极反应生成大量腐蚀产物,在载荷作用下发生龟裂,阴极反应生成的原子氢对氢脆效应的发生起到促进作用,造成金属晶内和晶界处应力集中使材料变脆,从而降低材料的抗裂性能,使裂纹扩展速率加快;与 2E12-T3 和 2E12-T42 相比,7050-T7451 强度更高但也更脆,其抗裂性能更差;随着裂纹尖端应力强度因子的增大,腐蚀引起的阳极溶解和氢脆效应对裂纹扩

展性能的影响逐渐减弱,导致不同腐蚀环境下的裂纹扩展速率逐渐接近,即腐蚀作用减弱。

参考文献 (References)

- [1] 王荣. 金属材料的腐蚀疲劳 [M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001:2-6.
WANG R. Corrosion fatigue of metal material [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001:2-6 (in Chinese).
- [2] 穆志韬,李旭东,刘治国. 飞机结构材料环境腐蚀与疲劳分析 [M]. 北京:国防工业出版社, 2014:3-6.
MU Z T, LI X D, LIU Z G. Environment corrosion and fatigue analysis on aircraft structure material [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2014:3-6 (in Chinese).
- [3] SHEKHTER A, CRAWFORD B R, LOADER C, et al. The effect of pitting corrosion on the safe-life prediction of the royal Australian air force P-3C Orion aircraft [J]. *Engineering Failure Analysis*, 2015, 55:193-207.
- [4] LIN C K, YANG S T. Corrosion fatigue behavior of 7050 aluminum alloys in different tempers [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 1998, 59(6):779-795.
- [5] JONES K, HOEPPNER D W. Prior corrosion and fatigue of 2024-T3 aluminum alloy [J]. *Corrosion Science*, 2006, 48(10):3109-3122.
- [6] MAKHLOUF K, SDHOM H, TRIGUIA I, et al. Corrosion fatigue crack propagation of a duplex stainless steel X6 Cr Ni Mo Cu 25-6 in air and in artificial sea water [J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(2):167-179.
- [7] ZHAO W, WANG Y, ZHANG T, et al. Study on the mechanism of high-cycle corrosion fatigue crack initiation in X80 steel [J]. *Corrosion Science*, 2012, 57:99-103.
- [8] WANG R, ZHENG X. Corrosion fatigue crack propagation of an aluminum alloy under periodic overloads [J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2012, 35(5):389-398.
- [9] MENAN F, HENAFF G. Influence of frequency and waveform on corrosion fatigue crack propagation in the 2024-T351 aluminium alloy in the S-L orientation [J]. *Materials Science and Engineering*, 2009, 519(1):70-76.
- [10] 黄小光,王黎明,曹宇光. LY12CZ 铝合金在人工海水中的腐蚀疲劳裂纹扩展行为 [J]. *机械工程材料*, 2015, 39(6):95-98.
HUANG X G, WANG L M, CAO Y G. Corrosion fatigue crack growth behavior of LY12CZ aluminum alloy in artificial seawater [J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2015, 39(6):95-98 (in Chinese).
- [11] MENG X, LIN Z, WANG F. Investigation on corrosion fatigue crack growth rate in 7075 aluminum alloy [J]. *Materials and Design*, 2013, 51:683-687.
- [12] XIANG Y, LIU Y. EIFS-based crack growth fatigue life prediction of pitting-corroded test specimens [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2010, 77(8):1314-1324.
- [13] 李旭东,孔光明,穆志韬. 穿透型疲劳裂纹扩展与铝合金局部点蚀损伤特征参数的依存性分析 [J]. *腐蚀与防护*, 2015, 36(11):1049-1052.
LI X D, KONG G M, MU Z T. Dependent analysis of through out crack propagation on localized pitting corrosion parameters of aluminum alloy [J]. *Corrosion & Protection*, 2015, 36(11):1049-1052 (in Chinese).
- [14] ASTM International. Standard test method for measurement of fatigue crack propagation rates; ASTM E647-11 [S]. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2011.
- [15] 杨胜,易丹青,杨守杰,等. 腐蚀环境下 2E12 航空铝合金疲劳裂纹扩展行为研究 [J]. *材料工程*, 2007(12):26-29.
YANG S, YI D Q, YANG S J, et al. Effect of corrosive environment on fatigue crack propagation of 2E12 aerospace aluminum alloy [J]. *Journal of Materials Engineering*, 2007(12):26-29 (in Chinese).
- [16] PERKINS K M, BACHE M R. Corrosion fatigue of a 12% Cr low pressure turbine blade steel in simulated service environments [J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10):1499-1508.
- [17] 邓斌,易丹青,杨胜,等. 2E12 铝合金加速腐蚀环境谱下的疲劳裂纹扩展 [J]. *材料科学与工程学报*, 2009, 27(5):770-773.
DENG B, YI D Q, YANG S, et al. Effect of accelerated corrosive environment spectrum on fatigue crack growth of 2E12 aluminum alloy [J]. *Journal of Materials Science and Engineering*, 2009, 27(5):770-773 (in Chinese).
- [18] YAMABE J, MATSUMOTO T, MATSUOKA S, et al. A new mechanism in hydrogen-enhanced fatigue crack growth behavior of a 1900-MPa-class high-strength steel [J]. *International Journal of Fracture*, 2012, 177(2):141-162.
- [19] 朱绒霞,杜会玲. 航空燃料系统铝合金的微生物腐蚀 [J]. *石油化工腐蚀与防护*, 2002, 19(2):28-29.
ZHU R X, DU H L. Microbial corrosion of aluminum alloy in jet fuel system [J]. *Petrochemical Corrosion and Protection*, 2002, 19(2):28-29 (in Chinese).
- [20] 李晨钰,朱立群,刘慧丛,等. 温度对 2A12 铝合金在模拟油箱积水环境中初期腐蚀行为的影响 [J]. *航空学报*, 2013, 34(6):1493-1500.
LI C Y, ZHU L Q, LIU H C, et al. Influence of temperature on initial corrosion behavior of aluminium alloy 2A12 in simulated tank water environment [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(6):1493-1500 (in Chinese).
- [21] KIMBERLI J, DAVID W H. The interaction between pitting corrosion, grain boundaries, and constituent particles during corrosion fatigue of 7075-T6 aluminum alloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(4):686-692.
- [22] 宫玉辉,刘铭,张坤,等. 不同腐蚀环境对 7475-T7351 铝合金疲劳性能及裂纹扩展速率的影响 [J]. *材料工程*, 2010(9):71-73.
GONG Y H, LIU M, ZHANG K, et al. Effects of different corrosion environments on fatigue property and crack growth rate in 7475-T7351 aluminum alloy [J]. *Journal of Materials Engineering*, 2010(9):71-73 (in Chinese).
- [23] AYDIN M, SAVASKAN T. Fatigue properties of zinc-aluminum alloys in 3.5wt% NaCl and 1% HCl solutions [J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(1):103-110.

作者简介:

王池权 男,博士研究生。主要研究方向:航空金属结构材料
腐蚀疲劳及裂纹扩展性能。

熊峻江 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结
构适航性、飞行器系统与结构效能评估。

Tests for corrosion crack propagation behavior of aeronautical aluminum alloys

WANG Chiquan¹, XIONG Junjiang^{1,*}, MA Shaojun², CHEN Bo²

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Fatigue crack propagation behavior in typical corrosion environments is the precondition of damage tolerance design for metallic structures in aircraft; therefore, in order to determine corrosion fatigue crack propagation behavior, fatigue tests were performed on three categories of aluminum alloys (i. e. , 2E12-T3, 2E12-T42 and 7050-T7451) in two kinds of corrosion environments (3.5wt% NaCl solution and fuel tank ponding) under constant amplitude loading. Corrosion fatigue crack propagation properties in different corrosion environments were analyzed and compared with each other, and the interaction mechanisms between corrosion and fatigue were deduced from fractographic studies by using SEM analysis. It is showed that the effect of fuel tank ponding on fatigue crack propagation behavior is more significant than that of 3.5wt% NaCl solution, and aluminum alloys 2E12-T3 and 2E12-T42 hold superiority over aluminum alloy 7050-T7451 in corrosion fatigue crack propagation behavior. Corrosion crack propagation is enhanced due to the hydrogen embrittlement effect and anodic dissolution mechanism.

Keywords: aluminum alloy; crack propagation; fatigue; corrosion; SEM

Received: 2016-05-03; **Accepted:** 2016-07-22; **Published online:** 2016-09-02 11:52

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160902.1152.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51375033)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0381

基于 MDP 的战机对抗导弹措施优化方法

宋海方^{1,2}, 肖明清^{1,*}, 陈游^{1,2}, 胡阳光¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 电子信息控制国防重点实验室, 成都 610036)



摘 要: 对战机对抗导弹的措施优化问题进行了研究,将该问题归结为不确定条件下的序贯决策问题,提出了一种基于 Markov 决策过程(MDP)的导弹对抗措施优化方法。首先,该方法根据作战过程将作战阶段分为不同的状态,将电子对抗措施(ECM)和战术机动作为可供战机选择的行动;然后,通过不同战术行动下状态之间的转移概率来反映行动的不确定性,以雷达搜索状态和导弹命中状态的期望值来表征不同策略下的飞机生存力;最后,通过建立 Markov 决策模型得到飞机生存力最大时各个状态对应的最佳行动。仿真结果表明:飞机生存力随着时间推移而逐渐降低;不同策略下飞机的生存力不同,基于 MDP 的策略可以有效提高飞机的生存力;单步优化措施不能提高战机的生存力,必须考虑长期状态转移的影响。

关键词: 飞机生存力; 电子对抗措施(ECM); 战术机动; Markov 决策过程(MDP); 导弹对抗; 序贯决策

中图分类号: TN972; TJ765; V557+.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0942-09

战机要完成作战任务,首先要具有一定的生存力,但是战机生存和任务完成之间往往存在着矛盾^[1],战机往往需要采取一些措施在保证一定生存力的同时完成作战任务,这些措施主要包括机动规避和电子对抗措施(Electronic Counter Measures, ECM)两大类。传统的依靠经验的方法来选择对抗措施已经不能满足现代战争的要求,一方面,战机飞行员需要将精力集中在作战任务的完成上,另一方面,快速变化的战场环境不允许飞行员对突然出现的威胁进行更多的判断和思考^[2]。同时,随着无人作战飞机的进一步应用,根据战场环境自动选择对抗措施已经是战机必不可少的一项功能。

现有文献对最优机动问题进行了研究。文献[3]在假设导弹类型和状态(位置、速度和加速度)已知的条件下,求出了战机最优机动问题的

闭环解;文献[4]提出了一种基于影响图(influence diagram)的飞机最优机动模型;文献[5]将影像图和博弈论相结合,提出了“一对一”情形下飞机的机动优化方法。文献[6]对无人机规避来袭导弹的最优机动问题进行了研究,在假设导弹状态已知的条件下,在距离和角度的离散点上确立了最佳机动时机和机动方向。

对最佳 ECM 的研究,一般使用博弈论相关理论或者将之转换为线性规划问题。文献[7]采用了博弈论的方法对单部雷达在检测阶段的自适应干扰问题进行了研究;文献[8]研究了“追-逃”问题中最佳 ECM 的使用方法;文献[9]提出了使用线性规划的方法对“多部干扰机干扰多部雷达”情形下的干扰资源分配问题进行了求解。

以上文献对飞机的最优机动和最佳 ECM 使用问题分别进行了研究,实际上,战机为了提高生

收稿日期: 2016-05-09; 录用日期: 2016-08-10; 网络出版时间: 2016-09-07 11:41

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160907.1141.001.html

* 通讯作者: E-mail: xmqing@sohu.com

引用格式: 宋海方, 肖明清, 陈游, 等. 基于 MDP 的战机对抗导弹措施优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 942-950. SONG H F, XIAO M Q, CHEN Y, et al. MDP method for optimization of fighter aircraft's countermeasures against missile [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 942-950 (in Chinese).

存能力,一般都是将机动和 ECM 结合起来使用。文献[10]将战机对抗导弹问题定义为导弹对抗措施优化(Missile Countermeasures Optimization, MCO)问题,采用遗传规划(Genetic Programming, GP)的方法,对导弹类型和状态不确定条件下的最佳机动和 ECM 结合问题进行了研究;文献[2]介绍了一种用于战机飞行员的决策辅助系统(Decision Support System, DSS),该系统将作战经验使用 Prolog 语言转换为计算机语言,并使用贝叶斯网络(Bayesian Network, BN)对“机动 + ECM”进行自适应决策。

目前的研究均集中在单独的武器对抗阶段或者单独的传感器对抗阶段,没有考虑武器对抗和传感器对抗的相互影响。例如,导弹的发射依赖于雷达等传感器对目标的发现和跟踪,导弹对目标的命中也依赖于传感器对目标的信息获取。飞机进行战术机动或者实施 ECM 的目的是为了提高飞机生存力,文献[11]对飞机生存力的定义和评估方法进行了全面的阐述,文献[12]对无源干扰条件下的飞机生存力进行了建模,文献[13]建立了有源干扰条件下飞机生存力模型,文献[14]对飞机在不同航路下的飞机生存力进行了研究,并提出了在威胁位置不确定条件下的飞机生存力评估方法。

这些研究为评估不同条件下的飞机生存力提供了很好的参考,但是建立的生存力模型均是静态的,没有考虑不同阶段进行不同战术机动和 ECM 的生存力优化问题。实际上,在不同作战阶段使用不同的机动和 ECM 对飞机生存力的影响是不同的,需要根据整个作战过程进行研究。本文对战机在面-空导弹(Surface-to-Air Missile, SAM)威胁下的对抗措施优化方法进行研究,旨在建立一种能够根据作战环境和阶段自适应选择对抗措施的模型和算法,从而为飞行员提供决策辅助或者直接用于无人作战飞机中。

1 问题描述

考虑如图1所示的典型作战场景:装备有自卫电子对抗设备的战机对目标实施打击,但是必须经过目标周围的 SAM 阵地,图1中虚线表示战机执行任务的航线。本文研究战机按照该航线飞行、在不同阶段实施不同对抗措施的生存力优化问题。SAM 阵地按照功能可以分为以下3个区域。

1) 搜索区域:表示目标指示雷达可以发现目标的区域。

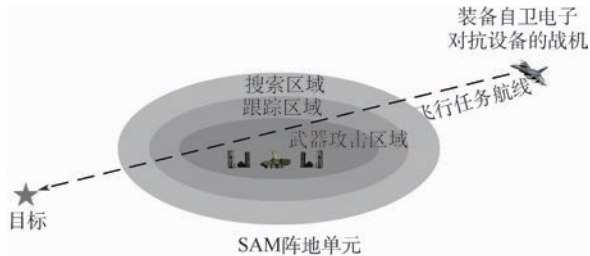


图1 典型的对地突防作战场景

Fig. 1 Typical air-to-ground penetration scenario

2) 跟踪区域:表示制导雷达可以对目标实施跟踪的区域。

3) 武器攻击区域:表示在此区域导弹可以发射并以一定的概率击中目标。

图1中飞机的战术决策不同,作战区域的相对大小还会发生改变,这也是通过战术决策优化飞机生存力的依据。

对作战场景作如下假设:①SAM 阵地每次只发射一枚导弹,导弹的中制导阶段由制导雷达提供目标信息,末制导阶段目标信息由导引头提供;②飞机按照既定航路飞行,即飞机不可以通过改变航路的方式规避威胁,机动也不改变既定航路;③SAM 制导雷达为多功能雷达(Multi-Function Radar, MFR)^[15],可以同时工作在多种模式(如搜索、跟踪、制导等)以应对多个目标;④战机携带的自卫电子对抗设备包括电子干扰机和箔条、红外投放器,暂不考虑支援干扰机(Stand-Off Jamming, SOJ)的作用。

2 飞机生存力优化模型

假设飞机分别在 $t_0, t_1, \dots, t_n, \dots$ 等离散时刻点进行战术决策,可选择的战术包括机动、ECM 或者两者的组合^[10],将可供选择的战术记为有限数量的战术集合 \mathbf{A} , $a_i (i=1, 2, \dots, N)$ 为 \mathbf{A} 中的某一项战术,即 $a_i \in \mathbf{A}$ 。 a_i 的效果与当前飞机所处的状态有关,例如,如果该时刻敌方雷达对飞机实施距离跟踪,有效的干扰方法是距离波门拖引或者距离假目标干扰^[16];如果敌方导弹雷达导引头已经锁定目标,应该在释投放箔条弹的同时进行与导引头视场角垂直的切向机动^[2]。飞机在 t_n 时刻所处的状态记为 $s(t_n)$,每个时刻的战术决策模型如图2所示。

如图2所示, $s(t_n)$ 在 $a(t_n)$ 作用下向 $s(t_{n+1})$ 转移是一个概率事件,用 $P(s(t_{n+1}) | s(t_n), a(t_n))$ 表示此概率,不同行动下此概率并不相同。文献[14]定义了飞机所处的5种作战状态,并且根据 SAM 的作战流程指出各状态之间的转移概

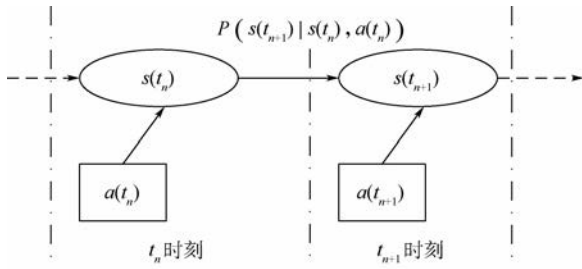


图2 战术决策模型

Fig. 2 Strategic decision-making model

率满足 Markov 特性,即

$$P(s(t_{n+1}) | s(t_n), s(t_{n-1}), \dots, s(t_0)) = P(s(t_{n+1}) | s(t_n)) \quad (1)$$

定义生存密度函数 $\lambda(t)$ 用于求解各个状态之间的转移概率:

$$P(s(t_{n+1}) | s(t_n)) = \exp\left(-\int_{t_n}^{t_{n+1}} \lambda(t) dt\right) \quad (2)$$

但是文献[14]没有考虑不同行动下生存密度函数的不同,即当 $a_i \neq a_j$ ($a_i \in \mathbf{A}, a_j \in \mathbf{A}$) 时,一般有

$$P(s(t_{n+1}) | s(t_n), a_i) \neq P(s(t_{n+1}) | s(t_n), a_j) \quad (3)$$

同时,对于现代 MFR 而言,仅仅使用搜索和跟踪 2 种状态并不能完全描述雷达的多种工作模式。飞机的战术决策问题,可以归结为根据 t_n 时刻飞机所处的状态 $s(t_n)$, 选择最佳行动 $a(t_n)$ 的问题,这是一个典型的不确定条件下的序贯决策问题。决策的目的是为了使飞机的生存力最大化,飞机的生存力可以用一定准则下飞机所处的某个状态进行表征。

Markov 决策过程 (Markov Decision Process, MDP) 为该序贯决策问题的求解提供了方法,相比影响图等其他方法,MDP 在多级动态决策方面表达式更为简洁,求解也更为方便^[17],这也使得 MDP 理论在很多方面得到了应用^[18]。本文用 MDP 理论对飞机的作战决策问题进行求解。

3 对抗措施优化模型

3.1 MDP 的基本要素

根据定义^[17],MDP 可以由如下五元组进行表示:

$$\langle \mathbf{S}, \mathbf{A}, \mathbf{P}, \mathbf{R}, \gamma \rangle \quad (4)$$

其中: \mathbf{S} 表示状态集,即战机在不同作战阶段敌方雷达或者导弹的状态,是对威胁环境的一种划分; \mathbf{A} 表示行动集,即可供战机选择的机动、ECM 及其组合形式; $P(s(t_{n+1}) | s(t_n), a(t_n))$ ($P \in \mathbf{P}$,

\mathbf{P} 为状态转移概率组成的矩阵)表示 t_n 时刻采取行动 $a(t_n)$ (记为 a) 时,状态从 $s(t_n)$ (记为 s) 转移到状态 $s(t_{n+1})$ (记为 s') 的概率,反映了各种对抗措施的不确定性; $R(s' | s, a)$ ($R \in \mathbf{R}$) 表示在状态 s 时采取行动 a 获得的报酬 (或者付出的代价); γ 表示对未来期望报酬的折扣。战机对抗导弹 MDP 模型中的各要素定义如下:

1) 状态集 \mathbf{S} 。定义 $\mathbf{S} = \{s_1, s_2, \dots, s_M\}$, 本文采用文献[19]中定义的 8 种雷达状态,并将其拓展到武器系统发射之后的阶段,共 13 种状态,即 $M=13$ 。各状态的具体定义如表 1 所示。

表 1 状态集及其元素

Table 1 State set and its elements

编号	状态名称及缩写
s_1	Search
s_2	Acquisition (ACQ)
s_3	Non-Adaptive Track (NAT)
s_4	Range Resolution 1 (RR ₁)
s_5	Range Resolution 2 (RR ₂)
s_6	Range Resolution 3 (RR ₃)
s_7	Track Maintenance (TM)
s_8	Passive Track (PT)
s_9	Missile Launching (ML)
s_{10}	Mid-Course Guidance (MCG)
s_{11}	Terminal Guidance (TG)
s_{12}	Miss the target (Miss)
s_{13}	Hit the target (Hit)

各状态可以由机载传感器,如电子支援措施 (Electronic Support Measure, ESM)、导弹逼近告警器 (Missile Approaching Warning, MAW) 等根据截获的信号进行估计。

2) 行动集 \mathbf{A} 。行动集包括单独的 ECM、单独的战术机动以及机动和 ECM 的组合,单独的 ECM 用 A_1 表示,单独的机动的用 A_2 表示,机动与 ECM 的组合用 A_3 表示。本文采用 NASA 提出的 7 种最常用的空战机动方式^[20] 以及文献[16]中提到的几种 ECM,行动集合如表 2 所示。

各种行动是针对特定状态设计的,表 2 中也列举除了各行动与状态的对应关系。 \mathbf{A} 中还包括 2 种特殊的行动,即 a_9 和 a_{10} ,这 2 种行动表示飞机不采取任何 ECM 和战术机动, A_1 中的行动也是在 a_{10} 条件下实施的。实际上,文献[14]中对不同航路飞机生存力的评估就是在这一行动下进行的,可以认为文献[14]是本文的一个特例。

3) 状态转移概率矩阵 \mathbf{P} 。状态实际上反映了环境对飞机的威胁程度^[14-15],例如,雷达处于跟踪状态要比雷达处于搜索状态对飞机威胁性更大,使用战术机动以及 ECM 的目的是为了使战

表2 行动集及其元素

Table 2 Action set and its elements

行动集	状态相关的行动	行动名称
A ₁	$a_1 \rightarrow s_1, s_2, s_{10}$	Multi False Target (MFT)
	$a_2 \rightarrow s_1 \sim s_7, s_{10}$	Noise Jamming (NJ)
	$a_3 \rightarrow s_4$	Range False Target 1 (RFT ₁)
	$a_4 \rightarrow s_5$	Range False Target 2 (RFT ₂)
	$a_5 \rightarrow s_6$	Range False Target 3 (RFT ₃)
	$a_6 \rightarrow s_3$	Range-Gate Pull-Off (RGPO)
	$a_7 \rightarrow s_7, s_{10}$	Velocity-Range-Gate Pull-Off (VRGPO)
	$a_8 \rightarrow s_{11}$	Flares + Chaffs
	$a_9 \rightarrow s_8$	No Jamming (NoJ)
	$a_{10} \rightarrow s_1$	No Maneuvering (NoM)
A ₂	$a_{11} \rightarrow s_7$	Maximum Acceleration (MA)
	$a_{12} \rightarrow s_7$	Maximum Deceleration (MD)
	$a_{13} \rightarrow s_{10}, s_{11}$	Maximum Overload Pull-Up (MOPU)
	$a_{14} \rightarrow s_{10}, s_{11}$	Maximum Overload Dive (MOD)
	$a_{15} \rightarrow s_{10}, s_{11}$	Maximum Overload Left Turn (MOLT)
	$a_{16} \rightarrow s_{10}, s_{11}$	Maximum Overload Right Turn (MORT)
A ₃	$a_{17} \rightarrow s_2, s_7$	MOPU/MOD/MOLT/MORT + MFT
	$a_{18} \rightarrow s_7, s_{10}$	MOPU/MOD/MOLT/MORT + VRGPO
	$a_{19} \rightarrow s_{10}, s_{11}$	MA/MD + Chaffs + Flares
	$a_{20} \rightarrow s_{11}$	MOPU/MOD/MOLT/MORT + Chaffs + Flares

机尽量多地停留在低威胁等级的状态中。状态转移矩阵反映了各行动结果的不确定性,各状态的转移如图3所示。

图3中实线表示2个状态之间的转移概率不为0,箭头表示状态转移的方向。虚线表示如果第1枚导弹脱靶,SAM可能继续重新搜索目标开始发射第2枚导弹。此外,雷达只有在干扰存

在的条件下才有向s₈(PT)状态转移的可能。状态转移分为以下3种情况:①停留在当前状态;②向威胁等级更高的状态转移;③向威胁等级低的状态转移。

从SAM的作战过程可知^[21],s₁~s₁₃,威胁等级依次增大,但是由于被动跟踪只有目标的角度信息,所以认为PT的威胁等级与NAT相同,同时,3种距离分辨(RR₁、RR₂、RR₃)的威胁等级相同,s₁₂(Miss)的威胁等级与s₁(Search)相同。

图3中,s₁为起始状态,威胁等级最低;如果进入s₁₃(Hit),则以概率1停留在此状态,而此状态威胁等级最高。战术决策的目的就是要使飞机尽可能少地进入s₁₃,或者使飞机尽可能多地停留在s₁。为了评估不同行动的效果,用a₉和a₁₀条件下的状态转移概率为基准,以各行动与a₉和a₁₀条件下相比该基准概率的变化量作为各行动的效果评估指标,对a∈A:

$$\delta(s, a) \triangleq \frac{P(s' | s, a) - P(s' | s, a_0)}{P(s' | s, a_0)} \quad (5)$$

式中:a₀ = a₉ + a₁₀,表示既不做机动,也不实施ECM;s'的威胁等级(记为v(s'))低于s的威胁等级(记为v(s));如果δ(s, a') > δ(s, a),则表示对于状态s, a'比a的效果要好。

对∀a∈A,各状态的转移概率满足:

$$\sum_{s' \in S} P(s' | s, a) = 1 \quad (6)$$

P需要经过相关的试验获取数据,然后经过增强学习(Reinforcement Learning, RL)算法进行确定^[17]。但是由于相关试验非常困难甚至不可能,所以一般只能通过理论分析和仿真实验产生的数据代替实际数据^[2],然后再对P进行学习。

4) 报酬函数R。报酬函数是确定最佳行动的准则,因为无论战术机动还是ECM,其目的都

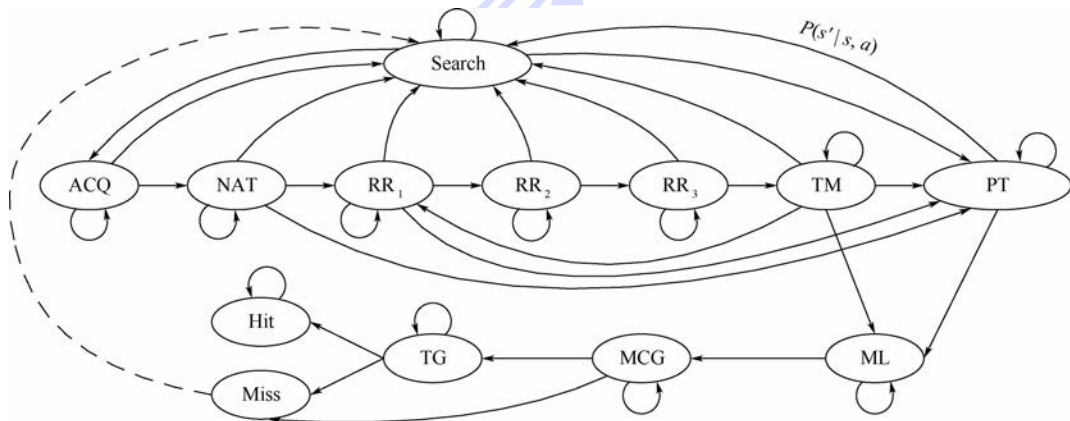


图3 状态及其转移情况

Fig. 3 States and their transitions

是让飞机尽量在低威胁等级的状态上,所以,对于 $\forall a \in A$, 定义报酬函数如下:

$$R(s' | s, a) = \begin{cases} 1 & v(s') < v(s) \\ 0 & v(s') \sim v(s) \\ -1 & v(s') > v(s) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $v(s') < v(s)$ 表示 s' 的威胁等级低于 s 的威胁等级; $v(s') \sim v(s)$ 表示 s' 威胁等级与 s 的威胁等级相等; $v(s') > v(s)$ 表示 s' 的威胁等级高于 s 的威胁等级。另外, 令 $R(s_{13} | s_{11}, a) = -10$ 表示导弹命中目标是最不希望的结果。

建立 MDP 模型是为了求解每个阶段飞机的最佳决策, 所有状态对应的行动称之为策略, 将之记为 π , 所有的策略组成的集合记为 Π , 则

$$\pi: s \in S \rightarrow \pi(s) \in A \quad (8)$$

为了寻找最佳策略, 本文采用无限阶段折扣准则^[17], 将 $R(s' | s, a)$ 简记为 r_t , 则在某一初始状态下总的报酬函数为

$$V_\gamma^\pi(s) = E_\gamma^\pi(r_0 + \gamma r_1 + \dots + \gamma^i r_i + \dots) = E_\gamma^\pi \left(\sum_{i=0}^{\infty} \gamma^i r_i | s_0 = s \right) \quad (9)$$

式中: $V(s)$ 为值函数, 表示某一初始状态 s_0 下总的报酬函数; $E(\cdot)$ 表示期望运算符。最佳决策可以表示为

$$\pi^*(s) = \arg \max_{\pi \in \Pi} V_\gamma^\pi(s) = \arg \max_{\pi \in \Pi} E_\gamma^\pi \left(\sum_{i=0}^{\infty} \gamma^i r_i | s_0 = s \right) \quad (10)$$

最佳策略的存在性及唯一性证明参见文献[17-18]。

5) 折扣因子 γ 。 γ 用来平衡当前报酬与未来报酬的关系, γ 越大, 表示未来报酬所占的比重也越大, 一般 $0 < \gamma < 1$ 。 无论是机动还是 ECM, 效果并不能立即显现^[22], 所以需要考虑一段时间以后该行动的影响。

3.2 MDP 的求解算法

MDP 的求解方法分为值迭代法和策略迭代法, 策略迭代法效率较高, 故本文采用策略迭代法, 求解步骤如下^[17]。

初始化: $\pi_0 \in \Pi$

$n \leftarrow 0$

重复:

对于 $\forall s \in S$, 求解:

$$V_n(s) = r(s, \pi_n(s)) + \gamma \sum_{s' \in S} P(s' | s, \pi_n(s)) V_n(s')$$

对于 $\forall s \in S$, 求解:

$$\pi_{n+1}(s) = \arg \max_{a \in A} \left\{ r(s, a) + \gamma \sum_{s' \in S} P(s' | s, a) V_n(s') \right\}$$

$n \leftarrow n + 1$

直到 $\pi_n = \pi_{n+1}$

返回 V_n, π_{n+1}

如果求得最佳决策 π^* , 则可以根据 π^* 确定任意状态对应的最佳行动, 即对于 $\forall s \in S$, 最佳的行动为

$$\pi^*: \forall s \in S \rightarrow a^* = \pi^*(s) \quad (11)$$

4 仿真实例

4.1 仿真参数设置

现有文献已对部分 $P(s' | s, a)$ 进行了理论分析和仿真实验。 本文研究在该概率已知的条件下, 如何对各项措施进行优化。 首先对 P 假设如下:

1) 在 a_0 条件下, 图 3 中各实线部分表示的转移概率是平均分布的。

2) 各状态对应的行动使得该状态向高威胁等级状态转移概率降低 $\delta(s, a)$, 此时停留在此状态以及向低威胁等级状态转移的概率依然满足平均分布。 例如, 在 a_0 条件下

$$P(s' = s_1 | s = s_1, a_0) = P(s' = s_2 | s = s_1, a_0) = 0.5$$

设 $\delta(s_1, a_1) = 50\%$, 则

$$P(s' = s_2 | s = s_1, a_0) = 0.5 - 0.5 \times 0.5 = 0.25$$

$$P(s' = s_1 | s = s_1, a_1) = \frac{1}{2} \times (1 - 0.25) = 0.375$$

$$P(s' = s_8 | s = s_1, a_1) = \frac{1}{2} \times (1 - 0.25) = 0.375$$

其他行动下各状态转移概率的确定方法与此相同, 根据表 2, 将各行动分为“专用”(单个行动只针对单一状态)和“通用”(单个行动对应多个状态)2 类, 假设专用行动的 $\delta(s, a)$ 为 60%, 通用行动的 $\delta(s, a)$ 为 25%; $\gamma = 0.90$; 图 3 中虚线表示的 $P(s_1 | s_{12}, a)$ (对任意 $a \in A$) 设为 0.50。

4.2 MDP 策略下状态的转移

在确定了 P, R 和 γ 后, 使用策略迭代法对 MDP 模型进行求解, 得到的最佳策略如图 4 所示。

图 4 以及本文其他部分, 状态和行动对应的编号分别与表 1 和表 2 所示的状态和行动对应。 设初始状态为 s_1 , 经 20 步各状态的转移情况如图 5 所示。 图 5 分别表示 2 次实验中命中目标和未命中目标 2 种情况。

用一定时间内达到 s_{13} (即飞机被导弹命中) 和停留在 s_1 的次数表征不同策略下飞机的生存力, 对图 5 中的转移实验重复 1 000 次, 得到各状态的平均占有率如图 6 所示。

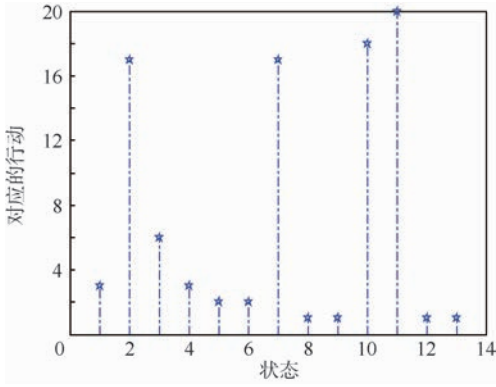


图4 最佳策略下各状态与行动的对应关系
Fig.4 Relationship between states and actions under optimal policy

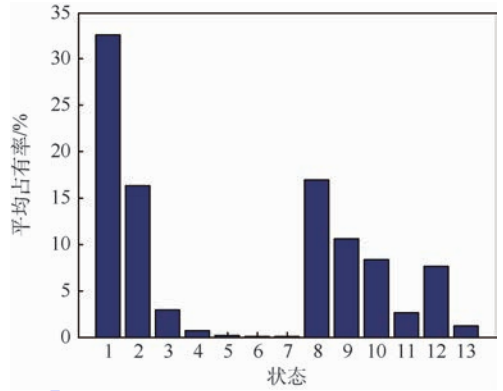
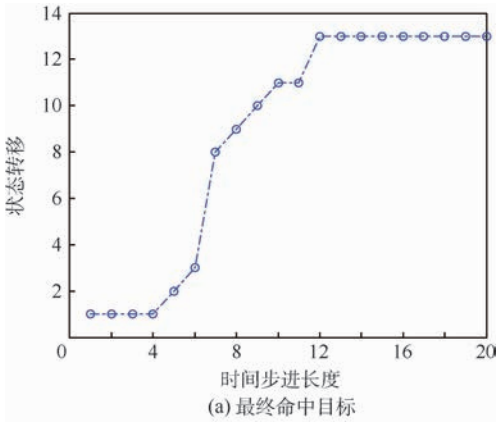
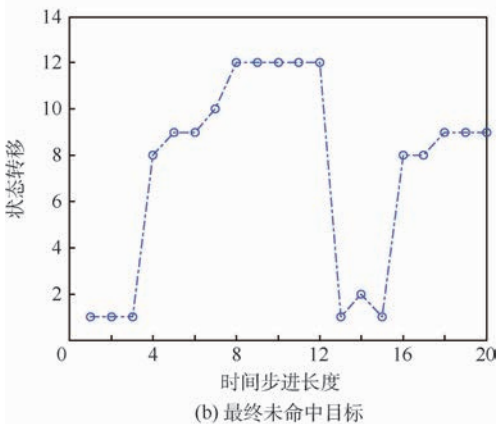


图6 有限时间内各状态的平均占有率
Fig.6 Average occupancy rate for all states in finite time steps



(a) 最终命中目标



(b) 最终未命中目标

图5 单次实验作战状态的转移情况
Fig.5 Fighting state transition in one trial

由图6可知,20步转移时搜索状态(s_1)的平均占有率为32.8%,命中状态(s_{13})的平均占有率为1.14%。其中, s_8 的平均占有率为17.2%,实际上反映了由于敌方雷达抗干扰措施的存在,使用ECM可能面临的风险(使敌方雷达转入被动跟踪,从而发射导弹)。

图1中,飞机分为进入敌SAM阵地和(如果未被击中)离开SAM阵地2个过程,这反映作战决策的初始状态不同,不同初始状态下 s_1 和 s_{13} 的平均占有率如图7所示。

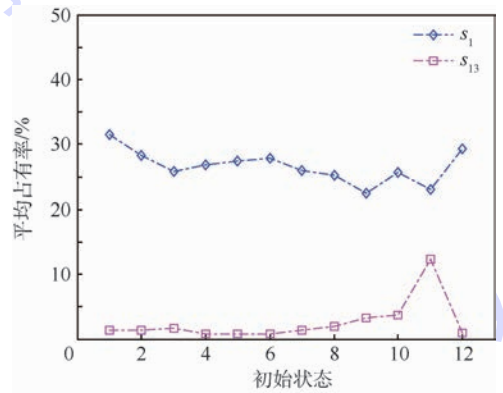


图7 不同初始状态下 s_1 和 s_{13} 的平均占有率
Fig.7 Average occupancy rate of s_1 and s_{13} under different initial states

由图7可知,不同的初始状态下 s_1 和 s_{13} 的平均占有率并不相同,而且随着初始状态威胁等级的升高, s_1 的平均占有率逐渐降低,而 s_{13} 的平均占有率逐渐升高,且初始状态为 s_{11} (导弹处于末制导阶段)时最终的命中概率最大。同时,如果第1枚导弹脱靶,则此时的命中概率相比处于 s_1 时的命中概率要低。

4.3 不同策略下飞机生存力的比较

在相同的 P, R 以及初始状态条件下,对以下几种策略同MDP策略下的飞机生存力进行比较:

- 1) 固定策略(fixed policy):即 $a(t_n + 1) = a(t_n) (n = 0, 1, \dots)$ 。
- 2) 随机策略(random policy):在整个飞行过程中,飞机以等概率随机选取其中的一种对抗措施。
- 3) 贪婪策略(greedy policy):又称为单步最优策略,即 $a(t_{n+1}) = \arg \max_{a(t_{n+1}) \in A} P(s' | s, a(t_n))$,同时满足 $v(s') < v(s)$ 。
- 4) MDP策略(MDP policy):即按照式(11)确定的每个状态对应的行动。根据式(9)可知贪

婪策略可以看作是 MDP 策略中 $\gamma=0$ 的特例。

设固定策略中 $a(t_{n+1}) = a(t_n) = a_2 (n = 1, 2, \dots)$ 。单次实验中不同策略下的状态转移情况和对应的行动如图 8 和图 9 所示。

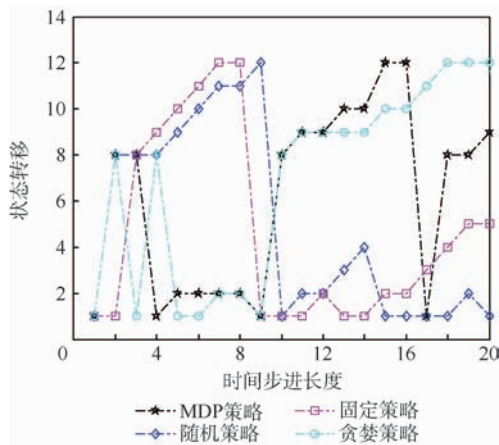


图 8 不同策略下的状态转移情况

Fig. 8 State transition under different policies

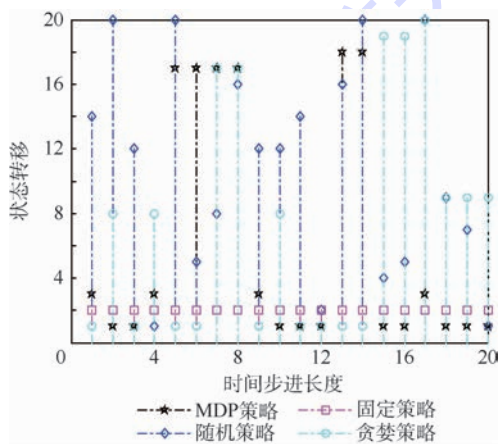


图 9 不同策略下的行动

Fig. 9 Actions under different policies

由图 8 和图 9 可知,某些状态下随机策略和贪婪策略与 MDP 策略下的行动可能是一致的。为了比较不同策略下飞机的生存力,用稳态时飞机到达 s_{13} 和 s_1 的期望来表示生存力的大小。对图 8 和图 9 进行 1 000 次 Monte Carlo 实验,得到各策略下 s_{13} 和 s_1 的平均占有率,如图 10 和图 11 所示。

由图 10 和图 11 可知,经过约 2 000 步以后,所有策略下 s_{13} 的平均占有率均收敛到 100%,同时 s_1 的平均占有率均收敛到 0,对于其他初始状态也可以得到类似的结论。这表明,随着时间的推移,飞机的生存力逐渐下降,这与文献[14]的结论类似。但是,MDP 策略下 s_1 和 s_{13} 的收敛速度更慢,这表明使用 MDP 策略可以使飞机在相同时间内处于更安全的状态,MDP 策略可以有效

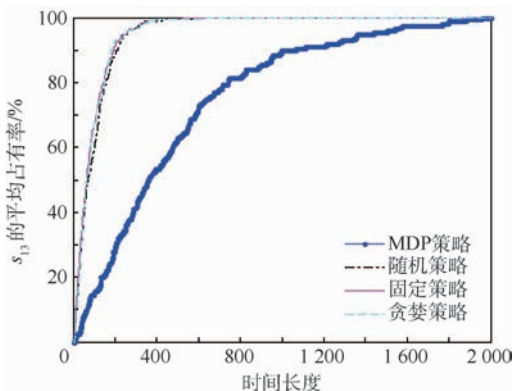


图 10 不同策略下 s_{13} 的平均占有率 ($\gamma=0.90$)

Fig. 10 Average occupancy rate of s_{13} under different policies ($\gamma=0.90$)

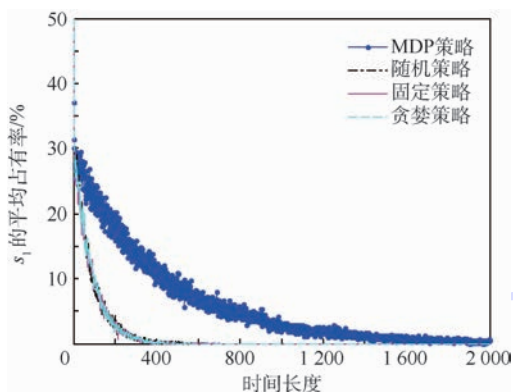


图 11 不同策略下 s_1 的平均占有率

Fig. 11 Average occupancy rate of s_1 under different policies

地提高飞机生存力。同时,图 10 和图 11 表明,虽然同样利用了一定的先验信息(使用了状态转移矩阵 \mathbf{P}),在个别状态下使用的行动甚至相同,但是贪婪策略并没有体现出该先验信息的作用,或者说从长期来看,贪婪策略与随机策略和固定策略一样,这表明单个阶段的优化不能有效提高飞机的生存力。

5 结 论

1) 通过对作战阶段进行划分,用状态来表征不同作战阶段对飞机的威胁程度,将飞机对抗导弹的措施优化问题转化为不确定条件下的序贯决策问题,从而将整个作战过程中战术机动和 ECM 等对抗措施的优化问题统一到一个框架下进行解决,同时考虑了作战过程中传感器与武器系统的相互作用。

2) 不同的战术对抗措施是针对特定的作战阶段(状态)的,而且各措施的效果并不能立即观测得到,MDP 同时考虑了对抗措施的不确定性和未来状态转移对当前决策的影响,求解得到的最

佳决策易于实施,同时适用于飞机进入敌方SAM阵地和退出战斗2个过程。

3) 单步最优策略没有考虑传感器与武器的相互作用,并不能提高飞机的生存力。除了对单个阶段各措施的转移概率进行分析外,还需从整个作战阶段出发对单个阶段的措施进行优化。

4) 不同策略下飞机的生存力并不相同,且生存力是时间的递减函数,如果时间有限且相同,MDP策略下飞机的生存能力最大。

参考文献 (References)

- [1] ERLANDSSON T, NIKLASSON L. An air-to-ground combat survivability model[J]. *Journal of Defense Modeling and Simulation, Application, Methodology, Technology*, 2013, 12(3): 1-15.
- [2] RANDLEFF L R. Decision support system for fighter pilots [D]. Kongens Lyngby: Technical University of Denmark, 2007.
- [3] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 6th ed. Reston: AIAA, 2012: 33-58.
- [4] VIRTANEN K, RAIVIO T. Decision theoretical approach to pilot simulation[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(4): 18-27.
- [5] VIRTANEN K, KARELAHTI J, RAIVIO T. Modeling air combat by a moving horizon influence diagram game[J]. *Journal of Guidance, and Dynamics*, 2006, 29(5): 1080-1091.
- [6] YOMCHINDA T. A study of autonomous evasive planar-maneuver against proportional-navigation guidance missiles for unmanned aircraft[C]. //2015 Asian Conference on Defense Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015.
- [7] BACHMANN D J, EVANS R J, MORAN B. Game theoretic analysis of adaptive radar jamming[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, 47(2): 1081-1100.
- [8] BROOKS R R, PANG J E, GRIFFIN C. Game and information theory analysis of electronic countermeasures in pursuit-evasive games[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics- Part A: Systems and Humans*, 2008, 38(6): 1281-1294.
- [9] 沈阳, 陈永光, 李修和. 基于0-1规划的雷达干扰资源优化分配研究[J]. *兵工学报*, 2007, 28(5): 528-532.
- SHEN Y, CHEN Y G, LI X H. Research on optimal distribution of radar jamming resource based on zero-one programming[J]. *Acta Armamentarii*, 2007, 28(5): 528-532 (in Chinese).
- [10] MOORE F W. A methodology for missile countermeasures optimization under uncertainty [J]. *Evolutionary Computation*, 2002, 10(2): 129-149.
- [11] BALL R E. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. 2nd ed. Reston: AIAA, 2003: 445-602.
- [12] 杨哲, 李曙林, 周莉. 机载自卫压制干扰和箔条干扰下飞机生存力研究[J]. *北京理工大学学报*, 2013, 33(4): 375-379.
- YANG Z, LI S L, ZHOU L. Study of aircraft survivability under the conditions of self-defense jamming and chaff jamming[J]. *Transactions on Beijing Institute of Technology*, 2013, 33(4): 375-379 (in Chinese).
- [13] 宋海方, 肖明清, 吴华, 等. 不同机载电子干扰条件下的飞机敏感性模型[J]. *航空学报*, 2015, 36(11): 3630-3639.
- SONG H F, XIAO M Q, WU H, et al. Genetic model of aircraft susceptibility to different airborne electronic countermeasures [J]. *Acta Aeronautica et Astroautica Sinica*, 2015, 36(11): 3630-3639 (in Chinese).
- [14] ERLANDSSON T, NIKLASSON L. Automatic evaluation of air mission routes with respect to combat survival[J]. *Information Fusion*, 2014, 20(1): 88-98.
- [15] HASAN S M, GUITOUNI A. Variable dwell time task scheduling for multifunction radar[J]. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2014, 11(2): 463-472.
- [16] MARTINO A D. 现代电子战系统导论[M]. 姜道安, 等, 译. 北京: 电子工业出版社, 2014: 5-18.
- MARTINO A D. Introduction to modern EW systems [M]. JIANG D A, et al, translated. Beijing: Publishing House of Electronic Industry, 2014: 5-18 (in Chinese).
- [17] SIGAUD O, BUFFET O. Markov decision processes in artificial intelligence: MDPs, beyond MDPs and applications [M]. New York: John Wiley & Sons, 2010: 1-63.
- [18] RUSSELL S J, NORVIG P. Artificial intelligence: A modern approach[M]. 3rd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2011: 645-684.
- [19] VISNEVSKI N, KRISHNAMURTHY V, WANG A, et al. Synthetic modeling and signal processing of multifunction radars: A stochastic context-free grammar approach [J]. *Proceeding of IEEE*, 2007, 95(5): 1000-1025.
- [20] 傅莉, 谢福怀, 孟光磊, 等. 基于滚动时域的无人机空战决策专家系统[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(11): 1994-1999.
- FU L, XIE F H, MENG G L, et al. An UAV air-combat decision expert system based on receding horizon control[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(11): 1994-1999 (in Chinese).
- [21] 娄寿春. 面空导弹武器系统分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 50-132.
- LOU S C. Surface-to-air missile weapon system analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 50-132 (in Chinese).
- [22] BANDIERA F, FARINA A, ORLANDO D, et al. Detection algorithms to discriminate between radar targets and ECM signals [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2010, 58(12): 5984-5993.

作者简介:

宋海方 男, 博士研究生。主要研究方向: 电子对抗理论与技术、导弹对抗措施优化方法。

肖明清 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 武器系统与运用工程、导弹综合测试与保障。

MDP method for optimization of fighter aircraft's countermeasures against missile

SONG Haifang^{1,2}, XIAO Mingqing^{1,*}, CHEN You^{1,2}, HU Yangguang¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. National Defense Key Lab of Electronic Information Control, Chengdu 610036, China)

Abstract: Missile countermeasure optimization problem for fighter aircraft was studied. The missile countermeasure optimization was modeled as a sequential decision-making problem under uncertainty, and a Markov decision process (MDP) based approach was proposed. First, the engagement process was divided into several phases, and these phrases were marked by states. Electronic counter measures (ECM) and strategic maneuvers were treated as actions. Then, the state transition probability was used to reflect the uncertainty of each action, and average occupancy of "hit" state and "search" state was used to evaluate the aircraft survivability under different policies. Finally, the policy iteration algorithm was used to get the optimal policy, which maps the optimal action to be taken in each state. Simulation indicates that the aircraft survivability decreases as time goes on; the proposed MDP-based approach can effectively improve the aircraft survivability; one-step optimization is useless for the aircraft survivability and the influence of the state transition should be considered from the view of long-time horizon.

Keywords: aircraft survivability; electronic counter measures (ECM); strategic maneuvers; Markov decision process (MDP); missile countermeasures; sequential decision-making

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0386

非完美特性下的多状态系统检测与维修优化



李志栋^{1,2}, 张涛^{1,*}

(1. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 对于带有周期检测的系统进行维修优化时, 不仅需要考虑系统自身可靠性信息, 还应该充分利用检测数据并优化检测周期。以多状态并联可修系统为研究对象, 考虑非完美检测和非完美维修, 以降低系统运行成本率为目标实现系统检测和维修优化。利用非齐次马尔可夫链建立系统可靠性模型, 对系统退化、检测和维修进行蒙特卡罗仿真。利用粒子滤波融合系统模型与检测数据并估计系统剩余寿命。设置寿命相关门限触发系统维修, 以成本率期望仿真结果为目标函数, 使用遗传算法优化检测周期和维修阈值。通过算例证明该方法可有效克服检测误差并实现检测和维修优化。

关 键 词: 多状态系统; 维修优化; 非完美检测; 粒子滤波; 遗传算法

中图分类号: N945.17

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0951-10

系统维修在工业工程领域扮演着重要角色, 维修优化问题一直是国内外研究的热点。通过优化维修策略可以降低系统运行成本, 获得更好的经济性, 提高系统的可靠性。传统可靠性以及系统维修优化研究主要面向二状态系统^[1-3], 即假定系统部件只有完美工作和彻底故障 2 种状态。然而在实际中, 许多系统在工作 and 故障 2 种状态之间还存在其他状态, 称为多状态系统, 这些状态可以代表系统部分失效或性能退化, 实际中的多状态系统包括电力系统、医药系统及无线通信系统等^[4]。面向多状态系统的维修优化问题逐渐成为了国内外研究热点。

系统维修可大致分为事后维修和预防维修, 随着传感器工业的发展, 在传统的定时预防维修基础上又发展出了视情维修。视情维修是利用传感器、测试设备等, 持续或非持续地获取系统状态, 并根据系统实际情况来开展维修^[5]。目前大多数视情维修研究主要面向单一部件系统, 利用

连续随机过程来建立系统可靠性模型, 并充分利用检测信息合理安排维修策略^[6-8]。对于多状态系统的可靠性分析与维修优化, 大部分研究是面向多部件系统, 且优化过程中通常不考虑系统检测, 仅基于系统自身可靠性特性来建模分析系统在不同维修策略下的运行成本率, 从而优化维修相关参数^[9-15]。以上可知, 视情维修优化的研究对象模型通常不是多状态系统, 且多为单一部件系统, 而多状态系统的维修优化通常不考虑系统检测。因此, 考虑检测下的多部件多状态系统的维修优化研究具有较大意义。

一些多状态维修优化的研究虽然涉及了系统检测^[16-22], 但这些研究中大部分没有考虑系统检测误差, 认为检测结果可完全代表系统状态, 称为完美检测 (perfect inspection); 然而在实际中, 由于设备误差、检测对象不完全, 测量方式存在固有误差、数据分析延时、人为失误等原因, 通常会导致检测不全面, 或检测结果带有误差, 称为非完美

收稿日期: 2016-05-10; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-06-03 14:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160603.1436.001.html

基金项目: KJZ 总体设计 1 (Y31405210N)

* 通讯作者: E-mail: zt@csu.ac.cn

引用格式: 李志栋, 张涛. 非完美特性下的多状态系统检测与维修优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 951-960.

LI Z D, ZHANG T. Optimization of inspection and repair of multi-state system under imperfect characteristics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 951-960 (in Chinese).

检测(imperfect inspection)^[21]。文献[21]虽然考虑了非完美检测,但是研究对象为单一部件多状态系统。另外,其中一些文献仅考虑完美维修(perfect repair),即置换(维修后恢复如新),而未考虑非完美维修(imperfect repair)^[20, 22](非完美维修:维修后的部件状态介于全新状态和维修前旧状态之间^[23])。

本文面向多部件多状态系统,采用随机滤波方法^[24-26]有效融合可靠性模型和非完美检测数据,同时考虑非完美维修,在仿真环境中使用遗传算法(GA)实现检测和维修策略优化。

1 问题描述

考虑多部件多状态系统,系统可靠性随着时间推进逐渐发生退化。在系统运行时,故障发生前可采取预测性维修;系统故障时,采取事后维修。系统运行过程中采取周期性检测,检测数据从一定程度可反映出系统部件状态。维修、检测以及系统故障均会花费一定成本。最终目的是通过优化检测周期、系统维修时机以及维修时所采取的具体维修类型(置换或非完美维修),以降低系统长期运行成本率。

下文分别对多状态系统、可靠性模型、检测模型、维修与成本模型及维修策略模型分别进行阐述。

1.1 多状态系统描述

考虑一个由两部件组成的多状态并联系统,如图1所示。

该系统为广义系统,较为通用,具体可以代表制造系统、流网络(flow network)系统等。用一组有限离散变量 $1, 2, \dots, m$ 表示系统中部件的状态。假定状态1代表部件全新状态,状态 m 代表彻底失效或故障,中间状态代表系统部分失效或性能退化。系统中的两部件互为备份,当某一部件发生故障时,系统由另一部件独立支撑仍可继续工作,但此时独立工作部件会承受更高的工作强度或受到故障部件所带来冲击伤害导致其退化加剧,具体表现为失效率增加,当两部件全部故障



图1 两部件并联系统

Fig.1 Two-component parallel system

时系统发生灾难性故障,停止运行,工作人员立刻可知并对系统采取事后维修。系统运行过程中对系统采取非完美周期性检测,检测结果可反映部件状态,但是带有一定误差。

对于系统维修,分为系统故障后的事后维修以及故障前的预测性维修,维修对象为系统两部件,具体的维修类型分为非完美维修和置换。事后维修的维修方式为置换;预测性维修的维修方式为置换/非完美维修二选一。

事后维修属于非计划维修,除了置换部件的成本外,系统灾难性故障造成的效果十分恶劣,会造成较大损失,因此还需考虑其他损失带来的额外成本,称为惩罚成本。相对于事后维修,预测性维修可有效避免系统故障并且具有较好的经济性。本文总共考虑以下几类成本:①检测成本;②置换成本;③非完美维修成本;④惩罚成本。

关于系统模型的其他前提假设如下:

- 1) 本文考虑离散时间,时间间隔为 $\Delta t = 100 \text{ h}$,系统的退化、检测与维修均发生在离散时间点。
- 2) 初始时刻 $t = 0$,两部件为全新状态。
- 3) 两部件为相同部件,互为备份。
- 4) 状态空间 $1, 2, \dots, m$ 中 $m = 4$ 。
- 5) 部件退化具有单向性,不存在维修时,部件从状态 i 仅可转移到状态 j ,其中 $j \geq i$ 。
- 6) 部件退化转移概率满足指数分布,失效率用 $\lambda(t)$ 表示。考虑故障相关性, $\lambda(t)$ 与 t 时刻另一部件的故障次数 k 有关,当 k 不变时,失效率为常数。
- 7) 非完美维修后部件状态有所改善,失效率不变。
- 8) 采用周期检测,每隔时间 T 对部件A和部件B进行检测。
- 9) 系统维修所花费的时间与离散时间步长相比可以忽略,即认为维修不花费时间。

本文最终目的是通过系统检测与维护优化降低系统长期运行成本率。

1.2 系统可靠性模型

系统部件的状态转移为一离散马尔可夫链,示意图如图2所示。

当部件处于状态 $i(i = 1, 2, 3, 4)$ 时,下一时刻部件状态根据概率退化到状态 $j(j \geq i)$ 。图2中 λ_i 代表了不同状态之间的转移率。假设相邻状态之间的转移率相同,即 $\lambda_1 = \lambda_3 = \lambda_6$;相隔状态之间转移率相同,即 $\lambda_2 = \lambda_4$;设 $\lambda = \lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3$, t 时刻部件失效率为 $\lambda_i = \lambda_i(t)$,时刻 t 到下一时刻

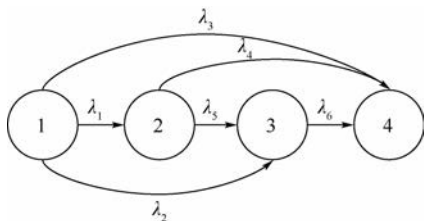


图2 部件状态转移图

Fig. 2 Component state transfer diagram

$t + \Delta t$ 的一步状态转移概率矩阵可表示为

$$P_{ij} = [p_{ij}] = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} \\ 0 & p_{22} & p_{23} & p_{24} \\ 0 & 0 & p_{33} & p_{34} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

也可称 P_{ij} 为退化矩阵, 元素 $p_{ij} = p_{ij}(t)$ 表示 t 时刻部件从状态 $S = i$ 转移到状态 $S = j$ 的一步转移概率:

$$p_{ij}(t) = \Pr\{S(t + \Delta t) = j | S(t) = i\} \quad (2)$$

状态转移概率满足失效率 λ_i 的指数分布, 当 $j < i$ 时, $p_{ij} = 0, j \geq i$ 时, 按照文献[27], 转移概率如下。

从 $S = 1$ 转移到状态 $S = j$ 的概率 p_{1j} :

$$\begin{cases} p_{11} = e^{-\lambda \Delta t} \\ p_{12} = \frac{\lambda_1}{\lambda} (1 - e^{-\lambda \Delta t}) \\ p_{13} = \frac{\lambda_2}{\lambda} (1 - e^{-\lambda \Delta t}) \\ p_{14} = \frac{\lambda_3}{\lambda} (1 - e^{-\lambda \Delta t}) \end{cases} \quad (3)$$

从 $S = 2$ 转移到状态 $S = j$ 的概率 p_{2j} :

$$\begin{cases} p_{22} = e^{-(\lambda_5 + \lambda_4) \Delta t} \\ p_{23} = \frac{\lambda_5}{\lambda_5 + \lambda_4} (1 - e^{-(\lambda_5 + \lambda_4) \Delta t}) \\ p_{24} = \frac{\lambda_4}{\lambda_5 + \lambda_4} (1 - e^{-(\lambda_5 + \lambda_4) \Delta t}) \end{cases} \quad (4)$$

从 $S = 3$ 转移到状态 $S = j$ 的概率 p_{3j} :

$$\begin{cases} p_{33} = e^{-\lambda_6 \Delta t} \\ p_{34} = 1 - e^{-\lambda_6 \Delta t} \end{cases} \quad (5)$$

以非齐次马尔可夫链建立系统退化仿真模型以及可靠性分析模型。 t 时刻部件的状态分布率用向量 $\mathbf{p}(t)$ 表示为

$$\mathbf{p}(t) = [p_j] = [p_1 \quad p_2 \quad p_3 \quad p_4]$$

其中: 元素 $p_j = p_j(t)$ 表示 t 时刻部件处于状态 j 的概率, $p_i(t) = \Pr\{S(t) = j\}, S(t)$ 从 $\{1, 2, 3, 4\}$ 中取值, 部件的初始状态分布率为 $\mathbf{p}_0 = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$, 初始状态 $S(0) = 1$ 。 $t + \Delta t$ 时刻部件状态分布率

$\mathbf{p}(t + 1)$ 可通过 t 时刻部件状态分布率 $\mathbf{p}(t)$ 和一步转移概率矩阵 $\mathbf{P}_{ij}(t)$ 得到, 具体为 $\mathbf{p}(t + 1) = \mathbf{p}(t) \cdot \mathbf{P}_{ij}(t)$, 对状态分布率 $\mathbf{p}(t + 1)$ 采样便可得到系统状态 $S(t + 1)$ 。易知, 若已知初始部件状态分布率 \mathbf{p}_0 和一步转移概率矩阵 $\mathbf{P}_{ij}(t)$, 便可递推计算 $t > 0$ 时部件的全部退化过程。

以上是单部件的可靠性模型。对于两部件并联系统, 本文还考虑部件之间的故障相关性, 即系统内某一部件故障会加速另一部件的退化。具体表现为: 部件的失效率 $\lambda_a(t)$ 与另一部件的故障次数 k 有关, 其中 $\lambda_a(t)$ 代表部件 A 中各状态之间的转移率 $\lambda_i(t)$ 。

考虑故障相关后, t 时刻部件 A 的失效率为

$$\lambda_a(t) = \lambda_a(0) (1 + \beta k_b(t)) \quad (6)$$

部件 B 类似, 其中 $\lambda_a(0)$ 为 $t = 0$ 时刻 (部件 B 未发生故障) 部件 A 的初始失效率 $\lambda_i(0)$, 部件 A 和部件 B 的初始失效率相同, 设为 λ_0 , 即 $\lambda_0 = \lambda_a(0) = \lambda_b(0)$; $k_b(t)$ 为时间为 t 时, 距上一次部件 A 置换后部件 B 的故障次数 (部件 A 置换后, 失效率恢复为初始失效率 $\lambda_a(t) = \lambda_0$); 系数 β 反映故障相关性强度。可以看出, 系统的退化过程实际上是非齐次马尔可夫链, 部件的退化速率和另一部件的故障相关, 在仿真部件退化时, 需要首先根据部件故障计算失效率, 之后进行状态转移。

1.3 系统检测模型

在二状态非完美检测中, 存在漏警和虚警 2 类检测误差。本文把二状态系统非完美检测的模型扩展到多状态系统, 得到了概率化后的多状态非完美检测的检测矩阵 \mathbf{Z}_{ij}^Z :

$$\mathbf{Z}_{ij}^Z = [p_{ij}^Z] = \begin{bmatrix} p_{11}^Z & p_{12}^Z & p_{13}^Z & p_{14}^Z \\ p_{21}^Z & p_{22}^Z & p_{23}^Z & p_{24}^Z \\ p_{31}^Z & p_{32}^Z & p_{33}^Z & p_{34}^Z \\ p_{41}^Z & p_{42}^Z & p_{43}^Z & p_{44}^Z \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: 元素 p_{ij}^Z 代表部件状态 $S = j$ 时, 部件状态检测结果随机变量 $Z = j$ 的条件概率, $p_{ij}^Z = \Pr\{Z = j | S = i\}$ 。

t 时刻 Z 的分布率为

$$\mathbf{P}^Z(t) = [p_j^Z] = [p_1^Z \quad p_2^Z \quad p_3^Z \quad p_4^Z]$$

式中: 元素 p_j^Z 为 $p_j^Z(t) = \Pr\{Z(t) = j\}$ 。

已知 t 时刻状态部件 $S(t)$, 把 $S(t)$ 写成状态分布率的形式 $\mathbf{P}(t)$, 检测结果 Z 的分布率可以通过 $\mathbf{P}^Z(t) = \mathbf{P}(t) \cdot \mathbf{Z}_{ij}^Z$ 计算得到, 之后从 $\mathbf{P}^Z(t)$ 中采样便可得到 t 时刻的实际检测结果 $Z(t)$ 。

1.4 系统维修与成本模型

系统维修采用预测性维修和事后维修。具体

的维修方式分为完美维修(置换)和非完美维修,事后维修同时置换部件 A 和部件 B,置换后的部件的失效率恢复为初始时刻失效率,状态恢复为全新状态,即 n 时刻的事后维修使得系统状态和失效率变为

$$\begin{cases} S_a(t) = 1 \\ S_b(t) = 1 \\ \lambda_a(t) = \lambda_b(t) = \lambda_0 \end{cases} \quad (8)$$

若对单个部件置换,例如只对部件 A 置换,那么部件 A 失效率恢复为初始时刻失效率,状态恢复成全新状态(部件 B 类似):

$$\begin{cases} S_a(t) = 1 \\ \lambda_a(t) = \lambda_0 \end{cases} \quad (9)$$

式中:预测性维修是在系统故障前对系统维修,预测维修时,对部件采取置换或非完美维修,本文利用概率化方法对非完美维修建模^[23],非完美维修后部件的失效率不变,状态以概率化的方式得到恢复,非完美维修的状态转移矩阵为

$$R_{ij} = [p_{ij}^r] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ p_{21}^r & p_{22}^r & 0 & 0 \\ p_{31}^r & p_{32}^r & p_{33}^r & 0 \\ p_{41}^r & p_{42}^r & p_{43}^r & p_{44}^r \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中:元素 p_{ij}^r 代表部件状态 $S = i$ 时,维修后状态随机变量 $S^r = j$ 的条件概率, $p_{ij}^r = \Pr\{S^r = j | S = i\}$,当 $j > i$ 时, $p_{ij}^r = 0$ 。已知 t 时刻部件状态 $S(t)$,写成状态分布率 $\mathbf{P}(t)$,利用 $\tilde{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{P}(t) \cdot \mathbf{R}_{ij}$ 得到维修后的状态分布率 $\tilde{\mathbf{P}}(t)$,从 $\tilde{\mathbf{P}}(t)$ 中采样得到维修后的部件状态 $\tilde{S}(t)$ 。

系统检测、维修以及发生故障时会花费一定成本。定义置换成本 C_r 、非完美维修成本 C_{im} ($C_{im} < C_r$)、周期检测成本 C_{ins} 、惩罚成本 C_p 以及预测性维修成本 C_{cbm} ,假设均为常数。每次检测花费成本 C_{ins} ,事后维修的总成本为两部件置换成本加上故障带来的惩罚成本 $2C_r + C_p$;预测性维修时系统未发生故障,因此成本 C_{cbm} 中没有惩罚成本 C_p , C_{cbm} 大小由部件 A 和部件 B 的具体维修形式决定。例如,采取部件 A 置换,部件 B 非完美维修时,预测性维修成本为 $C_{cbm} = C_{im} + C_r$ 。

1.5 维修策略模型

系统在运行过程中不断发生状态退化,剩余寿命不断减少,因此以系统和部件的剩余寿命为可靠性指标,通过设置寿命阈值的方式触发维修。

首先定义剩余寿命和部件寿命。剩余寿命:部件从某时刻当前状态退化到故障所历经时间为

剩余寿命 ℓ ;部件寿命:当部件失效率 λ_i 不变时,从状态 1 退化到故障所历经时间为部件寿命 $l(\lambda)$,由于存在故障相关,随着故障的增多,部件失效率会递增,导致部件寿命递减,对部件预测性维修时,若部件寿命较大则采取非完美维修,过小时采取置换。

系统运行时的维修策略大致为: t 时刻首先判断系统是否发生故障,发生故障则采取事后维修;若未发生故障,则估计部件的剩余寿命和部件寿命。由于是并联系统,两部件互为备份,系统的剩余寿命约为两部件剩余寿命中的较大者。当系统剩余寿命过小时,对系统采取预测性维修。维修时,需进一步对两部件分别判断所采取的维修类型(置换或非完美维修),判断的依据是部件的部件寿命,当部件寿命过小时采取置换,否则采取非完美维修。

图 3 为系统维修策略的示意图,图中: ℓ_a 和 ℓ_b 为部件 A 和部件 B 当前时刻的剩余寿命; $l_a(\lambda_a)$ 和 $l_b(\lambda_b)$ 分别是部件 A 和部件 B 在失效率分别为 λ_a 和 λ_b 时的部件寿命,部件寿命可理解为该部件在某失效率下,当状态 $S = 1$ 时的剩余寿命; ρ 为系统剩余寿命阈值,用于触发预测性维修; η 为部件寿命阈值,用来判别置换和非完美维修。

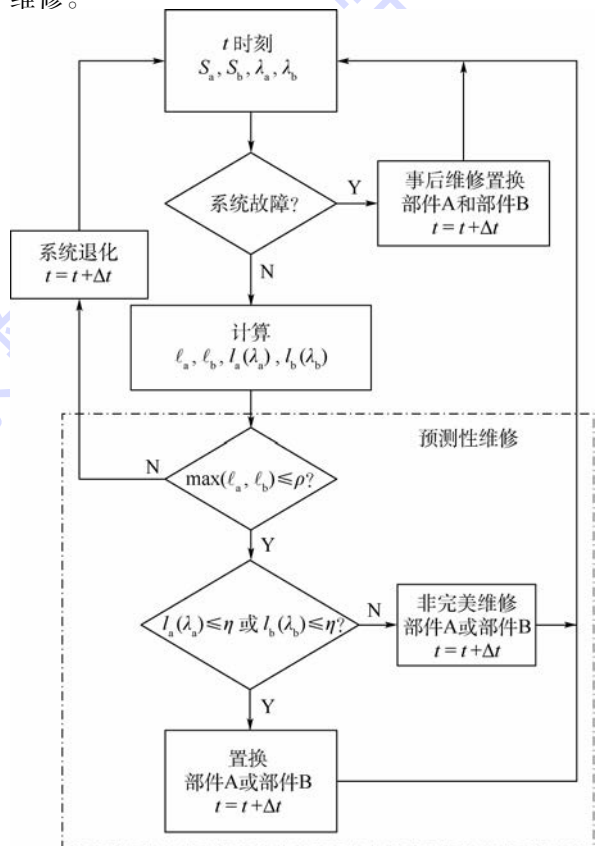


图 3 系统维修策略

Fig. 3 System repair policy

系统维修优化是通过优化参数 (T, ρ, η) , 使得系统的长期运行单位时间成本最小, 其中 T 为检测周期。

2 系统的检测与维修优化方法

由于系统运行过程较为复杂, 因此并没有采用解析方法实现优化, 而是采用对系统运行过程建模仿真的方式, 在较长一段时间内对系统运行过程进行仿真, 不同的检测周期和维修相关阈值会仿真得到不同的成本率, 通过蒙特卡罗方法, 统计成本率均值, 并以此作为目标函数, 利用遗传算法迭代式对检测周期和维修策略寻优。

关于仿真建模, 首先利用非齐次马尔可夫链建立实际系统退化模型, 对实际系统的退化, 检测和维修过程仿真, 其中的仿真检测数据根据检测周期生成, 除了实际系统仿真外, 还建立了基于粒子滤波的分析模型, 该方法可有效融合模型和数据, 实现系统状态估计, 继而得到系统的剩余寿命, 并根据寿命阈值触发维修。

本文使用粒子滤波的原因是系统存在故障相关性和非完美特性, 具有较强不确定性和非线性特性。另外, 该方法较为通用, 不仅适用于本文中的两部件并联系统, 同样也适用于更多部件组成的系统。当系统部件较多时, 虽然系统状态空间随着部件数量急剧变大, 然而在进行粒子滤波过程中会滤除掉小概率情况(权重较低的粒子), 相对于贝叶斯滤波(考虑状态空间中的全部状态)来说更加适合研究多部件系统。

2.1 系统退化仿真

系统退化时, 由于存在故障相关性, 退化模型为非齐次马尔可夫链。因此在仿真过程中, 随着系统退化, 每当系统单个部件发生故障, 便对另一部件的失效率进行更新(维修中发生置换时, 也更新失效率, 即针对置换部件根据式(8)或式(9)更新被置换部件的失效率和状态)。

退化过程中的失效率更新方法如下: 根据式(6), $\lambda_a(t)$ 可简单表示为 $\lambda_a(k_b)$, 系统状态退化是根据 t 时刻系统状态和失效率 $[S_a(t) \quad S_b(t) \quad \lambda_a(t) \quad \lambda_b(t)]$ 作为输入, 计算得到下一时刻 $t + \Delta t$ 的系统状态和失效率 $[S_a(t + \Delta t) \quad S_b(t + \Delta t) \quad \lambda_a(t + \Delta t) \quad \lambda_b(t + \Delta t)]$ 。计算过程如图4所示。

即单个部件发生故障时, 另一部件状态保持不变, 但是失效率根据式(6)更新, 继而更新式(1)中的退化矩阵, 之后利用退化矩阵实现退化仿真。

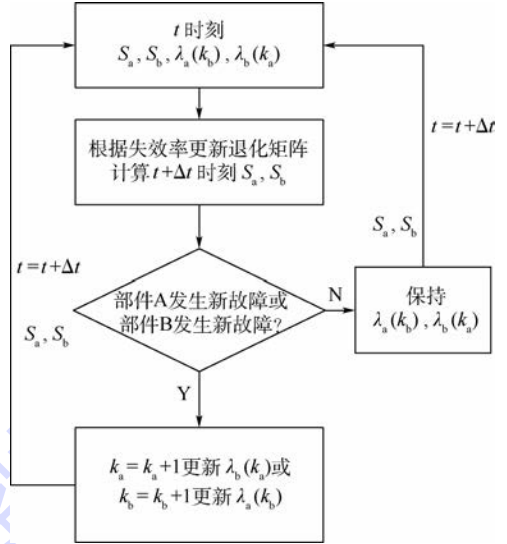


图4 系统退化计算流程

Fig. 4 Flow of system degradation calculation

2.2 利用检测数据更新寿命估计

预测性维修中的关键是利用检测信息以及系统自身的状态计算部件剩余寿命, 由于系统具有故障相关性和非完美特性, 系统行为具有高度的非线性和不确定性, 非完美检测导致无法确切知道部件是否故障, 也就无法确定部件的失效率, 从而影响剩余寿命的计算。对于多部件系统, 使用概率统计的解析方法计算剩余寿命会变得十分繁琐, 本节阐述基于粒子滤波的剩余寿命计算方法。

2.3 粒子滤波

定义 t 时刻系统状态向量为 X_t 、观测向量为 Z_t , 即对应于 X_t 的检测结果, t 时刻内的观测序列为 $Z^t = \{Z_1 \quad Z_2 \quad \dots \quad Z_t\}$, 那么系统状态更新模型和观测模型定义为

$$\begin{cases} X_t = f(X_{t-1}, U_t) \\ Z_t = h(X_t, V_t) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $f(\cdot)$ 为状态更新模型, U_t 为系统噪声; $h(\cdot)$ 为观测模型, V_t 为观测噪声, 用状态转移概率 $p(X_t | X_{t-1})$ 和观测概率 $P(Z_t | X_t)$ 表示 $f(\cdot)$ 和 $h(\cdot)$, 状态估计问题就转化成了计算后验概率 $P(X_{t-1} | Z^{t-1})$ 。粒子滤波方法可以处理 $P(X_{t-1} | Z^{t-1})$ 和 $P(Z_t | X_t)$ 是非线性的和高斯的情况。粒子滤波的核心思想是利用 N 个带权重的随机采样 $\{X_{t-1}^{(i)}, w_{t-1}^{(i)}\}_{i=1}^N$ 逼近后验概率 $P(X_{t-1} | Z^{t-1})$, 其中 $w_{t-1}^{(i)}$ 为粒子 $X_{t-1}^{(i)}$ 的权重。利用贝叶斯迭代推理过程完成系统的动态求解^[23], 根据粒子滤波原理, t 时刻权重 $w_t^{(i)}$ 可表示为

$$\begin{cases} w_t^{(i)} = p(Z_t | X_t^{(i)}) \\ \sum_{i=1}^N w_t^{(i)} = 1 \end{cases} \quad (12)$$

t 时刻系统状态估计为

$$\hat{S}_t = E(\mathbf{X}_t | \mathbf{Z}^t) = \sum_{i=1}^N w_t^{(i)} \mathbf{X}_t^{(i)} = 1 \quad (13)$$

2.4 多状态并联系统剩余寿命计算

利用粒子滤波算法对前文提到的两部件并联系统进行剩余寿命预测。使用系统中两部件状态联合部件的失效率表达系统状态向量 $\mathbf{X}_t, \mathbf{X}_t = [S_a(t) \ S_b(t) \ \lambda_a(k_b) \ \lambda_b(k_a)]$; 状态更新模型 $f(\cdot)$ 总共有 3 种形式, 分别是状态退化、事后维修以及预测性维修, 对于单个部件来说, 状态更新包括状态退化, 非完美维修以及置换, 更新模型的选取由系统运行情况决定。状态退化用退化矩阵 \mathbf{P}_{ij} 表征, 非完美维修用维修矩阵 \mathbf{P}'_{ij} 表征, 置换就是把部件变为初始状态。观测模型 $h(\cdot)$ 包括非完美周期检测和系统总体状态——故障或非故障(由于系统发生故障时立刻可知, 因此系统故障状态可分为作为观测信息)。

通过以下步骤计算剩余寿命:

1) 粒子群初始化。粒子群 $\{\mathbf{X}_0^{(i)}\}_{i=1}^N$ 中每个粒子为 $\mathbf{X}_0^{(i)} = [1 \ 1 \ \lambda_0 \ \lambda_0]$, 所有粒子权值 $w_0^{(i)}$ 为 $1/N$ 。

2) 粒子采样。相当于预测过程, 即根据更新模型 $f(\cdot)$ 对粒子群中的每个粒子从 $\mathbf{X}_t^{(i)}$ 采样得到 $\mathbf{X}_{t+1}^{(i)}$ 。

3) 权值计算。计算粒子样本与观测值的似然概率 $p(\mathbf{Z}_t | \mathbf{X}_t^{(i)})$ 并更新粒子权值:

$$w_t^{(i)} \propto w_{t-1}^{(i)} p(\mathbf{Z}_t | \mathbf{X}_t^{(i)}) \quad (14)$$

对其归一化

$$\tilde{w}_t^{(i)} = \frac{w_t^{(i)}}{\sum_{i=1}^N w_t^{(i)}} \quad (15)$$

4) 重采样。根据有效粒子数 N_{eff} 衡量粒子退化程度, 当 N_{eff} 小于设定门限时利用采样重要性重采样(Sampling Importance Resampling, SIR)方法得到 N 个新的粒子, 否则直接进入下一步。其中

$$N_{\text{eff}} = 1 / \sum_{i=1}^N (\tilde{w}_t^{(i)})^2 \quad (16)$$

重采样具体流程可参考文献[24]。

5) 剩余寿命与部件寿命计算。输出一组带有权重的粒子 $\{\mathbf{X}_t^{(i)}, w_t^{(i)}\}_{i=1}^N$, 利用其计算 t 时刻部件 A 和 B 的剩余寿命期望 $\hat{\ell}_a(t)$ 与 $\hat{\ell}_b(t)$, 以及部件寿命期望 $\hat{l}_a(\hat{\lambda}_a(t))$ 和 $\hat{l}_b(\hat{\lambda}_b(t))$ 。

$\hat{\ell}_a(t)$ 与 $\hat{\ell}_b(t)$ 用式(17)计算:

$$\{\hat{\ell}_a(t), \hat{\ell}_b(t)\} = \sum_{i=1}^N w_t^{(i)} g_1(\mathbf{X}_t^{(i)}) \quad (17)$$

式中: $g_1(\cdot)$ 的作用是把系统状态 $\mathbf{X}_t^{(i)}$ 映射到部件 A 和 B 的剩余寿命。得到 $g_1(\cdot)$ 的具体方法是提前利用蒙特卡罗方法通过大量仿真统计出两部件在不同状态、不同失效率条件下两部件的剩余寿命期望, 生成一个表格, 以粒子中的 $S_a(t), S_b(t), \lambda_a(t), \lambda_b(t)$ 作为输入便可直接查表得到 $\hat{\ell}_a(t)$ 和 $\hat{\ell}_b(t)$ 。

系统剩余寿命均值 $\hat{\ell}_{\text{sys}}(t)$ 为

$$\hat{\ell}_{\text{sys}}(t) = \max(\hat{\ell}_a(t), \hat{\ell}_b(t)) \quad (18)$$

$\hat{l}_a(\hat{\lambda}_a(t))$ 与 $\hat{l}_b(\hat{\lambda}_b(t))$ 用式(19)计算:

$$\begin{cases} \hat{l}_a(\hat{\lambda}_a(t)) = \sum_{i=1}^N w_t^{(i)} g_2(\lambda_a^{(i)}(t)) \\ \hat{l}_b(\hat{\lambda}_b(t)) = \sum_{i=1}^N w_t^{(i)} g_2(\lambda_b^{(i)}(t)) \end{cases} \quad (19)$$

式中: $g_2(\cdot)$ 以失效率 λ 作为输入, 输出结果是部件寿命。得到 $g_2(\cdot)$ 的方法和得到 $g_1(\cdot)$ 的方法类似, 提前利用蒙特卡罗方法通过大量仿真统计出部件在不同失效率下的部件寿命, 并生成表格。根据失效率通过查表便可得到相应部件寿命。表格中的失效率用式(6)表示, 另一部件的不同故障次数导致不同的失效率。

6) 迭代。 $t = t + 1$, 重返步骤 2)。

利用粒子滤波估计得到 $\hat{\ell}_a(t), \hat{\ell}_b(t), \hat{l}_a(\hat{\lambda}_a(t))$ 和 $\hat{l}_b(\hat{\lambda}_b(t))$ 后, 便可利用图 3 的流程实现系统行为仿真, 并基于仿真优化 (T, ρ, η) 。

2.5 基于遗传算法的检测周期与维修策略优化

本文采用遗传算法实现系统维修策略寻优, 目标是优化参数 (T, ρ, η) , 使得系统长期运行成本率最低。遗传算法从一个由染色体组成的种群开始, 染色体代表了待求问题的解, 种群代表问题可能潜在的解集。基于遗传算法的寻优主要是通过迭代的方式, 使得目标函数即适应度最强的解可以在多次迭代中存活下来, 表现为基因的代代遗传。

遗传算法的整个流程涉及到对解的染色体编码、种群初始化、评价(计算解的适应度)、遗传配对以及终止条件, 下面针对本文研究的问题阐述具体的方法。

1) 编码

对 (T, ρ, η) 采用 15 位二进制编码, 1~5 位代表 η , 5~10 位代表 ρ , 11~15 位代表 T , 数值范围是 $[1, 32]$ 。

2) 种群初始化

遗传算法通过随机方式产生一组染色体作为

初代种群。本文初始化的具体方式是随机产生12条染色体。

3) 适应度计算

对种群中的每条染色体计算适应度,为后续的遗传配对做准备。本文使用蒙特卡罗仿真结果计算适应度。对于一组特定的染色体 (T, ρ, η) , 根据图3的流程,使用粒子滤波计算部件剩余寿命 $\hat{\ell}_a(t), \hat{\ell}_b(t)$, 在一段较长时间对系统行为进行蒙特卡罗仿真,同时记录系统运行成本总量 C_{all} , 并通过多次仿真结果估算长期成本均值 \tilde{C}_{all} 。染色体适应度 fitness 与 \tilde{C}_{all} 成反比:

$$\text{fitness} \propto 1 / \tilde{C}_{all} \quad (20)$$

成本期望越低说明解的适应度越高。可认为适应度反映了单位成本下系统运行的时长。

4) 遗传配对

计算完某代种群每条染色体的适应度后,通过遗传产生新一代种群。遗传过程中染色体经过配对(包括交叉和变异)以获得新的染色体。本文从上一代种群中选取2条适应度最高的染色体直接遗传到下一代作为2条新的染色体,剩下10条染色体通过交叉变异获得,最后对新一代所有12条染色体进行变异操作。

交叉首先需要选择2条染色体,然后通过交叉操作(基因交换)产生新的2条染色体。本文以上一代种群的适应度作为概率通过概率轮盘方式选取2条待交叉染色体。由于染色体位数较长,本文采用两点式交叉,首先在染色体的15位中随机产生2个交叉点,然后按随机产生的1、2、3个整数实现基因交换。随机数是1时对前面部分交叉,随机数是2时对中间部分交叉,随机数是3时对后面部分交叉,示意图如图5所示。

通过5次交叉总共产生10条新的染色体,之后对该10条染色体进行变异操作。具体方式是:对于二进制染色体15位中的每一位,都有一定概率 p 发生变异——数值从0变为1或从1变为0。本文中设 $p = 0.05$ 。

变异后便完成了一代遗传,之后继续通过上述方法不断遗传产生新一代种群,直到达到终止

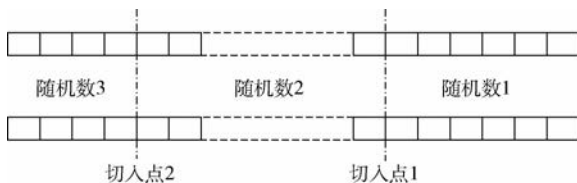


图5 交叉操作

Fig. 5 Crossover operation

条件。

5) 终止条件

本文采用2组条件作为终止条件,条件1:连续四代种群中适应度最高的染色体相同;条件2:遗传到达最大遗传代数(本文设定遗传代数为100)。当满足条件1或条件2中的任何一条时结束优化,并以最新一代最高适应度的染色体作为最终优化结果。

3 算例仿真

3.1 边界条件

设部件初始失效率 $\lambda_0 = 0.001, \lambda_1 = 0.95\lambda_0, \lambda_2 = 0.95(\lambda_0 - \lambda_1), \lambda_3 = \lambda_0 - \lambda_1 - \lambda_2; \lambda_2 = \lambda_4, \lambda_1 = \lambda_5 = \lambda_6$; 离散仿真时间步长 $\Delta t = 100$, 考虑2组检测矩阵 $Z_{ij}^{(1)}$ 和 $Z_{ij}^{(2)}$, $Z_{ij}^{(1)}$ 检测误差较小, $Z_{ij}^{(2)}$ 检测误差较大,分别如下:

$$Z_{ij}^{(1)} = \begin{bmatrix} 0.95 & 0.04 & 0.008 & 0.002 \\ 0.015 & 0.96 & 0.015 & 0.01 \\ 0.01 & 0.035 & 0.94 & 0.015 \\ 0.01 & 0.004 & 0.025 & 0.97 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$Z_{ij}^{(2)} = \begin{bmatrix} 0.9 & 0.08 & 0.015 & 0.005 \\ 0.07 & 0.85 & 0.075 & 0.005 \\ 0.03 & 0.07 & 0.87 & 0.005 \\ 0.001 & 0.004 & 0.085 & 0.91 \end{bmatrix} \quad (22)$$

维修矩阵 R_{ij} 为

$$R_{ij} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.95 & 0.05 & 0 & 0 \\ 0.9 & 0.07 & 0.03 & 0 \\ 0.85 & 0.1 & 0.04 & 0.01 \end{bmatrix} \quad (23)$$

式(6)中的故障相关性强度 $\beta = 0.2$, 成本参数: $C_r = 100, C_{im} = 20, C_{ins} = 5, C_p = 500$ 。粒子滤波初始数量 $N = 500, N_{eff}$ 的重采样门限为100。在用蒙特卡罗仿真系统行为时,设定仿真时长为1000,重复次数500次。

3.2 优化结果

使用遗传算法寻优,记录检测矩阵为 $Z_{ij}^{(2)}$ 时每一代的最大适应度,如图6所示。

从图6可以看出,虽然系统随机性造成了适应度变化并非严格单调,但是大体趋势是朝着更高适应度方向发展,在29代终止迭代,反映了遗传算法寻优的有效性。

分别考虑较小误差检测 $Z_{ij}^{(1)}$ 和较大误差检测 $Z_{ij}^{(2)}$ 情况下,对 (T, ρ, η) 寻优。为了反映检测误差的影响,另外采用忽略检测误差的传统方法对系统维修策略优化,即忽略检测误差,不使用随机滤

波,把检测结果直接当作系统状态真值计算剩余寿命;优化内容为 (T, ρ, n) , n 代表非完美维修次数,当次数大于 n 时对部件采取置换操作。优化对比结果如图7所示,横坐标为系统运行的离散仿真时间,即仿真步数(例如,仿真时间为600时,实际时间为 $600\Delta t$),纵坐标为系统运行的单位时间成本。

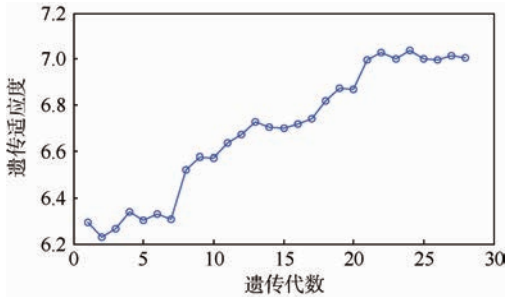


图6 遗传算法优化中的各代最优适应度变化趋势

Fig. 6 Variation trend of the best fitness of each generation in GA optimization

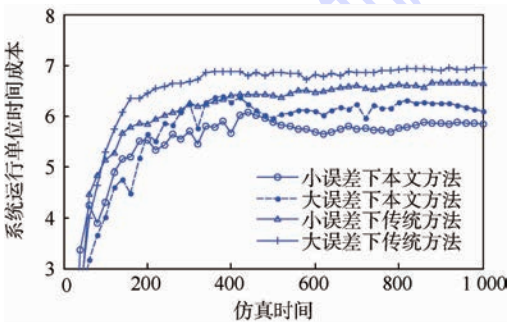


图7 不同检测误差下的优化结果对比

Fig. 7 Comparison of optimization results under different inspection errors

最终的优化参数结果为:小误差 $Z_{ij}^{(1)}$ 下 $(T, \rho, \eta) = (3, 4, 21)$;大误差 $Z_{ij}^{(2)}$ 下 $(T, \rho, \eta) = (21, 17, 24)$ 。

从图7中可以看出,使用粒子滤波后可以有效克服检测误差,与不考虑检测误差的传统方法相比,系统运行的单位时间成本更低,具有更好的经济性。对于不同程度的检测误差,该方法具有较好的鲁棒性。优化结果表明,检测误差较小时,检测周期较小,这使得寿命估计更加准确,因此寿命阈值较小;检测误差较大时,检测周期较大,寿命估计的不确定性较大,因此寿命阈值相对较宽。

4 结论

1) 使用蒙特卡罗仿真配合遗传算法可以同时多状态系统的检测和维修进行优化,由于采用了仿真方法,因此可以充分保留系统行为的复

杂性,更贴近实际系统。从优化结果可以看出,检测误差较小时,检测周期和维修相关寿命阈值较小;检测误差较大时,检测周期和维修相关寿命阈值较大。

2) 粒子滤波方法相当于同时利用系统行为模型(系统退化模型,系统维修模型)和检测数据,有效实现系统状态估计,继而实现寿命估计。该方法可克服系统中的故障相关性以及非完美特性带来的随机性和非线性特性;粒子滤波不仅适用于本文涉及的两部件系统,也适用于较多部件系统。

3) 遗传算法寻优时会出现小幅度波动,原因是蒙特卡罗仿真结果作为适应度具有一定随机性,但是适应度总体趋势变大,虽然不一定严格最优,但满足优化要求。

参考文献 (References)

- [1] LAI M T, CHEN Y C. Optimal periodic replacement policy for a two-unit system with failure rate interaction[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2006, 29 (3-4): 367-371.
- [2] 范江川, 刘子先. 基于故障相关与外部冲击的两部件系统机会维修研究[J]. 天津理工大学学报, 2014, 30(4): 1-5. FAN J C, LIU Z X. Opportunistic replacement policy for a two-unit system with failure interaction and external shocks[J]. Journal of Tianjin University of Technology, 2014, 30(4): 1-5 (in Chinese).
- [3] 张卓琦, 吴旻, 李斌锋. 考虑故障相关的两部件系统机会维修策略[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2012, 52(1): 122-127. ZHANG Z Q, WU S, LI B F. Opportunistic maintenance policy for a two-unit system with failure interactions[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2012, 52(1): 122-127 (in Chinese).
- [4] LISNIANSKI A, FRENKEL I, DING Y. Multi-state system reliability analysis and optimization for engineers and industrial managers[M]. New York: Springer Science & Business Media, 2010: 1-7.
- [5] JARDINE A K, LIN D, BANJEVIC D. A review on machinery diagnostics and prognostics implementing condition-based maintenance[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2006, 20(7): 1483-1510.
- [6] GRALL A, BÉRENGUER C, DIEULLE L. A condition-based maintenance policy for stochastically deteriorating systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2002, 76(2): 167-180.
- [7] WANG W, HUSSIN B, JEFFERIS T. A case study of condition based maintenance modelling based upon the oil analysis data of marine diesel engines using stochastic filtering[J]. International Journal of Production Economics, 2012, 136(1): 84-92.
- [8] YANG B S. An intelligent condition-based maintenance plat-

- form for rotating machinery[J]. *Expert Systems with Applications*, 2012, 39(3):2977-2988.
- [9] 成国庆,李玲,唐应辉. 多态退化串联可修系统的最优维修更换策略[J]. *系统工程理论与实践*, 2012, 32(5):1118-1123.
- CHENG G Q, LI L, TANG Y H. Optimal replacement policy for a deteriorating series repairable system with multi-state[J]. *Systems Engineering—Theory & Practice*, 2012, 32(5):1118-1123 (in Chinese).
- [10] 胡康. 基于 Markov 过程的多状态可维修系统可靠性建模与仿真[D]. 赣州:江西理工大学, 2013:10-13.
- HU K. Reliability modeling and simulation of multi-state repairable system based on Markov process[D]. Ganzhou: Jiangxi University of Science and Technology, 2013:10-13 (in Chinese).
- [11] 尹晓伟,钱文学,谢里阳. 基于贝叶斯网络的多状态系统可靠性建模与评估[J]. *机械工程学报*, 2009, 45(2):206-212.
- YIN X W, QIAN W X, XIE L Y. Multi-state system reliability modeling and assessment based on Bayesian networks[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2009, 45(2):206-212 (in Chinese).
- [12] LEVITIN G, LISNIANSKI A. Optimization of imperfect preventive maintenance for multi-state systems[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2000, 67(2):193-203.
- [13] SORO I W, NOURELFATH M, AÏT-KADI D. Performance evaluation of multi-state degraded systems with minimal repairs and imperfect preventive maintenance[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2010, 95(2):65-69.
- [14] LIU Y, HUANG H Z. Optimal replacement policy for multi-state system under imperfect maintenance[J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2010, 59(3):483-495.
- [15] ÜLKÜ GÜRLER, KAYA A. A maintenance policy for a system with multi-state components: An approximate solution[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2002, 76(2):117-127.
- [16] HUANG C C, YUAN J. A two-stage preventive maintenance policy for a multi-state deterioration system[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2010, 95(11):1255-1260.
- [17] GUO B, ZHOU W. Maintenance strategy for two-unit multi-state deteriorating systems concerned with failure interactions[C]// *Prognostics and System Health Management Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1-6.
- [18] TANG D, YU J, CHEN X, et al. An optimal condition-based maintenance policy for a degrading system subject to the competing risks of soft and hard failure[J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2015, 83(C):100-110.
- [19] LU Z, CHEN M, ZHOU D. Periodic inspection maintenance policy with a general repair for multi-state systems[C]// *Chinese Automation Congress (CAC)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015:2116-2121.
- [20] MALEFAKI S, KOUTRAS V P, PLATIS A N. Optimizing the availability and the operational cost of a periodically inspected multi-state deteriorating system with condition based maintenance policies[C]// *Availability, Reliability and Security (ARES)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:403-411.
- [21] LE M D, TAN C M. Optimal maintenance strategy of deteriorating system under imperfect maintenance and inspection using mixed inspection scheduling[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2013, 113(1):21-29.
- [22] MOGHADDASS R, ZUO M J. Condition-based replacement policy for a device using interval-censored inspection data[C]// *Reliability and Maintainability Symposium (RAMS)*, 2013 Proceedings-Annual. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:1-6.
- [23] BROWN M, PROSCHAN F. Imperfect repair[J]. *Journal of Applied Probability*, 1983, 20(4):851-859.
- [24] MYÖTYRI E, PULKKINEN U, SIMOLA K. Application of stochastic filtering for lifetime prediction[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2006, 91(2):200-208.
- [25] CARR M J, WANG W. Modeling failure modes for residual life prediction using stochastic filtering theory[J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2010, 59(2):346-355.
- [26] SI X S, WANG W, HU C H, et al. Remaining useful life estimation—a review on the statistical data driven approaches[J]. *European Journal of Operational Research*, 2011, 213(1):1-14.
- [27] CAI B, LIU Y, ZHANG Y, et al. Dynamic Bayesian networks based performance evaluation of subsea blowout preventers in presence of imperfect repair[J]. *Expert Systems with Applications*, 2013, 40(18):7544-7554.

作者简介:

李志栋 男,博士研究生。主要研究方向:计算机仿真、系统优化、人工智能、高性能计算等。

张涛 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:高可靠软件测试验证技术、高可靠电子信息系统分析设计方法、复杂系统仿真、虚拟现实技术等。

Optimization of inspection and repair of multi-state system under imperfect characteristics

LI Zhidong^{1,2}, ZHANG Tao^{1,*}

(1. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: For repair optimization of system with periodic inspection, we need to not only consider the system reliability information, but also make full use of the inspection data and optimize the inspection period. A multi-state parallel repairable system was taken as the research object, and the system inspection and repair optimization were realized considering the imperfect inspection and imperfect repair with the objective of reducing operation cost rate. System reliability model was established by non-homogeneous Markov chains, and Monte Carlo simulation was carried out for system degradation, detection and repair. Particle filter was used for fusing the system model and inspection data, and the residual life of the system was estimated. Life related thresholds used for triggering repairs were set, and simulation results of the expecting cost rate were used as the objective function for a genetic algorithm to achieve optimization of the inspection period and the thresholds. It is proved that this method can effectively overcome the inspection error and achieve the optimization of system repair and inspection.

Keywords: multi-state system; repair optimization; imperfect inspection; particle filter; genetic algorithm

Received: 2016-05-10; **Accepted:** 2016-05-20; **Published online:** 2016-06-03 14:36

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160603.1436.001.html

Foundation item: KJZ Overall Design 1 (Y31405210N)

* **Corresponding author.** E-mail: zt@csu.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0432

多弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的性能分析



赵玉龙¹, 沈怀荣², 任元^{2,*}, 邵琼玲²

(1. 装备学院 研究生管理大队, 北京 101416; 2. 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 针对传统超流体干涉栅陀螺中梯度热相位的引入使得角速度信息被无用信息淹没而不易提取的突出问题, 提出了一种无梯度热相位的多弱连接扇形超流体干涉栅陀螺结构, 并对该陀螺的精度和灵敏度性能进行了深入的研究。首先在明晰了干涉栅结构中梯度热相位形成机理的基础上, 设计了无梯度热相位且相邻干涉环路面积相等的新颖干涉栅陀螺结构。其次建立了该陀螺的数学模型, 验证了陀螺敏感角速度的过程。最后对该系统的角速度检测范围和灵敏度进行了深入分析, 探究了敏感面积、薄膜面积、约瑟夫森频率、微孔数目和弱连接数对超流体干涉栅陀螺检测角速度的影响, 通过仿真对比分析, 验证了该结构陀螺的超高精度、超高灵敏度性能。

关键词: 超流体干涉栅陀螺; 梯度热相位; 超高精度; 超高灵敏度; 惯性导航

中图分类号: V448.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0961-08

惯性导航系统作为一种自主式导航系统, 具有全天候、全时空、隐蔽性好等优点^[1]。但是作为一种推算式导航系统, 陀螺仪误差将随时间不断积累, 致使导航长期稳定性差^[2]。因此, 陀螺仪是惯性导航系统的核心, 是制约惯性导航精度的主要瓶颈^[3]。如何进一步提高陀螺仪的测量精度和灵敏度成为各国科学研究的一个热点^[4]。

20世纪90年代以来, 量子技术特别是低温物理学的研究取得了重大突破^[5], 基于低温物理效应的超流体干涉栅陀螺开始进入人们的视线。理论上这种基于物质波干涉效应的陀螺仪的计算灵敏度比激光干涉陀螺仪高将近10个数量级, 因此引起各国的极大兴趣。美国的伯克利分校、哈佛大学、俄罗斯的科学研究院等机构竞相开始研究^[6]。凭借其在体积、重量、精度及灵敏度方面的优势, 未来有望被应用于深空探测、航空航天导航、潜艇导航、大地测量等长航时、大航程高精度军、民用领域。

目前超流体干涉栅陀螺的研究尚停留在机理推导和初步实验阶段^[7]。文献[8]发现超流体在流过微小孔径阵列时发生约瑟夫森效应, 产生的物质波以接近声速的速度在液体中传播; 文献[9]基于约瑟夫森效应设计了双弱连接超流体干涉栅陀螺干涉仪, 从薄膜幅值中提取出地球自转角速度分量; 文献[10]首次提出了超流体干涉栅陀螺结构, 分析了该结构在灵敏度和噪声抑制方面的优势; 文献[11]提出了超流体多层环路盘结构, 优化了陀螺的灵敏度和精度性能, 然而同文献[10]中的干涉栅类似, 结构中引入了梯度热相位, 使得角速度信息会被淹没, 不易于角速度信息的提取。为此本文在分析超流体干涉栅陀螺梯度热相位形成机理基础上, 对超流体干涉栅陀螺结构进行优化, 提出了无梯度热相位的扇形超流体干涉栅陀螺结构。对新型陀螺的工作机制进行了建模, 分析了相关参数对系统的角速度检测范围

收稿日期: 2016-05-23; 录用日期: 2016-09-02; 网络出版时间: 2016-10-10 18:35

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.1835.009.html

基金项目: 国家自然科学基金(51475472); 国家“863”计划(2015AA8018038C)

* 通讯作者: E-mail: renyuan_823@aliyun.com

引用格式: 赵玉龙, 沈怀荣, 任元, 等. 多弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 961-968. ZHAO Y L, SHEN H R, REN Y, et al. Performance analysis of multiple weak links fan shaped superfluid interference grating gyro[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 961-968 (in Chinese).

的影响,通过仿真对比,验证了该结构在精度和灵敏度方面的优势。

1 梯度热相位产生机理

2008年美国伯克利分校的研究员 Sato 等^[10]首次提出并研制成功了基于物质波干涉的多弱连接超流体干涉栅陀螺,该结构如图 1 所示,超流体干涉栅陀螺主要由热驱动装置、干涉环路和薄膜位移检测模块组成。图 1 中, l 为相邻环路 AB 间的距离, δ 为加热管路的横截面积, 4 个弱连接分别编号为 1、2、3、4。陀螺工作时,热驱动装置通过加热电阻使得弱连接两侧形成化学势差,超流体在化学势差的作用下在布满由孔径为 60 nm、间隔为 3 μm 的若干微孔组成的弱连接处发生约瑟夫森效应,形成物质波。流经各弱连接的物质波流量分别为^[12]

$$I_i = I_{ci} \sin(\Delta\varphi_i) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1)$$

式中: I_{ci} 和 $\Delta\varphi_i$ 分别为流过第 i 个弱连接的超流体临界流量和弱连接两侧的相位差。

则超流体在干涉栅中的总流量为

$$I = I_{c1} \sin(\Delta\varphi_1) + I_{c2} \sin(\Delta\varphi_2) + \dots + I_{cn} \sin(\Delta\varphi_n) \quad (2)$$

根据二流体模型,常流体在化学势差作用下进行熵的传递,通过加热电阻丝使得常流体以 v_n 运动,加热电阻引起的单位面积的热通量^[13]:

$$q = \frac{\dot{Q}}{\delta} = \rho T s v_n \quad (3)$$

式中: \dot{Q} 为加热电阻功率; ρ 为总流体密度; s 为比熵; T 为温度; v_n 为常流体的流动速度。

超流体的流速 v_s 和相位梯度 $\nabla\varphi_h$ 之间的关系满足^[14]:

$$v_s = \frac{h}{2\pi m_4} \nabla\varphi_h \quad (4)$$

式中: m_4 为超流体氦 II 的原子质量; h 为普朗克常数。

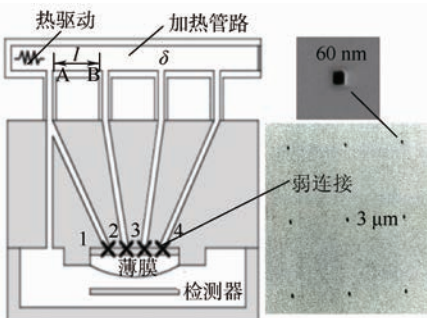


图 1 超流体干涉栅陀螺

Fig. 1 Superfluid interference grating gyro

沿加热管路的净流量为^[15]

$$j = \rho_s v_s + \rho_n v_n \quad (5)$$

式中: ρ_s 为超流体的密度; ρ_n 为常流体密度。

当达到平衡时净流量为 0, 此时常流体流速可表示为

$$|v_n| = \frac{\rho_s}{\rho_n} v_s \quad (6)$$

对相位梯度沿加热管路的 AB 段积分, 得到图 1 中 AB 段的相邻干涉环路间存在的由距离 l 引起的梯度热相位:

$$\Delta\varphi_h = \frac{2\pi m_4}{h} \left(l \frac{\rho_n}{\rho_s T s \delta} \dot{Q} \right) \quad (7)$$

对于由 4 弱连接组成的超流体干涉栅陀螺, 其相位分布如图 2 所示, 其中由弱连接 1 和弱连接 2 组成的干涉环路 1 中, 当无角速度输入时, 环路 1 中的相位关系满足^[16]:

$$\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2 + \Delta\varphi_h = 0 \quad (8)$$

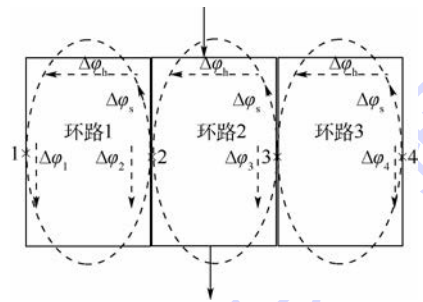


图 2 超流体干涉栅陀螺相位分布

Fig. 2 Superfluid interference grating gyro phase distribution

在相邻干涉栅距离相等的情况下, 依次类推可得由于梯度热相位的引入, 使得弱连接 n 处产生的物质波相位为

$$\Delta\varphi_n = \Delta\varphi_1 + (n - 1) \Delta\varphi_h \quad (9)$$

2 扇形超流体干涉栅陀螺建模

2.1 扇形超流体干涉栅陀螺的提出

当输入角速度存在时, 由图 2 可知, 此时超流体干涉栅陀螺中的相位关系为

$$\Delta\varphi_1 - \Delta\varphi_2 + \Delta\varphi_s + \Delta\varphi_h = 0 \quad (10)$$

式中: $\Delta\varphi_s$ 为外界转动引起的相位, 由物质波 Sagnac 效应得到转动相位^[17]:

$$\Delta\varphi_s = \frac{4\pi m_4}{h} \omega A \quad (11)$$

式中: A 为陀螺敏感面积; ω 为外界输入的角速度。

则弱连接 2 的相位为 $\Delta\varphi_2 = \Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_h + \Delta\varphi_s$ 。

超流体干涉栅陀螺的主要作用是实现外界角速度的检测, 而传统的干涉栅结构的设计引入了

梯度热相位 $\Delta\varphi_h$,在进行角速度检测时 $\Delta\varphi_h$ 可被看作无用扰动信息,尤其当存在结构参数波动的情况下,将不利于角速度信息的提取。为此可以考虑设计如图3所示的无梯度热相位的新型超流体干涉陀螺,该结构使得相邻干涉环路的距离 $l=0$,相邻环路不再存在梯度热相位。则对应弱连接2处的相位改写为 $\Delta\varphi_2 = \Delta\varphi_1 + \Delta\varphi_s$,此时弱连接之间的相位差仅与转动相位相关。

进一步考虑结构紧凑性和小体积的需求,由式(11)可知,转动相位与干涉环路面积成比例关系。为便于计算,在保证相邻干涉环路面积相等的前提下设计如图4所示的扇形干涉栅结构。

该扇形超流体干涉陀螺由热驱动装置、干涉环路和薄膜组成。由于相邻干涉环路间无梯度热相位,则热驱动装置可看成是点热源 H。

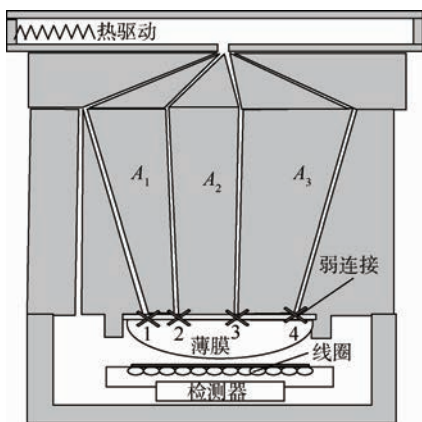


图3 新型超流体干涉陀螺

Fig.3 New superfluid interference grating gyro

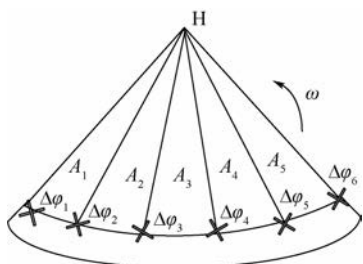


图4 扇形干涉栅简图

Fig.4 Schematic diagram of fan shaped interference grating

2.2 扇形超流体干涉陀螺的数学模型

在弱连接数为 n 的扇形超流体干涉栅中,相邻干涉环路面积 $A_1 = A_2 = \dots = A_n = A$,则各弱连接处的相位为

$$\begin{cases} \Delta\varphi_2 = \Delta\varphi_1 + \frac{4\pi m_4}{h} \omega A \\ \Delta\varphi_3 = \Delta\varphi_2 + \frac{4\pi m_4}{h} \omega A \\ \vdots \\ \Delta\varphi_n = \Delta\varphi_{n-1} + \frac{4\pi m_4}{h} \omega A \end{cases} \quad (12)$$

超流体干涉陀螺结构的物质波总流量为

$$\sum_{k=1}^n I_{ck} \sin(\Delta\varphi_1 + (k-1)\Delta\varphi_s) = I_m \sin(\Delta\varphi_1 + \alpha) \quad (13)$$

式中: I_m 为超流体总的流量幅值; α 为超流体总的等效相位移。

考虑弱连接完全一致的情况下,通过弱连接的临界流量大小一致,即 $I_{ci} = I_c$,则超流体干涉陀螺的流量幅值和相位:

$$\begin{cases} I_m = I_c \left| \frac{\sin(n\Delta\varphi_s/2)}{\sin(\Delta\varphi_s/2)} \right| \\ \alpha = \frac{n-1}{2} \Delta\varphi_s \end{cases} \quad (14)$$

当 $n=6$ 时,6弱连接扇形超流体干涉陀螺中的总流量为

$$I(t) = I_c \left| \frac{\sin(6\Delta\varphi_s/2)}{\sin(\Delta\varphi_s/2)} \right| \sin\left(2\pi f_j t + \frac{5}{2} \Delta\varphi_s\right) \quad (15)$$

式中: $I(t)$ 为 t 时刻陀螺的总流量, kg/s ; f_j 为约瑟夫森工作频率, Hz 。

在超流体物质波流量的作用下将引起薄膜位移发生变化,超流体干涉环路中薄膜位移的变化与超流体流量的关系为^[18]

$$x(t) = \frac{1}{\rho A_f} \int_0^t I(t) dt \quad (16)$$

式中: $x(t)$ 为 t 时刻陀螺的薄膜位移, m ; A_f 为陀螺的薄膜面积, cm^2 。

最终通过超导量子干涉仪实现对薄膜位移信息的监测。超流体干涉陀螺的工作实质是通过将输入的待检测角速度信息转换为物质波流量信息和薄膜的位移信息,再通过该薄膜位移信息逆解算出对应的角速度信息,从而实现角速度的检测。

超流体干涉陀螺的工作相关参数:约瑟夫森频率为 700 Hz ,弱连接微孔数为 4225 ,临界流量为 $5.6 \times 10^{-12} \text{ kg/s}$,总流体密度为 146 kg/m^3 ,敏感面积为 10 cm^2 ,薄膜面积为 0.5 cm^2 。当 $n=6$ 时,扇形超流体干涉陀螺的工作曲线如图5所示,从图中可以看出,外界角速度输入情况下,流量幅值在转动相位为 2π 的整数倍时达到最大值 $1.42 \times 10^{-7} \text{ kg/s}$,陀螺的流量幅值随着转动相位的增加而呈现一种周期性的变化,在区间 $[0, \pi/3]$ 内,根据流量幅值可以求得转动相位的唯一解。

进一步分析外界角速度对陀螺流量和薄膜位移的影响,考虑无角速度输入时,仿真得到超流体干涉陀螺的流量和薄膜位移随时间变化的曲线如图6所示。由图可知无角速度输入时,陀螺的

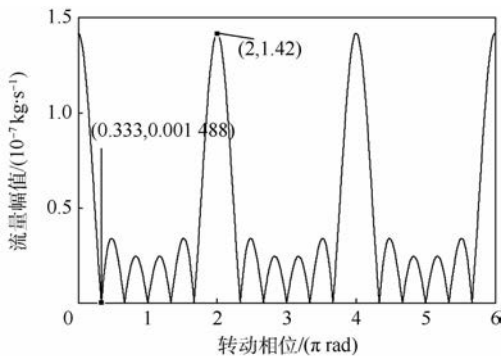


图5 超流体干涉栅陀螺工作曲线

Fig. 5 Superfluid interference grating gyro working curve

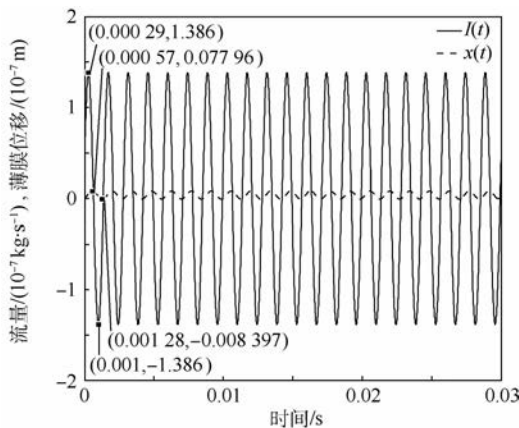


图7 输入恒定角速度 10^{-6} rad/s 后流量和薄膜位移曲线

Fig. 7 Flow and film displacement curves when input angular velocity is 10^{-6} rad/s

瑟夫森频率下对应的幅值即为薄膜的位移幅值 x_m , 根据流量薄膜幅值关系再结合式(14), 便可解算得到对应角速度信息。

3 扇形超流体干涉栅陀螺性能

3.1 检测角速度范围分析

由超流体干涉栅陀螺工作曲线可以看出, 当角速度引起的转动相位不大于 $\pi/3$ 时, 超流体干涉栅陀螺的流量幅值和转动相位之间是一一对应的, 此时根据流量幅值可以求得唯一的角速度。由此根据式(11), 可解得超流体干涉栅陀螺的最大检测角速度为 8.253×10^{-6} rad/s。

受限于超流体干涉栅陀螺工作的特殊性, 角速度信息是通过薄膜信息间接得到的, 而用于检测薄膜位移的超导量子干涉的精度目前最高只能达到 10^{-15} m。为此外界输入角速度作用下, 须使得超流体干涉栅陀螺的薄膜位移幅值变化量大于超导量子干涉仪的测量精度, 否则外界角速度将无法被检测到。则超流体干涉栅陀螺的最小可检测角速度满足:

$$\left| \frac{N I_c}{2\pi\rho A_r f_J} \left(6 - \left| \frac{\sin\left(\frac{6\Delta\varphi_s}{2}\right)}{\sin\left(\frac{\Delta\varphi_s}{2}\right)} \right| \right) \right| \geq 10^{-15} \text{ rad/s} \quad (17)$$

式中: N 为单弱连接的微孔数目。

考虑输入角速度引起的转动相位较小情况时, 正弦函数在该转动相位下的取值为正, 同时根据倍角正弦公式, 忽略高阶项有

$$\sin(n\Delta\varphi_s) = n\sin(\Delta\varphi_s) \left(1 - \frac{n^2-1}{3!} \sin^2(\Delta\varphi_s) \right) \quad (18)$$

结合式(17)、式(18), 计算得到由 6 弱连接

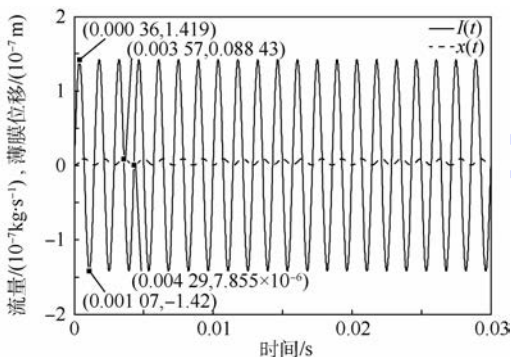


图6 无角速度输入时流量和薄膜位移曲线

Fig. 6 Flow and film displacement curves without angular velocity input

流量和薄膜位移在某一固定位置处上下波动, 波动频率为约瑟夫森频率。曲线的振动幅值可以通过对图6中的峰-峰值之和求平均值而得到, 通过计算得到流量的幅值 $A_{I_0} = 1.4195 \times 10^{-7}$ kg/s, 薄膜位移的幅值 $A_{x_0} = 4.4215 \times 10^{-9}$ m。对比 A_{I_0} 和 A_{x_0} , 可知流量振幅约为薄膜位移振幅的 32 倍。这是由于根据式(15)、式(16)可以得到薄膜的位移幅值 x_m 和流量幅值 I_m 的关系满足 $x_m = I_m / 2\pi f_J \rho A_r \approx 1/32$, 可见仿真曲线真实地反应了陀螺的流量和薄膜位移的关系。

输入恒定角速度 10^{-6} rad/s 后, 超流体干涉栅陀螺的流量和薄膜位移的仿真曲线如图7所示, 同样通过图中坐标计算得到此时陀螺的流量幅值 $A_{I_1} = 1.386 \times 10^{-7}$ kg/s。薄膜位移的幅值 $A_{x_1} = 4.318 \times 10^{-9}$ m, 在输入角速度作用下, 陀螺的流量和薄膜位移生了幅值调制, 均相应的减少了约 2.4%, 且流量振幅与薄膜位移振幅的比例关系仍然保持不变, 曲线真实地反应了陀螺的流量和薄膜位移信息。

事实上陀螺实际工作时, 只要超导量子干涉仪实时监测下薄膜的位移变化, 在约瑟夫森周期内对采集的薄膜位移进行傅里叶变化, 得到约

组成的扇形超流体干涉栅陀螺的最小检测角速度为 3.1039×10^{-9} rad/s。在不考虑陀螺噪声的影响下,通常认为陀螺的测量精度即是陀螺所能检测的最小角速度,可见本文提出的6弱连接扇形超流体干涉栅陀螺具有超高的角速度测量精度。

超流体干涉栅陀螺的性能在很大程度上取决于相关参数的选取,明晰参数对陀螺检测角速度的影响是分析陀螺性能的关键。其他参数相同情况下,薄膜面积 A_f 取不同值时陀螺的最大检测角速度 ω_{\max} 和最小检测角速度 ω_{\min} 随敏感面积的变化曲线如图8所示。

图8中敏感面积为 10 cm^2 ,薄膜面积 A_f 分别取 0.3 、 0.5 、 1 cm^2 时,陀螺的最小检测角速度分别为 2.404×10^{-9} 、 3.104×10^{-9} 和 4.39×10^{-9} rad/s。可见在其他参数相同情况下,薄膜面积越小,陀螺的角速度检测精度越高。由图可知陀螺的最大和最小检测角速度均随着敏感面积的增大而减小。在薄膜面积为 0.5 cm^2 的情况下,对比敏感面积为 5 、 10 、 15 cm^2 时陀螺可检测的最小角速度分别为 6.208×10^{-9} 、 3.104×10^{-9} 和 2.069×10^{-9} rad/s,可见敏感面积的变化对检测精度的影响逐渐减小。

图9为其他参数相同情况下,不同约瑟夫森频率下陀螺的最大检测角速度 ω_{\max} 和最小检测角速度 ω_{\min} 随敏感面积的变化曲线。

角速度 ω_{\min} 随敏感面积的变化曲线。分析图9可知,在不同约瑟夫森频率下,陀螺最大和最小检测角速度随敏感面积的变化趋势相同,且这种趋势在敏感面积为 10 cm^2 之后逐渐减小。在敏感面积为 10 cm^2 的情况下,陀螺约瑟夫森频率分别取 100 、 700 、 1000 Hz 时对应的最小检测角速度分别为 1.173×10^{-9} 、 3.104×10^{-9} 和 3.71×10^{-9} rad/s,超流体干涉栅陀螺的测量精度在 100 Hz 时最高。然而由于受到制冷条件的限制,低频约瑟夫森频率较难实现,实际工作中应适当地选取约瑟夫森频率。

图10为其他参数相同情况下,微孔数目不同时陀螺的最大检测角速度 ω_{\max} 和最小检测角速度 ω_{\min} 随敏感面积的变化曲线。由图可知微孔数目对陀螺的测量精度有一定的影响,但微孔数目大幅提升,最小检测角速度曲线变化幅度并不大。在敏感面积为 10 cm^2 的前提下,当微孔数目由 3025 增加为 4225 时,对应的最小检测角速度仅由 3.668×10^{-9} rad/s 变为 3.104×10^{-9} rad/s,可见微孔数目的增加对测量精度的提升并不明显。

对比图8~图10可知,陀螺的最大检测角速度只与陀螺的敏感面积相关,与其他参数取值无关。降低薄膜面积和交流约瑟夫森频率,提高微孔数目都会提高超流体干涉栅陀螺的测量精度。然而薄膜面积过小会引起弹性薄膜性能的下降和加工难度加大的问题,微孔数目过多又会致使陀螺体积增大,制冷技术的限制又迫使无法实现较低的约瑟夫森频率。在敏感面积一定的情况下,无论如何优化薄膜面积、约瑟夫森频率、微孔数目,都无法提高陀螺的最大检测角速度。

进一步分析弱连接数 n 对检测角速度的影响, n 取不同值时的陀螺工作曲线如图11所示。由图可知,OA、OB、OC 分别对应弱连接数为 2 、 4 、 8 时,转动相位和流量幅值的单值区间的边界点。随着弱连接的不增加,该边界点不断趋向 0 点,

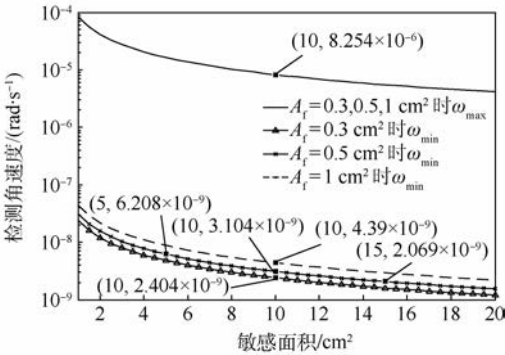


图8 不同 A_f 时陀螺的检测角速度曲线

Fig. 8 Gyro angular velocity detection curves with different A_f

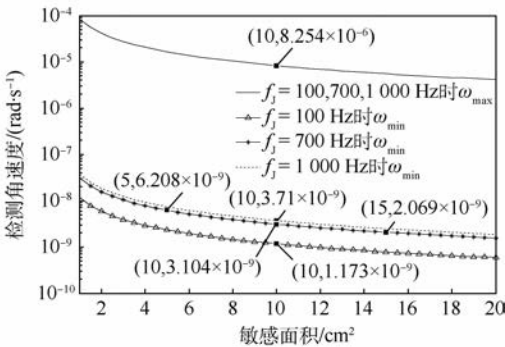


图9 不同 f_j 时陀螺的检测角速度曲线

Fig. 9 Gyro angular velocity detection curves with different f_j

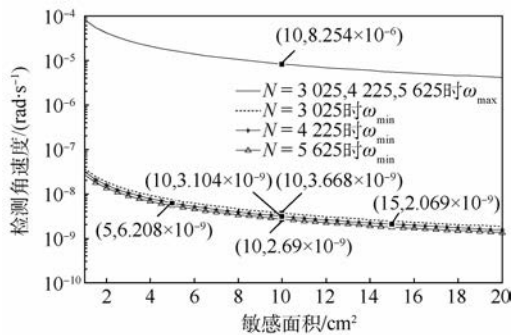


图10 不同 N 时陀螺的检测角速度曲线

Fig. 10 Gyro angular velocity detection curves with different N

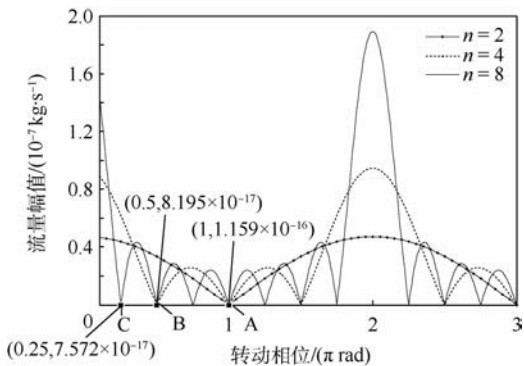


图 11 不同 n 时陀螺的工作曲线

Fig. 11 Gyro working curves with different n

对应的流量幅值-转动相位的单值求解区间不断变小。通过边界点坐标计算得到,当弱连接数分别取 2、4、8 时,陀螺的最大检测角速度分别为 2.476×10^{-5} 、 1.238×10^{-5} 和 6.19×10^{-6} rad/s。可见弱连接数越多,超流体干涉栅陀螺的最大检测角速度越小。为此,对于超流体干涉栅陀螺而言,弱连接数不宜选取过多,否则会导致陀螺的量程太小,无法实现工程应用。

3.2 灵敏度分析

超流体干涉栅陀螺的输入为角速度信息,输出为物质波流量幅值,根据传统陀螺对灵敏度的定义,6 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的灵敏度可表示为

$$\left\{ \begin{aligned} \left| \frac{dI_m}{d\omega} \right| &= k \left| \frac{-6\cos(3\Delta\varphi_s)}{\sin\left(\frac{\Delta\varphi_s}{2}\right)} + \frac{\sin(3\Delta\varphi_s)\cos\left(\frac{\Delta\varphi_s}{2}\right)}{\sin^2\left(\frac{\Delta\varphi_s}{2}\right)} \right| \\ k &= \frac{2N I_c \pi m_4 A}{h} \end{aligned} \right. \quad (19)$$

6 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的灵敏度与转动相位的关系曲线如图12所示,对比陀螺的工作曲线可以看出,灵敏度曲线在流量幅值的最

大点处达到最小,随着流量幅值的减小,灵敏度不断增大,在流量幅值的极小点处达到极大值,之后灵敏度曲线随着转动相位周期性的变化。

为了便于分析,通常将超流体干涉栅陀螺的角速度感受灵敏度 K_s 定义为^[19]

$$K_s = \left(\frac{dI_m}{d\omega} \right)_{\max} \quad (20)$$

在 6 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的整个工作区间中,灵敏度的最大值为 0.023 62 kg/rad,则陀螺的角速度感受灵敏度为 0.023 62 kg/rad。

取 $n = 2, 4$ 得到双弱连接和 4 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的灵敏度曲线如图 13 所示。

对比陀螺的工作曲线可以看出,灵敏度值和流量幅值的变化趋势与 6 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺相同,灵敏度曲线随着转动相位周期性地变化。在流量幅值的极小点处达到极大值。取极大值中的最大值,得到 2 弱连接超流体干涉栅陀螺和 4 弱连接扇形超流体干涉栅陀螺的角速度感受灵敏度分别为 0.003 002 kg/rad 和 0.010 55 kg/rad。

对比图 12、图 13 可以发现,对于弱连接 $n > 2$ 的陀螺角速度感受灵敏度 K_{s_n} 与 2 弱连接超流体干涉栅陀螺角速度感受灵敏度 K_{s_2} 的关系近似满足: $K_{s_n}/K_{s_2} \approx 0.2n^2$ 。6 弱连接扇形超流体干涉栅的灵敏度是 2 弱连接超流体干涉栅陀螺灵敏度的 7.2 倍左右。弱连接数目越多,对应的角速度感受灵敏度越大,但 n 过大又会限制陀螺的检测范围。实际工作中,应综合考虑加工工艺、制冷技术、小型化、可实现性和性能需求等因素,合理选取相关参数。

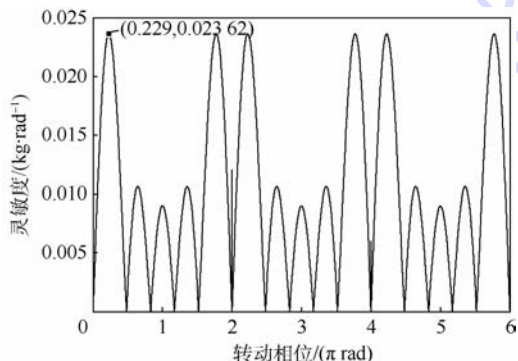


图 12 扇形超流体干涉栅陀螺灵敏度曲线

Fig. 12 Fan shaped superfluid interference grating gyro sensitivity curve

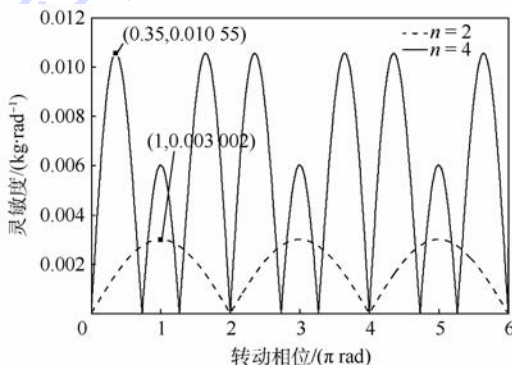


图 13 超流体干涉栅陀螺灵敏度曲线

Fig. 13 Superfluids interference grating gyro sensitivity curves

4 结论

传统热驱动型超流体干涉栅陀螺结构中梯度热相位的引入,使得角速度信息被淹没而不易于提取。为此本文提出了一种新型的多弱连接扇形

超流体干涉陀螺结构,得到以下结论:

1) 6弱连接扇形超流体干涉陀螺的工作曲线呈周期性变化,其流量幅值-转动相位的单值求解区间为 $[0, \pi/3]$,流量幅值和薄膜位移幅值始终存在 $x_m = I_m/2\pi f_j \rho A_f \approx 1/32$ 的比例关系。

2) 6弱连接扇形超流体干涉陀螺的检测角速度范围为 $10^{-9} \sim 10^{-6}$ rad/s,可实现超高精度的角速度检测。陀螺的最大检测角速度只与弱连接数和敏感面积相关,与其他参数无关。为进一步提高陀螺的测量精度,可通过适当地降低薄膜面积和约瑟夫森频率,或增加微孔数来实现。

3) n 弱连接扇形超流体干涉陀螺的角速度感受灵敏度是2弱连接超流体干涉陀螺灵敏度的 $0.2n^2$ 倍左右,可以通过增加弱连接数实现更高的灵敏性能,但 n 不宜过大,否则会限制陀螺的检测范围。

参考文献 (References)

- [1] LIN Y R, ZHANG W, XIONG J Q. Specific force integration algorithm with high accuracy for strap down inertial navigation system [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 25-30.
- [2] FANG J C, SUN J J, XU Y L, et al. A new structure of permanent magnet biased axial hybrid magnetic bearing [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2009, 45 (12): 5319-5325.
- [3] HAN B C, HU G, FANG J C. Optimization design of magnetic suspended gyroscope rotor [J]. Optics and Precision Engineering, 2006, 14 (4): 662-666.
- [4] YUAN J G, YUAN Y T, PANG Y, et al. An improved noise reduction algorithm based on wavelet transformation for MEMS gyroscope [J]. Frontiers of Optoelectronics, 2015, 8 (4): 413-418.
- [5] CRISAN M, GROSU I, TIFREA I, et al. Low temperature behavior of a two-dimensional quantum antiferromagnet [J]. Journal of Superconductivity, 2004, 17 (4): 503-507.
- [6] PACKARD R. Principles of superfluid helium gyroscopes [J]. Physical Review B, 1992, 46 (6): 3540-3549.
- [7] GOLOVASHKIN A I, ZHERIKHINA L N, TSKHOVREBOV A M, et al. Ordinary SQUID interferometers and superfluid helium matter wave interferometers: The role of quantum fluctuations [J]. Journal of Experimental and Theoretical Physics, 2010, 111 (2): 332-339.
- [8] PARCARD R. The role of the Josephson-Anderson equation in superfluid helium [J]. Reviews of Modern Physics, 1998, 70 (2): 641-651.
- [9] HOSKINSON E. Superfluid 4He weak links [D]. Berkeley: University of California, 2005: 45-58.
- [10] SATO Y, ADITYA J, PACKARD R. Superfluid 4He quantum interference grating [J]. Physical Review Letters, 2008, 101 (8): 085302-1-085302-4.
- [11] 谢征. 基于物质波干涉效应的新型低温超流体干涉陀螺关键技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 121-125.
- XIE Z. Research on the key techniques for new cryogenic superfluid gyroscope based on matter wave interference effect [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 121-125 (in Chinese).
- [12] AVENEL O, HAKONEN A P, VAROQUAUX E. Detection of the rotation of the earth with a superfluid gyrometer [J]. Physical Review Letters, 1997, 78 (19): 3602-3605.
- [13] HOSKINSON E, PACKARD R. Thermally driven Josephson oscillations in superfluid 4He [J]. Physical Review Letters, 2005, 94 (15): 155303-1-155303-4.
- [14] SATO Y, ADITYA J, PACKARD R. Flux locking a superfluid interferometer [J]. Applied Physics Letters, 2007, 91 (7): 1-3.
- [15] SATO Y. Experiments using 4He weak link [D]. Berkeley: University of California, 2007: 51-58.
- [16] NARAYANA S, SATO Y. Superfluid quantum interference in multiple-turn reciprocal geometry [J]. Physical Review Letters, 2011, 106 (6): 255301-1-255301-4.
- [17] SIMMOND R W. Josephson weak link quantum interference in superfluid 3He [D]. Berkeley: University of California, 2002: 36-38.
- [18] GOLOVASHKIN A I, IZMAÏLOV G N, OZOLIN V V. Scheme of laboratory measurements of gravimagnetic effects with SHeQUID equipped with a rotation flux transformer [J]. Gravitation and Cosmology, 2010, 16 (1): 78-84.
- [19] SIMMOND R W, MARCHENKOV A, HOSKINSON E, et al. Quantum Interference of Superfluid 3He [J]. Nature, 2001, 412 (6842): 55-58.

作者简介:

赵玉龙 男,博士研究生。主要研究方向:先进量子陀螺技术。

任元 男,博士,副教授。主要研究方向:先进量子陀螺技术。

Performance analysis of multiple weak links fan shaped superfluid interference grating gyro

ZHAO Yulong¹, SHEN Huairong², REN Yuan^{2,*}, SHAO Qionglng²

(1. Department of Graduate Management, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Department of Space Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: Aimed at the outstanding issue of angular velocity extraction from useless information, which is caused by gradient hot phase of traditional interference grating gyro, a multiple weak links fan shaped superfluid interference grating gyro structure without gradient hot phase was proposed, and the accuracy and sensitivity performance of the gyro was intensively studied. First, on the basis of gradient hot phase mechanism, the equal adjacent interference loop area structure without gradient hot phase was designed. Second, the mathematical model of the gyro was established, and the sensitive process of angular velocity was verified. Finally, the performance of angular velocity detection range and sensitivity was analyzed; the impact of sensitive area, membrane area, Josephson frequency, and numbers of micropore and weak link on angular velocity range was explored. The ultrahigh-precision and ultrahigh-sensitivity of this structure are proved by comparing simulation results.

Keywords: superfluid interference grating gyro; gradient hot phase; ultrahigh-precision; ultrahigh-sensitivity; inertial navigation

Received: 2016-05-23; **Accepted:** 2016-09-02; **Published online:** 2016-10-10 18:35

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161010.1835.009.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51475472); National High-tech Research and Development Program of China (2015AA8018038C)

* **Corresponding author.** E-mail: renyuan_823@aliyun.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0352

壁面喷射当量比对支板凹腔耦合燃烧的影响

韩啸¹, 林宇震^{1,2,*}, 张弛¹, 王建臣¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100083;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)



摘 要: 在纯净空气来流条件下,对于全高后掠支板与凹腔耦合的燃烧室,采用分级喷射供油,对比研究了壁面喷射当量比对壁面压力和燃烧性能的影响。结果表明:在支板喷射当量比一定的情况下,随着壁面喷射当量比增加,壁面静压峰值升高,静压开始提升的位置向上游移动,总当量比达到 1.1 时发生溢流;一维分析表明,马赫数在支板附近降到 1 以下,在凹腔处达到 0.5 左右,在出口扩张段恢复至 1 以上,燃烧室处于亚燃模态;燃烧性能方面,保持支板喷射当量比一定,随着壁面喷射当量比的增加,总压恢复系数提高,出口总温增加,燃烧效率降低。

关键词: 支板; 凹腔; 分级喷射; 壁面喷射; 一维分析

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0969-06

超声速燃烧室由于来流马赫数很高,燃料停留的时间仅为毫秒级,因此对燃料喷射和火焰稳定提出了更高的要求^[1]。

支板喷射能够将燃料引入来流中心区域,解决燃料穿透深度不足的问题,支板前缘会形成弓形波和马蹄涡,尾部会形成回流区和流向涡,这些流场结构对燃料的掺混有很好的促进作用,但稳焰能力较差^[2-3]。凹腔是广泛应用的火焰稳定器,具有良好的稳焰性能^[1]。因此支板凹腔耦合构型的燃烧室得到了广泛的研究。King 等^[4-6]研究了支板凹腔耦合结构的流场结构,发现由于支板后存在的膨胀波,所形成的低压区加强了凹腔内的回流,使凹腔的质量交换率提高了 3 倍。Pitz 和 Carter^[7]用数值方法对支板凹腔耦合区域的流场结构进行了研究,发现支板能够增强凹腔内的循环流动,并加快了剪切层的发展。Zhao 等^[8]利用 PIV 技术研究了凹腔内的冷态流动,发现支板

前缘的弓形波与凹腔剪切层发现相互作用,从而使回流区增大,有利于火焰稳定。Hsu 等^[9]基于凹腔和支板耦合的超声速流场进行了研究,结果表明:支板喷注器可以有效提高点火能力并促进超声速流场的火焰稳定,支板侧喷效果更好;在凹腔内部注入空气可以很好地改善凹腔内部和支板尾部区域的燃烧,提高凹腔的稳焰范围。Ghodke 等^[10]在 Hsu 的基础上开展大涡模拟,对支板凹腔耦合区域的流场做了详细的分析。

但支板喷射容易造成热壅塞,且总压损失较大^[11]。为了提高燃烧室推力,尽可能增加燃油当量比,日本 Tomioka 等^[12-15]研究了分级喷射对燃烧性能的影响,以氢气为燃料,采用壁面和支板组合喷射方式,其中支板放置在燃烧室上游,壁面喷孔在支板下游。通过调节不同喷孔燃料分配比例,发现在不引起热壅塞的情况下,分级喷射可以喷注更多燃料,总当量比可以达到 1 或更高,燃烧

收稿日期: 2016-04-28; 录用日期: 2016-06-12; 网络出版时间: 2016-06-24 11:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1119.005.html

* 通讯作者: E-mail: linyuzhen@buaa.edu.cn

引用格式: 韩啸, 林宇震, 张弛, 等. 壁面喷射当量比对支板凹腔耦合燃烧的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 969-974. HAN X, LIN Y Z, ZHANG C, et al. Effect of equivalence ratio of wall injection on strut-cavity coupled combustion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 969-974 (in Chinese).

效率优于单级喷射。通过对比喷孔位置发现,异侧壁面两级喷射(一级在支板,一级在壁面)的燃烧效率和最大壁面压力都高于同侧壁面两级喷射(两级都在壁面),他们认为这是由于同侧壁面喷射时,下游含有大量第一级喷射的反应产物,因而降低了反应速度。他们还研究了分级喷射中喷孔相位位置的影响。数值研究^[16-17]表明,分级喷射可以加强燃料的掺混,同时异壁喷射能够充分利用上级喷射后残留的氧气,在增加释热量的同时,提高了隔离段抗反压的能力。Yang等^[18]的研究发现,分级喷射对双支板燃烧室的工作模态有很大影响。在亚燃模态,单级支板喷射燃烧性能更好,而在超燃模态,双级支板喷射有更好的表现。

国内相关研究较少,范学军等^[19-20]在基于凹腔的燃烧室发现,双路喷射相对于单路喷射,燃料最大喷注当量比可以达到1.0以上,燃烧室推力增益最大可以提高约20%。

综上所述,支板凹腔耦合燃烧室兼具了凹腔良好的稳焰特性和支板较好的掺混性能,但在该构型下的分级喷射方案研究还不够深入。本文在纯净空气来流下,以煤油做燃料,研究壁面支板共同喷射下,壁面喷射当量比对燃烧性能的影响。

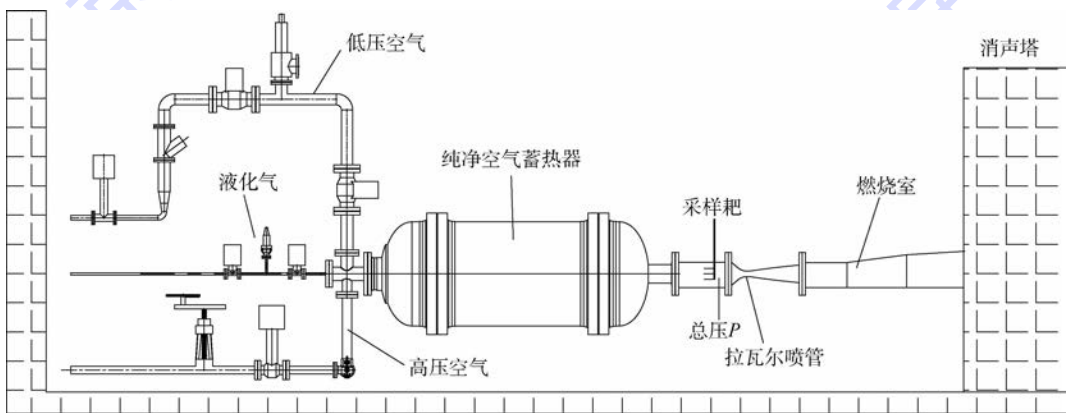


图1 实验系统图^[21]

Fig. 1 Schematic of experimental system^[21]

1.2 燃烧室构型

燃烧室的整体构型如图2所示^[21],采用全高后掠支板,用以加强燃油掺混,支板后耦合上下凹腔,起到增强火焰稳定的作用。燃烧室喷孔均对称设置,壁面喷孔(W)位于距进口480 mm处,共设置了10×2个喷孔,直径均为 $\phi 0.4$ mm。支板喷孔(S)位于距支板中部,共设置7×2个喷孔,直径均为 $\phi 0.5$ mm。

1.3 实验工况

燃烧室来流马赫数为2,来流总温为1048 K,

1 实验系统及工况

1.1 实验系统

本文采用蓄热式加热直连实验台^[21],可以为燃烧室提供纯净空气来流。实验系统由高压气源、蓄热器、拉瓦尔喷管、供油系统、排气系统以及采集系统构成,如图1所示。实验采用快速阀门控制燃油供给,并使用可编程逻辑控制器(PLC)进行时序控制。高压空气进入燃烧室一定时间后,切换电磁阀使燃油喷入燃烧室,3 s后打开燃气发生器点火,工作1.3 s后关闭,燃烧室继续工作3.5 s。

由于燃烧室中温度和流速都很高,伸入流道的热电偶极易烧毁,难以获得流场温度数据,故本文以监测燃烧室侧壁静压分布为主。在燃烧室左侧中心位置,沿流向方向每隔30 mm布置一个压力传感器,除去喷嘴座、连接法兰干涉之外,一共41个。壁面静压测量采用绝对压力传感器,型号为威斯特中航CYB-20SJ,量程为0~1 MPa,误差为 $\pm 0.25\%$ 。在燃烧室前的拉瓦尔喷管处设置来流总温测点,采用定制的S型热电偶,准确度为A级;来流总压由带水冷的总压靶测量,误差为 $\pm 0.25\%$ 。

总压为0.87 MPa。实验中均采用壁面喷孔和支板喷孔同时供油的方案,壁面和支板喷射当量比分别用ER1和ER2表示。实验采用的工况参数见表1,实验共分2组,分别固定支板喷射当量比(ER2)为0.70和0.80,改变壁面喷射当量比(ER1),从而对比不同壁面喷射当量比对燃烧性能的影响。另外,燃烧室的总当量比变化范围从0.82~1.10,可以覆盖较宽广的工作范围。具体的工况见表1。

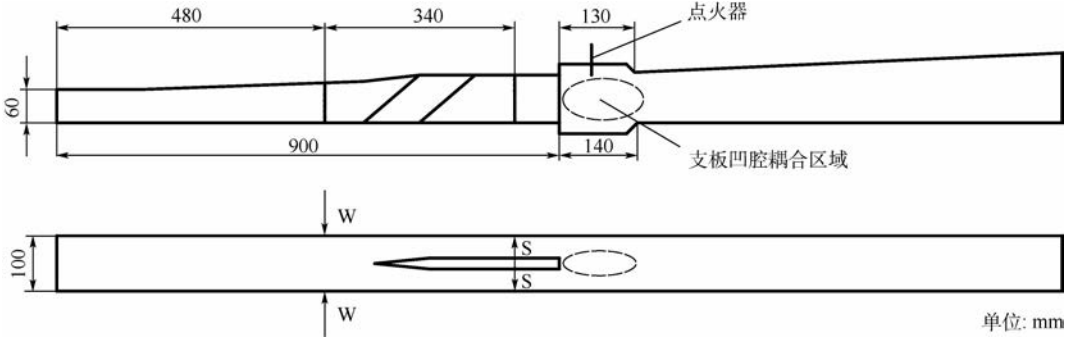


图2 燃烧室结构简图

Fig.2 Schematic of combustor

表1 实验工况

Table 1 Experimental operation conditions

工况	壁面喷射当量比	支板喷射当量比	总当量比
1	0.12	0.70	0.82
2	0.20	0.70	0.90
3	0.30	0.70	1.00
4	0.12	0.80	0.92
5	0.20	0.80	1.00
6	0.30	0.80	1.10

2 结果与分析

2.1 壁面喷射当量比的影响

图3为不同喷射当量比工况壁面压力对比。为了对比不同工况的壁面静压分布,本文将壁面压力以工况1冷态时进口壁面静压为基准,将所有工况的壁面静压进行无量纲化。以工况1为例,其壁面静压在距燃烧室进口222 mm处开始抬升,直到支板对应的区域(560~900 mm),上升趋势变缓,并在凹腔区域(900~1030 mm)处壁面静压达到峰值。之后随着燃烧室流道的扩张,壁面静压开始下降,并在距离出口300 mm处压力下降变得缓慢。

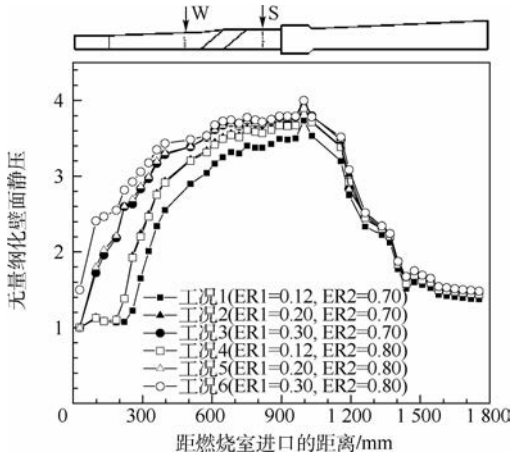


图3 不同喷射当量比工况壁面压力对比

Fig.3 Comparison of wall pressure among cases with different injection equivalence ratios

对比支板喷射当量比为0.70的3个工况,可以发现随着壁面喷射当量比的增加,不同工况的压力分布趋势保持一致,但壁面静压抬升的初始位置逐渐提前,由工况1的222 mm,增加到工况3的接近燃烧室进口。同时,壁面静压分布曲线也整体升高,压力峰值也随之增加。但壁面压力分布在燃烧室后半段区别较小,3个工况的壁面静压曲线趋于一致。

联合2组工况对比可以发现,工况2和4的壁面静压曲线基本重合,工况3和5的壁面静压曲线基本重合,对比各自的当量比分布可以发现,这2组工况的总当量比接近,而壁面和支板喷射的燃油流量分配不同。由此表明,在燃油总当量比固定的情况下,壁面和支板喷射的分配比例对燃烧室影响不大。

同时注意到,对于工况6的情况,燃烧室进口处的壁面静压已经抬升至0.18 MPa,高于设计进口压力0.12 MPa,说明该工况条件下,燃烧室下游背压过高,导致激波串被推出隔离段,燃烧室进口处(28 mm)的静压升高。此时燃烧室实际上已经处于热壅塞状态,燃烧室进口出现溢流。而工况3和工况5总当量比为1.0,壁面静压从第2个传感器起即开始抬升,处于热壅塞的边缘。说明对于该构型的燃烧室,燃油喷射总当量比不能大于1.0,否则存在热壅塞的风险。一旦发生热壅塞,将导致来流空气流量减少,来流总压降低,从而影响燃烧室性能。同时热壅塞属于剧烈的非定常过程,可能造成燃烧室结构损坏。因此必须避免该情况发生。

2.2 一维分析结果与讨论

本文采用一维冲量法对壁面静压数据进行分析,具体模型和公式推导见文献[22-23],可以得到燃烧室沿程的马赫数、总温、静温、总压的分布。

2.2.1 马赫数分布

图4为通过一维分析得到的不同工况马赫数

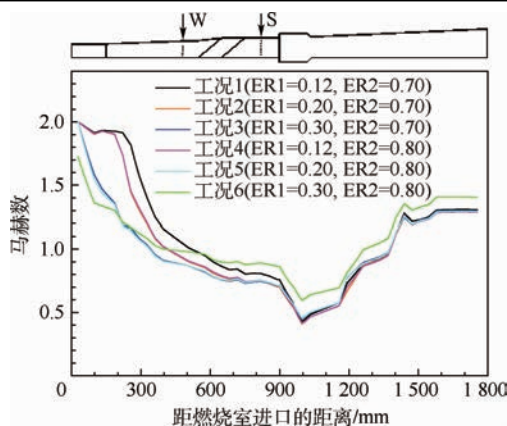


图4 一维分析马赫数沿程分布

Fig. 4 Distributions of Mach number from one-dimensional analysis along axial direction

分布,趋势基本一致,都是在进口后马赫数逐步降低,在300~600 mm处降到声速以下,燃烧室实际上工作在亚燃模态。接着在凹腔后段达到整个流场马赫数最低值,为0.5左右。随着释热过程的结束,马赫数逐渐升高,在1380 mm处达到声速以上,在出口前稳定在1.3左右。和壁面压力数据类似,工况2与4、工况3与5的马赫数曲线几乎重合。注意到随着总当量比的增加,工况1、工况2与4、工况3与5这三组工况,马赫数下降到1以内的位置逐渐向燃烧室上游移动,而在1000 mm后的马赫数曲线基本重合。对于工况6,由于热壅塞,进口处的马赫数已经降到1.7左右,其最低马赫数为0.6,高于其他工况。

由于工况6已经发生溢流,因此在之后的分析中,不再分析其参数分布和燃烧性能。

2.2.2 总温和静温分布

图5为不同工况总温的分布,通过文献[24]可以发现,基于此种喷射条件的燃烧都是从支板后方开始,因此本文一维分析选择支板后轴向

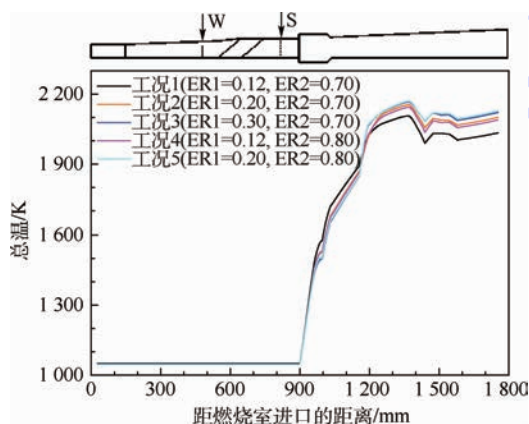


图5 一维分析总温沿程分布

Fig. 5 Distributions of total temperature from one-dimensional analysis along axial direction

位置900 mm处作为释热开始的位置。在凹腔段总温迅速上升,在凹腔后持续增长,说明燃料并未在凹腔内完全反应。在1400 mm处有一个显著的降低,此处正好对应图4中马赫数恢复到1以上的位置。最后在燃烧室末端趋于稳定。工况1~5的燃烧室出口总温由2033.92 K增加到2128.65 K,可以发现,出口总温随总当量比的增加而增加。

静温沿程分布见图6,不同的工况有相同的趋势,在凹腔前缓慢上升,在凹腔后迅速上升。在1200 mm达到最高点后保持一段距离,在1400 mm由于激波的存在迅速降低,之后趋于稳定。

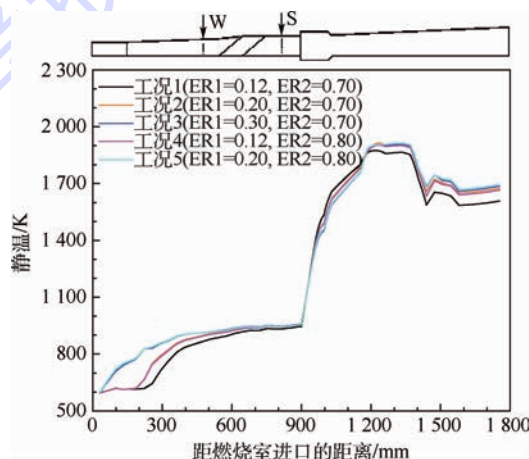


图6 一维分析静温沿程分布

Fig. 6 Distributions of static temperature from one-dimensional analysis along axial direction

2.2.3 总压分布

图7为不同工况的总压分布,可以发现工况2与4的总压在进口段先缓慢下降,在300 mm附近迅速下降。这表明由于总当量比较低,燃烧区背压较低,因此预燃激波串主要集中在200~400 mm区域。而对于工况3与5,一进入总压即迅速降低,表明预燃激波串被推至燃烧室进口处,燃烧室处于热壅塞边缘。600 mm后,2组工

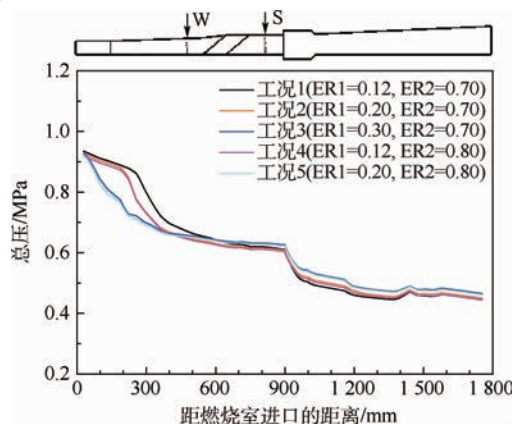


图7 一维分析总压沿程分布

Fig. 7 Distributions of total pressure from one-dimensional analysis along axial direction

况的总压分布接近。进入凹腔后,由于释热的影响,总压迅速降低,超声速燃烧室中加热与总压损失存在如式(1)所示关系:

$$\frac{\partial P}{P} = -\frac{\gamma Ma^2}{2} \cdot \frac{\partial T}{T} \quad (1)$$

式中: Ma 为马赫数; γ 为气体绝热指数; T 为总温。

2组工况总压分布在1200 mm后逐渐趋于稳定。

2.2.4 总压恢复与燃烧效率

表2为不同工况出口总温、总压恢复系数和燃烧效率对比,燃烧效率采用焓增法^[25]计算。对比工况1~3和工况4与5可知,保持支板喷射当量比一定时,随着壁面喷射当量比增加,总压恢复系数提高,同时出口总温也随着增加,但燃烧效率随之降低。

表2 不同工况燃烧性能参数

Table 2 Combustion characteristic parameters under different operation conditions

工况	总压恢复系数/%	出口总温/K	燃烧效率/%
1	48.3	2033.92	69.4
2	48.9	2100.31	69.0
3	50.5	2121.43	64.5
4	48.4	2089.50	67.1
5	50.1	2128.63	65.1

3 结 论

本文在北京航空航天大学蓄热式纯净空气直连实验台上开展实验,对比研究了支板凹腔耦合燃烧室壁面喷射当量比的影响,得出以下结论:

1) 支板喷射当量比一定,随着壁面喷射当量比的增加,壁面压力峰值增加,壁面压力提升的起始位置前移。总当量比一定的情况下,壁面喷射当量比对壁面压力分布不大,壁面静压分布曲线基本重合。总当量比达到1.1时发生溢流。

2) 一维分析结果表明,点火后,马赫数在支板附近已经降为1.0以下,即来流速度降为亚声速,在凹腔处达到最低,马赫数为0.5左右。在距离出口1380 mm附近达到声速,在出口达到1.3马赫数左右,燃烧室处于亚燃模式。

3) 保持支板喷射当量比一定,随着壁面喷射当量比的增加,总压恢复系数提高,出口总温增加,燃烧效率降低。

参考文献 (References)

[1] BEN-YAKAR A, HANSON R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: An overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
[2] BOGDANOFF D W. Advanced injection and mixing techniques

for scramjet combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 1994, 10(2): 183-190.
[3] 刘世杰,潘余,刘卫东. 超燃冲压发动机支板喷射燃料的燃烧过程试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 55-59.
LIU S J, PAN Y, LIU W D. Experimental study on the combustion and flow process in a scramjet with strut injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 55-59 (in Chinese).
[4] FREEBORN A B, KING P I, GRUBER M R. Gruberl characterization of pylon effects on a scramjet cavity flameholder flowfield: AIAA-2008-86[R]. Reston: AIAA, 2008.
[5] FREEBORN A B, KING P I, GRUBER M R. Leading edge pylon effects on a scramjet pylon-cavity flameholder flowfield: AIAA-2008-4709[R]. Reston: AIAA, 2008.
[6] FREEBORN A B, KING P I, GRUBER M R. Swept-leading-edge pylon effects on a scramjet pylon-cavity flameholder flowfield[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 571-582.
[7] PITZ R W, CARTER C D. Supersonic flow over a ramped-wall cavity flame holder with an upstream strut[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(5): 982-990.
[8] ZHAO Y, LIANG J, ZHAO Y. Non-reacting flow visualization of supersonic combustor based on cavity and cavity-strut flameholder[J]. Acta Astronautica, 2016, 121: 282-291.
[9] HSU K Y, CARTER C D, GRUBER M R, et al. Experimental study of cavity-strut combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 26(6): 1237-1246.
[10] GHODKE C D, CHOI J J, SRINIVASAN S, et al. Large eddy simulation of supersonic combustion in a cavity-strut flameholder[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2011.
[11] 俞刚,李建国. 氢/空气超声速燃烧研究[J]. 流体力学实验与测量, 1999, 13(1): 1-12.
YU G, LI J G. Studies on hydrogen/air supersonic combustion [J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1999, 13(1): 1-12 (in Chinese).
[12] TOMIOKA S, MURAKAMI A, KUDO K, et al. Combustion tests of a staged supersonic combustor with a strut[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 293-300.
[13] TOMIOKA S, KAN K, KUDO K, et al. Effects of injection configuration on performance of a staged supersonic combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 876-884.
[14] TOMIOKA S, KAN K, KUDO K, et al. Distributed fuel injection for performance improvement of staged supersonic combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(4): 760-763.
[15] UEDA S, TOMIOKA S, ONO F, et al. Mach 6 test of a scramjet engine with multi-staged fuel injection[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.
[16] HOU L, WEIGAND B, BANICA M. Effects of staged injection on supersonic mixing and combustion[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 584-589.
[17] ABU-FARAH L, HAIDN O J, KAU H P. Numerical simulations of single and multi-staged injection of H₂ in a supersonic scramjet combustor[J]. Propulsion & Power Research, 2015, 2(4): 175-186.

- [18] YANG Q, CHETEHOUNA K, GASCOIN N, et al. Experimental study on combustion modes and thrust performance of a staged-combustor of the scramjet with dual-strut [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 122: 28-34.
- [19] 范学军, 仲峰泉, 王晶, 等. 双路喷注超临界态煤油的超燃特性研究 [C] // 第一届高超声速科技学术会议论文集. 丽江: 中国力学学会, 2008: 177-183.
- FAN X J, ZHONG F Q, WANG J, et al. Performance of supersonic model combustors with twostaged supercritical kerosene injection [C] // The 1st National Conference on Hypersonic Technology. Lijiang: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2008: 177-183 (in Chinese).
- [20] ZHANG T C, YUAN Y M, LI J G, et al. Characteristics of a supersonic model combustor with two-staged injections of supercritical kerosene [C] // 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.
- [21] 王建臣, 林宇震, 郭新华, 等. 纯净空气来流下支板凹腔耦合超燃燃烧室性能研究 [J]. *推进技术*, 2015, 36 (12): 1868-1873.
- WANG J C, LIN Y Z, GUO X H, et al. Experimental investigation of performance of a strut-cavity based scramjet combustor in clean air [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36 (12): 1868-1873 (in Chinese).
- [22] 赵永胜, 林宇震, 王建臣, 等. 支板/凹腔超声速燃烧室总压损失特性研究 [J]. *推进技术*, 2016, 37 (2): 339-345.
- ZHAO Y S, LIN Y Z, WANG J C, et al. Total pressure loss characteristics in a strut-cavity based scramjet combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37 (2): 339-345 (in Chinese).
- [23] HEISER W H, PRATT D T. Hypersonic airbreathing propulsion [M]. Reston: AIAA, 1994: 52-82.
- [24] 王建臣. 超声速燃烧中支板凹腔稳焰技术研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 117-124.
- WANG J C. Studies on flameholding technology of strut-cavity flameholders in supersonic combustion [D]. Beijing: Beihang University, 2015: 117-124 (in Chinese).
- [25] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 239-240.
- HUANG Y, LIN Y Z, FAN W J, et al. Combustion and combustor [M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 239-240 (in Chinese).

作者简介:

韩啸 男, 博士研究生。主要研究方向: 液雾燃烧。

林宇震 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空发动机燃烧室及超声速燃烧。

张弛 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空发动机燃烧室及替代燃料。

王建臣 男, 博士。主要研究方向: 超声速燃烧。

Effect of equivalence ratio of wall injection on strut-cavity coupled combustion

HAN Xiao¹, LIN Yuzhen^{1,2,*}, ZHANG Chi¹, WANG Jianchen¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

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

Abstract: For the combustor based on full-height swept strut coupled with cavity, the experiments were conducted under clean air conditions and the inlet air was preheated by storage heater. Liquid kerosene was used as fuel and was injected by stages from the wall and strut. The effect of equivalence ratio of wall injection on the static pressure distribution and combustion performance was studied by experiments and one-dimensional analysis. The results show that as the equivalence ratio of strut was constant, with the increasing of wall injection equivalence ratio, the peak static pressure increased, and the position of the lifting of pressure was moved upward. When the total equivalence ratio reached 1.1, an inlet unstart occurred. One-dimensional analysis shows that the Mach number decreased below 1 in the strut area, then reached 0.5 in cavity and finally back to more than 1 in diverging area of outlet. The combustor worked in subsonic mode. In the combustion performance aspect, increasing of wall injection equivalence ratio ledes to increase of total pressure recovery coefficient, increase of total temperature at exit, but reduction of combustion efficiency.

Keywords: strut; cavity; staged injection; wall injection; one-dimensional analysis

Received: 2016-04-28; Accepted: 2016-06-12; Published online: 2016-06-24 11:19

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160624.1119.005.html

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0368

复杂装备研制项目的风险源识别



张凡, 魏法杰*, 李权葆

(北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083)

摘 要: 大型复杂装备研制项目高风险与参研单位多的特点使得研制过程中风险传导时有发生。针对风险传导要素风险源的识别问题,提出了一种基于关联规则(AR)与决策实验室分析法(DEMATEL)的风险源识别方法。该方法从数据挖掘的角度,先求解出风险类型与风险因素的关联规则,再求解出风险源之间的影响程度,最后通过DEMATEL得到各风险源相关参数。并且对某参研单位数据库中某阶段的数据用此方法完成了风险源的识别,识别结果显示了各风险类型对应的风险源以及易导致研制项目发生风险传导的风险源。

关键词: 研制项目; 风险传导; 风险源识别; 关联规则(AR); 决策实验室分析法(DEMATEL); WEKA

中图分类号: F270.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0975-06

大型复杂装备是指由客户定制、结构复杂、体积(容积或质量)大、技术含量高、生命周期长、高成本、高风险、管理过程复杂的大型机械装备,如飞机、舰船,运载火箭等^[1]。大型复杂装备的研制过程周期长、投资数额大、技术要求高、参研单位广、多家单位协作,大型复杂项目研制过程中存在着多种风险和不确定性^[2]。大型复杂武器装备研制过程涉及到的零部件与技术参数要达到 10^7 量级,所需的通讯、导航、控制等设备的提供要涉及几十到几百家供应商,构成了一个结构复杂大型的装备研制体系,这为风险的传导提供了可能。因此对大型复杂装备研制过程中风险传导机理的研究非常有意义。风险传导发生的必要条件包含风险源、传导载体、传导路径和风险接受者^[3]。因此对大型复杂装备研制过程中风险源有效的识别有利于对研制项目风险传导机理的研究和风险管控。

在项目中比较常用的风险识别方法有头脑风暴法、德尔菲法、态势分析法(SWOT分析法)、检查表法以及图解技术^[4-6];Carr等认为,项目风险是时变的,检查表是对风险结构静态描述,不能够真实地反映风险的状况,并提出了基于分类的风险辨识方法^[7],该方法按风险来源构造了一棵分类树,共分3层,并辅以配套的详细问卷调查表,提高了辨识的灵活性,弱化了辨识的结构性;任南等通过使用工作分解结构-风险分解结构(WBS-RBS)完成了项目风险的识别^[8];王中原和魏法杰通过将专家打分,利用改进的模糊层次分析法完成了对军工企业法律风险的识别^[9];张子剑基于图解技术利用WBS对复杂装备研制过程中的风险进行识别^[10];许聪睿使用德尔菲法进行了三轮调研,得到了雷达型号项目的30个关键风险因素^[11];周平和姜寿山针对航空研制产品,利用核对表与改进的鱼刺图建立了风险特征因子的风险

收稿日期: 2016-05-04; 录用日期: 2016-12-02; 网络出版时间: 2016-12-12 09:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161212.0900.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(71332003)

* 通讯作者: E-mail: weifajie@buaa.edu.cn

引用格式: 张凡, 魏法杰, 李权葆. 复杂装备研制项目的风险源识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 975-980.

ZHANG F, WEI F J, LI Q B. Risk source identification of complex equipment development project [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 975-980 (in Chinese).

识别模型^[12];Haimes等提出层次全息模型,认为属于复杂系统的项目风险结构不能以单一视角、用单一模型来描述,需要通过层次全息模型将复杂系统以互补、协作的方式分解为部件、子系统等层次,并从时间维、系统维、工具维、地域维、方法维和人力资源维综合分析一个项目^[13]。

综上所述,目前风险识别主要是依据专家经验按系统结构、多维度来梳理识别风险,或者是依据之前的风险表由专业人员逐条核对及联想还可能存在的风险,这些方法都对人的经验有较强的依赖性,识别结果主观性较强。

随着信息技术发展、研制单位信息系统的普及以及研制过程中会有大量的相关数据产生并存储于系统中,从数据挖掘的角度来进行风险识别,可以大大降低识别结果的主观性。并且,风险传导理论中的风险源识别与一般的风险识别相比,前者更注重风险之间的相互影响,需要识别出哪些风险源更容易导致其他风险源的发生,所以对大型复杂装备研制项目风险传导中的风险源识别还需要识别出风险源对其他风险源的影响程度。因此,本文提出一种基于关联规则(Association Rule, AR)与决策实验室分析法(Decision Making Trial and Evaluation Laboratory, DEMATEL)的大型复杂装备研制项目的风险识别方法,本方法能够客观识别出风险源并能识别风险源之间的影响及风险源的属性。

1 基本方法

1.1 关联规则

关联规则理论是数据挖掘中应用非常广泛的理论之一,由Agrawal教授在20世纪90年代首次提出,目的在于挖掘海量数据中各项集直接的关联关系^[14]。关联规则可以用 $A \Rightarrow B$ 来表示,其中 A, B 是项集, I 为所有项集的总和, $A \in I, B \in I, A \cap B = \emptyset, A \Rightarrow B$ 表示在数据库的事件中,包含项集 A 的事件同时也包含项集 B 的可能性。在关联规则分析中涉及2个重要的概念:支持度和置信度。

支持度是指包含 A 且包含 B 的元组数占总元组数的比例,表示了数据库中项集 A 和项集 B 同时出现的概率,可以用式(1)定义:

$$\text{support}(A \Rightarrow B) = \frac{D_{A \cup B}}{D} = P(A \cup B) \quad (1)$$

式中: $D_{A \cup B}$ 为包含 A 且包含 B 的元组数; D 表示总元组数。

置信度是指包含 A 且包含 B 的元组数占包

含 A 的元组数(D_A)的比例,表示了出现项集 A 的事件中,项集 B 也出现的概率,可以用式(2)定义:

$$\text{confidence}(A \Rightarrow B) = \frac{D_{A \cup B}}{D_A} = P(B|A) \quad (2)$$

发掘关联规则的问题可以分解为2个子问题:①挖掘频繁项集,即寻找支持度大于最小支持度阈值的项目的组合;②挖掘强关联规则,即在频繁项集中寻找所有可信度大于最小可信度阈值的关联规则。目前,已有专业的软件可求解,如WEKA^[15]。

1.2 决策实验室分析法

决策实验室分析法是进行复杂系统因素分析的一种有效方法^[16],最初由美国Bastille国家重点实验室于20世纪70年代初提出,该方法运用图论与矩阵原理进行系统因素分析,通过系统中各因素之间的逻辑关系构建直接影响矩阵,计算因素的影响程度和被影响程度,进而确定因素的中心度和原因度。根据中心度确定因素的重要程度,根据原因度确定因素的属性:原因因素或结果因素。

2 风险源识别

风险源识别原理及流程如图1所示。

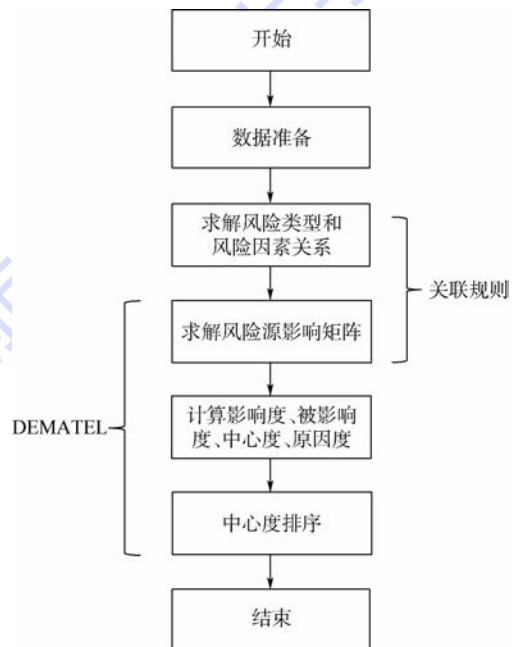


图1 风险源识别原理与流程图

Fig. 1 Risk source identification principle and flowchart

2.1 数据准备

研制单位数据库中的数据事务一般为风险事件,从风险事件中识别出风险源应首先将风险事

件描述转化为风险结果与风险因素间的关系,风险结果对应于相应的风险类型。例如对于风险事件“某类供应商提供某零部件质量不合格返厂导致研制项目 XX 环节延迟一个月”可以转化为时间风险与供应商风险因素、零部件质量风险因素的关系。假设对于风险事件事务数据库中的 L 条记录,共转化为 n 类风险与 m 个风险因素,分别记为 A_1, A_2, \dots, A_n 与 B_1, B_2, \dots, B_m , 并存储在表中,形式如表 1 所示。

表 1 风险类型与风险因素的关系 (a)

Table 1 Relationship between risk type and risk factor (a)

风险因素			风险类型
B_1	...	B_m	A_n
B_2	B_3	...	A_2
B_1	B_3	...	A_1

2.2 风险类型与风险因素的关联规则

在用 WEKA 软件求解关联规则时,将表 1 的数据存储形式进行转化。以表 1 第 1 行数据为例,将其转化为表 2 的形式。选定最小支持度和最小置信度,求解关联规则。最小支持度和最小置信度的选定一般依据事务数据的量与对求解结果的具体要求。此处为了比较好地识别风险源,将支持度的值要小,置信度可依据所求解关联规则数量可大可小。所求解的关联规则表示了各风险类型与各风险因素的关系,即完成了风险源的识别。

表 2 风险类型与风险因素的关系 (b)

Table 2 Relationship between risk type and risk factor (b)

风险因素	风险类型
B_1	A_n
⋮	A_n
B_m	A_n

2.3 风险源间影响程度识别

依据 2.2 节中风险源识别结果,对于识别出的 $p(p \leq m)$ 个风险源。依据关联规则的求解方式求出风险源 B_i 与 B_j 之间的置信度即关联程度定义为 c_{ij} ,并定义直接影响矩阵 $C(C = [c_{ij}]_{p \times p})$ 。当 $i=j$ 时, $c_{ij}=1$ 。利用 WEKA 软件求解风险源关联程度时,去掉表 1 中“风险类型”数据列,如表 1 中风险因素列所示。为了尽可能地识别出风险源之间的关联性需要选取低置信度值。

矩阵 C 只表示了各风险源的直接影响,因此还需要考虑风险源之间的间接影响,以及由一个

风险源变化而引起的波及效应。综合影响矩阵表示各风险源间直接影响和间接影响的综合累加,以确定每一个风险源的最终影响。

设综合影响矩阵为 $T(T = [t_{ij}]_{p \times p})$, 计算公式为

$$T = C + C^2 + \dots + C^p = \sum_{i=1}^p C^i \quad (3)$$

基于综合影响矩阵 T ,将元素按行相加得到风险源的影响度 f_i ,如式(4)所示,影响度 f_i 表示风险源 i 对其他所有风险源的综合影响,包括直接影响和间接影响;基于综合影响矩阵 T ,将元素按列相加得到风险源的被影响度 e_i ,如式(5)所示,被影响度 e_i 表示风险源 i 受其他所有风险源的综合影响度。

$$f_i = \sum_{j=1}^p t_{ij} \quad (4)$$

$$e_i = \sum_{j=1}^p t_{ji} \quad (5)$$

影响度 f_i 和被影响度 e_i 相加得到其中心度 M_i ,如式(6)所示,影响度 f_i 和被影响度 e_i 相减得到其原因度 N_i ,如式(7)所示。中心度 M_i 为综合影响矩阵 T 中的第 i 行和与第 i 列和之和,表示风险源 i 对所有风险源的影响以及其他风险源对该风险源的影响,因此中心度 M_i 表示风险源 i 对所以风险源的重要性程度,中心度越大,其重要程度越高。原因度 N_i 为综合影响矩阵 T 中的第 i 行和与第 i 列和之差,表示风险源 i 对其他风险源的纯粹影响:若为正,表示该风险源对其他风险源的影响大,称为原因因素;若为负,表示该风险源受其他风险源的影响大,称为结果因素。

$$M_i = f_i + e_i \quad (6)$$

$$N_i = f_i - e_i \quad (7)$$

3 案例分析

某参研单位承担着装备各子系统接口零部件的研发与生产,其产品种类繁多而复杂,数据库中存储了大量的风险事件。本文选取数据库中的 1 734 条风险事件(略)来进行风险源识别方法的演示。将 1 734 条风险事件依据该单位风险分类框架共转化为 3 个风险类型(研发风险 A_1 、质量风险 A_2 和服务风险 A_3)与 14 个风险因素(技术风险因素 B_1 、工艺风险因素 B_2 、标准化风险因素 B_3 、过程控制风险因素 B_4 、人员素质风险因素 B_5 、与用户沟通风险因素 B_6 、设计更改风险因素 B_7 、原材料价格风险因素 B_8 、设备引进风险因素 B_9 、

实验检测风险因素 B_{10} 、保障体系风险因素 B_{11} 、拖期交付风险因素 B_{12} 、退货返修风险因素 B_{13} 和响应不及时风险因素 B_{14} 。

将数据存储为表 2 的形式后,利用 WEKA 软件求解。由于风险事件的数量有几千条、风险因素只有 14 个,因此为了更好地识别风险源需要低的支持度。而置信度的选择往往是从企业风险管理性价比的角度出发:置信度低时识别出的关联规则较多,会识别出一些发生概率较低的风险源;而置信度太高时识别出的关联规则较少,会漏掉一些主要风险源。经过多次选取不同置信度值求解,确定支持度 (supp) 与置信度 (conf) 分别为 0.01 与 0.06 比较符合需求。求解的关联规则如图 2 所示。将图 2 显示的结果进行分析即完成风险源识别,识别结果如表 3 所示。

将数据存储为表 2 的形式,支持度与置信度的取值分别为 0.01 与 0.01。即使风险源之间的关联程度较低,在经过 DEMATEL 方法迭代计算,也会对风险源重要程度识别产生大的影响,因此置信度选择的值较低。WEKA 求解风险源间关联程度,相关系数矩阵 C 如表 4 所示。依据式(3),用 MATLAB 求出综合影响矩阵 T ,其中 $p=9$,并进行规范化处理,数据保留 2 位小数,结果如表 5 所示。依据式(4)~式(8)计算出风险源的影响度、被影响度、中心度与原因为度,识别出风险源的属性及重要程度,结果如表 6 所示,风险

源的原因-结果图如图 3 所示(无标度)。

Best rules found:

1. RISK FACTOR=B12 196 ==> RISK TYPE=A3 196 conf: (1)
2. RISK FACTOR=B13 191 ==> RISK TYPE=A3 191 conf: (1)
3. RISK FACTOR=B3 168 ==> RISK TYPE=A1 168 conf: (1)
4. RISK FACTOR=B10 54 ==> RISK TYPE=A2 54 conf: (1)
5. RISK FACTOR=B9 40 ==> RISK TYPE=A1 40 conf: (1)
6. RISK FACTOR=B8 32 ==> RISK TYPE=A3 32 conf: (1)
7. RISK FACTOR=B14 31 ==> RISK TYPE=A3 31 conf: (1)
8. RISK FACTOR=B7 188 ==> RISK TYPE=A1 161 conf: (0.86)
9. RISK FACTOR=B5 232 ==> RISK TYPE=A1 195 conf: (0.84)
10. RISK TYPE=A2 1013 ==> RISK FACTOR=B1 679 conf: (0.67)
11. RISK FACTOR=B2 622 ==> RISK TYPE=A1 411 conf: (0.66)
12. RISK FACTOR=B1 1199 ==> RISK TYPE=A2 679 conf: (0.57)
13. RISK FACTOR=B1 1199 ==> RISK TYPE=A1 520 conf: (0.43)
14. RISK TYPE=A3 487 ==> RISK FACTOR=B12 196 conf: (0.4)
15. RISK TYPE=A3 487 ==> RISK FACTOR=B13 191 conf: (0.39)
16. RISK TYPE=A1 1521 ==> RISK FACTOR=B1 520 conf: (0.34)
17. RISK FACTOR=B2 622 ==> RISK TYPE=A2 211 conf: (0.34)
18. RISK TYPE=A1 1521 ==> RISK FACTOR=B2 411 conf: (0.27)
19. RISK TYPE=A2 1013 ==> RISK FACTOR=B2 211 conf: (0.21)
20. RISK TYPE=A1 1521 ==> RISK FACTOR=B5 195 conf: (0.13)
21. RISK TYPE=A1 1521 ==> RISK FACTOR=B3 168 conf: (0.11)
22. RISK TYPE=A1 1521 ==> RISK FACTOR=B7 161 conf: (0.11)
23. RISK TYPE=A3 487 ==> RISK FACTOR=B8 32 conf: (0.07)
24. RISK TYPE=A3 487 ==> RISK FACTOR=B14 31 conf: (0.06)

图 2 风险类型与风险因素关联规则

(supp:0.01, conf:0.06)

Fig. 2 Association rules of risk type and risk factors

(supp:0.01, conf:0.06)

表 3 风险源
Table 3 Risk source

风险类型	研发风险	质量风险	服务风险
风险源	技术		原材料价格
	工艺		拖期交付
	标准化	技术	退货返修
	人员素质	工艺	响应不及时
	设计更改		

表 4 风险源相关系数矩阵 C

Table 4 Risk source correlation coefficient matrix C

风险源	C								
	B_1	B_2	B_3	B_5	B_7	B_8	B_{12}	B_{13}	B_{14}
B_1	1	0.23	0.36	0	0.19	0	0.24	0.43	0.01
B_2	0.21	1	0.32	0	0.27	0	0.04	0.12	0.01
B_3	0.02	0.02	1	0	0.18	0.12	0.01	0.01	0
B_5	0.37	0.29	0.06	1	0.22	0	0.02	0.02	0.30
B_7	0.34	0.13	0.04	0	1	0	0.41	0.03	0.03
B_8	0.02	0.01	0.01	0	0.05	1	0.03	0.01	0.02
B_{12}	0	0	0	0	0	0.02	1	0.02	0.22
B_{13}	0.16	0.17	0	0	0.05	0.04	0.39	1	0.25
B_{14}	0	0	0	0.01	0.01	0.02	0.05	0.01	1

表 5 风险源综合影响矩阵 T

Table 5 Risk source comprehensive influence matrix T

风险源	T								
	B_1	B_2	B_3	B_5	B_7	B_8	B_{12}	B_{13}	B_{14}
B_1	0.64	0.50	0.62	0.01	0.59	0.17	0.97	0.59	0.53
B_2	0.52	0.44	0.53	0	0.52	0.14	0.75	0.45	0.37
B_3	0.17	0.13	0.21	0	0.19	0.08	0.26	0.13	0.12
B_5	0.76	0.60	0.70	0.08	0.71	0.17	1	0.62	0.58
B_7	0.47	0.36	0.43	0	0.46	0.11	0.74	0.40	0.39
B_8	0.07	0.05	0.06	0	0.07	0.09	0.11	0.06	0.06
B_{12}	0.02	0.01	0.01	0	0.02	0.02	0.11	0.02	0.10
B_{13}	0.33	0.28	0.30	0.01	0.30	0.10	0.59	0.35	0.38
B_{14}	0.02	0.02	0.02	0	0.02	0.01	0.05	0.02	0.10

表6 DEMATEL方法计算结果

Table 6 Computational results of DEMATEL method

风险源	影响度	被影响度	中心度	原因度	中心度排序	属性
B ₁	4.62	3.01	7.63	1.61	1	原因因素
B ₂	3.74	2.41	6.15	1.33	3	原因因素
B ₃	1.29	2.90	4.19	-1.71	7	结果因素
B ₅	5.24	0.11	5.35	5.13	4	原因因素
B ₇	3.38	2.90	6.28	0.48	2	原因因素
B ₈	0.57	0.89	1.46	-0.32	9	结果因素
B ₁₂	0.32	4.58	4.90	-4.26	6	结果因素
B ₁₃	2.66	2.65	5.31	0.01	5	原因因素
B ₁₄	0.28	2.65	2.83	-2.37	8	结果因素

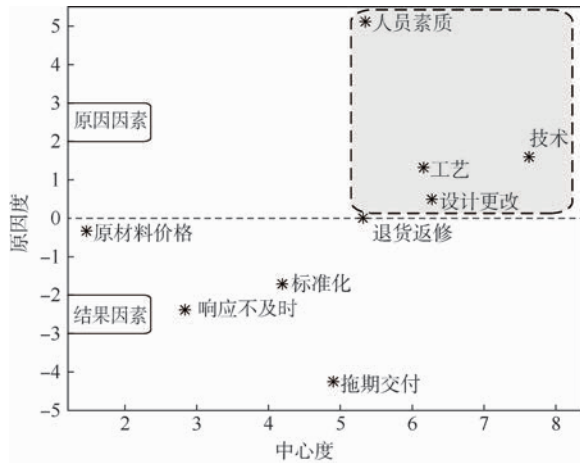


图3 风险源原因-结果图

Fig.3 Risk source cause-result chart

由表6中结果可知:人员素质风险源与技术风险源是最易导致其他风险源的产生,拖期交付风险源是最容易受其他风险源激发的。在所有风险源中技术风险源是最重要的,技术风险源发生易导致其他风险源发生,同样其他风险源也容易导致技术风险源发生。因此技术风险源是最容易导致风险传导效应的发生。由图3可知:图的上半部分为原因因素,下半部分为结果因素,右上方阴影区域为导致风险传导的主要风险源。

4 结论

本文针对大型复杂装备项目研制,提出了适用于风险传导研究的风险源识别方法。

1) 该方法可以充分利用数据库中风险事件信息,用关联规则的方式完成针对风险类型的风险源识别以及风险源之间影响程度的识别,再利用决策实验室分析方法分析出风险源的影响程度、被影响程度、中心度、原因度及属性。

2) 该方法与传统风险识别方法相比,主观性明显降低。文中通过对一个实际案例进行分析,结果显示该方法对容易导致风险传导发生的风险

源也能有力识别。

参考文献 (References)

[1] 王飞,魏法杰.大型复杂装备研发成本控制专家系统[J].北京航空航天大学学报,2010,36(4):490-494.
WANG F,WEI F J. Expert system on cost control for complex equipment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(4):490-494(in Chinese).

[2] MOEHRLE M G, WALTER L. Risk and uncertainty in R&D management[J]. R&D Management,2008,38(5):449-451.

[3] 王元明.工程项目供应链风险传递[M].北京:中国电力出版社,2012:18-20.
WANG Y M. Supply chain risk transmission in engineering project[M]. Beijing: China Electric Power Press,2012:18-20(in Chinese).

[4] 郭波,龚时雨,谭云涛.项目风险管理[M].北京:电子工业出版社,2012:24-29.
GUO B,GONG S Y,TAN Y T. Project risk management[M]. Beijing: Publishing House of Electronic Industry,2012:24-29(in Chinese).

[5] 李勘.研制项目风险管理研究[M].北京:国防工业出版社,2011:76-99.
LI K. Research on risk management of weapon equipment development project[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2011:76-99(in Chinese).

[6] RAFETERY J. Risk analysis in project management[M]. London:E&FN Spon,1994:40-60.

[7] CARR M J,KONDA S L,MONARCH I,et al. Taxonomy-based risk identification[R]. Pittsburgh,PA:Carnegie-Mellon University,1993:7-12.

[8] 任南,韩冰洁,何彦昕.基于WBS-RBS-DSM的项目风险识别与评估[J].系统工程,2014,32(11):96-100.
REN N,HAN B J,HE Y X. Project risk identification and assessment based on WBS-RBS-DSM[J]. Systems Engineering,2014,32(11):96-100(in Chinese).

[9] 王中原,魏法杰.基于IFAHP-DEMATEL的军工企业法律风险识别研究[J].管理评论,2015,27(6):68-77.
WANG Z Y,WEI F J. An analysis of identification of the legal risk in military enterprises based on IFAHP and DEMATEL[J]. Management Review,2015,27(6):68-77(in Chinese).

[10] 张子剑.复杂装备研制风险管理研究[D].天津:天津大学,2007:49-72.
ZHANG Z J. Research on risk management of the development of the complex equipment[D]. Tianjin:Tianjin University,2007:49-72(in Chinese).

[11] 许聪睿.某型号雷达导引头研制项目风险识别与评估方法研究[D].北京:中国科学院大学,2015:29-49.
XU C R. Risk identification and evaluation methods research of a type of radar development project[D]. Beijing:University of Chinese Academy of Sciences,2015:29-49(in Chinese).

[12] 周平,姜寿山.航空产品研制项目的风险识别特征—因子建模技术研究[J].计算机集成制造系统,2003,9(7):542-545.
ZHOU P,JIANG S S. Feature—Factor modeling of risk identifi-

- cation for aviation product development project[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2003, 9(7): 542-545 (in Chinese).
- [13] HAIMES Y Y, LAMBERT J, LI D, et al. Hierarchical holographic modeling for risk identification in complex systems [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on System, Man and Cybernetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995, 2:1027-1032.
- [14] NGUYEN D, NGUYEN L T T, VO B, et al. A novel method for constrained class association rule mining[J]. Information Sciences, 2015, 320(1): 107-125.
- [15] VERYKIOS V S, PONTIKAKIS E D, THEODORIDIS Y, et al. Efficient algorithms for distortion and blocking techniques in association rule hiding[J]. Distributed and Parallel Databases, 2007, 22(1): 85-104.
- [16] 王瑛,汪送,管明露. 复杂系统风险传递与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 38-41.
- WANG Y, WANG S, GUAN M L. Risk transmission and risk control for complex systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 38-41 (in Chinese).

作者简介:

张凡 女, 博士研究生。主要研究方向: 风险管理。

魏法杰 男, 教授。主要研究方向: 项目管理。

Risk source identification of complex equipment development project

ZHANG Fan, WEI Fajie*, LI Quanbao

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

Abstract: Complex equipment development project characters of high risk and many research units result in risk transmission in the development process. To solve the risk source identification problem, a risk source identification method was proposed based on association rule (AR) and decision making trial and evaluation laboratory (DEMATEL). The association rules between risk type and risk factors were solved firstly, and then the interaction of the risk sources was obtained, both with data mining method. Finally, each risk source's relevant parameters were obtained through DEMATEL. Besides, a case was analyzed and the risk sources identification was completed by AR-DEMATEL method on a stage of the data stored in the database of a research unit. The identification result shows that the risk sources corresponding to various risk types and the risk sources leading to risk transmission easily.

Keywords: development project; risk transmission; risk source identification; association rule (AR); decision making trial and evaluation laboratory (DEMATEL); WEKA

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0394

基于横流风扇技术的直升机反扭验证

杜思亮^{1,2}, 吉孟江¹, 唐正飞¹, 陈仁良^{1,*}

(1. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016;

2. 淮阴工学院 机械与材料工程学院, 淮安 223003)



摘 要: 为了提高单旋翼带尾桨直升机的低空飞行安全性, 利用横流风扇流动控制技术, 设计了一种可以替代单旋翼直升机尾桨的反扭装置。通过风洞试验验证了该装置具有产生侧向力的特性, 同时建立了该装置的数值模拟计算方法, 得出了横流风扇转速、旋翼下洗流和前飞来流对该反扭装置的气动特性影响较大, 初步分析了该反扭装置的侧向力的来源, 证明了可以通过控制横流风扇转速来控制反扭装置侧向力的大小, 因此应用于直升机的反扭系统是可行的。

关键词: 直升机; 反扭; 横流风扇; 风洞试验; 计算流体力学 (CFD)

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-0981-11

反扭系统是旋翼类飞行器设计中必须要考虑的因素, 一些飞行器为了平衡旋翼的反扭矩, 通过安装 2 个或者多个旋翼, 也有一些直接消除了反扭的影响——通过在旋翼桨尖喷气。但是经过这么多年的发展, 在尾梁上安装尾桨作为平衡主旋翼扭矩的设计已经非常成熟了。这种单旋翼带尾桨的直升机布局方式, 在直升机的结构设计中是很容易实现的, 而且对直升机的航向稳定和控制非常的高效。除了这些优点外, 露在尾梁外部的桨叶很容易在低空飞行时与地面建筑物以及树木等接触造成飞行事故。根据数据统计, 单旋翼带尾桨直升机由于尾桨引发的事故占整个直升机事故总数的 15% 以上^[1-2]。为了能够消除这种影响, 直升机设计师通过将尾桨嵌入至涵道的方式, 发展出了涵道风扇尾桨式^[3-4]的单旋翼直升机。这种直升机的涵道尾桨在内部的旋翼尺寸比较大时的功重比较高, 但是受限于所平衡反扭力的尺寸大小以及尾梁的尺寸, 其设计通常比较紧凑小巧, 因而其功率的损耗要较普通尾桨要高。再者, 增加

的涵道无疑增加了前飞阻力和整机重量, 进一步降低了飞行效率。另一种反扭方式为环量控制技术即无尾桨 (NOTAR) 概念^[5-8]。这种结构即在尾梁的前端安装一个可以变距的风扇, 把尾梁当作涵道并在尾梁末端开狭长缝隙的方式, 通过风扇的高速气流和主旋翼下洗流的共同作用下, 产生平衡主旋翼的扭力。这种无尾桨直升机发展较为成熟的有 MD500、MD600 系列直升机, 其低空安全性非常好。但是这种控制方式的效率不高, 功耗也比较大, 还受到专利的保护, 所以未被广泛地使用, 还在继续优化改进中。

近年来横流风扇流动控制技术在航空领域的基础研究又有了深入的发展。以横流风扇为升推力的飞行器——扇翼飞行器^[9-12], 国内外进行了深入的理论分析和试验研究, 证明了以横流风扇为升推力的扇翼飞行器具有短距起降、高功率载荷 (30 kg/kW)、高失速迎角 (>60°) 以及低噪声等优点。基于横流风扇的这种主动加速气流, 形成涡致升力/推力的装置, 在航空领域的实用化正

收稿日期: 2016-05-11; 录用日期: 2016-06-24; 网络出版时间: 2016-09-12 10:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160912.1034.004.html

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

* 通讯作者: E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

引用格式: 杜思亮, 吉孟江, 唐正飞, 等. 基于横流风扇技术的直升机反扭验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 981-991. DU S L, JI M J, TANG Z F, et al. Helicopter anti-torque verification based on cross flow fan technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 981-991 (in Chinese).

在逐步地推进。而基于横流风扇的直升机反扭系统,国外公开的文献资料还比较少。但是与本文所述相似的研究为美国海军研究院提出的一种应用横流风扇作为船舶推进力的系统^[13]。该推力装置从右侧吸入流体,经横流风扇加速后向左侧喷出,从而产生向右的推进力。该装置的优点是:水流的扰动小,获得的动压高,推进效率比喷水推进器要高,产生的噪音小。本课题组唐敏等^[13]基于该方案,修改了该模型^[14-15],通过数值模拟方法,对模型中横流风扇的叶片数量、安装角、转速等参数进行了计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)计算分析,得出了横流风扇应用于直升机的反扭系统是可行的。

本文为了更加深入地理解和验证该反扭技术,期望该装置早日投入工程测试与应用,设计制作了风洞试验用的缩比模型,通过改变该反扭装置的相关参数,获得了其在旋翼下洗流和前飞来流下的侧向力和需用功率,并且建立了一套该反扭装置的数值计算方法,对比风洞试验数据,验证了该计算方法的正确性。最后,给出了该反扭装置在直升机上的布局和使用建议。

1 模型与风洞

本试验依托南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室的低速开口回流式风洞(图1)。试验风洞的基本参数见表1所示。图2为试验反扭装置的几何截面参数图,其中图中所指的左接口与右接口可以分别拆卸,各参数定义见表2。整个试验台架置于风洞相对位置见图3。试验中所使用的旋翼台的基本参数见表3。由于旋翼拉力在不同来流下是变化的,因此本文以旋翼总距来定义旋翼下洗流的影响,图4是旋翼转速为900 r/min时,不同前飞速度,旋翼拉力随总距的变化。定义反扭装置在无旋翼下洗流和前飞来流时为静止状态试验。在有旋翼下洗流,无前飞来流时为悬停状态试验。在既有旋翼下洗流,又有前飞来流时为前飞试验状态。

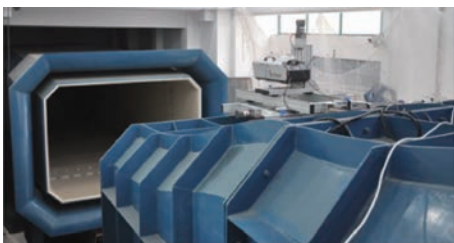


图1 低速开口回流式风洞

Fig. 1 Low velocity open flow wind tunnel

表1 试验风洞参数

Table 1 Parameters of test wind tunnel

参数	数值
测试区尺寸/(m × m)	3.4 × 2.4
最大风速/(m · s ⁻¹)	40
最小稳定风速/(m · s ⁻¹)	5
收缩比	4

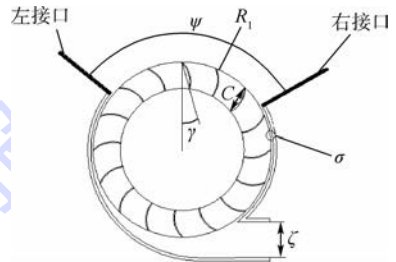


图2 试验反扭装置几何参数

Fig. 2 Geometric parameters of test anti-torque device

表2 几何参数定义

Table 2 Definition of geometric parameters

参数	数值
开口角度 ψ /(°)	90, 110, 130, 150
横流风扇外圆半径 R_1 /mm	100
横流风扇出口高度 ζ /mm	45
叶片安装角 γ /(°)	0, 10, 20, 30
叶片弦长 C /mm	25
叶片数量/片	10, 12, 14, 16
叶片长度/mm	500
横流风扇与壳体间隙 σ /mm	5



图3 反扭装置在风洞位置

Fig. 3 Location of anti-torque device in wind tunnel

表3 旋翼台参数

Table 3 Parameters of rotor bench

参数	数值
桨叶片数/片	4
桨叶半径/m	1.25
桨叶弦长/m	0.072
几何扭转角度/(°)	0
旋翼实度	0.077
桨叶翼型	NACA 0012

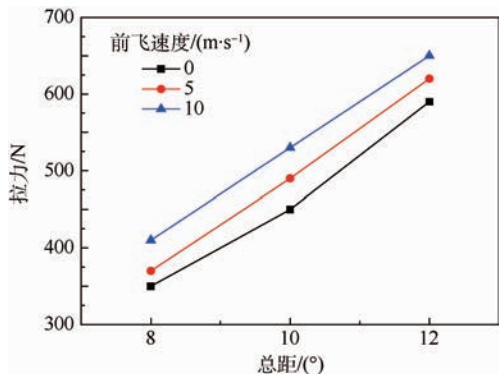


图4 旋翼拉力随总距的变化曲线

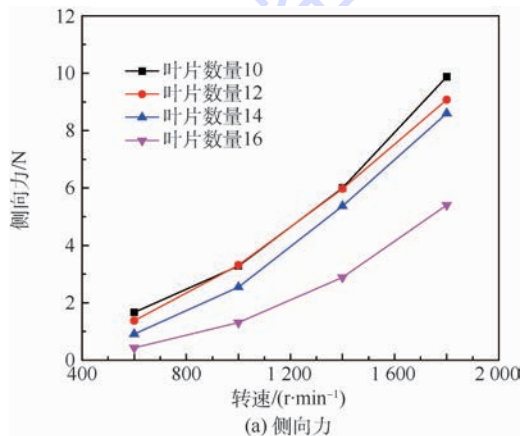
Fig.4 Variation curves of rotor pulling force with collective pitch

2 试验结果与分析

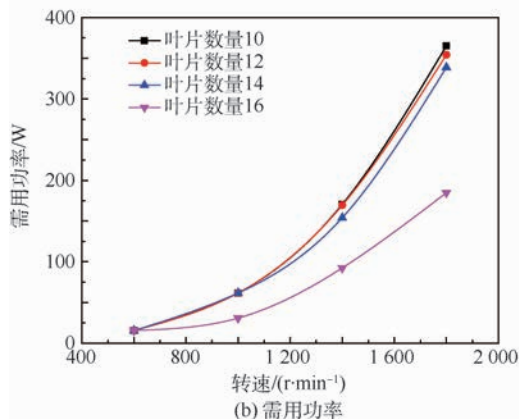
2.1 静止状态

2.1.1 叶片数量的影响

图5(a)为叶片安装角为 10° 、有接口且开口角为 110° 时,不同叶片数量下,侧向力大小与转速关系。从图中可以看出,侧向力的大小随着转速的增加而增大,增加率也是逐渐变大的,呈上



(a) 侧向力



(b) 需用功率

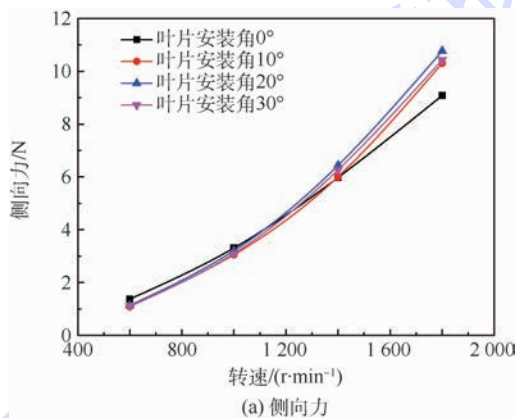
图5 静止状态下不同叶片数量时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig.5 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed under influence of different number of blades at stationary state

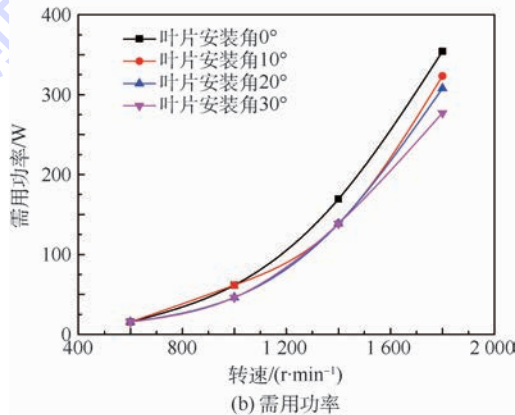
扬趋势,可见横流风扇的转速对侧向力的影响很大,转速越高则侧向力越大。从图中也可以看出叶片数量越少,侧向力越大,当叶片数量少于14片时,各转速下的增加量变化不是很大。图5(b)为不同叶片数量下,需用功率随转速的变化曲线。横流风扇的旋转速度越快,则消耗的功率越高。叶片的数量越少,相同转速下,消耗的功率越高,当叶片数量小于14片时,相同转速下消耗的功率基本相同。其中叶片数量为10、转速为 1800 r/min 时的功率载荷最大为 2.71 kg/kW 。

2.1.2 叶片安装角的影响

图6(a)为叶片数量为12片、有接口且开口角为 110° 时,不同叶片安装角下,侧向力与转速关系。由图可以看出,随着横流风扇转速的增加,侧向力有明显的增加,转速越高则侧向力增大的趋势越明显。在高转速下,侧向力随安装角的变化有较明显的不同。从图中可以看出叶片安装角为 20° 时,较其他安装角在相同转速下有较大的侧向力。图6(b)为不同叶片安装角,需用功率随转速的变化曲线。根据图6(a)侧向力的大小和



(a) 侧向力



(b) 需用功率

图6 静止状态下不同叶片安装角时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig.6 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed under influence of different installation angle of blades at stationary state

图 6 (b) 需用功率的大小, 计算得出转速为 1800 r/min、叶片安装角为 20°时的功率载荷最大为 3.50 kg/kW。

2.2 悬停状态

图 7(a) 为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°时, 不同旋翼总距下, 侧向力与转速关系。由图可以看出, 旋翼总距越大则侧向力越大, 也就是说旋翼下洗流对反扭装置侧向力的大小有明显的影 响。侧向力在横流风扇转速 1800 r/min、旋翼总距为 12°时, 有较大值为 19.32 N, 与图 6(a) 没有下洗流时的最大值 10.76 N 相比, 侧向力增加了 80% 左右。图 7(b) 为反扭装置需用功率随着横流风扇转速的变化曲线。与图 6(b) 相比, 在有旋翼下洗流时, 横流风扇转速相同时, 反扭装置的需用功率要比静止状态时要高。其在转速为 1800 r/min 时的最大功率载荷为 5.20 kg/kW。

关系图。从图中可以看出, 侧向力随着转速的增加而增加, 同时也随着旋翼总距的增加而增加。对比图 7(a), 说明在有前飞来流时, 反扭装置产生的侧向力比没有来流时的要大。图 8(b) 为前飞速度为 5 m/s 时, 不同旋翼总距下, 需用功率随横流风扇转速的变化曲线。从图中可以发现, 在相同转速下, 功率消耗相差不大。可以推测有部分前飞气流在旋翼下洗流的作用下进入了反扭装置的横流风扇, 从而增大了侧向力。

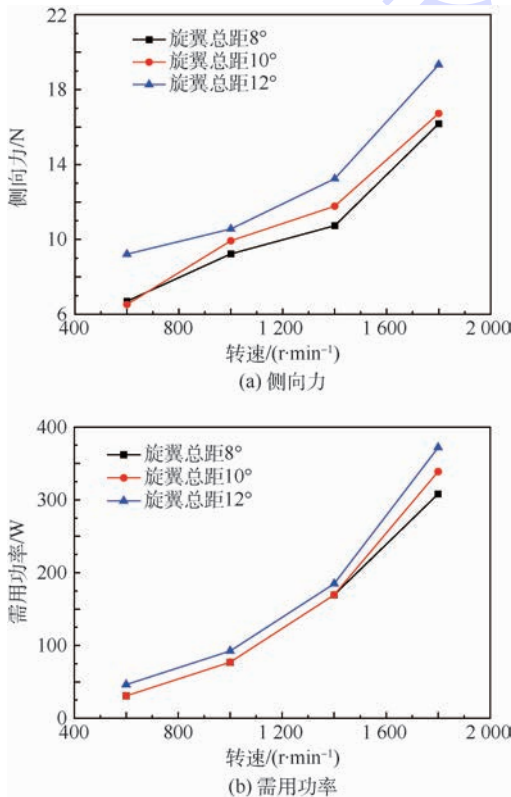


图 7 悬停状态下不同旋翼总距时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig.7 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed under influence of different collective pitch at hover state

2.3 前飞状态

2.3.1 前飞速度 5 m/s

图 8(a) 为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°时, 在前飞速度为 5 m/s 时, 不同旋翼总距下, 侧向力随转速变化

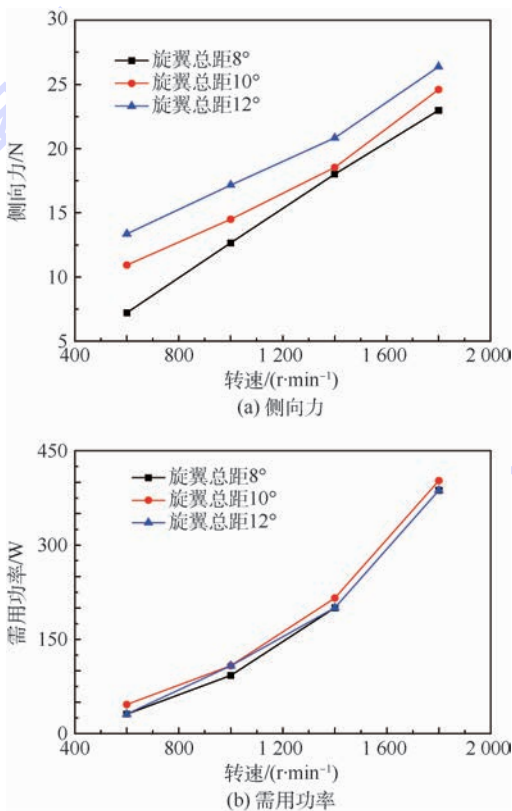


图 8 前飞状态下不同旋翼总距时侧向力和需用功率随转速的变化曲线(前飞速度为 5 m/s)
Fig.8 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed under influence of different collective pitch at forward flight state (The forward flight speed is 5 m/s)

2.3.2 前飞速度 10 m/s

图 9(a) 为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°时, 在前飞速度为 10 m/s 时, 不同旋翼总距下, 侧向力随转速变化关系图。对比图 8(a) 可以发现, 相同总距、转速下, 前飞速度越大对侧向力的增大则更明显。图 9(b) 为其需用功率变化曲线, 可以看出, 相同转速, 总距下的功率变化相差不大, 进一步说明前飞来流在旋翼下洗流的作用下进入了反扭装置的横流风扇。前飞速度为 0、5 和 10 m/s 时的最大功率载荷分别为 5.20、6.94 和 7.45 kg/kW (旋

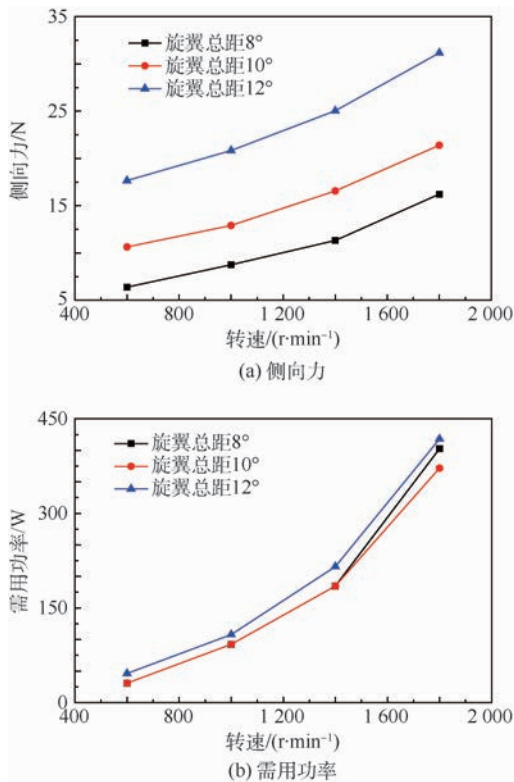


图 9 前飞状态下不同旋翼总距时侧向力和需用功率随转速的变化曲线(前飞速度为 10 m/s)
Fig.9 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed under influence of different collective pitch at forward flight state
(The forward flight speed is 10 m/s)

翼总距为 12°, 横流风扇转速为 1 800 r/min)。因此,前飞来流对反扭装置有卸载的作用,即在直升机所需一定反扭力的情况下,飞行速度越快,所消耗的功率越小。

3 数值方法与对比

3.1 数值计算方法

风洞试验既耗时又费钱,随着计算流体力学的发展和计算机技术的进步,现今数值计算的精度和效率都达到了很高的水平。所以建立一套该装置的数值计算方法,将对继续深化该反扭装置的研究具有重要意义。本文数值计算的主控方程采用 Navier-Stokes 方程,使用结构化网格,选用的湍流模型为 RNG (Renormalization-Group) $k-\epsilon$, 压力与速度的耦合采用的是 SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) 算法,采用 2 阶迎风格式对对流项进行离散,以有限体积法对整个流场进行计算,通过以上方法,将生成和定义后的网格导入到商业软件 FLUENT^[16] 进行数值模拟。计算域定义见图 10,对于旋转的横流风

扇叶片采用滑移网格进行处理,从图中可见横流风扇的叶片被 2 个同心圆所包围,其内部的网格单元随叶片一起旋转,并且网格单元也通过 2 个同心的交接面(图 11)与相邻的静止单元进行流场信息的交换。图 12 为通过 ANSYS ICEM CFD^[17-18] 软件生成的反扭装置网格图,网格数量 50 万,网格质量 0.75 以上,计算模型尺寸与风洞试验模型尺寸一致。

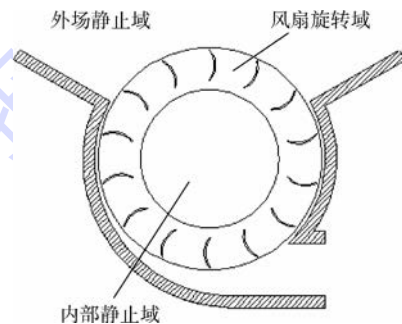


图 10 计算域划分图

Fig. 10 Calculation domain partition graph

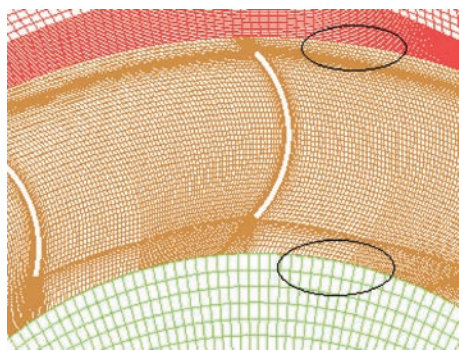


图 11 网格交界面图

Fig. 11 Interface diagram of grid

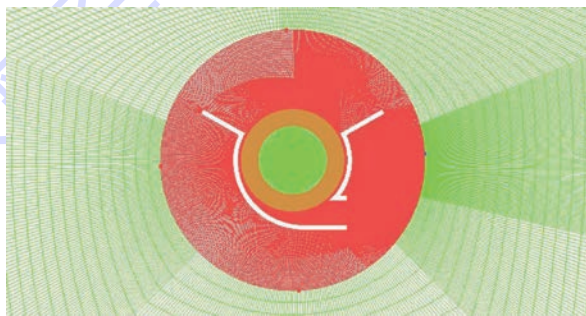


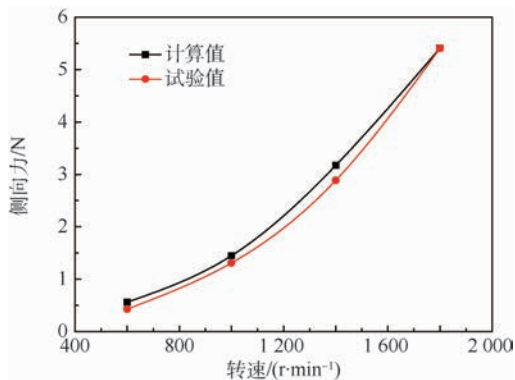
图 12 网格划分示意图

Fig. 12 Schematic diagram of grid partition

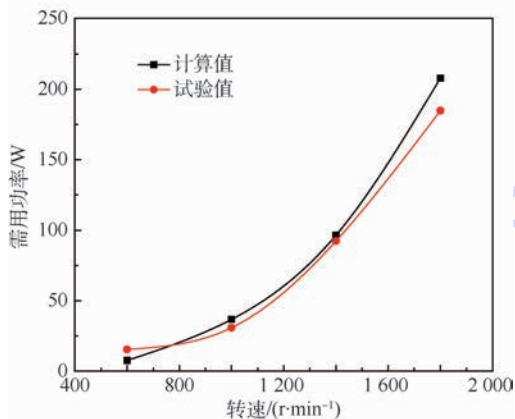
3.2 静止状态对比

3.2.1 叶片安装角 10°

图 13 为叶片数量为 16 片、叶片安装角为 10°、有接口且开口角为 110°时,数值模拟计算值与试验结果对比图,由图中可以看出在误差范围内,数值模拟的结果与试验的结果相差不大,且趋



(a) 侧向力



(b) 需用功率

图 13 叶片安装角为 10° 时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 13 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when installation angle of blade is 10°

势一致。说明所建立的数值计算方法对该反扭装置的侧向力和需用功率的计算结果是可信的。

3.2.2 叶片安装角 20°

图 14 为叶片数量为 16 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110° 时,数值模拟计算值与试验结果对比图,由图中可以看出,在误差范围内,数值模拟的结果与试验的结果相差也不大,而且趋势一致。说明在叶片安装角变化后,该数值计算方法对该反扭装置的侧向力和需用功率的计算精度保持的还是很高的。

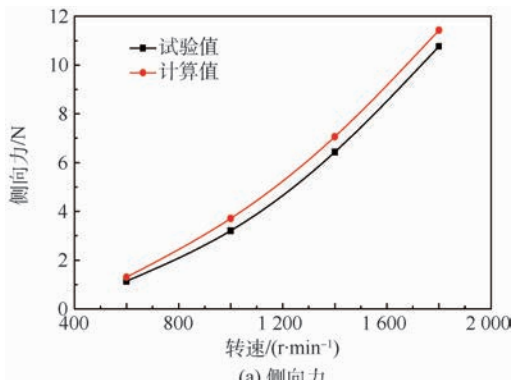
3.3 悬停状态对比

3.3.1 开口角 110°

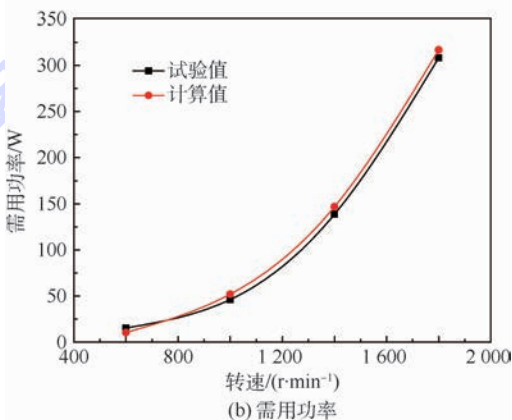
图 15 为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°、旋翼总距为 12° 时,侧向力和需用功率随转速的变化曲线。从图中可以看出,数值计算和试验结果的趋势是一致的,数值计算方法是可信的。

3.3.2 开口角变化

试验条件:横流风扇转速为 1 400 r/min、叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、旋翼总距为



(a) 侧向力



(b) 需用功率

图 14 叶片安装角为 20° 时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 14 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when installation angle of blade is 20°

10°。开口角度有 90°、110°、130°、150°。由图 16 可以看出,反扭装置的侧向力在开口角度为 110° 与 130° 之间有极值点,通过风洞试验数据计算不同开口角下功率载荷分别为 6.17、6.83、5.78 和 4.14 kg/kW。说明开口角大于 110° 之后,旋翼下洗流进入反扭装置加速气流的效果减弱得很大。所以合适的开口角也是影响反扭装置的重要参数。图中的计算结果与试验值的误差可能是由于建立了 4 种开口角度的计算网格模型,接口与壳体之间的网格过渡连接、网格数量都不同的原因造成的。

3.3.3 左右接口变化

试验条件:横流风扇转速为 1 400 r/min、叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、旋翼总距为 10°、来流速度 0 m/s、开口角度为 110°。由图 17 可以看出,反扭装置有接口时,其侧向力相较于其他 2 种情况要小。从图中还可以看出,一半有接口(无左接口)时产生的侧向力要较其他 2 种情况要大。通过与风洞试验数据对比,一半有接口时这种构型产生的侧向力也是要高于其他 2 种情况的,这与本文的数值计算结果趋势是一致的。

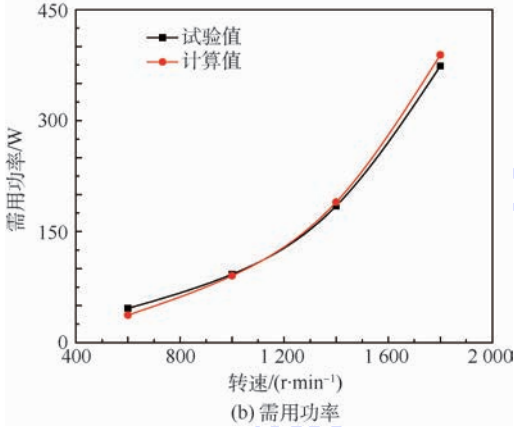
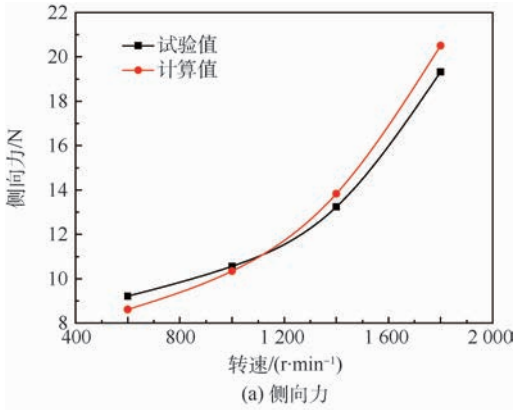


图 15 开口角为 110°时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 15 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when opening angle is 110°

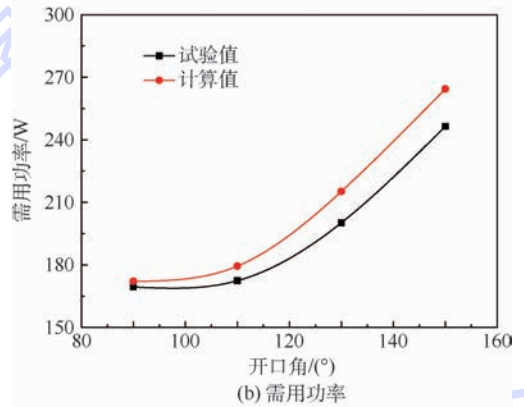
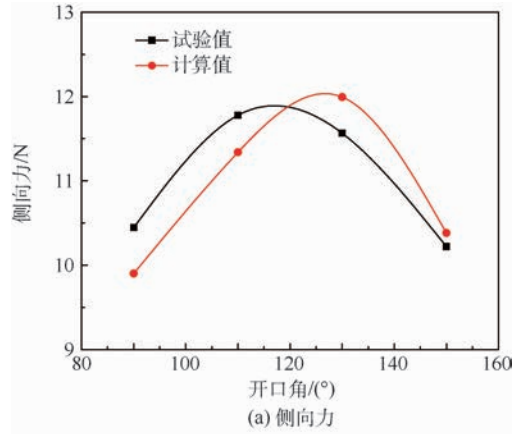


图 16 开口角变化时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 16 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when opening angle changes

通过数值模拟可以很方便地看到反扭装置气流是如何流动的。图 18(a)为反扭装置有接口时的外部流场流线图,可以很明显地看出流线分离的位置在左外壳外表面处,在靠近壳壁面的部分形成了旋涡,气流并未顺着左外壳到达反扭装置出口的底部外壳,而是过早地与左外壳产生了分离。图 18(b)为反扭装置一半有接口时的流线图,图 18(c)为反扭装置没有接口情况下的外部流场流线图。对比图 18(b)和图 18(c),可以看出反扭装置左外壳在旋翼下洗流和横流风扇吸流的作用下,流线较密,流速较快,根据伯努利定理,压力较右外壳低,产生向左的侧向力,对反扭有利。一半有接口与无接口左外壳处的流动类似,不同的地方在于有一半接口时流经左外壳的气流分离比较迟。故可总结出反扭装置侧向力产生方式为一部分是气流通过横路风扇内部时,经过风扇 2 次加速,再从出口喷出,根据牛顿第三定律,获得了向左的侧向力,经计算这部分产生的侧向力占有较大比重,达到 70% 左右;而另一部分侧向力的产生是气流绕过反扭装置外表面,在旋翼下

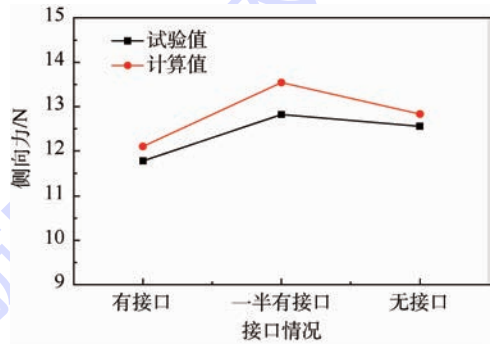


图 17 接口对侧向力的影响曲线

Fig. 17 Effect curves of interface on lateral force

洗流和横流风扇吸流的作用下形成速度环量,类似于 NOTAR 直升机,产生的侧向力。

3.4 前飞状态对比

3.4.1 前飞速度 5 m/s

图 19(a)和图 19(b)分别为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°、旋翼总距为 12°、前飞速度为 5 m/s 时,侧向力和需用功率随转速的变化曲线。数值计算和试验结果在 600、1000、1400、1800 r/min 转速下的误差分别为 6.7%、4.2%、4.1%、4.8%,在 600 r/min

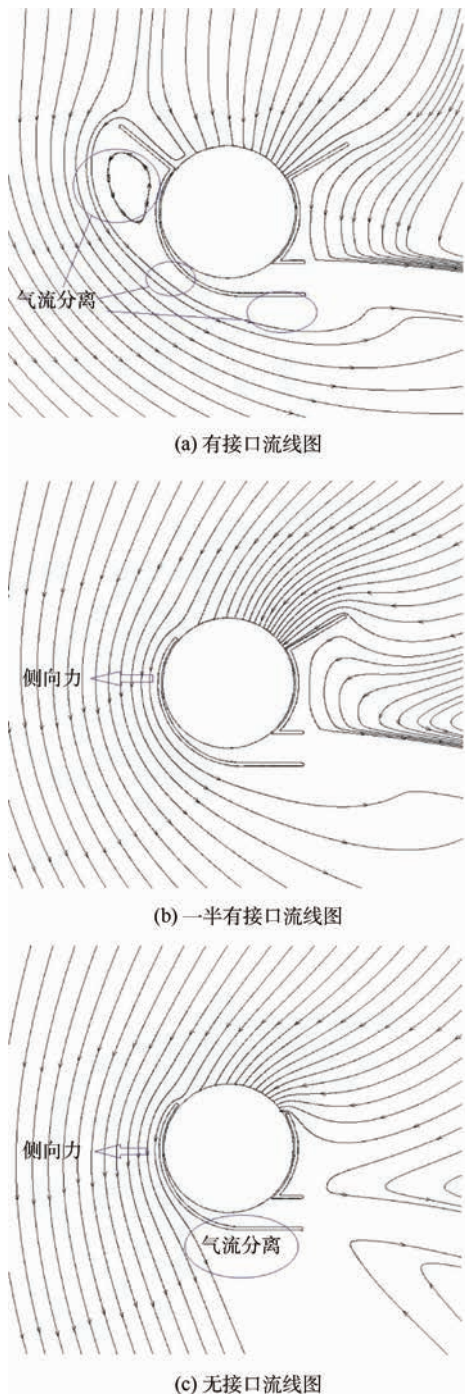


图 18 接口变化流线图

Fig. 18 Streamlines of interface changes

时的误差较大且试验值偏低,可能是由于转速低,横流风扇内部偏心涡的强度较低,还未形成稳定的流态,而计算值则考虑的是理想情况,形成了稳定的流场,故而较大。

3.4.2 前飞速度 10 m/s

图 20 (a) 和图 20 (b) 分别为叶片数量为 12 片、叶片安装角为 20°、有接口且开口角为 110°、旋翼总距为 12°、前飞速度为 10 m/s 时,侧向力和需用功率随转速的变化曲线。从图中可以看出数值计算的结果和试验值还是比较吻合的。

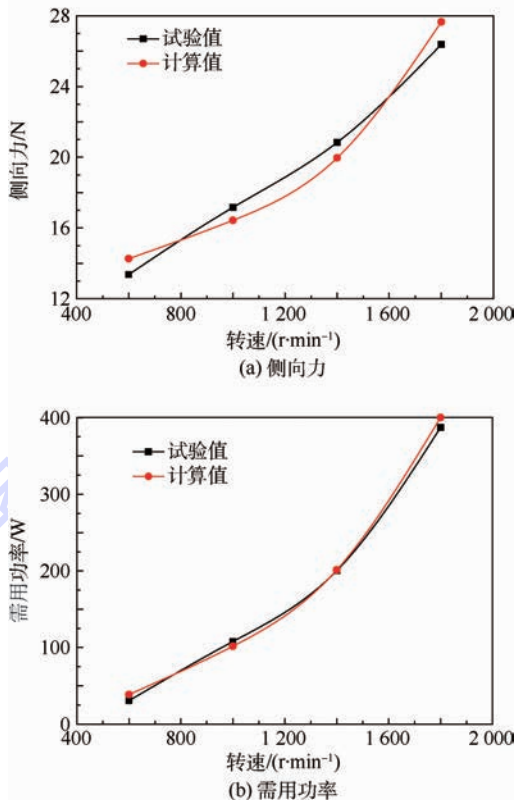


图 19 前飞速度为 5 m/s 时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 19 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when forward flight speed is 5 m/s

3.5 内部流场分析

图 21 给出了反扭装置内部流场的速度矢量分布情况,从图中可以看出,旋转的风扇将旋翼下洗流吸入反扭装置内部,形成加速气流并改变了气流的流动方向。在此过程中,风扇对气流做功,相反地,风扇也会受到气流的反作用力,当被加速的气流最终流出反扭装置时,还会对反扭装置壳体产生一个反作用力,当反扭装置受到的反作用力足够大的时候,就可以抵消旋翼旋转产生的扭力。通过对速度矢量分布图的观察还可发现在风扇中心靠右下侧附近产生了一个旋涡流动。结合图 22 所示的速度云图,旋涡区域气流的旋转方向与横流风扇叶轮的旋转方向是一致的,而且沿着旋涡半径向内速度是逐渐递减的,旋涡中心的速度趋于零,从而在横流风扇内部形成局部低压,使得外部气流更容易被反扭装置吸入,并被横流风扇的叶片加速、增压。其中一部分气流随着风扇的叶片旋转,到达风扇底部的时候,在离心力作用下,气流脱离叶片,随着外壳的引导从右侧出口喷出;另一部分气流进入风扇叶片的内部,由于横流风扇的高速旋转,内部气流到达风扇底部时,在反

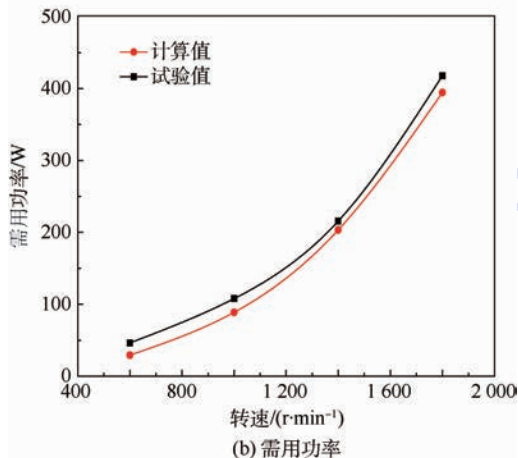
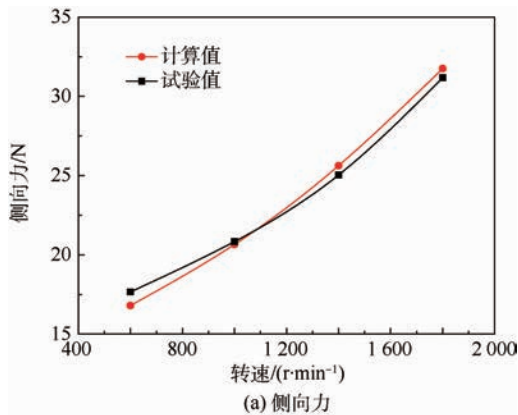


图 20 前飞速度为 10 m/s 时侧向力和需用功率随转速的变化曲线

Fig. 20 Variation curves of lateral force and required power with rotating speed when forward flight speed is 10 m/s

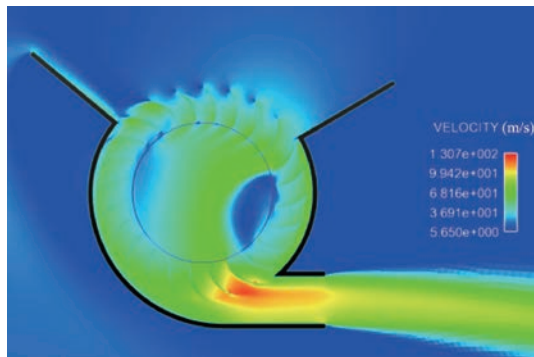


图 22 反扭装置内部流场速度云图

Fig. 22 Internal flow field velocity contours of anti-torque device

以说正是因为这一低压旋涡区域的存在,才使得反扭装置的横流风扇易于吸入和加速气流,最终形成侧向力。

4 结论

本文通过风洞试验和数值计算的方法,得出了基于横流风扇技术的直升机反扭装置的如下结论:

1) 风洞试验验证了设计的反扭装置能够产生侧向力。横流风扇转速、旋翼下洗流和前飞来流对侧向力的影响很大。对于本文设计的反扭装置其最优几何参数为叶片数量为 10 片,一半接口且开口角为 110°。根据试验计算的该反扭装置的功率载荷,其与一般直升机的旋翼的功率载荷相差不大,可以替代单旋翼直升机的尾桨机构。

2) 使用本文建立的数值计算方法,在叶片安装角、叶片数量、开口角、接口有无、横流风扇转速、旋翼下洗流速度、前飞速度变化的情况下与风洞试验的结果进行对比,计算结果是可信的。

3) 根据数值模拟的流线图初步揭示了该装置产生侧向力的原理,一部分为横流风扇对气流的加速作用,另一部分为气流绕过反扭装置外部表面,形成速度环量,产生侧向力。

4) 根据反扭装置的外形特征,可以将其布置在现有单旋翼直升机的尾梁上,通过控制横流风扇转速来平衡直升机的反扭和航向控制。

参考文献 (References)

[1] 张呈林. 直升机技术的若干新发展[J]. 南京航空航天大学学报, 1997,29(6):607-614.
ZHANG C L. New developments of helicopter technology[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1997,29(6):607-614(in Chinese).

[2] 倪先平,蔡汝鸿,曹金喜,等. 直升机技术发展现状与展望

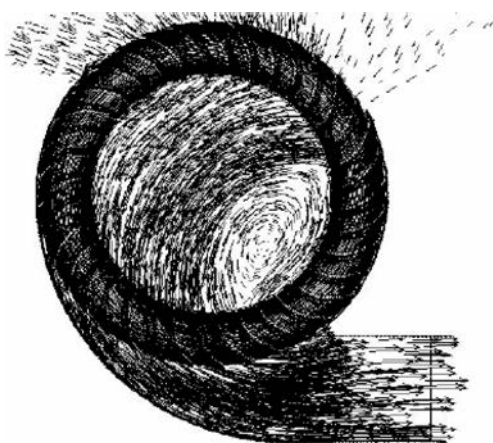


图 21 反扭装置内部流场速度矢量图

Fig. 21 Internal flow field velocity vector diagram of anti-torque device

扭装置出口形成气流流动并不是都由叶片加速而形成的,而是随着叶轮的旋转形成一个漩涡流动,这一流动由于风扇叶片的转速一定,将一直存在,并不会耗散掉(此时达到动平衡状态)。因此,可

- [J]. 航空学报, 2003, 24(1): 16-20.
- NI X P, CAI R H, CAO J X, et al. Present situation and prospects of helicopter technology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(1): 16-20 (in Chinese).
- [3] 于子文, 曹义华. 涵道尾桨的 CFD 模拟与验证 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 19-24.
- YU Z W, CAO Y H. CFD simulation and validation of ducted tail rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24 (in Chinese).
- [4] 曹义华, 陈科, 王健, 等. 涵道尾桨气动特性及翼型 CFD 分析 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 792-797.
- CAO Y H, CHEN K, WANG J, et al. CFD analysis of aerodynamic characteristics for the ducted tail rotor and its aerofoil [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 792-797 (in Chinese).
- [5] 李家春, 杨卫东. 直升机环量控制尾梁截面形状分析 [J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 239-245.
- LI J C, YANG W D. An analysis of cross section of helicopter tail boom for NOTAR system [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 239-245 (in Chinese).
- [6] 董振兴, 高亚东, 王华明. 环量控制尾梁参数对直升机尾梁侧向推力的影响 [J]. 直升机技术, 2011(4): 12-24.
- DONG Z X, GAO Y D, WANG H M. Influence of circulation control parameters on lateral thrust of helicopter tail boom in rotor downwash [J]. Helicopter Technique, 2011(4): 12-24 (in Chinese).
- [7] 罗晓平, 张呈林, 沈梦山. 无尾桨及其实验研究 [J]. 航空动力学报, 1996, 11(1): 15-18.
- LUO X P, ZHANG C L, SHEN M S. No tail rotor and its experimental research [J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(1): 15-18 (in Chinese).
- [8] 董振兴, 高亚东, 王华明. 环量控制尾梁参数研究 [J]. 航空科学技术, 2009(6): 17-20.
- DONG Z X, GAO Y D, WANG H M. Research on parameters of circulation control tail boom [J]. Aeronautical Science and Technology, 2009(6): 17-20 (in Chinese).
- [9] 孟琳, 叶永强, 李楠. 扇翼飞行器的研究进展与应用前景 [J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2651-2661.
- MENG L, YE Y Q, LI N. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2651-2661 (in Chinese).
- [10] ASKARI S, SHOJAEEFARD M H. Numerical of flow an airfoil with a cross flow fan as a lift generating member in a new aircraft model [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2009, 81(5): 59-64.
- [11] KUMMER J D, DANG T Q. Hight-lift propulsive with integrated cross flow fan [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1059-1068.
- [12] ASKARI S, SHOJAEEFARD M H, GOUDARZI K. Experimental study of stall in an airfoil with forced airflow provided by an integrated cross-flow fan [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(G1): 97-104.
- [13] 唐敏, 唐正飞, 吴浩东. 旋翼反扭矩系统结构参数对其气动特性的影响分析 [J]. 直升机技术, 2013(2): 15-19.
- TANG M, TANG Z F, WU H D. The rotor anti-torque system's structure parameters on its aerodynamic influence [J]. Helicopter Technique, 2013(2): 15-19 (in Chinese).
- [14] 张银辉, 唐正飞, 宋文瑞. 横流风扇的无尾桨直升机尾梁流场 CFD 分析 [C] // 第二十七届全国直升机年会论文集. 北京: 中国航空学会, 2011: 80-87.
- ZHANG Y H, TANG Z F, SONG W R. CFD analysis of the flow field of helicopter tail beam by cross-flow fan [J]. The 27th Annual National Helicopter Conference. Nanjing: CSAA, 2011: 80-87 (in Chinese).
- [15] TANG Z F, TANG M, WU H D. The analysis of the influence of rotor anti-torque system's structure parameters on its aerodynamic influence [C] // Proceeding of the 2nd Asian/Australian Rotorcraft Forum and the 4th International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology. New York: American Helicopter Society International, 2013: 57-63.
- [16] 唐家鹏. Fluent 14.0 超级学习手册 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2013: 23-94.
- TANG J P. Fluent 14.0 super learning manual [M]. Beijing: Post & Telecom Press, 2013: 23-94 (in Chinese).
- [17] 丁源, 王清. ANSYS ICEM CFD 从入门到精通 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2013: 32-56.
- DING Y, WANG Q. ANSYS ICEM CFD from entry to master [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 32-56 (in Chinese).
- [18] 张师师. 计算流体力学及其应用—CFD 软件的原理与应用 [M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 1998: 24-27.
- ZHANG S S. Computational fluid dynamics and its application—the principle and application of CFD software [M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 1998: 24-27 (in Chinese).

作者简介:

杜思亮 男, 博士。主要研究方向: 飞行器空气动力学、飞行力学与控制。

吉孟江 男, 硕士研究生。主要研究方向: 直升机空气动力学。

唐正飞 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 直升机空气动力学。

陈仁良 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行力学与控制、直升机空气动力学。

Helicopter anti-torque verification based on cross flow fan technology

DU Siliang^{1,2}, JI Mengjiang¹, TANG Zhengfei¹, CHEN Renliang^{1,*}

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Faculty of Mechanical & Material Engineering, Huaiyin Institute of Technology, Huaian 223003, China)

Abstract: In order to improve the safety of low altitude flight for the helicopter with tail rotor, an alternative anti-torque device has been proposed by using the flow control technology of the cross flow fan. Wind tunnel tests show that the device has the characteristics of lateral force. At the same time, the numerical simulation calculation method of the device has been established. It is concluded that the influence of the cross flow fan rotating speed, the rotor down wash flow and the front flying flow on the aerodynamic characteristics of the anti-torque device is great. The source of the force of the anti-torque device is analyzed. It is proved that the lateral force can be controlled by controlling the speed of cross flow fan and this device can be used as anti-torque device for helicopter.

Keywords: helicopter; anti-torque; cross flow fan; wind tunnel test; computational fluid dynamics (CFD)

Received: 2016-05-11; **Accepted:** 2016-06-24; **Published online:** 2016-09-12 10:34

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160912.1034.004.html

Foundation item: Project Funded by the Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* **Corresponding author.** E-mail: crlae@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0320

激光多普勒测速系统自适应阈值检测算法



黄鑫, 胡姝玲*, 牛燕雄, 李晓佩, 李军, 刘冬雪

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 信号检测是激光多普勒测速(LDV)系统实现高精度的关键技术,针对LDV中微弱多普勒信号的检测,本文从噪声在频域中的统计特性出发,对多普勒信号进行带阻滤波,结合雷达的恒虚警(CFAR)检测技术,设计了基于频域的单元平方和自适应阈值检测算法以解决在低信噪比(SNR)的环境中LDV的信号检测问题,提高LDV的信号探测能力,同时降低其虚警概率。仿真与实验的结果表明:该算法与固定阈值相比可以在SNR为-12 dB时实现信号的完全检测,保持低虚警概率,运算简单,工程适用性强。

关键词: 激光多普勒测速(LDV)系统; 频域信号检测; 恒虚警(CFAR); 低信噪比(SNR); 自适应阈值

中图分类号: TN958.98; V443+.2

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2017)05-0992-06

激光多普勒测速(LDV)系统是根据多普勒效应通过测量运动体的多普勒频移获得目标的精确速度,它具有动态响应快、空间分辨率高、测量范围广等优点,广泛应用于车载导航、航空航天等领域^[1-2]。由于LDV回波信号中可能不包含多普勒信号,或者信号淹没在噪声中,为了能检测到多普勒信号,通常采用设定门限的方法^[3]。经典的检测方法是采用固定阈值检测,但是固定阈值不能自动适应背景噪声强度的变化,会带来大量的虚警导致系统过载。因此可以采用自适应阈值检测以保持低的虚警概率。

Aydin^[4]和Gonçaves等^[5]给出了基于小波变换检测多普勒信号的自适应阈值设计;Maali等^[6]提出了改进的单元平均恒虚警(CA-CFAR)算法对超宽带雷达信号的TOA(Time-of-Arrival)进行估计,实现自适应阈值检测;Mata-Moya等^[7]利用预处理技术和似然比检验设计了自适应检测

算法用于IPIX雷达在K杂波中多目标情况下的检测,并且与CA-CFAR算法进行对比,证明了其良好的检测性能;Aubry等^[8]根据最大似然估计理论设计了在均匀杂波和多目标干扰的环境中对点状目标的自适应检测判决方案;Xiao等^[9]分析了有色高斯噪声中的信号检测和估计问题,并提出了一种新的自适应的广义似然比检验算法。这些检测方法都仅适用于时域中的信号检测,对信噪比(SNR)有很高的要求,一般时域中检测需要信噪比大于10 dB。将时域信号进行傅里叶变换后得到信号的频谱,根据频谱中信号的幅值进行检测是一种有效的检测手段,并且可以适应更低的信噪比。

因此,为了提高LDV的检测性能,降低虚警概率,本文根据噪声在频域中的统计特性,设计了基于频域的单元平方和自适应阈值检测算法用于多普勒信号的检测。

收稿日期: 2016-04-19; 录用日期: 2016-07-16; 网络出版时间: 2016-08-18 16:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160818.1620.001.html

* 通讯作者: E-mail: hulxi@buaa.edu.cn

引用格式: 黄鑫, 胡姝玲, 牛燕雄, 等. 激光多普勒测速系统自适应阈值检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 992-997. HUANG X, HU S L, NIU Y X, et al. Adaptive threshold detection algorithm of LDV system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 992-997 (in Chinese).

1 基于频域的单元平方和检测算法

传统的 CA-CFAR 算法是在时域中对目标信号进行检测,对信噪比要求较高。在 CA-CFAR 检测器中,背景干扰的功率水平的估计由 R 个参考单元的均值得到^[10-11]。图 1 为 CA-CFAR 检测器的基本原理框图,图中: D 为待检测单元; x_1, x_2, \dots, x_n 与 y_1, y_2, \dots, y_n 为参考单元; Z 为检测统计量; X 为左侧参考单元值总和; Y 为右侧参考单元值总和; T 为检测阈值; α 为门限系数。

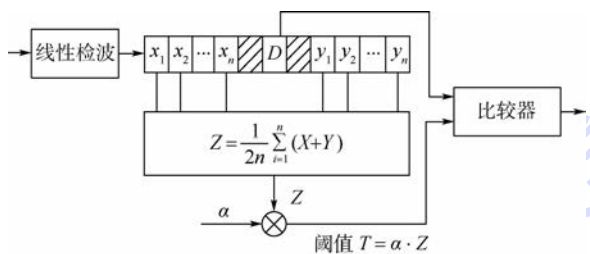


图 1 单元平均恒虚警检测原理框图

Fig. 1 Functional block diagram of CA-CFAR detector

为了使检测算法适用于更低的信噪比,需要在频域中进行信号检测。首先将回波信号进行傅里叶变换并取其模的平方值,使信号和噪声的幅值在频谱中区分明显,增大了可检测的信噪比范围。然后根据多普勒信号的特点设计带阻滤波器,对频谱中信号的频率带进行带阻滤波,滤波后的剩余信号可认为全部是噪声,然后采用邻近参考单元的平均值计算检测门限,最后根据门限进行判断。

1.1 噪声的频域统计特性

激光多普勒测速仪采集到的回波信号中的噪声近似服从高斯分布,其概率密度函数为

$$p(\varepsilon) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} \exp\left(-\frac{\varepsilon^2}{2\sigma^2}\right) \quad (1)$$

式中: ε 为噪声幅值; σ^2 为噪声的强度方差。

在时域中抽取长度为 N_1 的噪声序列进行傅里叶变换得到噪声在频域中的表达式:

$$\text{NOISE}(m) = \sum_{n=0}^{N_1-1} \text{noise}(n) \exp\left(-j\frac{2\pi}{N}nm\right) \quad (2)$$

式中: $m = 0, 1, \dots, N_1 - 1$, 故 $\frac{|\text{NOISE}(m)|^2}{N_1\sigma^2/2}$ 服从 $\chi^2(2)$ 分布^[12], 其概率密度函数为

$$f(x) = \begin{cases} \frac{1}{2}e^{-\frac{x}{2}} & x > 0 \\ 0 & x < 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $x = \frac{|\text{NOISE}(m)|^2}{N_1\sigma^2/2}$ 。

1.2 自适应阈值检测的虚警概率

在式(3)中令 $Y_{SN} = |\text{NOISE}(m)|^2$, 则 Y_{SN} 的概率密度函数为

$$f(Y_{SN}) = \begin{cases} \frac{1}{N_1\sigma^2} e^{-\frac{Y_{SN}}{N_1\sigma^2}} & Y_{SN} > 0 \\ 0 & Y_{SN} < 0 \end{cases} \quad (4)$$

则当 $Y > 0$ 时, 利用待检测单元 D 周围 R 个邻近单元来估计参数 σ^2 , 可求得参数 σ^2 的最大似然估计:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{1}{N_1} \cdot \frac{\sum_{i=1}^n Y_{SNi}}{R} \quad (5)$$

则要求的门限可以由噪声的方差乘以一个系数得到, 即

$$\hat{T} = \alpha \hat{\sigma}^2 = \alpha \frac{1}{N_1} \cdot \frac{\sum_{i=1}^n Y_{SNi}}{R} \quad (6)$$

令 $z_i = \frac{\alpha}{n} Y_{SNi}$, 则 $\hat{T} = \frac{1}{N_1} \sum_{i=1}^n z_i$, 故门限 \hat{T} 的概率密度函数为

$$f(t) = \begin{cases} \left(\frac{R}{\alpha\sigma^2}\right)^R \frac{t^{R-1}}{(R-1)!} e^{-\frac{Rt}{\alpha\sigma^2}} & t > 0 \\ 0 & t < 0 \end{cases} \quad (7)$$

则虚警概率为

$$P_{fa} = \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-t^2/\sigma^2} f(t) dt = \left(1 + \frac{\alpha}{R}\right)^{-R} \quad (8)$$

门限系数 α 为

$$\alpha = R(P_{fa}^{-1/R} - 1) \quad (9)$$

1.3 带阻滤波器设计

在导航用测速仪检测带宽内, 通常有用信号频谱展宽较小^[13-14], 因此为实现单元平方和检测算法, 本文利用带阻滤波器从回波信号中分离出噪声。

带阻滤波器的阻带宽度关系到滤波的准确性, 其阻带宽度越窄, 输出的噪声信号越准确, 但是其阻带宽度不能小于多普勒信号的宽度。在回波信号的频谱中, 多普勒信号的频谱宽度为^[15]

$$\Delta f \geq \frac{v \sin \alpha_s}{4\pi\omega(z_s)} \quad (10)$$

式中: v 为载体运动速度; α_s 为激光束与载体运动方向的夹角; $\omega(z_s)$ 为信号光传播 z_s 距离后的高斯光束等相位面上的光斑半径。

设采样频率为 f_s , 由采样定理可知, 能检测到的多普勒频率的最大值为采样频率的一半, 即 $f_s/2$, 则最大测速范围为

$$v_{\max} = \frac{\lambda f_s}{4 \cos \alpha_s} \quad (11)$$

式中: λ 为激光的波长。

由式(11)可得,带阻滤波器的阻带宽度 k 最小为

$$k \geq \frac{\lambda \sin \alpha_s}{8\pi\omega(z_s) \cos \alpha_s} \quad (12)$$

2 仿真分析与实验验证

2.1 仿真分析

为验证本文设计的算法的性能,并且与固定阈值作对比,设计了3组仿真,仿真参数如表1所示。

表1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
采样频率/Hz	1000
信噪比/dB	-30 ~ 0
噪声功率/W	0 ~ 25
信号频率/Hz	200
滤波器带宽	0.2

首先仿真了在不同参考单元数 R 下检测概率随信噪比的变化,并进行曲线拟合(见图2),设置虚警概率为0.0001,信噪比为-30~0 dB。

由图2可知,随着参考单元数 R 的增加,该算法的检测性能逐渐提高,在 $R=12$ 和 $R=16$ 时该算法的检测性能变化不大。但是随着 R 的增大,算法的运算时间会增加,因此考虑到LDV的实时性要求,应当选择 $R=12$ 。

然后对不同噪声功率下的虚警概率进行仿真,并进行曲线拟合(见图3),设置噪声功率为0~25 W,参考单元数 $R=12$,对比本文自适应阈值检测与固定阈值检测的虚警性能。

由图3可知,随着噪声功率的增加,自适应阈值检测算法的虚警概率为保持在0.1以下,具有良好的恒虚警能力,而固定阈值检测在噪声功率处于0~17 W时虚警概率变化不大,噪声功率超过17 W之后其虚警概率急剧增加。由此表明

该自适应阈值检测相比于固定阈值检测对噪声环境具有更强的适应能力。

最后仿真了在不同虚警概率的设置下,检测概率随信噪比的变化,并进行曲线拟合(见图4),设置信噪比为-30~0 dB,参考单元数 $R=12$ 。

由图4可知,检测性能随着虚警概率的下降而减弱,在虚警概率为0.0001时,该算法在信噪比为-12 dB时检测概率达到1.0。

由此表明在频域内该自适应阈值检测算法可以在低虚警概率下检测到信噪比为-12 dB的信号。

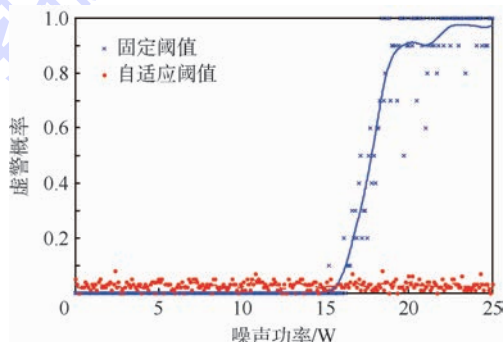


图3 虚警概率随噪声功率变化的曲线

Fig. 3 Variation of false alarm probability with noise power

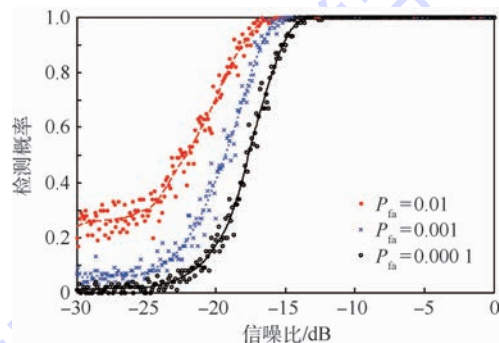


图4 不同虚警概率下检测概率随信噪比变化

Fig. 4 Variation of detection probability with SNR under different false alarm probabilities

2.2 实验验证

本文利用激光多普勒测速仪设计了2组实验进行验证,装置如图5所示,其中 ω_s 为转台角速度。

激光从LDV出射到转台,出射光束与转台切线夹角为 α_s ,经过转台反射回LDV,LDV对回波信号进行采集处理,将处理后的数据传到电脑中在Labview上显示并存储。

实验使用的LDV采样频率为10 MHz,每次采集1000个数据后进行检测,一共进行1000次检测,用超过门限的次数除以1000计算虚警概率和检测概率,实验参数见表2。

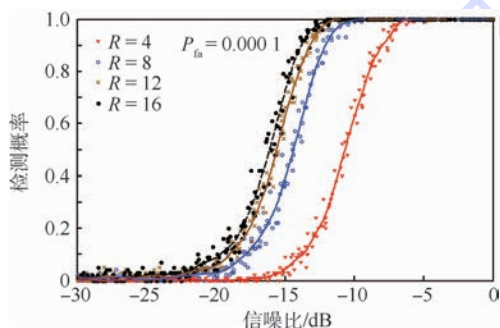


图2 不同参考单元数下检测概率随信噪比变化

Fig. 2 Variation of detection probability with SNR under different reference cells

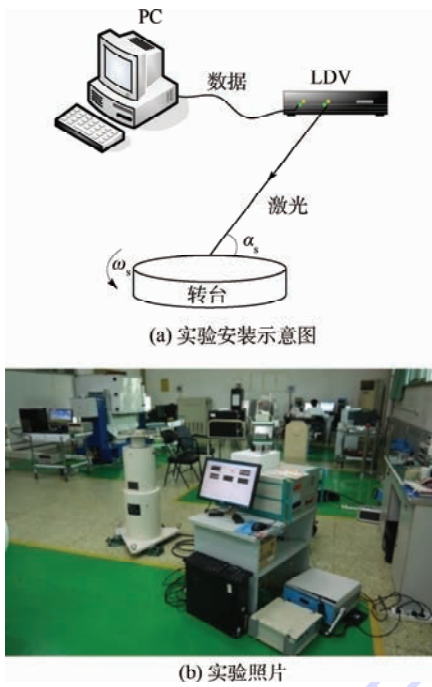


图 5 实验安装示意图及照片
Fig.5 Schematic diagram and photo of experimental installation

表 2 实验参数

Table 2 Experimental parameters

参数	数值
波长/nm	1550
采样频率/MHz	10
采样点数	1000
光斑面积/mm ²	19.6
入射角/rad	$\pi/3$
滤波器带宽	0.2

第 1 组实验中令转台静止, LDV 接收到的回波信号中只含噪声, 不包含多普勒信号, 分别利用自适应阈值和固定阈值进行检测, 对比它们的虚警性能。

图 6 为固定阈值及自适应阈值虚警概率实验结果。由图 6 可知, 固定阈值进行检测时, 在 1000 次检测中出现了 112 次错误检测的虚警点, 即虚警概率为 0.112。自适应检测算法在 1000 次检测中出现了 5 个错误检测的虚警点, 即虚警概率为 0.005, 相比固定阈值虚警概率降低了 0.107。

第 2 组实验中令转台匀速转动, 此时回波信号中包含多普勒信号, 分别利用自适应阈值和固定阈值进行检测, 对比它们的检测性能。

图 7 为固定阈值及自适应阈值检测概率实验结果。由图 7 可知, 固定阈值进行检测时, 在 1000 次检测中出现了 28 个错误检测的检测点, 即检测概率为 0.972。自适应检测算法在

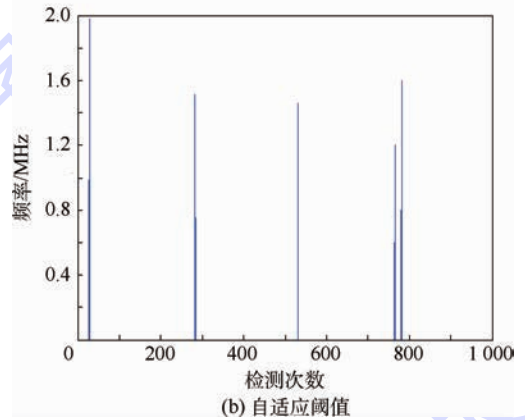
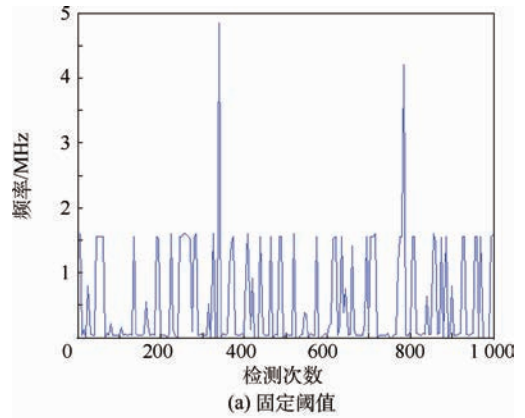


图 6 固定阈值及自适应阈值虚警概率实验结果
Fig.6 Experimental results of false alarm probability of fixed threshold and adaptive threshold

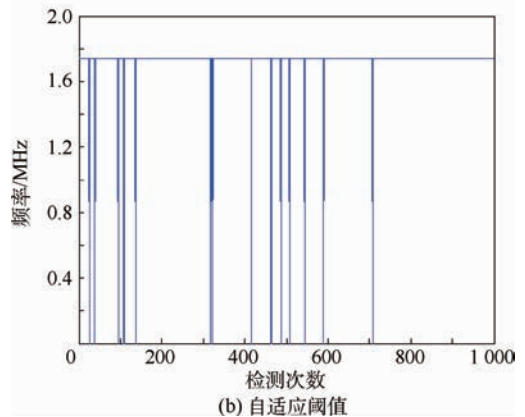
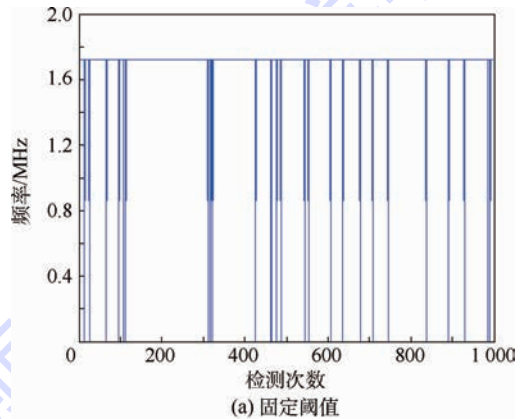


图 7 固定阈值及自适应阈值检测概率实验结果
Fig.7 Experimental results of detection probability of fixed threshold and adaptive threshold

1000次检测中出现了16个错误检测的检测点,即检测概率为0.984,相比固定阈值检测概率提高了0.012。

3 结论

1) 经过仿真和实验证明,本文提出的自适应阈值检测算法相比固定阈值在低信噪比环境中具有更高的检测概率,并且保持了较低的虚警概率,拥有良好的恒虚警检测性能。

2) 该算法利用回波信号中噪声的频域统计特性经过带阻滤波后对多普勒信号进行自适应检测,具有运算简单、实用性强、便于工程实现等优点。

参考文献 (References)

- [1] 范哲,张春熹,欧攀,等.车载三波束多普勒激光雷达波束配置研究[J].中国激光,2014,41(2):309-314.
FAN Z,ZHANG C X,OU P,et al. Research on beam pointing angle for three-beam Doppler vehicle lidar[J]. Chinese Journal of Lasers,2014,41(2):309-314 (in Chinese).
- [2] MARU K,WATANABE K. Non-mechanical scanning laser Doppler velocimetry with sensitivity to direction of transverse velocity component using optical serrodyne frequency shifting [J]. Optics Communications,2014,319(9):80-84.
- [3] QUI H,SOMMERFELD M,DURST F. Two novel Doppler signal detection methods for laser Doppler and phase Doppler anemometry[J]. Measurement Science & Technology,1998,5(7):769-778.
- [4] AYDIN N. DWT based adaptive threshold determination in embolic signal detection [C] // NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2007:214-219.
- [5] GONÇALVES I B,LEIRIA A,MOURA M M. STFT or CWT for the detection of Doppler ultrasound embolic signals[J]. International Journal for Numerical Methods in Biomedical Engineering,2013,29(9):964-976.
- [6] MAALI A,MESLOUB A,DJEDDOU M,et al. Adaptive CA-CFAR threshold for non-coherent IR-UWB energy detector receivers[J]. IEEE Communications Letters,2010,13(12):959-961.
- [7] MATA-MOYA D,DEL-REY-MAESTRE N,JARABO-AMORES M P,et al. An adaptive threshold technique for the LR detector in K-clutter. Validation using IPIX radar [C] // Instrumentation and Measurement Technology Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:794-799.
- [8] AUBRY A,DE MAIO A,ORLANDO D,et al. Adaptive detection of point-like targets in the presence of homogeneous clutter and subspace interference[J]. IEEE Signal Processing Letters,2014,21(7):848-852.
- [9] XIAO Y,CUI G,YI W,et al. Adaptive detection and estimation for an unknown occurring interval signal in correlated Gaussian noise[J]. Signal Processing,2015,108(2):440-450.
- [10] AALO V A,PEPPAS K P,EFTHYMOGLOU G. Performance of CA-CFAR detectors in nonhomogeneous positive alpha-stable clutter[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems,2015,51(3):2027-2038.
- [11] XU Y,YAN S,MA X,et al. Fuzzy soft decision CFAR detector for the K distribution data[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems,2015,51(4):3001-3013.
- [12] 张晓永,王勇,陈锋. LFM CW 激光雷达门限检测技术[J]. 四川兵工学报,2012,33(2):120-122.
ZHANG X Y,WANG Y,CHEN F. Threshold detection technology of ladar[J]. Sichuan Ordnance Journal,2012,33(2):120-122 (in Chinese).
- [13] 徐从安,何友,简涛,等. 空域 CFAR 处理方法综述[J]. 海军航空工程学院学报,2011,26(4):414-418.
XU C A,HE Y,JIAN T,et al. Survey of space CFAR processing [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University,2011,26(4):414-418 (in Chinese).
- [14] 何友,关键,孟祥伟,等. 雷达自动检测和 CFAR 处理方法综述[J]. 系统工程与电子技术,2001,23(1):9-14.
HE Y,GUAN J,MENG X W,et al. Survey of automatic radar detection and CFAR processing [J]. Systems Engineering and Electronics,2001,23(1):9-14 (in Chinese).
- [15] 周健,姚宝聚,龙兴武. 激光多普勒信号渡越加宽研究[J]. 红外与激光工程,2011,40(5):826-829.
ZHOU J,YAO B J,LONG X W. Research on transit broadening of laser Doppler signal[J]. Infrared and Laser Engineering,2011,40(5):826-829 (in Chinese).

作者简介:

黄鑫 男,硕士研究生。主要研究方向:激光测速雷达。

胡姝玲 女,博士,副教授。主要研究方向:激光器及其应用。

牛燕雄 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:激光对抗。

李晓佩 女,硕士研究生。主要研究方向:光纤隔离器。

李军 男,硕士研究生。主要研究方向:激光测速雷达。

刘冬雪 女,硕士研究生。主要研究方向:激光测速雷达。

Adaptive threshold detection algorithm of LDV system

HUANG Xin, HU Shuling*, NIU Yanxiong, LI Xiaopei, LI Jun, LIU Dongxue

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

Abstract: Signal detection is the key technology for the high precision of laser Doppler velocimetry (LDV) system. In order to achieve the accurate detection of the weak Doppler signal in LDV, we carried out a band-stop filtering toward the Doppler signal on the ground of the statistical characteristics of the noise in frequency domain. Combined with the constant false alarm rate (CFAR) detection technology of radar, an algorithm of adaptive threshold detection based on the sum of unit square in frequency domain is proposed so as to address the difficulty in signal detection within the atmosphere of low signal noise ratio (SNR), improving the detection performance and decreasing the probability of false alarm. Compared with the fixed threshold through simulations and experiments, this algorithm boasts the advantage of complete detection under the circumstance of SNR -12 dB while maintaining a relatively lower false alarm rate and simple operation as well as great applicability.

Keywords: laser Doppler velocimetry (LDV) system; signal detection in frequency domain; constant false alarm rate (CFAR); low signal noise ratio (SNR); adaptive threshold

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0351

基于 SOVA 的低复杂度 FTN 信号接收算法



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: 超奈奎斯特 (FTN) 传输技术是一种高频谱效率的信号传输方式。针对 FTN 信号存在的码间串扰, 基于软输出维特比算法 (SOVA) 提出 FTN 信号的低复杂度接收算法。根据幸存路径和竞争路径的判决结果, 动态地调整每个时刻回溯过程的比较次数, 降低比较次数平均值。在实际应用中, 根据不影响误码性能的统计经验值直接截短回溯路径的长度。直接截短回溯深度算法可在不恶化误码率 (BER) 的前提下, 降低比较运算次数 2/3, 同时减少回溯过程所需寄存器资源和延时 50% 以上。

关键词: 超奈奎斯特 (FTN) 传输信号; 低复杂度; 回溯过程; 比较次数; 寄存器资源
中图分类号: TN919.5

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-0998-06

超奈奎斯特 (FTN) 传输技术是一种高频谱效率的传输方式, 相较于传统信号可以用更高的速率传递信息, 适用于频谱资源有限的系统, 有望在 5G 通信中投入使用。1975 年, Mazo^[1] 提出了 FTN 信号传输模型, 并且理论上证明了使用二进制相移键控 (BPSK) 调制和 sinc 函数脉冲成型时, FTN 信号传输速率可以在传统正交信号的基础上加速 25%, 同时保持信号码元最小欧氏距离不变, 理论误码性能不受影响。Anderson 等^[2] 在此基础上证明若使用滚降系数为 30% 的升余弦函数成型脉冲代替 sinc 函数成型脉冲, 在码元最小欧氏距离不变条件下传输速率最多可增加 42%。但是在实际应用时, 复杂度有限的接收机不能完全消除 FTN 信号中无限长度码间串扰给系统误码率 (BER) 带来的损失。因此, 设计 FTN 接收机时需要综合考虑系统误码率和复杂度这 2 个相互制衡的因素。

目前针对 FTN 信号有不同的均衡算法。Anderson 和 Prlja 等^[3-6] 提出了 Ungerboeck 模型

下^[7-10] 基于最大后验概率检测的 M-BCJR 算法。在 M-BCJR 算法中, 前向量度和后向量度被用于搜索后验概率最大的路径。基于最大后验概率的算法可以在很大程度上消除码间串扰对误码率的影响, 然而由于需要在篱状图上同时搜索出前向路径和后向路径, 接收机的运算量大。韩国 Baek 等^[11] 针对 FTN 信号码间串扰的特性提出了基于矩阵分解的部分判决反馈均衡算法。FTN 信号的均衡还可以用预编码的方式实现^[12-13]。基于矩阵分解的算法运算复杂度较低, 但系统的误码率受成型脉冲升余弦滚降系数的影响。

软输出维特比算法 (SOVA)^[14] 是复杂度介于 BCJR 和矩阵分解之间的一种算法, 采用了残余码间串扰消除技术^[15] 后, 可以得到非常接近无码间串扰的正交信号的误码率。本文基于 SOVA 算法提出针对 FTN 信号的低复杂度算法, 通过设置一个中止标准, 动态地调整回溯比较次数, 同时统计不影响误码率的最小回溯深度分布, 设定回溯路径长度经验值。实际工程应用中, 算法根据统计

收稿日期: 2016-04-28; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-09-02 10:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160902.1058.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (91438116); 上海航天科技创新基金 (SAST2015089)

* 通讯作者: E-mail: rongke_liu@buaa.edu.cn

引用格式: 张晨宇, 刘荣科. 基于 SOVA 的低复杂度 FTN 信号接收算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43 (5): 998-1003.
ZHANG C Y, LIU R K. Low-complexity algorithm for FTN signal based on SOVA [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43 (5): 998-1003 (in Chinese).

经验值裁剪回溯路径长度。本文算法可降低回溯过程的比较运算次数,也可以减少接收机所需的寄存器数目和延时。

1 系统模型

经过星座映射和脉冲成型的FTN信号为

$$y(t) = \sum_{n=0}^L a_n \cdot h(t - n\tau T) \quad (1)$$

式中: $y(t)$ 为第 t 时刻接收端采样获得的信号; L 为传输码元总长度; a_n 为第 n 时刻发送端传输的码元,使用BPSK调制, a_n 的取值是1或-1; $h(t - n\tau T)$ 为对应第 n 时刻码元的成型脉冲,其中 T 代表码元周期, τ 在0至1之间取值,代表FTN信号的加速系数。在奈奎斯特正交条件得到满足时, $\tau = 1$,此时不同时刻的信号是正交的。即第 n 时刻的信号和第 k 时刻的信号满足:

$$h(t - nT) \cdot h(t - kT) = 0 \quad n \neq k \quad (2)$$

而在FTN传输条件下, $\tau < 1$ 。此时奈奎斯特第一定律中的正交条件不再满足,不同时刻的码元不可避免地发生了码间串扰,成为FTN信号。FTN信号相对奈奎斯特正交信号传输加速 $1/\tau$ 倍。经过加性高斯白噪声信道后,接收端信号为

$$y(t) = \sum_{n=0}^L a_n \cdot h(t - n\tau T) + n(t) \quad (3)$$

式中: $n(t)$ 为加性高斯白噪声,经过接收端匹配滤波后的信号为

$$y(t) = \sum_{n=0}^L a_n \cdot g(t - n\tau T) + w(t) \quad (4)$$

式中: $g(t) = h(t) \otimes h^*(-t)$,为升余弦成型脉冲; $w(t) = n(t) \otimes h^*(-t)$,为经过匹配滤波后的噪声。令 $t = n\tau T$,信号表达式为

$$y(n\tau T) = \sum_{i=1}^l a_{n-i} \cdot x(i\tau T) + w(n\tau T) \quad (5)$$

式中: $x(i\tau T)$ 为在FTN信号中由成型脉冲混叠带来的第 i 阶码间串扰系数; l 为维特比算法考虑的码间串扰长度。

2 低复杂度FTN信号接收算法

2.1 SOVA算法

用 J_n 表示第 n 时刻状态的累积路径量度,FTN信号的路径量度公式为^[16]

$$J_n = J_{n-1} + a_n \cdot y_n - a_n \sum_{i=1}^l x(i\tau T) \cdot a_{n-i} \quad (6)$$

进入每个节点的2条路径都需要进行比较和选择,其中量度较大的路径被保留,称为“幸存路径”,量度较小的路径称为“竞争路径”。每一条

幸存路径都对应有一条竞争路径。

SOVA算法需要判断各个时刻码元的对数似然比(LLR)。在初始化时,设篱状图上每个时刻码元的对数似然比为无穷大。在运行时,记录各状态的路径量度差值。进入一个状态的2条路径的量度分别为 $J_1(t, S)$ 和 $J_2(t, S)$,其中 J_1 属于幸存路径, J_2 属于竞争路径,则 $J_1(t, S) > J_2(t, S)$ 。2条路径量度差值为 $\Delta(t, S) = J_1(t, S) - J_2(t, S)$ 。幸存路径和竞争路径的译码结果分别是 $u_i^{(1)}$ 和 $u_i^{(2)}$ 。在 t 时刻对数似然比的值为

$$|\text{LLR}(t)| = \min_{i \in Z} \langle \Delta_i | t < i < t + \delta, u_i^{(1)} \neq u_i^{(2)} \rangle \quad (7)$$

式中: δ 为SOVA算法在篱状图上的回溯深度, $\delta = 6(l+1)$ 。

SOVA算法的复杂度是 $O(SL\delta)$,因此每时刻状态数 S 、传输码元总长度 L 和回溯深度 δ 是影响算法复杂度的3个主要因素。减少SOVA算法考虑的码间串扰长度会降低最大似然路径的判决精度。传输码元总长度不由接收机决定。所以在不增加误码率的前提下减少算法的回溯深度对减少接收机复杂度十分重要。

2.2 本文提出的算法

在FTN接收机中,第 t 时刻的幸存路径在第 t' 时刻的状态为

$$S_t^{(1)}(t') = \{u_{t'}^{(1)}, u_{t'-1}^{(1)}, \dots, u_{t'-l+1}^{(1)} | t - \delta < t' < t\} \quad (8)$$

第 t 时刻的竞争路径在第 t' 时刻的状态为

$$S_t^{(2)}(t') = \{u_{t'}^{(2)}, u_{t'-1}^{(2)}, \dots, u_{t'-l+1}^{(2)} | t - \delta < t' < t\} \quad (9)$$

FTN信号在幸存路径和竞争路径上的状态均由连续 l 位码元的译码结果确定,若 $\{u_i^{(1)} = u_i^{(2)} | \forall i \in [t' - l + 1, t']\}$,则 $S_t^{(1)}(t') = S_t^{(2)}(t')$,即认为幸存路径和竞争路径已经合并,作为中止比较操作和对数似然比更新的条件。由于 $\forall t, S_t^{(1)}(t) = S_t^{(2)}(t)$,可得

$$\{u_i^{(1)} = u_i^{(2)} | \forall i \in [t - l + 1, t - 1]\} \quad (10)$$

即 t 时刻的幸存路径和竞争路径在 $t-1$ 到 $t-l+1$ 时刻会给出相同的判决结果,不需要比较。本文提出的算法对于 t 时刻的状态直接从 $t-l$ 时刻的路径判决值开始回溯,回溯比较次数 K 和比较需要的回溯深度 δ' 的关系为: $K = \delta' - l + 1$ 。

算法步骤表示如下:

1) 确定 t 时刻的幸存路径量度 $J_1(t)$ 和竞争路径量度 $J_2(t)$,计算第 t 时刻的路径量度差值 $\Delta_t = J_1(t) - J_2(t)$ 。

2) 从 $t' = t - l$ 时刻开始,沿幸存路径和竞争路径向前回溯,如果 2 条路径判决结果不同,即 $u_i^{(1)}(t') \neq u_i^{(2)}(t')$,则进行更新操作: $LLR(t') = \min\{\Delta_{i'}, \Delta_i\}$ 。

3) 判断幸存路径和竞争路径是否连续 l 次判决都给出同样的结果,即 $\{u_i^{(1)} = u_i^{(2)} \mid \forall i \in [t', t' + l - 1]\}$ 。

4) 如果步骤 3) 满足,结束本轮幸存路径和竞争路径的回溯,释放竞争路径占用的寄存空间,此时回溯比较次数记为 K ; 否则继续执行步骤 2),直到两条路径回溯深度到达 δ 。

在 SOVA 算法和本文提出的回溯比较次数可调算法(下文记作 modified-SOVA-1 算法)中,幸存路径和竞争路径要经过逐位的比较过程以更新对数似然比。但本文提出的算法通过步骤 3) 在幸存路径和竞争路径满足回溯中止条件时提前结束回溯过程,减小了比较和似然比更新操作次数。

在硬件实现时回溯路径长度决定所需寄存器数目。因此本文在回溯比较次数可调算法的基础上提出直接截短回溯深度算法(下文记作 modified-SOVA-2 算法)。预设概率门限 ε , 根据统计出的每一个时刻比较次数 K (对应需要的回溯深度为 δ') 的统计分布,归纳出一个固定的回溯深度经验值 $\hat{\delta}$, 满足 $P(\delta' \leq \hat{\delta}) \geq 1 - \varepsilon$ 。算法将回溯深度由 δ 直接截短为 $\hat{\delta}$ 。modified-SOVA-2 算法可以减少回溯比较次数和查找表规模,既降低运算量也节省存储资源,同时降低译码延时,便于硬件应用。

3 性能分析与仿真

3.1 算法复杂度分析

基于最小均方误差估计(MMSE)和矩阵 QR 分解的部分判决反馈均衡(DFE)算法、BCJR 算法、SOVA 算法和本文提出的基于 SOVA 算法的低复杂度接收算法(modified-SOVA-1 和 modified-SOVA-2)均可用于 FTN 信号的均衡。DFE 算法需要 $N^2 + N(N + 1)/2 + N$ 次乘法运算, N 代表 DFE 算法的矩阵块的规模。由于矩阵的规模 N 小于 FTN 信号码元总长度 L , 所以 DFE 算法拥有较低的复杂度,但是 DFE 算法误码率受到成型脉冲升余弦系数影响。BCJR 算法需要计算每个时刻每个状态的前向量度和后向量度,至少需要 $6LS$ 次乘法运算,复杂度为 SOVA 算法的 3 倍。SOVA 算法的误码率低于 DFE 算法,复杂度低于

BCJR 算法; modified-SOVA 算法的误码率相对 SOVA 没有恶化,而复杂度有进一步降低。算法回溯过程的复杂度取决于回溯深度平均值 $\bar{\delta}'$ 和回溯比较次数平均值 \bar{K} 。本节统计了 FTN 信号在使用 modified-SOVA-1 算法时回溯比较次数分布规律。理论上 FTN 信号人为引入的码间串扰的长度是无限的, l 取值过小会影响接收端的误码率; l 取值过大则系统复杂度指数上升,为了折衷误码率和复杂度,在仿真中取 $l = 4$ 。由于 $l = 4$, 幸存路径和竞争路径出现连续 4 个相同的结果时才能结束回溯过程,比较次数至少为 5, 对应回溯深度为 8。 $l = 4$ 时 SOVA 算法的回溯深度 $\delta = 30$ 。本节仿真使用的传输码元总长度 $L = 5 \times 10^5$ 。表 1 为 SNR = 3 dB 时, $\tau = 9/10, 5/6$ 的 FTN 比较次数和回溯深度分布。

图 1 分别为使用 modified-SOVA-1 算法时,参数 $\tau = 9/10$ 和 $\tau = 5/6$ (相对奈奎斯特正交信号分别加速 10% 和 20%) 的 FTN 信号在不同信道比条件下传输,回溯比较次数的统计结果。在 2 种情况下,FTN 信号回溯深度和比较次数均集中于 $\delta' \leq 13$ 和 $K \leq 10$ 的部分。其中 $K = 5, \delta' = 8$, 占比均超过了 80%, 而 $K > 10, \delta' > 13$ 出现的概率不足 5%。加速 10% 的 FTN 信号平均回溯比较次数 $\bar{K} = 5.28$ (对应回溯深度 $\bar{\delta}' = 8.28$), 加速 20% 的 FTN 信号平均回溯比较次数为 $\bar{K} = 5.5349$ (对应回溯深度 $\bar{\delta}' = 8.5349$)。由图 1 可知,比较次数的平均值 \bar{K} 随着信噪比的提高而减小,趋近于 $\bar{K} = 5$ 。

表 1 SNR = 3 dB 时,不同参数 τ 的 FTN 信号比较次数和回溯深度分布

Table 1 Backtracking comparison number and depth distribution for FTN signal with coefficient τ when SNR = 3 dB

K	$\tau = 9/10$		$\tau = 5/6$	
	δ'	δ' 占比/%	δ'	δ' 占比/%
5	8	89.43	8	81.57
6	9	2.76	9	4.86
7	10	2.66	10	4.48
8	11	2.36	11	3.73
9	12	2.03	12	2.73
10	13	0.30	13	0.95
11	14	0.20	14	0.65
12	15	0.12	15	0.43
13	16	0.08	16	0.25
14	17	0.02	17	0.16
15	18	0.01	18	0.09
16	19	0.01	19	0.05
17	20	0.01	20	0.03
18			21	0.02
19			22	0.01
20			23	0.01

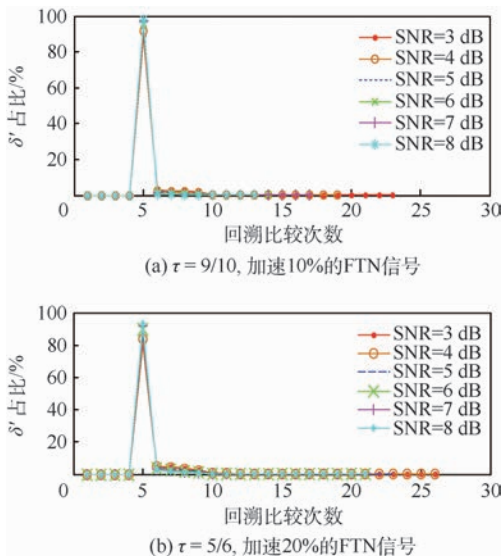


图 1 FTN 信号在不同信噪比条件下 modified-SOVA-1 算法回溯比较次数分布

Fig. 1 Backtracking comparison number distribution for FTN signal under different SNRs by modified-SOVA-1 algorithm

表 2 为 SOVA 算法和 modified-SOVA-2 算法在回溯过程中的比较操作次数。在信噪比为 3 dB 时,加速 10% 的 FTN 信号的回溯比较次数降为 SOVA 的 17.6%, 加速 20% 的 FTN 信号的回溯比较次数降为 SOVA 的 18.4%。大信噪比条件下 FTN 信号回溯过程比较次数最多可降至 SOVA 算法的 1/6。

modified-SOVA-2 算法根据 modified-SOVA-1 算法对回溯比较次数分布的统计结果,截短回溯路径长度至新的经验值 $\hat{\delta}$ 。算法回溯比较操作次数由 $LS\delta$ 降为 $LS\hat{K}$, 回溯路径所需寄存器个数由 $S\delta$ 降为 $S\hat{\delta}$, 延时由 δ 降为 $\hat{\delta}$ 。由表 1, 可以看到超过 90% 的回溯比较次数小于 10, 因此 modified-SOVA-2 算法可将 \hat{K} 定为 5 ~ 10 之间, 此时回溯比较次数降为原先的 1/6 ~ 1/3, 回溯路径所需寄存器资源降为原先的 26% ~ 43%, 延时由 30 个码元降为 8 ~ 13 个码元。

表 2 SOVA 和 modified-SOVA-2 算法的回溯比较次数

Table 2 Backtracking comparison number in SOVA and modified-SOVA-2 algorithms

算法	回溯比较次数
SOVA	$LS\delta$
modified-SOVA-2	$LS\hat{K}$

3.2 算法误码率分析

3.2.1 modified-SOVA-1 算法误码率

图 2 分别为参数为 $\tau = 9/10$ 和 $\tau = 5/6$ 的 FTN 信号在使用 BPSK 调制和滚降系数 $\alpha = 0.1$ 的平方根升余弦成型脉冲, 并经过加性高斯白噪

声信道时, 不同均衡算法下的误码率。图中各算法曲线为 10 次仿真所得误码率结果的平均值。

图 2 中, VA 表示硬输出维特比算法, QR-DFE 代表基于 QR 分解的判决均衡反馈算法。可以看出在图 2 中, 回溯比较次数经过调整的 modified-SOVA-1 算法的误码率曲线均与 SOVA 算法的误码率曲线重合, 表明降低回溯比较次数没有恶化本文算法的误码率。

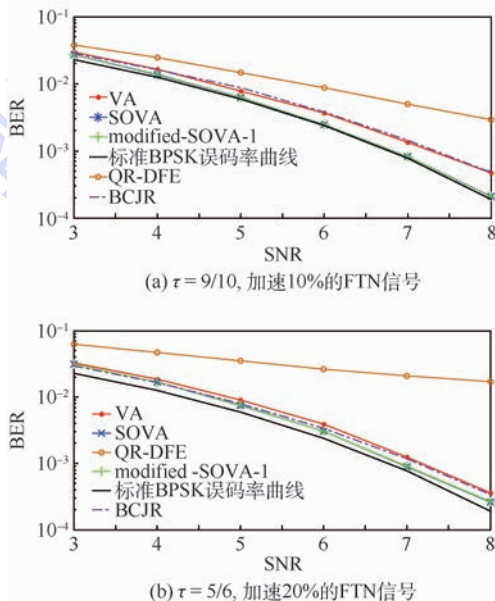


图 2 FTN 信号在不同算法下的误码率

Fig. 2 BERs for FTN signal by different algorithms

3.2.2 modified-SOVA-2 算法误码率

表 1 中显示的 modified-SOVA-1 算法中每个时刻实际回溯比较次数大多分布在 10 次以下, 对应所需的回溯路径长度不超过 13, 在硬件实现时可以直接对回溯路径长度进行截短。图 3 分别给出了参数为 $\tau = 9/10$ 和 $\tau = 5/6$ 的 FTN 信号在使用 BPSK 调制和滚降系数 $\alpha = 0.1$ 的平方根升余弦成型脉冲, 并经过加性高斯白噪声信道, 使用 modified-SOVA-2 算法, 在不同回溯路径长度下的误码率。图中不同长度的截短回溯路径条件下的误码率曲线为进行 10 次仿真后误码率结果的平均值。

从图 3 中可以看到, 在小信道比条件下, 经过截短的回溯路径长度对 FTN 信号均衡误码率几乎没有影响; 在大信道比条件下, 随着截短后回溯路径长度 $\hat{\delta}$ 的增加, modified-SOVA-2 算法误码率结果和 SOVA 算法的误码率结果逐渐接近。对于加速 10% 的 FTN 信号, 截短回溯路径长度不小于 8, 回溯比较次数不小于 5 时 modified-SOVA-2 算法误码率和 SOVA 算法相同。取 $\hat{\delta} = 8, \hat{K} = 5$, 回溯

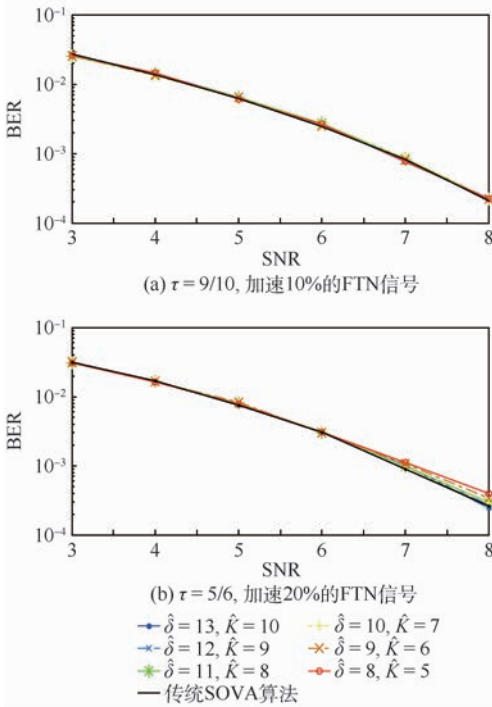


图3 FTN信号在不同回溯路径长度/比较次数下的误码率

Fig. 3 BERs for FTN signal under different backtracking lengths/numbers of comparison

过程比较次数和回溯路径所需寄存器资源分别降为SOVA算法的17%和27%,延时由30个码元降为8个码元。对于加速20%的FTN信号,截短回溯路径长度不小于10,回溯比较次数不小于7时modified-SOVA-2算法误码率和SOVA算法相同。取 $\hat{\delta} = 10, \hat{K} = 7$,回溯过程比较次数和回溯路径所需寄存器资源分别降为SOVA算法的23%和33%,延时由30个码元降为10个码元。因此modified-SOVA-2算法在降低算法比较次数的同时减少了存储空间资源消耗和延时。

4 结论

1) 本文针对FTN信号提出了回溯比较次数可调算法(modified-SOVA-1),统计了FTN信号在篱状图中的回溯深度比例,以此基础设计回溯中止条件,降低接收机比较次数。

2) 在此基础上提出的直接截短回溯深度算法(modified-SOVA-2),在FTN信号相对加速10%和20%时将回溯过程比较次数降低至原先的17%和23%,同时减少了所需寄存器数目和延时。

参考文献 (References)

[1] MAZO J E. Faster-than-Nyquist signaling [J]. Bell Labs Tec-

nical Journal, 1975, 54(8):1451-1462.

- [2] ANDERSON J B, RUSEK F, OWALL V. Faster-than-Nyquist signaling [J]. Proceedings of the IEEE, 2013, 101(8):1817-1830.
- [3] PRLJA A, ANDERSON J B, RUSEK F. Receivers for faster-than-Nyquist signaling with and without turbo equalization [C]//IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008:464-468.
- [4] ANDERSON J B, PRLJA A, RUSEK F. New reduced state space BCJR algorithms for the ISI channel [C]//IEEE International Symposium on Information Theory. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:889-893.
- [5] ANDERSON J B, PRLJA A. Turbo equalization and an M-BCJR algorithm for strongly narrowband intersymbol interference [C]//International Symposium on Information Theory and its Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:261-266.
- [6] PRLJA A, ANDERSON J B. Reduced-complexity receivers for strongly narrowband intersymbol interference introduced by faster-than-Nyquist signaling [J]. IEEE Transactions on Communications, 2012, 60(9):2591-2601.
- [7] RUSEK F, COLAVOLPE G, SUNDBERG C E W. 40 years with the Ungerboeck model: A look at its potentialities [J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2015, 32(3):156-161.
- [8] RUSEK F, LONCAR M, PRLJA A. A comparison of Ungerboeck and Forney models for reduced-complexity ISI equalization [C]//IEEE Global Telecommunications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007:1431-1436.
- [9] FORNEY G D. Maximum likelihood sequence estimation of digital sequences in the presence of intersymbol interference [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1972, 18(3):363-378.
- [10] LONCAR M, RUSEK F. On reduced-complexity equalization based on Ungerboeck and forney observation models [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2008, 56(8):3784-3789.
- [11] BAEK M S, HUR N H, LIM H. Novel interference cancellation technique based on matrix computation for FTN communication system [C]//IEEE Military Communications Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:830-834.
- [12] RINGH E. Low complexity algorithm for faster-than-Nyquist signaling: Using coding to avoid an NP-hard problem [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2013.
- [13] NIE S Y, GUO M X, SHEN Y H. Precoding based on matrix decomposition for faster-than-Nyquist signaling [C]//5th International Conference on Electronics Information and Emergency Communication. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015:194-197.
- [14] HAGENAUER J, HOEHER P A. Viterbi algorithm with soft decision outputs and its applications [C]//IEEE Global Telecommunication Conference and Exhibition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1989:1680-1686.
- [15] LIVERIS A, GEORGIADES C. Exploiting faster-than-Nyquist signaling [J]. IEEE Transactions on Communications, 2003, 51(9):1502-1511.
- [16] UNGERBOECK G. Adaptive maximum-likelihood receiver for carrier-modulated data-transmission systems [J]. IEEE Transactions on Communications, 1974, 22(5):624-636.

作者简介:

张晨宇 男,硕士研究生。主要研究方向:超奈奎斯特传输技术、空天信息网络。

刘荣科 男,博士,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。

Low-complexity algorithm for FTN signal based on SOVA

ZHANG Chenyu, LIU Rongke*

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

Abstract: Faster-than-Nyquist (FTN) signaling is a transmission method with high bit density and inevitable inter-symbol interference. Based on soft output Viterbi algorithm (SOVA), a low complexity receiver for FTN was introduced. The number of comparison in the backtracking process was adjusted by the result of survivor path and competitive path, and was reduced during the process. In application, a fixed backtracking length was searched and defined by statistical value, which was shorter than that in SOVA. The presented method reduces the complexity and time delay in the FTN signal detector. Without deteriorating bit error rate (BER), the number of comparison operations is reduced by 2/3, the number of registers is reduced by more than 50%, and the system delay is reduced by more than 50%.

Keywords: faster-than-Nyquist (FTN) signaling; low complexity; backtracking process; number of comparison; number of registers

Received: 2016-04-28; **Accepted:** 2016-07-22; **Published online:** 2016-09-02 10:58

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160902.1058.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91438116); Shanghai Innovation Foundation of Aerospace Science and Technology (SAST2015089)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0401

海水干湿循环对初始损伤 RC 梁力学性能的影响



庞森^{1,2}, 刁波^{1,2}, 叶英华^{1,*}, 王鑫¹, 陈树鑫¹

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083;

2. 华南理工大学 亚热带建筑科学国家重点实验室, 广州 510640)

摘 要: 沿海环境下的钢筋混凝土 (RC) 结构处于荷载作用和环境作用同时存在的工作状态且在正常条件下会出现不同程度的荷载损伤。为了在实验室内模拟其工作状态, 对 RC 梁试件施加幅值分别为 $0.3P_u$ 、 $0.4P_u$ 、 $0.5P_u$ 、 $0.6P_u$ 和 $0.7P_u$ (P_u 为单调加载梁的极限荷载) 的初始荷载造成不同程度的损伤, 经历 120 次海水干湿循环作用后, 进行单调加载试验测试剩余力学性能, 并对梁试件钻芯取样测试不同位置及深度处混凝土的氯离子含量。试验结果表明, 不同程度初始损伤 RC 梁经历 120 次海水干湿循环后, 其屈服荷载、极限荷载和延性均随初始荷载幅值的增加而降低; 与无损伤梁试件相比, 当初始损伤荷载为 $0.4P_u$ 时, 梁试件的屈服荷载和极限荷载降幅分别为 10.4% 和 7.9%, 随着初始荷载增大, 屈服荷载和极限荷载快速下降, 当初始损伤荷载为 $0.7P_u$ 时, 屈服荷载和极限荷载降幅分别达 33.7% 和 32.4%。氯离子含量测试结果表明, 梁试件混凝土受拉区氯离子含量均大于受压区氯离子含量; 当初始损伤荷载小于 $0.5P_u$ 时, 受拉钢筋表面混凝土的氯离子含量差别不大且小于 0.1%, 当初始损伤荷载为 $0.7P_u$ 时, 钢筋表面氯离子含量最大达到 0.14%。可见, 初始荷载损伤与海水干湿循环综合作用对 RC 梁力学性能及耐久性劣化影响显著。

关键词: 初始损伤; 钢筋混凝土 (RC) 梁; 海水干湿循环; 耐久性; 氯离子含量

中图分类号: TU502; TU375.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-1004-09

钢筋混凝土结构在正常条件下会出现不同程度的荷载损伤, 各种侵蚀介质, 如氯离子、二氧化碳等易于通过裂缝渗入混凝土, 导致钢筋锈蚀和混凝土碳化等问题, 进而降低结构的服役寿命。沿海环境下服役结构受到使用荷载和环境的综合作用, 混凝土结构氯腐蚀现象更加明显。已有的关于荷载和环境综合作用下的钢筋混凝土结构耐久性研究主要集中在钢筋电化学锈蚀及混凝土材料抵抗氯离子渗透性能方面。文献[1-6]研究了混凝土裂缝宽度与氯离子扩散系数之间的关系。Li^[7-8] 试验研究了不同裂缝宽度钢筋混凝土梁抵

抗氯离子渗透性能及钢筋锈蚀情况并提出初始裂缝宽度限值为 0.1 mm; Win 等^[9] 用电子探针测试裂缝宽度分别为 0.1、0.2 和 0.3 mm 时, 从裂缝面或试件表面渗透的氯离子浓度和深度, 结果表明, 裂缝面渗透的浓度约是表面渗透的 2 倍, 裂缝宽度为 0.1 和 0.2 mm 时氯离子的渗透深度相近。陆春华等^[10] 试验研究了持续开裂情况下的钢筋混凝土梁内钢筋的电化学腐蚀情况。已有研究成果主要从混凝土材性的角度研究裂缝宽度和氯离子扩散系数的关系及钢筋锈蚀情况, 很少将钢筋混凝土结构力学性能退化与结构损伤及氯渗透情

收稿日期: 2016-05-12; 录用日期: 2016-07-01; 网络出版时间: 2016-08-30 11:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160830.1150.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51578031); 亚热带建筑科学国家重点实验室 (2016ZA03)

* 通讯作者: E-mail: yhye@buaa.edu.cn

引用格式: 庞森, 刁波, 叶英华, 等. 海水干湿循环对初始损伤 RC 梁力学性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1004-1012. PANG S, DIAO B, YE Y H, et al. Effect of seawater wet-dry cycles on mechanical performance of RC beams with initial damage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1004-1012 (in Chinese).

况结合起来,研究损伤构件经历氯腐蚀后的力学性能劣化及氯渗透情况。刁波和孙洋^[11]试验研究了冻融侵蚀交替作用下,不同持载比例对偏心受压柱耐久性和承载力的影响,结果表明,柱的承载力随着持续荷载增加而降低。沈宇等^[12]试验研究了海水干湿循环对不同裂缝宽度的钢筋混凝土偏压柱的力学性能影响,结果表明在裂缝宽度大于 0.10 mm 时,力学性能下降明显,与规范计算的极限荷载值相对误差大于 16%。耿娇等^[13]使用扫描电子显微镜等方法研究了冻融和氯离子侵蚀对于混凝土微观结构变化的影响。

钢筋混凝土梁在正常使用荷载作用下,会产生裂缝,裂缝宽度和深度(损伤程度)与初始荷载幅值密切相关。在初始荷载与海水干湿循环的综合作用下,钢筋混凝土梁结构的承载力、刚度和延性等力学性能的变化规律有待研究。混凝土桥梁结构在正常使用阶段的荷载水平约为 $0.4P_u$ 且最大不超过 $0.7P_u$ (P_u 为单调加载梁的极限荷载)。因此,本文试验研究了荷载幅值分别为 $0.3P_u$ 、 $0.4P_u$ 、 $0.5P_u$ 、 $0.6P_u$ 和 $0.7P_u$ 的初始损伤钢筋混凝土梁试件,在经历海水干湿循环作用后力学性能的劣化规律以及混凝土氯离子含量的变化规律,以期对钢筋混凝土结构耐久性设计提供参考。

1 试验

1.1 试件设计

本试验共设计钢筋混凝土梁 7 根,其中参照梁试件 1 根(B-ref),另外 6 根梁试件(B-0、B-0.3、B-0.4...B-0.7)的初始损伤荷载幅值分别为 0 、 $0.3P_u$ 、 $0.4P_u$ 、 $0.5P_u$ 、 $0.6P_u$ 、 $0.7P_u$ 。试件分组及试验环境见表 1。7 根梁试件的几何尺寸、配筋和混凝土材料均相同。梁试件尺寸的宽 \times 高 \times 长 = 100 mm \times 150 mm \times 800 mm。混凝土保护层厚度为 35 mm。梁试件中仅配受拉钢筋,配筋图如图 1 所示,受拉纵筋及架立筋均采用直径为

表 1 梁试件初始损伤加载幅值和试验环境

Table 1 Beam specimen initial damage load amplitude and test environment

编号	荷载幅值	试验环境
B-0	0	干湿循环
B-0.3	$0.3P_u$	干湿循环
B-0.4	$0.4P_u$	干湿循环
B-0.5	$0.5P_u$	干湿循环
B-0.6	$0.6P_u$	干湿循环
B-0.7	$0.7P_u$	干湿循环
B-Ref	0	标准养护

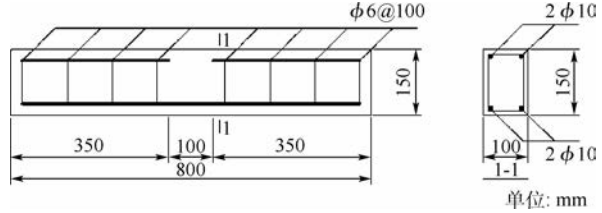


图 1 钢筋混凝土梁试件几何尺寸和配筋
Fig. 1 Geometry size and reinforcement of reinforced concrete beam specimen

10 mm 的 HRB335 级钢筋,箍筋采用直径 6 mm 的 HPB300 级钢筋。通过受拉纵筋的拉伸试验^[14]测得其屈服强度和极限强度分别为 349 MPa 和 456 MPa。混凝土设计强度等级为 C40,采用 PO42.5 普通硅酸盐水泥、碎石、河沙、粉煤灰和高效萘系减水剂配制。粗骨料最大粒径为 10 mm,细骨料细度模量为 2.2,含泥量 $< 1\%$,水胶比为 0.4。配合比如下,水泥:水:沙:石:粉煤灰 = 1:0.45:1.18:1.78:0.12。

1.2 试验过程

1.2.1 施加初始荷载损伤

标准养护 28 d 时测试混凝土立方体抗压强度^[15]和对参照梁进行四点弯曲(见图 2,纯弯段长度 100 mm)单调加载试验。得到混凝土立方体抗压强度 f_{cu} 为 55 MPa,参照梁的极限荷载 P_u 为 40.5 kN。仍采用四点弯曲加载方式对其余 6 根梁试件分别施加不同幅值的初始损伤荷载 F ,稳定 5 min 后卸载。测定初始损伤荷载施加后梁试件的裂缝宽度并标定测点,以便定期观测裂缝宽度变化情况。

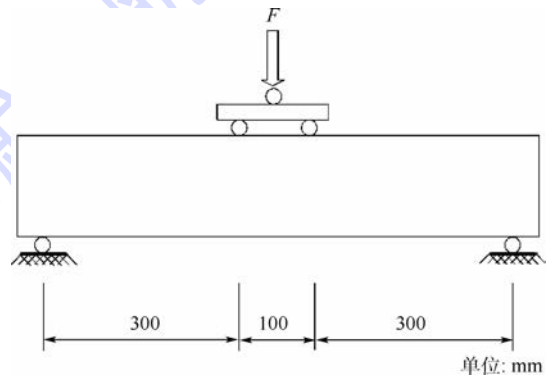


图 2 四点弯曲加载示意图

Fig. 2 Schematic diagram of 4-point bending load

1.2.2 模拟海水干湿循环

采用自主设计的自动干湿喷淋装置对初始损伤梁试件进行海水干湿循环环境模拟。模拟海水为质量分数为 3.5% 的 NaCl 人工配制溶液,下文简称海水。采用加速风干和海水喷淋的方式分别模拟试件干燥和湿润状态。每个海水干湿循环需

要6 h包括加速风干5 h和海水喷淋1 h,即干湿时间比例为5:1。共计完成120次海水干湿循环。喷淋装置示意图如图3所示。

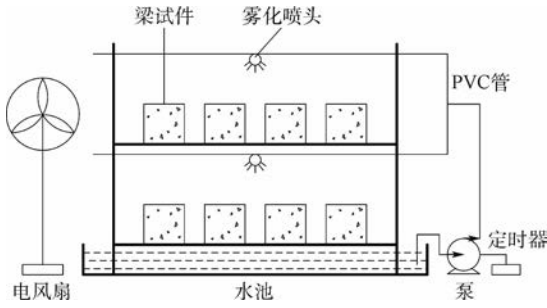


图3 海水干湿循环自动喷淋装置示意图

Fig.3 Schematic diagram of automatic sprinkler for seawater wet-dry cycle

1.2.3 剩余力学性能及氯离子含量测试

对梁试件进行初始加载制造不同程度的损伤,再经历120次海水干湿循环后,对梁试件进行四点弯曲单调加载直至破坏,以研究初始荷载损伤和环境综合作用对钢筋混凝土梁试件的剩余承载力、刚度和延性的影响。

如图4所示,在单调加载破坏的梁试件受拉区(编号分别为a、b、c、d)和受压区(编号分别为A、B、C、D)进行钻芯取出圆柱试样(圆柱高度等于保护层厚度)并进一步沿圆柱高度切割出5个圆形薄片。再将每个薄片磨成粉末测试水溶性氯离子含量^[16]。得出不同位置、不同深度混凝土中的氯离子含量(占胶凝材料总量的百分比)并依此确定氯离子扩散系数。

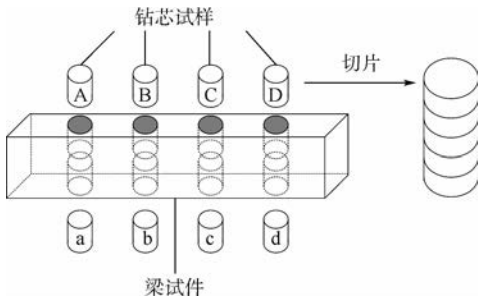


图4 混凝土氯离子含量取样位置示意图

Fig.4 Schematic diagram of sampling position of chloride ion content in concrete

2 试验结果及分析

2.1 裂缝发展趋势及宽度变化

不同幅值初始荷载施加到梁试件后,在混凝土受拉区出现了不同宽度的荷载损伤裂缝。经历海水干湿循环前后,分别测量了梁试件上标定测

点的裂缝宽度变化。由于裂缝开展程度不同,每条裂缝均布置至少3个测点,因此梁试件的裂缝测点最多的达几十个。图5给出了试件B-0.4的裂缝趋势和测点位置示意图,其他试件裂缝测点布置类似。干湿循环前后的裂缝宽度变化统计见表2。图6给出了各个试件的裂缝宽度统计情况,从表2和图6中可以看出,随着初始损伤荷载的增大,裂缝数量增多,平均裂缝宽度增大。初始损伤荷载较低的试件B-0.3的最大裂缝宽度小于0.1 mm,经历海水干湿循环后所有裂缝均自行完全修复;梁试件B-0.4的最大裂缝宽度小于0.2 mm,在海水干湿循环过程中大部分测点的裂缝自行修复,小部分裂缝测点基本保持稳定。初始损伤荷载幅值较大的梁试件B-0.5、B-0.6、B-0.7中,裂缝宽度大于等于0.2 mm的测点数量占总测点数量的比例分别为11.1%、14.8%和20%。从表2中可以看出,大量裂缝宽度小于

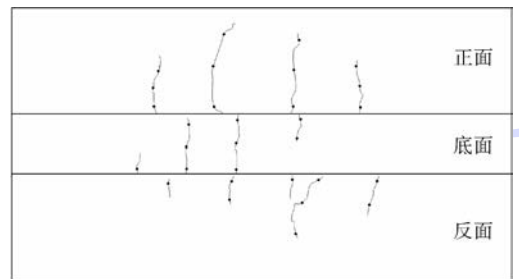


图5 梁试件B-0.4裂缝趋势和测点位置示意图

Fig.5 Schematic diagram of cracking tendency and test point position for beam specimen B-0.4

表2 干湿循环前后梁试件裂缝宽度变化统计

Table 2 Variation statistics of crack width of beam specimen before and after wet-dry cycles

编号	最大裂缝宽度/mm	干湿循环前裂缝宽度/mm	总测点数量	干湿循环后裂缝变化测点数量		
				完全愈合	部分愈合	基本稳定
B-0.3	0.08	<0.1	7	5	2	0
		0.1~0.2	0	0	0	
		≥0.2	0	0	0	
B-0.4	0.19	<0.1	15	9	4	2
		0.1~0.2	15	2	3	10
		≥0.2	0	0	0	
B-0.5	0.34	<0.1	15	12	2	1
		0.1~0.2	17	1	4	12
		≥0.2	4	0	0	4
B-0.6	0.63	<0.1	26	15	6	5
		0.1~0.2	20	2	3	15
		≥0.2	8	0	0	8
B-0.7	1.16	<0.1	22	15	5	2
		0.1~0.2	14	0	1	13
		≥0.2	9	0	0	9

0.1 mm 的裂缝呈现了自修复现象,宽度介于 0.1~0.2 mm 之间的裂缝出现了部分修复现象,而裂缝宽度超过 0.2 mm 的裂缝则基本保持稳定。混凝土表面宽度小于 0.1 mm 的裂缝会发生自愈合,是由于混凝土水化反应在裂缝处生成难溶的 CaCO_3 填补了裂缝,可以通过裂缝表面 X 射线光电子能谱分析(XPS)检测得到证实^[4]。图 7 给出了海水干湿循环前后 3 种典型的裂缝宽度变化对比图。

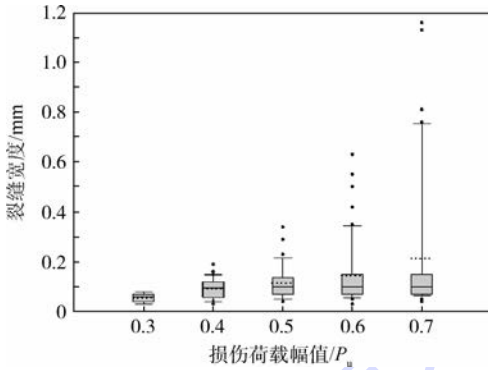


图 6 梁试件裂缝宽度统计箱线图

Fig. 6 Boxplot of crack width of beam specimen

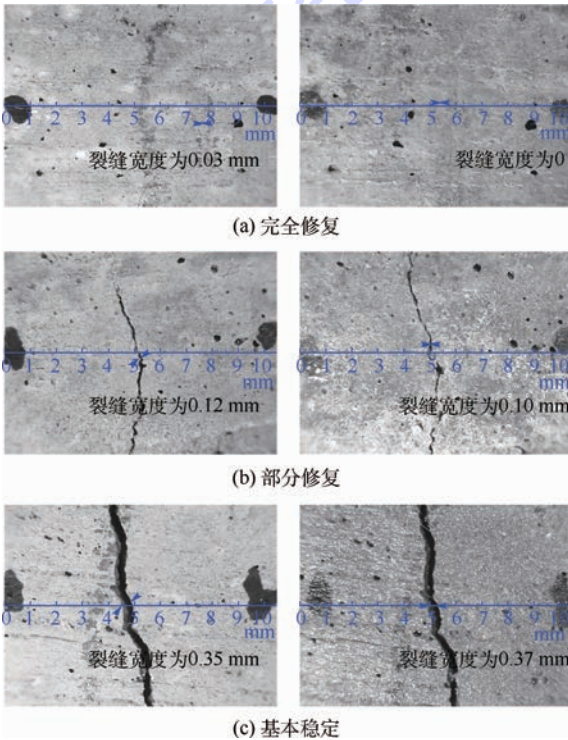


图 7 干湿循环前后 3 种典型的裂缝宽度变化

Fig. 7 Three typical changes of crack width before and after wet-dry cycles

2.2 单调加载试验结果

表 3 给出了经历初始损伤荷载和海水干湿循环综合作用后,梁试件的 4 点弯曲单调加载试验结果以研究其剩余力学性能。表中: P_y 为屈服荷

载, δ_y 为屈服荷载对应的梁跨中挠度; P_m 为极限荷载, δ_m 为极限荷载对应的梁跨中挠度; δ_u 为极限挠度,即越过极限荷载后下降至 85% 极限荷载时对应的挠度, δ_u/δ_y 为延性系数。图 8 给出了 6 个试件的荷载-挠度曲线。从表 3 和图 8 可以看出,经历过 120 次海水干湿循环后,随着初始损伤荷载的增大,梁试件的剩余屈服荷载、剩余极限荷载和延性系数快速降低。可见,初始损伤荷载幅值和海水干湿循环的综合作用对梁试件的力学性能劣化的影响不容忽视。

表 3 梁试件单调加载试验结果

Table 3 Testing results of beam specimen under monotonic loading

编号	P_y/kN	δ_y/mm	P_m/kN	δ_m/mm	δ_u/mm	δ_u/δ_y
B-0	41.09	2.06	50.50	17.37	37.82	18.4
B-0.3	38.05	2.85	47.48	26.31	33.11	11.6
B-0.4	36.81	2.75	46.51	31.23	36.25	13.2
B-0.5	33.03	2.56	41.99	20.56	26.89	10.5
B-0.6	27.32	2.27	38.79	17.54	17.81	7.8
B-0.7	27.25	2.33	34.14	18.86	25.02	10.7

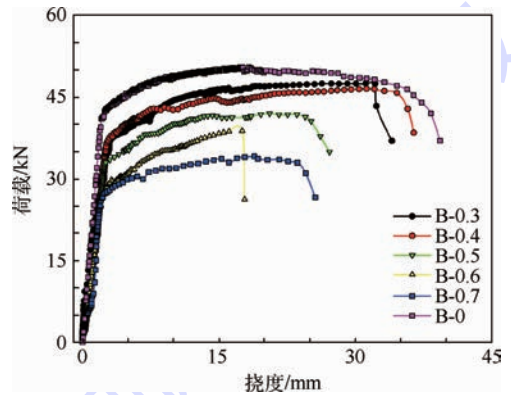


图 8 梁试件的荷载-挠度曲线

Fig. 8 Load-deflection curves of beam specimens

2.3 梁试件力学性能的劣化

与试件 B-0 相比,各梁试件的屈服荷载降幅 ΔP_y 、极限荷载降幅 ΔP_m 和位移延性系数降幅 $\Delta \mu$ 汇总于表 4。图 9 给出了不同初始损伤荷载下,试件屈服荷载、极限荷载和位移延性系数的变化趋势。从表 4 和图 9 中可以看出,初始损伤梁试件经历 120 次海水干湿循环后,随着初始损伤荷载幅值的增大,试件的屈服荷载、极限荷载和延性的降幅具有增大的趋势。初始损伤荷载幅值小于 $0.4P_u$ 时,梁试件的屈服荷载和极限荷载降幅大体为 10%;初始损伤荷载幅值大于等于 $0.4P_u$ 时,梁试件的屈服荷载和极限荷载降幅快速增大。其中,梁试件 B-0.7 的屈服荷载和峰值荷载降幅分别达到 33.7% 和 32.4%。可见,偶然超载对结构力学性能劣化仍有重要影响。由表 4 和图 9 中

梁试件的位移延性系数降幅表明,初始损伤与海水干湿循环综合作用对结构延性劣化的影响更显著。从表2中可知初始损伤荷载为 $0.3P_u$ 时梁试件B-0.3的最大裂缝宽度为0.08 mm,不超过《钢筋混凝土结构设计规范》^[17]中的最大裂缝宽度0.2 mm,但其屈服荷载和极限荷载的降幅均超过5%,延性系数降幅达20.0%以上。可见,初始损伤荷载与海水干湿循环综合作用下,即使初始损伤荷载幅值小于 $0.4P_u$,梁试件力学性能劣化幅度仍不可忽视。

表5给出了各梁试件在经历初始损伤加载和120次海水干湿循环后再次加载时的抗弯刚度。图10分别给出了经历初始损伤加载和120次海水干湿循环后,梁试件抗弯刚度随初始损伤荷载幅值的变化趋势以及抗弯刚度的降幅。从表5和

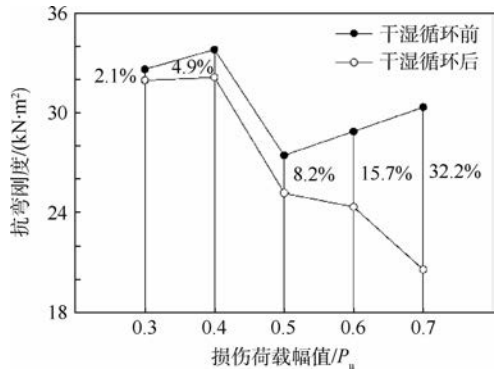


图10 干湿循环前后梁试件抗弯刚度变化
Fig. 10 Variation of bending rigidity of specimens before and after wet-dry cycles

图10可以看出,在初始损伤和海水干湿循环的综合作用下,试件的抗弯刚度迅速下降,并且随着初始损伤荷载幅值的增大,试件的抗弯刚度降幅增大。当初始损伤荷载幅值不大于 $0.4P_u$ 时,梁试件的抗弯刚度降幅小于5%,初始损伤荷载幅值大于 $0.4P_u$ 时,梁试件的抗弯刚度降幅快速增加。

经历初始损伤荷载和海水干湿循环作用后,钢筋混凝土梁试件的剩余力学性能(极限荷载、屈服荷载、延性和刚度)劣化的主要原因是:①初始损伤荷载产生的裂缝和塑性变形,使得钢筋混凝土梁再次加载时刚度下降。随着初始损伤荷载加大,梁试件的塑性变形增大,干湿循环后再次加载时梁试件的变形能力(延性)下降;②海水干湿循环过程中,氯离子更容易通过裂缝侵入混凝土^[9],造成钢筋过早锈蚀,构件中氯腐蚀钢筋的屈服强度和塑性性能降低,脆性增强^[18],导致经历荷载损伤和氯腐蚀作用的钢筋混凝土梁剩余力学性能的劣化。

2.4 混凝土氯离子含量

图11~图13给出了不同初始荷载损伤梁试件受压区和受拉区混凝土中氯离子含量(质量分数)随保护层深度的变化。各个梁试件氯离子含量随深度变化趋势相似,仅以B-0.3、B-0.5和B-0.7梁试件为例说明。对于不同初始损伤荷载幅值的梁试件,均表现出梁受拉区氯离子含量高于受压区的趋势,且氯离子含量随着深度增加而逐渐降低。

图14(a)给出了受拉钢筋表面处氯离子含量随梁试件初始损伤荷载幅值的变化。对于初始损伤荷载幅值为 $0.3P_u$ 和 $0.4P_u$ 的试件,受拉钢筋表面氯离子含量小于0.1%。而当损伤荷载幅值大于 $0.5P_u$ 时,随着初始损伤荷载幅值增加,钢筋表面处氯离子含量显著增大,超过《钢筋混凝土

表4 梁试件屈服荷载和极限荷载降幅

Table 4 Decreasing amplitude of yield load and ultimate load of specimens

编号	$\Delta P_y/\%$	$\Delta P_m/\%$	$\Delta \mu/\%$
B-0.3	7.4	6.0	37.0
B-0.4	10.4	7.9	28.3
B-0.5	19.6	16.9	42.9
B-0.6	33.5	23.2	57.6
B-0.7	33.7	32.4	41.8

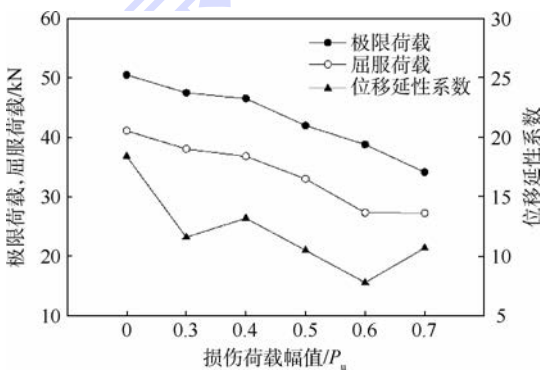


图9 极限荷载、屈服荷载及位移延性系数随初始损伤荷载的变化

Fig. 9 Variation of ultimate load, yield load and displacement ductility coefficient with initial damage load

表5 梁试件抗弯刚度变化和降幅

Table 5 Variation of bending rigidity of specimens and decreasing amplitude

编号	干湿循环前抗弯刚度/($kN \cdot m^2$)	干湿循环后抗弯刚度/($kN \cdot m^2$)	降幅/%
B-0.3	32.63	31.96	2.1
B-0.4	33.82	32.14	4.9
B-0.5	27.43	25.18	8.2
B-0.6	28.88	24.36	15.7
B-0.7	30.34	20.58	32.2
B-0		41.03	

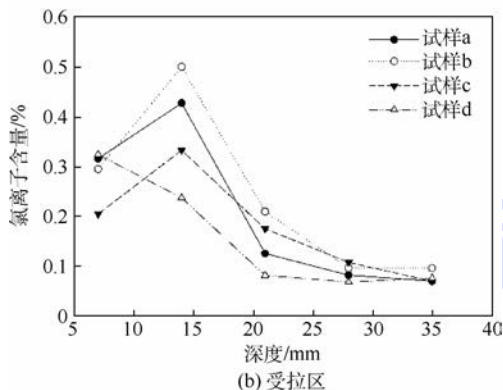
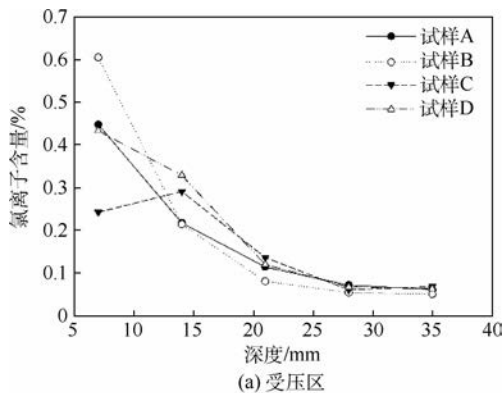


图 11 B-0.3 梁试件氯离子含量随深度变化
Fig. 11 Variation of chloride ion content with depth of beam specimen B-0.3

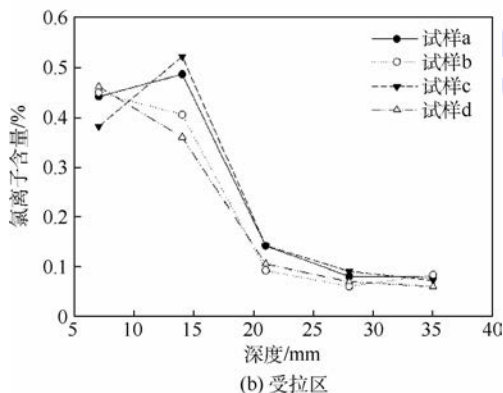
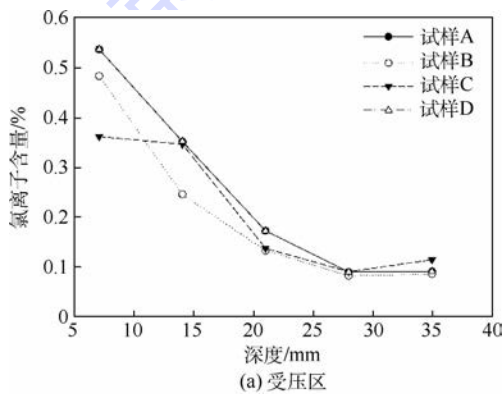


图 12 B-0.5 梁试件氯离子含量随深度变化
Fig. 12 Variation of chloride ion content with depth of beam specimen B-0.5

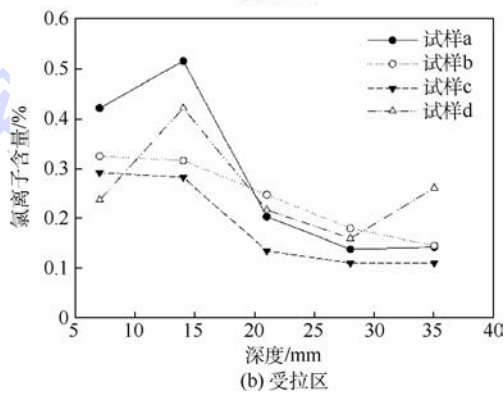
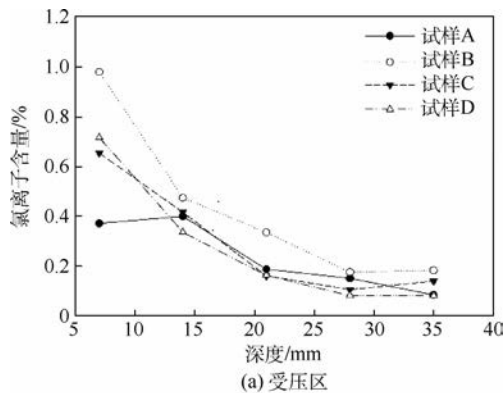


图 13 B-0.7 梁试件氯离子含量随深度变化
Fig. 13 Variation of chloride ion content with depth of beam specimen B-0.7

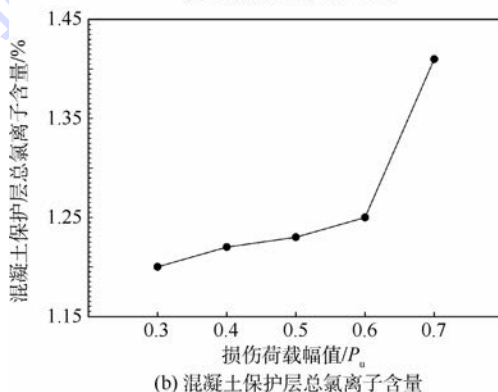
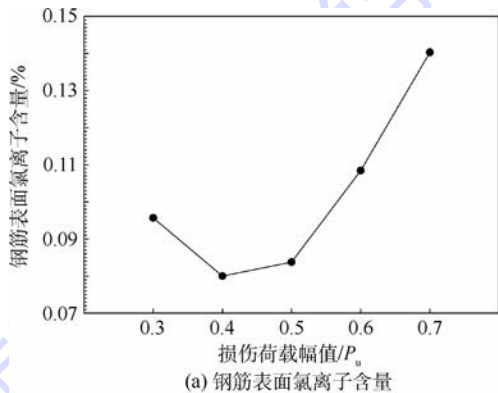


图 14 钢筋表面氯离子含量和混凝土保护层总氯离子含量与初始损伤荷载幅值
Fig. 14 Chloride ion content at reinforcement surface and total chloride ion content in concrete cover with initial damage load amplitudes

结构设计规范》^[17]中建议海岸环境下的最大氯离子含量0.1%。图14(b)给出了受拉混凝土保护层的总氯离子含量随着梁试件初始损伤荷载幅值的变化,其中总氯离子含量是指沿保护层厚度取圆柱试样并切割成5个圆片后,测得的5个氯离子含量数据之和。从中可以看出随着初始损伤荷载幅值的增大,其混凝土保护层内的总氯离子含量不断增大,即较宽的裂缝增加了梁氯离子渗透性。

2.5 初始损伤荷载幅值对于梁试件耐久性的影响

氯离子在混凝土中的扩散属于非稳态扩散,可以应用描述物质迁移的菲克第二定律对其迁移进行分析,其方程式为

$$\frac{\partial C}{\partial t} = D \frac{\partial^2 C}{\partial x^2} \quad (1)$$

式中: C 为氯离子体积浓度; t 为氯离子扩散时间; D 为氯离子扩散系数; x 为混凝土内部距表面的深度。

式(1)基于3点假设:①混凝土中氯离子扩散是一维的;②扩散系数 D 为常数;③氯离子在扩散过程中不发生吸附。

对于方程式(1),应用3个边界条件:①混凝土表面氯离子含量恒定不变, $C(x=0,t) = C_s$, C_s 为混凝土表面氯离子浓度;②初始时刻混凝土内部氯离子含量为 C_0 , $C(x,t=0) = C_0$;③混凝土内部无穷远处氯离子含量为 C_0 , $C(x=\infty,t) = C_0$ 。基于3个边界条件,方程式(1)可以求出特解,即

$$C(x,t) = C_0 + (C_s - C_0) \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{x}{2\sqrt{Dt}} \right) \right) \quad (2)$$

整理式(2)可得

$$C(x,t) = C_s \operatorname{erfc} \left(\frac{x}{2\sqrt{Dt}} \right) + C_0 \operatorname{erf} \left(\frac{x}{2\sqrt{Dt}} \right) \quad (3)$$

式(3)即为混凝土内部氯离子含量随深度和时间变化的函数。其中有3个未知参数:混凝土表面氯离子含量 C_s 、混凝土内部初始氯离子含量 C_0 和氯离子扩散系数 D 。为了得到试验中氯离子含量的分布函数,将混凝土分层切片的实测氯离子含量使用式(3)进行非线性最小二乘拟合,可以得出3个未知参数的估计值。由于干湿交替作用的影响,在混凝土近表面同时存在氯离子迁移的对流区和扩散区并形成浓度峰值(图11~图13)。式(3)是基于扩散作用推导出的,在进行数据拟合时应避开对流区仅选取扩散区混凝土的氯离子含量(即深度大于15 mm的区域)的数据。使用MATLAB软件进行拟合,拟合函数的残差平方和小于 1×10^{-4} 。部分拟合曲线如图15所示。

表6给出了不同试件受拉裂缝区与非裂缝区的参数拟合结果。由于针对扩散区混凝土的氯离子含量数据进行拟合,故表6中的 C_s 并非混凝土表面的实测氯离子含量,而是基于扩散式(3)当 $x=0$ 时的 $C(x,t)$ 拟合值。

从表6中可以看出,仅考虑扩散作用时,不同初始荷载损伤的梁试件其裂缝区的氯离子扩散系数 D 变化不明显,非裂缝区的氯离子扩散系数随初始损伤荷载的增加而增大。与Djerbi等^[2]的研究结果相似。Djerbi等^[2]的研究还发现,当裂缝宽度大于0.08 mm时扩散系数为常数,本文梁试件裂缝区最大裂缝宽度均大于0.08 mm(见表2),故氯离子扩散系数变化规律不明显,而非裂缝区内无明显的宏观裂缝,其氯离子扩散系数随着混凝土初始损伤荷载的增大而增大。裂缝区宏观裂缝宽度均大于0.08 mm,使得该其余氯离子迁移包含对流和扩散2种方式,表6中裂缝区 C_s 值比非裂缝区 C_s 大,反映出2种迁移方式的综合影响。随着初始损伤荷载幅值的增大,裂缝区 C_s 和非裂缝区 C_s 的比值逐渐增大,即同一深度下裂缝区的混凝土氯离子含量与非裂缝区的含量差距逐渐增大。

可见,荷载损伤钢筋混凝土梁经历海水干湿

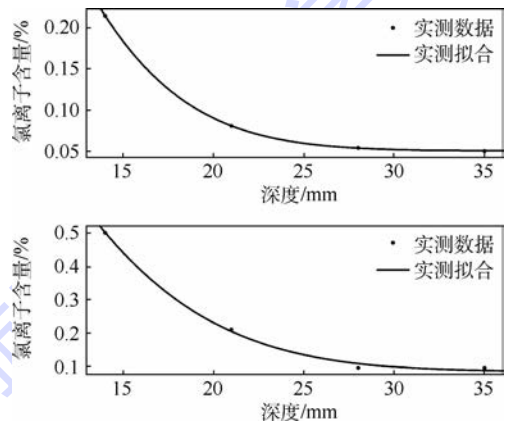


图15 氯离子含量拟合曲线

Fig. 15 Fitting curves of chloride ion content

表6 氯离子含量分布函数的参数拟合结果

Table 6 Fitting results of parameters of chloride ion content distribution function

编号	裂缝区		非裂缝区		裂缝区 C_s / 非裂缝区 C_s
	C_s / %	D / ($\text{mm}^2 \cdot \text{d}^{-1}$)	C_s / %	D / ($\text{mm}^2 \cdot \text{d}^{-1}$)	
B-0.3	2.05	2.10	1.75	1.65	1.17
B-0.4	2.09	1.62	1.49	1.67	1.40
B-0.5	3.65	1.31	1.84	2.19	1.98
B-0.6	2.84	1.61	1.37	2.23	2.07
B-0.7	3.16	1.39	1.25	2.59	2.53

循环作用后,混凝土抵抗氯离子渗透的能力降低,会对钢筋混凝土结构耐久性产生显著影响。

3 结 论

1) 不同初始荷载损伤钢筋混凝土梁试件经历 120 次海水干湿循环后,其屈服荷载、极限荷载和延性均随初始荷载幅值的增加而降低。与无损伤梁试件相比,初始荷载为 $0.4P_u$ 梁试件的屈服荷载和极限荷载降幅分别为 10.4% 和 7.9%,随着初始荷载增大,屈服荷载和极限荷载快速下降,当初始荷载为 $0.7P_u$ 时,屈服荷载和极限荷载降幅分别达 33.7% 和 32.4%。

2) 梁试件混凝土的氯离子含量均呈现出受拉区高于受压区的趋势。当初始荷载不超过 $0.5P_u$ 时,试件受拉钢筋位置处的氯离子含量差别不大且小于 0.1%;当初始荷载幅值超过 $0.5P_u$ 时,钢筋处的氯离子含量明显增加,最大达到 0.14%。

3) 梁试件最大裂缝宽度大于 0.08 mm 时,裂缝区混凝土氯离子扩散系数变化规律不明显,非裂缝区混凝土氯离子扩散系数随着初始荷载增加而增大。

参考文献 (References)

- [1] ALDEA C M, SHAH S P, KARR A. Permeability of cracked concrete[J]. *Materials and Structures*, 1999, 32(5): 370-376.
- [2] DJERBI A, BONNET S, KHELIDJ A, et al. Influence of traversing crack on chloride diffusion into concrete[J]. *Cement and Concrete Research*, 2008, 38(6): 877-883.
- [3] JANG S Y, KIM B S, OH B H. Effect of crack width on chloride diffusion coefficients of concrete by steady-state migration tests [J]. *Cement and Concrete Research*, 2011, 41(1): 9-19.
- [4] SAHMARAN M. Effect of flexure induced transverse crack and self-healing on chloride diffusivity of reinforced mortar [J]. *Journal of Materials Science*, 2007, 42(22): 9131-9136.
- [5] BENTZ D P, GARBOCZI E J, LU Y, et al. Modeling of the influence of transverse cracking on chloride penetration into concrete [J]. *Cement and Concrete Composites*, 2013, 38(2): 65-74.
- [6] RODRIGUEZ O, HOOTON R. Influence of cracks on chloride ingress into concrete [J]. *ACI Materials Journal*, 2003, 100(2): 120-126.
- [7] LI C Q. Initiation of chloride-induced reinforcement corrosion in concrete structural members-prediction [J]. *ACI Structural Journal*, 2002, 99(2): 133-141.
- [8] LI C Q. Initiation of chloride-induced reinforcement corrosion in concrete structural members-experimentation [J]. *ACI Structural Journal*, 2001, 98(4): 502-510.
- [9] WIN P P, WATANABE M, MACHIDA A. Penetration profile of chloride ion in cracked reinforced concrete [J]. *Cement and Concrete Research*, 2004, 34(7): 1073-1079.
- [10] 陆春华,金伟良,延永东. 氯盐干湿环境下受弯横向裂缝对钢筋混凝土耐久性影响 [J]. *海洋工程*, 2012, 30(1): 131-136.
- LU C H, JIN W L, YAN Y D. Influence of transverse cracks on durability of RC member under chloridedry and wet cycles [J]. *The Ocean Engineering*, 2012, 30(1): 131-136 (in Chinese).
- [11] 刁波,孙洋. 混合侵蚀与冻融交替作用下持载钢筋混凝土偏压构件试验 [J]. *建筑结构学报*, 2009(增刊 2): 298-303.
- DIAO B, SUN Y. Experiments of reinforced concrete columns with eccentric compressive persistent loading under alternative actions of a mixed aggressive solution and freeze-thaw cycles [J]. *Journal of Building Structures*, 2009 (S2): 298-303 (in Chinese).
- [12] 沈宇,叶英华,刁波,等. 海水干湿循环对带裂缝钢筋混凝土柱力学性能及氯离子含量的影响 [J]. *建筑结构学报*, 2014(增刊 1): 69-74.
- SHEN B, YE Y H, DIAO B, et al. Effects of seawater wet-dry cycles on performance and chloride content of RC columns with different initial cracks [J]. *Journal of Building Structures*, 2014 (S1): 69-74 (in Chinese).
- [13] 耿娇,刁波,陈圣刚. 冻融与侵蚀作用下引气混凝土劣化微观机理 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(10): 1392-1396.
- GENG J, DIAO B, CHEN S G. Degradation mechanism of air-entrained concrete under alternative actions of freeze-thaw cycles and seawater immersion [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(10): 1392-1396 (in Chinese).
- [14] 中国钢铁工业协会. 金属材料拉伸试验 第 1 部分: 室温试验方法: GB/T228.1—2010 [S]. 北京: 中国国家标准化管理委员会, 2010.
- China Iron and Steel Association. *Metallic materials—Tensile testing—Part 1: Method of test at room temperature: GB/T228.1—2010* [S]. Beijing: Standardization Administration of the People's Republic of China, 2010 (in Chinese).
- [15] 中国建筑科学研究院. 普通混凝土力学性能试验方法标准: GB/T50081—2002 [S]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2003.
- China Academy of Building Research. *Standard for test method of mechanical properties on ordinary concrete: GB/T50081—2002* [S]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2003 (in Chinese).
- [16] 中国建筑科学研究院. 混凝土中氯离子含量检测技术规程: JGJ/T322—2013 [S]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2013.
- China Academy of Building Research. *Technical specification for test of chloride ion content in concrete: JGJ/T322—2013* [S]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2013 (in Chinese).
- [17] 中国建筑科学研究院. 钢筋混凝土结构设计规范: GB50010—2010 [S]. 北京: 中国建筑工业出版社, 2010.
- China Academy of Building Research. *Code for design of concrete structures: GB50010—2010* [S]. Beijing: China Architecture & Building Press, 2010 (in Chinese).
- [18] 吴庆,袁迎曙. 锈蚀钢筋力学性能退化规律试验研究 [J]. *土木工程学报*, 2008, 41(12): 42-47.
- WU Q, YUAN Y S. Experimental study on the deterioration of

mechanical properties of corroded steel bars [J]. China Civil Engineering Journal, 2008, 41(12): 42-47 (in Chinese).

刁波 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 钢筋混凝土结构分析、混凝土耐久性。

作者简介:

庞森 男, 博士研究生。主要研究方向: 钢筋混凝土结构分析、混凝土耐久性。

叶英华 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 钢筋混凝土结构分析。

Effect of seawater wet-dry cycles on mechanical performance of RC beams with initial damage

PANG Sen^{1,2}, DIAO Bo^{1,2}, YE Yinghua^{1,*}, WANG Xin¹, CHEN Shuxin¹

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. State Key Laboratory of Subtropical Building Science, South China University of Technology, Guangzhou 510640, China)

Abstract: The working condition of reinforced concrete (RC) structures in coastal chloride environment combined load effects and environmental effects and there would be a different degree of damage due to load effects in normal conditions. In order to simulated that working condition in laboratory, different loads of $0.3P_u$, $0.4P_u$, $0.5P_u$, $0.6P_u$ and $0.7P_u$ (P_u is the ultimate load of beam under monotonic loading) were applied on RC beams specimens to induce varying degrees of damage. Subsequently, beam specimens were placed in an automatic sprinkler device to simulate seawater wet-dry cycles. After 120 wet-dry cycles, monotonic loading test and chloride concentration test were conducted on RC beams. The test results show that the yield load, ultimate load and ductility of specimens decrease with the increase of initial damage load amplitude. When the initial load is $0.4P_u$, the decrease of yield load and ultimate load is 10.4% and 7.9% respectively, compared with control group. With the damage increasing, the yield load and ultimate load decrease constantly. When the initial load is $0.7P_u$, a great degeneration of mechanical performance occurs and the decrease of yield load and ultimate load is 33.7% and 32.4% respectively. The results of chloride concentration test show that the chloride ion content of concrete in tension area is higher than that in compression area. When the initial load is below $0.5P_u$, the chloride ion content in steel position is below 0.1% and has no significant changes. When the initial load is $0.7P_u$, the chloride ion content increases significantly and the maximum value is up to 0.14%. Thus, the initial damage combined with seawater wet-dry cycles has a great impact on degradation of mechanical performance and durability of RC beams.

Keywords: initial damage; reinforced concrete (RC) beams; seawater wet-dry cycles; durability; chloride concentration

Received: 2016-05-12; Accepted: 2016-07-01; Published online: 2016-08-30 11:50

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160830.1150.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51578031); the Open Project of State Key Laboratory of Subtropical Building Science, South China University of Technology (2016ZA03)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0406

导弹自主编队综合作战效能评估方法



贾翔, 吴森堂*, 文永明, 吴晓龙

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对导弹自主编队协同制导与控制技术的综合作战效能评估问题, 引入了协同制导与控制能力等级(CGCL)的概念, 并结合层次分析法(AHP)和ADC效能评估模型建立了导弹自主编队综合作战效能的分析模型, 分析了导弹自主编队典型作战想定下导弹编队成员的协同突防概率、交班成功率、命中概率和毁伤概率, 分析过程充分考虑了导弹自主编队作战的能力和特点, 并在搭建的导弹自主编队攻防对抗综合仿真验证系统上分析和验证了其有效性, 为定量地分析导弹自主编队的综合作战效能提供了快速可靠的计算方法。

关键词: 导弹自主编队; 协同制导与控制能力; 综合作战效能; 协同突防概率; 交班成功率

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-1013-10

随着计算机技术和无线移动通信网络技术的迅速发展, 基于协同制导控制技术的导弹自主编队协同作战是未来新一代智能精确制导武器发展的显著特点, 导弹自主编队作战力求通过尽可能的提高协同效率、协同品质和协同普惠度最终实现显著提高且最大化综合作战效能^[1]。目前, 国内导弹自主编队协同制导与控制技术的研究, 仍处在起步和加速发展的阶段。国内研究作战效能评估的文献^[2-4]大多针对单枚导弹或导弹群的突防概率等作战效能指标的分析 and 研究上, 缺少对自主编队条件下的协同制导与控制能力的分析, 缺少对导弹协同作战的功能和特点的研究。

用于导弹作战效能评估的手段很多^[5-7], 如ADC方法、系统效能评估方法(SEA)、信息熵评估方法等, 但这些方法均未考虑到导弹编队作战时导弹成员之间的相互影响, 以及导弹编队协同制导控制技术所带来的综合作战效能的提升。

本文基于层次分析法和美国工业武器系统效

能咨询委员会(WSEIAC)的ADC模型, 引入协同制导与控制能力等级(CGCL), 建立了适用于导弹自主编队协同制导控制系统的综合作战效能分析模型, 重点分析了导弹自主编队综合作战效能评估的各层能力和指标体系, 以某反舰导弹的攻防对抗作为典型作战想定, 研究了导弹编队成员的协同突防概率、交班成功率、命中概率和毁伤概率。建立的综合作战效能评估模型充分考虑了导弹自主编队的功能和特点, 并在搭建的导弹自主编队攻防对抗综合仿真验证系统上多次仿真和验证了提出的导弹自主编队综合作战效能评估方法的有效性。

1 导弹自主编队综合作战效能体系结构

ADC模型综合考虑了作战系统的有效性、可靠性和作战能力, 将系统的效能评定和具体的作战任务综合起来, 能够反映既定任务的完成情况。

收稿日期: 2016-05-16; 录用日期: 2016-08-11; 网络出版时间: 2016-10-17 08:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0840.003.html

* 通讯作者: E-mail: woost@sina.com

引用格式: 贾翔, 吴森堂, 文永明, 等. 导弹自主编队综合作战效能评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1013-1022. JIA X, WU S T, WEN Y M, et al. Assessment method for comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1013-1022 (in Chinese).

由 WSEIAC 给出的系统效能表达式为

$$E = ADC \quad (1)$$

式中： E 为效能值； A 为可用性行向量； D 为可信性矩阵； C 为能力向量^[8]。

飞航导弹(MW)自主编队的协同思想主要体现在编队支撑网络、信息获取系统、编队决策与管理、编队飞行控制系统及成员飞行控制系统

等的高度集成^[1]。因而,导弹自主编队综合作战的效能评估是将导弹编队作为评估对象,可用性、可信性和能力3大要素都要经过修正和扩展,同时还要引入协同制导与控制能力系数和导弹自主编队综合作战效费比。

导弹自主编队综合作战效能体系结构如图1所示。

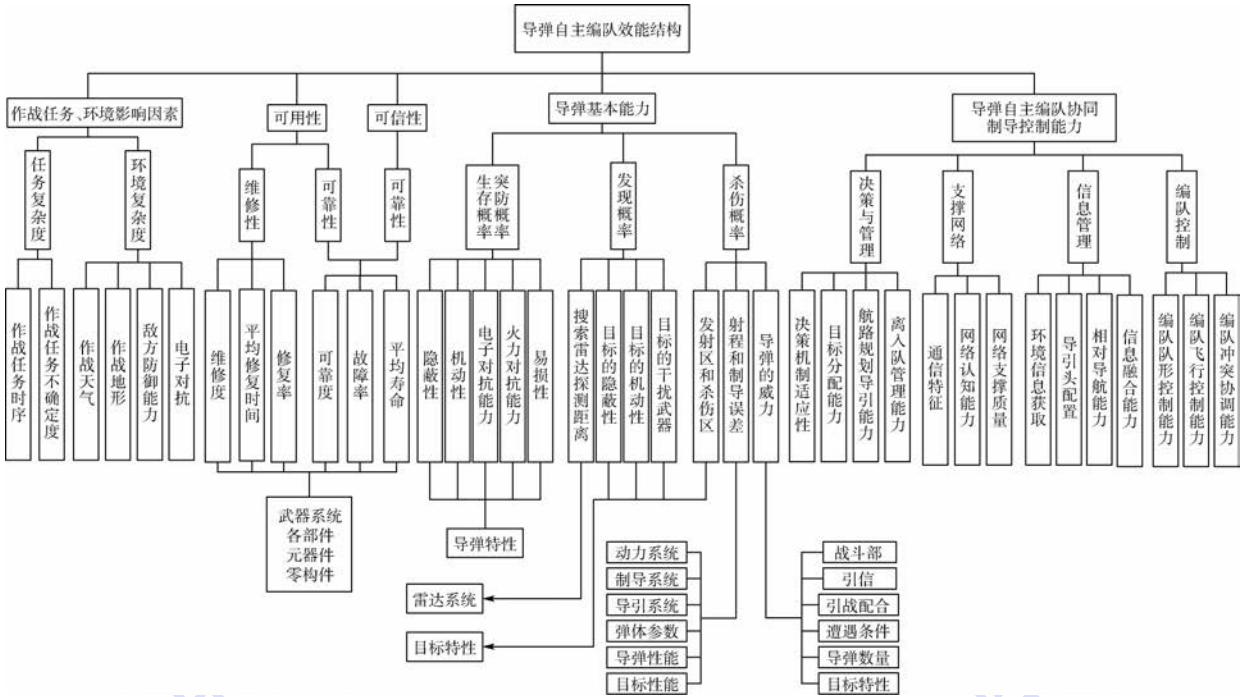


图1 导弹自主编队综合作战效能体系结构

Fig. 1 Comprehensive operational effectiveness system structure of missile autonomous formation

2 导弹自主编队综合作战效能分析模型

考虑到导弹编队的效费比的影响因素,在 WSEIAC 的系统效能表达式基础上,给出针对飞航导弹编队的综合作战效能指标公式为^[1]

$$E = \frac{ADC}{\Sigma} \quad \Sigma = \sum_{i=1}^n \frac{b_i}{B_i} \quad (2)$$

式中： Σ 为导弹编队的费用比率之和； n 为导弹编队中导弹的数量； b_i 和 B_i 分别为第 i 枚参战导弹的实际开销费用及其相对应的标准配置的基准费用。

2.1 可用性行向量

可用性行向量 A 为 $n+1$ 维,即

$$A = (A_0, A_1, \dots, A_k, \dots, A_n) \quad (3)$$

式中： A_0 为导弹均正常的概率,系统处于可用状态,其表达式为

$$A_0 = a_{wm}^n \quad (4)$$

其中： a_{wm} 为飞航导弹的可靠性。

A_k 为系统有 k 枚导弹出故障的概率,系统处

于可用状态,其表达式为

$$A_k = C_n^k a_{wm}^{n-k} (1 - a_{wm})^k \quad (5)$$

A_n 为 n 枚导弹均出故障的概率,系统处于不可用状态,其表达式为

$$A_n = 1 - \sum_{i=0}^{n-1} A_i \quad (6)$$

2.2 可信性矩阵

可信性矩阵为

$$D = [\alpha_{ij}]_{(n+1) \times (n+1)} \quad i = j = 1, 2, \dots, n \quad (7)$$

当 $i > j$ 时, $\alpha_{ij} = 0$ 。

当 $i = j$ 时,

$$\alpha_{ij} = \exp\left[-(n - i + 1) \frac{T}{MTBF_s}\right] \quad (8)$$

当 $i < j$ 时,

$$\alpha_{ij} = C_{n-i+1}^{j-i} \exp\left[-(n - j + 1) \frac{T}{MTBF_s}\right] \cdot$$

$$\left[1 - \exp\left(-\frac{T}{MTBF_s}\right)\right]^{j-i} \quad (9)$$

式中： T 为系统的任务工作时间； $MTBF_s$ 为系统的

平局故障间隔时间^[1]。

2.3 能力值

对于飞航导弹武器系统来说,能力向量 C 主要包括导弹的突防概率 P_1 、交班成功率 P_2 、命中概率 P_3 和毁伤概率 P_4 等。借助于任务载荷的优化配置以及编队决策与管理系统,飞航导弹编队可采用不同类型和规格的导引头高低搭配编组,通过编队支撑网络交换目标信息,能够有效地提高飞航导弹的基本能力指标 $P_0 = P_1 P_2 P_3 P_4$ 。

系统在执行任务过程中处于第 i 种状态时对应的能力值 c_i 为^[11]

$$c_i = \sum_{j=1}^M w_{ij} c_{ij} \quad (10)$$

式中: M 为目标数; w_{ij} 为在处于 i 状态下,攻击第 j 个目标的权值; c_{ij} 为在处于 i 状态下,攻击第 j 个目标的能力值。

反舰导弹的最终击毁目标的概率一般可表示为^[9]

$$P = 1 - \left(1 - \frac{p_e}{W}\right)^N \quad (11)$$

式中: p_e 为每枚导弹击中目标的概率; W 为毁伤目标平均必需命中弹数; N 为攻击目标的导弹总数,导弹自主编队的攻击目标的能力也最终反应到击毁目标的概率上,在式(11)的基础上引入导弹自主编队CGCL(Ξ)的概念,则系统处于

i 状态下,攻击第 j 个目标的能力值为

$$c_{ij} = 1 - \left(1 - \frac{\sum_{k=1}^n \xi_k P_{ok}(i, \Xi, \Lambda)}{W_j n_k}\right)^{N_j} \quad (12)$$

式中: $P_{ok}(i, \Xi, \Lambda)$ 为CGCL为 Ξ 的系统处于 i 状态下时,系统中第 k 种配置的导弹与防御能力系数为 Λ ($0 < \Lambda \leq 1$) 的目标群作战的基本能力指标; ξ_k 为衡量第 k 种配置的导弹在作战中的重要程度的系数; n_k 为第 k 种配置的导弹的数量; W_j 为毁伤第 j 个目标平均必需命中弹数; N_j 为攻击第 j 个目标的导弹数,其中 Ξ 的确定需要对整个导弹自主编队系统进行协同制导与控制能力的评估,是导弹自主编队综合作战效能评估的关键工作。

3 协同制导与控制能力等级

3.1 协同制导与控制能力等级定义

参考文献[1]对CGCL的定义,结合导弹自主编队协同制导与控制系统的5大组成部分(编队支撑网络、信息获取系统、编队决策与管理系统、编队飞行控制系统和成员飞行控制系统)对CGCL进一步细分和描述,如表1所示。

目前各国现役的导弹武器装备的协同制导与控制能力基本处于第2、第3级,其中第2级的导弹编队主要处在预编程和预设飞行任务的阶段,可以作为分析导弹自主编队协同制导与控制

表1 导弹自主编队CGCL细化表
Table 1 Details of missile autonomous formation CGCL

能力	CGCL等级					
	1	2	3	4	5	
决策机制	操作员决策	预编程	集中式决策	集散式/分层递阶式决策	分布式自主协同决策	
决策与目标分配能力	操作员分配	离线分配	集中式动态目标分配	集散式动态目标分配	分布式协同目标分配	
管理能力和航路规划导引能力	操作员规划	离线航路规划	集中式在线航路规划	集散式在线航路规划	分布式协同航路规划	
离入队管理能力	操作员管理	无管理	集中式离入队管理	集散式离入队管理	自主协同离入队管理	
支撑通信特征	指控链路	弹间链路	集中式拓扑	互联互通	按任务需求可变拓扑	
网络能力和网络认知能力	操作员认知	离线认知	集中式在线认知	自主集散式在线认知	自主分布式在线认知	
网络支撑质量	操作员管理	离线支撑	集中式在线支撑	自主集散式在线支撑	自主分布式在线支撑	
环境信息获取	人工感知	人工监控感知	人工监控感知	半自主感知	自主实时动态感知	
信息导引头优化配置	人工配置	计算机辅助配置	计算机辅助配置	自动配置	自动配置	
获取能力	相对导航能力	卫星/惯导	卫星/惯导/数据链	卫星/惯导光学/数据链	卫星/惯导光学/数据链	
信息融合能力	人工融合	半自主融合	人工为主,计算机辅助	计算机融合,人工监控	全自主融合	
编队飞行控制能力	编队队形控制能力	极弱	弱	中等	强	极强
编队飞行控制能力	编队位置控制能力	极弱	弱	中等	强	极强
编队飞行控制能力	编队冲突协调能力	极弱	弱	中等	强	极强

能力的一个参照基准,而CGCL 3级以上的导弹编队是未来发展的主要方向。

3.2 协同制导与控制能力等级的确定

采用层次分析法(AHP)对导弹自主编队协同制导控制能力进行定量分析,即确定协同制导与控制能力系数,进而划分导弹自主编队协同制导控制的等级。层次分析法的原理框图如图2所示。

确定CGCL具体步骤如下:

第1步 建立递阶层次结构,对导弹自主编队协同制导控制能力进行逐层分解。

按导弹自主编队的5大组成部分进行细分,其中成员飞行控制能力即导弹的传统的导航制导与控制能力,不作为导弹自主编队协同制导控制能力划分的重点,暂时认为该能力值固定不变,其余4个部分的考核内容划分如图3所示。

第2步 计算层次结构底层元素的组合权重。根据简易表格法,由专家填√得表,以第2层能力指标的具体能力权重为例,其相应的表格如表2所示。

表2 分系统能力权重简易表

Table 2 Subsystem ability weight summary

相对重要性	指标元素			
	B1	B2	B3	B4
最重要	√			
相邻中值		√		
很重要			√	
相邻中值				√
比较重要				
相邻中值				
稍重要				
相邻中值				
不重要				

对应于各层能力的权重表格,分别计算相应的判断矩阵A,并求取特征向量。

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中: a_{ij} 为指标 a_i 相对于指标 a_j 的相对权重。

采用方根法计算判断矩阵的权向量,首先计算判断矩阵A的每一行元素的乘积^[7]:

$$M_i = \prod_{j=1}^n a_{ij} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (14)$$

再计算 M_i 的n次方根:

$$\bar{\omega}_i = \sqrt[n]{M_i} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (15)$$

对 $\bar{\omega}_i$ 进行归一化处理:

$$\omega_i = \frac{\bar{\omega}_i}{\sum_{i=1}^n \bar{\omega}_i} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (16)$$

则所得的权重向量记为

$$w = [\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n]^T \quad (17)$$

第3步 根据当前各个分系统的研究,给出各个评估内容的评估值。指标值取值范围为0~10。

图3中导弹自主编队协同制导控制能力体系第3层的每种能力是导弹自主编队协同制导技术研究的关键。近年来相关研究越来越丰富,应用不同的协同与决策机制或算法,导弹自主编队将具备不同的协同制导与控制能力。专家根据导弹自主编队系统实际情况依据表1对第3层各能力值进行评估,领域专家多为参与相关问题研究的人员,经过大量理论和仿真验证分析,给出各个子指标的评估值,即第3层各能力值 $C_i (i = 1, 2, \dots, 14)$ 。

进而可得到导弹自主编队协同制导控制能力的评估值,记为 $e, e \in [0, 10]$,其表达式为

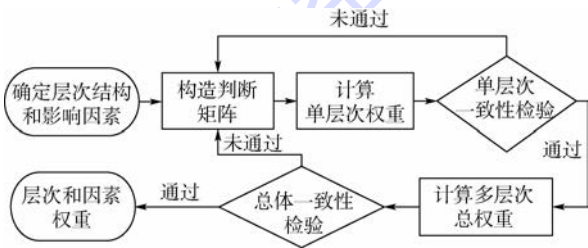


图2 层次分析法原理框图

Fig. 2 Block diagram of principle of analytic hierarchy process

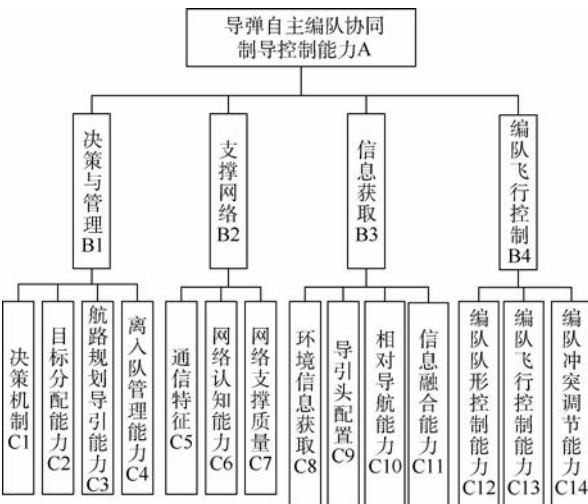


图3 协同制导与控制能力层次分解图

Fig. 3 Breakdown drawing of cooperative guidance and control ability levels

$$e = w [C_1, C_2, \dots, C_{14}]^T \quad (18)$$

最终通过导弹自主编队协同制导控制能力的评估值划分 CGCL (Ξ), 其表达式为

$$\Xi = \begin{cases} 1 & 0 < e \leq 2 \\ 2 & 2 < e \leq 4 \\ 3 & 4 < e \leq 6 \\ 4 & 6 < e \leq 8 \\ 5 & 8 < e \leq 10 \end{cases} \quad (19)$$

4 基本能力值计算

4.1 导弹自主编队成员突防概率

计算编队成员的突防概率 P_1 , 需要分析导弹自主编队从发射区到导弹击中目标的整个任务过程中影响导弹成功突防的所有因素, 例如导弹回避威胁和障碍的能力、不被敌方雷达发现的能力、导弹编队协同航路规划的优化程度、生成导引指令的可行性、敌方的拦截和打击能力等。因此, 导弹自主编队的成员突防概率 P_1 可以表示为

$$P_1 = (\bar{P}_D + P_D \bar{P}_k \bar{P}_m \bar{P}_{hp} \bar{P}_{gr} \bar{P}_{mjz}) \bar{P}_c \quad (20)$$

式中: \bar{P}_D 为不被敌方雷达探测到的概率; P_D 为被敌方雷达探测到的概率; \bar{P}_k 为不被拦截击中的概率; \bar{P}_m 为不被敌方拦截弹击中的概率; \bar{P}_{hp} 为不被敌方高炮击中的概率; \bar{P}_{gr} 为对敌方电子干扰突防概率; \bar{P}_{mjz} 为对敌方密集阵的突防概率; \bar{P}_c 为不撞毁概率。

文献[8]中对上述大多数概率值进行定量分析和仿真验证, 但缺少对导弹自主编队的不碰撞概率 \bar{P}_c 进行定量分析, 这里不碰撞概率可分为2个方面, 一方面是导弹编队成员之间的不碰撞概率^[10], 另一方面是导弹和地面、海面以及山地丘陵等的不碰撞概率^[11-12]。不碰撞概率与导弹编队的安全距离、单枚导弹的制导控制精度以及编队航路规划能力、航路导引精度息息相关。

P_1 值的确定与具体的作战条件和任务相关, 难以给出固定的公式, 但经大量分析和仿真可以描述为^[1]

$$P_1 = f(Ma, h, n_a, RCS_{wm}, \lambda, \Xi, \Lambda) \quad (21)$$

式中: Ma 为导弹飞行马赫数; h 为导弹飞行高度; n_a 为导弹的可用机动过载; RCS_{wm} 为导弹的雷达反射截面积; λ 导弹流密度。

4.2 导弹自主编队成员交班成功率

当导弹编队进入中末制导交班阶段时, 飞航导弹要依靠自身的导引头或者借助于编队支撑网络系统, 成功地捕获指定的目标并转入末制导阶段。交班成功率 P_2 就是衡量飞航导弹按要求由

中制导状态成功转入末制导状态的概率。

中/末制导交班成功与否取决于交班点(交班区)的选取^[13]、导引头探测误差以及导弹自主编队信息融合和动态目标分配的能力。

导弹自主编队成员的交班成功率不仅需要考虑是否能够捕捉并成功跟踪某一个目标, 还要尽量使整体交班后的弹目分配最优。 P_2 可描述为^[1]

$$P_2 = f(D, \dot{D}, \Psi, \dot{\Psi}, \Delta_D, \Delta_\psi, \Delta_M, RCS_T, \Xi, \Lambda) \quad (22)$$

式中: D 为弹目距离; \dot{D} 为弹目接近速度; Ψ 为弹目相对角度(方位角和高低角); $\dot{\Psi}$ 为弹目相对角度变化率(方位角速度和高低角速度); Δ_D 为导弹的导引头探测距离; Δ_ψ 为导弹的导引头视场; Δ_M 为导弹的导引头工作模式及动态特性; RCS_T 为目标的雷达反射截面积。

4.3 导弹自主编队成员命中概率

命中概率 P_3 主要与飞航导弹的制导精度、目标的运动特性和外形尺寸密切相关。 P_3 可描述为^[1]

$$P_3 = f(\varepsilon_C, n_T, \Omega_T) \quad (23)$$

式中: ε_C 为导弹的制导精度; n_T 为目标的机动过载; Ω_T 为目标的外形尺寸。

4.4 导弹自主编队成员毁伤概率

毁伤概率 P_4 主要与飞航导弹的毁伤能力、目标的易损性密切相关。 P_4 可描述为^[1]

$$P_4 = f(\varepsilon_w, \zeta_{FW}, \Psi_{wm}, \zeta_T) \quad (24)$$

式中: ε_w 为导弹的战斗部效能; ζ_{FW} 为引信与战斗部的配合度; Ψ_{wm} 为导弹的着靶状态; ζ_T 为目标的易损性。

4.5 导弹自主编队 $P_{ok}(i, \Xi, \Lambda)$ 的确定

导弹自主编队的综合作战效能评估是与具体作战任务、作战环境息息相关的, 在相同的 CGCL 下, 对于不同配置、不同性能的导弹, 其基本能力指标 P_0 也有较大差别。由于各部分指标和协同制导与控制能力耦合严重, 目前以第2级 CGCL 的导弹的基本能力指标 $P_0(\Xi = 2, \Lambda = 1)$ 为基准, 采用层次分析法得出的 CGCL 来修正导弹自主编队系统的 P_0 值, CGCL 对具备一定单体作战能力的导弹组成的自主编队的综合作战效能有显著提高, 当 $\Xi = 5$ 时, P_0 值可以趋近于1, 目前服役的巡航导弹基本都具备该条件, 则 $P_{ok}(i, \Xi, \Lambda)$ 可表示为

$$P_{ok}(i, \Xi, \Lambda) = \frac{P_{ok}(i, 2, 1)}{1 - \frac{1}{5-2}(\Xi - 2)\Lambda(1 - P_{ok}(i, 2, 1))} \quad (25)$$

5 仿真验证

为了方便研究 CGCL 与导弹自主编队综合作战效能的关系,同时仿真和验证各分系统的相关技术,实验室成员一同搭建了 IPCSIMLAB 综合数字仿真平台,该系统由 Vega Prime 和 Microsoft Visual Studio 2005 软件搭建,以某型反舰弹的模拟数据建立非线性 6 自由度模型,导弹自主编队依照如图 4 的战场想定遂行作战任务,该仿真平台具备各分系统功能可剪裁、战场态势实时显示和记录、单次作战效能计算等功能。

图 5 为该仿真平台的程序框架流程图。在

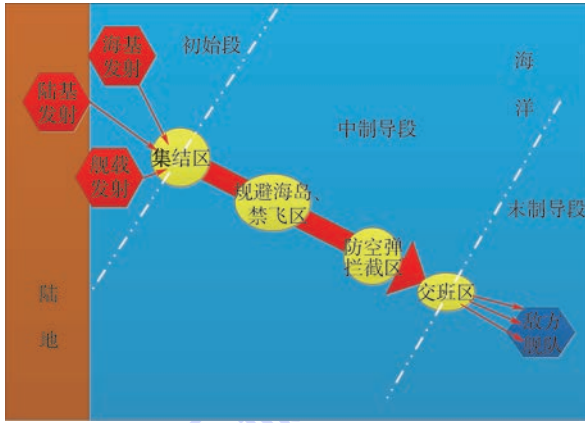


图 4 典型作战想定示意图

实时模式下,系统可以按照作战想定进行系统初始化、攻方对抗过程中各个功能模块初始化,为了使仿真过程更加合理化与真实化,进行了多线程创建与初始化,使每个作战单元分配一个独立的线程,各个线程并行运行,进行实时的攻方对抗仿真。在仿真控制的支配下进行视景循环显示,并进行作战评估和数据操作。

在该综合数字仿真平台上进行多次实时模式下的仿真测试实验,得出导弹编队作战仿真试验效能值 E_1 ,同时采用文中评估方法计算导弹自主编队综合作战效能值 E_2 ,并在综合数字仿真系统中对导弹自主编队的能力进行剪裁,得出不同 CGCL 下的 2 种效能值进行对比分析,对比分析流程如图 6 所示。

为了突出分析导弹自主编队综合作战效能方法的可行性和有效性,仿真和计算中侧重 CGCL 的确定,以及评估值和综合数字仿真中作战效能的对比,这里给出相应的假设和说明:①该型反舰导弹飞行包线为 $0.45 Ma \sim 3.00 Ma$,过载能力在 $\pm 10 g$ 以内,巡航高度为 $15\ 000\ m$,海上低空可达 $10\ m$;②导弹自主编队中各导弹的可用性 $a_{wm} = 0.9$;③系统的任务工作时间 $T = 1$, $MTBF_s = 1\ 000$;④导弹命中概率 $P_3 = 0.9$,导弹命中目标的情况下的毁伤概率 $P_4 = 1$;⑤导弹自主编队规模

Fig. 4 Schematic diagram of typical warfare scenario

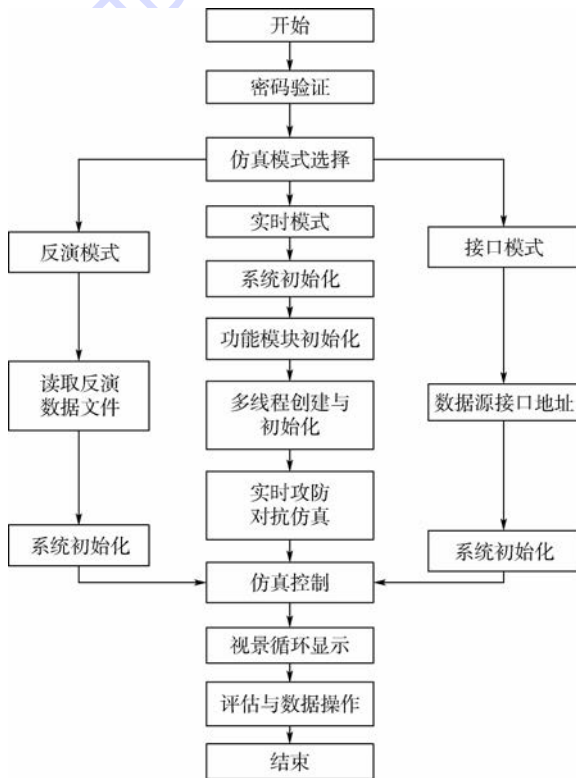


图 5 程序框架流程图

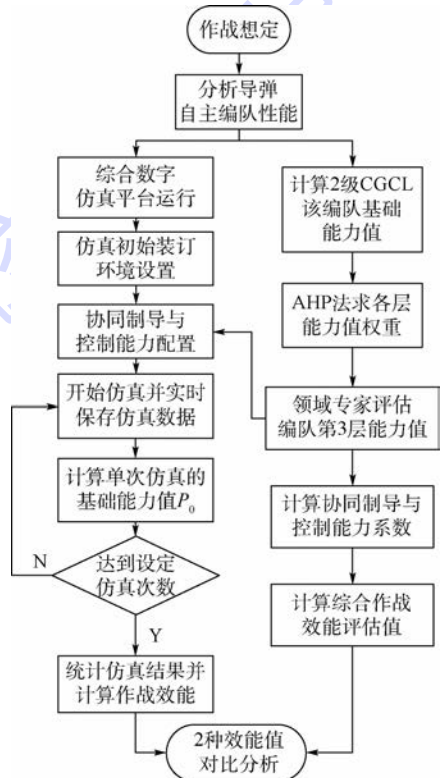


图 6 效能评估方法仿真验证流程

Fig. 6 Effectiveness evaluation method simulation verification flowchart

Fig. 5 Application framework flowchart

为 24,巡航马赫数为 3,敌方舰队规模为 8,毁伤每个舰船平均必需命中弹数均为 2;⑥敌方雷达系统发现目标即能稳定跟踪,由发射区为 $200\text{ km} \times 80\text{ km} \times 24\ 000\text{ m} \times 15\text{ m}$ 的中远程防空导弹拦截,拦截导弹最大与赫数为 5,可用拦截弹数 36,杀伤半径为 10 m。

首先计算导弹编队 $P_{0k}(i,2,1)$ 的值,计算过程参考文献[8-9],这里不作为重点内容列出。

然后采用 AHP 方法,依据 3.2 节中的具体步骤,得出数字仿真中某型反舰弹编队的各层指标的判断矩阵,第 2 层能力指标的判断矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 2 & 3 & 3 \\ 1/2 & 1 & 2 & 2 \\ 1/3 & 1/2 & 1 & 1 \\ 1/3 & 1/2 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (26)$$

则采用方根法计算式(26)的 A-B 判断矩阵的权向量,得到权向量:

$$w_{A-B} = [0.4554, 0.2628, 0.1409, 0.1409]^T \quad (27)$$

同理得到第 3 层的权向量为

$$w_{B1-C} = [0.4554, 0.1409, 0.1409, 0.2628]^T \quad (28)$$

$$w_{B2-C} = [0.2000, 0.6000, 0.2000]^T \quad (29)$$

$$w_{B3-C} = [0.4547, 0.2627, 0.1413, 0.1413]^T \quad (30)$$

$$w_{B4-C} = [0.1220, 0.5584, 0.3196]^T \quad (31)$$

进而按照 3.2 节中的计算方法求得第 3 层各能力值 $C_i (i=1,2,\dots,14)$ 的权重向量

$$w_{A-C} = [0.2074, 0.0642, 0.0642, 0.1197, 0.0526, 0.1577, 0.0526, 0.0172, 0.0597, 0.0320, 0.0320, 0.0172, 0.0787, 0.0450]^T \quad (32)$$

结合领域专家对不同导弹自主编队第 3 层能力值的评估结果,由式(18)可以得到其相应的自主编队的协同制导与控制能力系数 e 的值,进而由式(19)得到 CGCL 等级。

图 7~图 10 给出综合数字仿真平台的实验视景,真实地显示出该作战想定的整个作战场景。

仿真平台的攻防态势显示界面中可实时监测导弹编队和目标舰船的健康状态,如图 11 所示。

每次仿真结束,综合数字仿真平台可以根据存储的实验数据计算出单次仿真的各项概率值,进而得出实验法的 P_0 值和综合作战效能,如图 12 所示。

图 13 为 CGCL 等级为 2、3、4 时,对应的 30 次综合数字仿真平台的仿真结果。

从图 13 中可以看出,随着 CGCL 等级的提高,导弹自主编队的综合作战效能有明显提升,CGCL 等级为 3 时,导弹自主编队以集中式决策和管理的方式进行编队飞行和遂行任务,相对于基本不具备协同能力的 CGCL 等级为 2 的导弹编队效能值平均提高了 30.98%,而当 CGCL 等级为 4 时,效能值提高更为明显。



图 7 仿真初始状态

Fig.7 Initial state of simulation

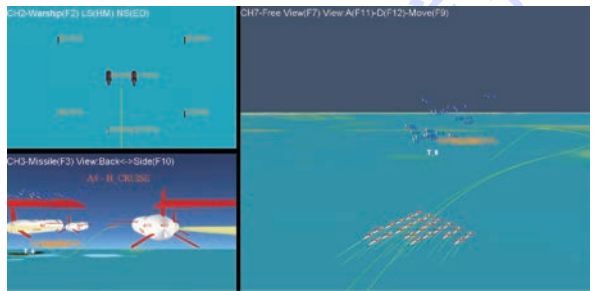


图 8 导弹编队被拦截前仿真视景

Fig.8 Simulation scene before missile formation being intercepted



图 9 拦截区仿真视景

Fig.9 Intercept-zone simulation scene



图 10 目标被击毁仿真视景

Fig. 10 Simulation scene of targets being destroyed

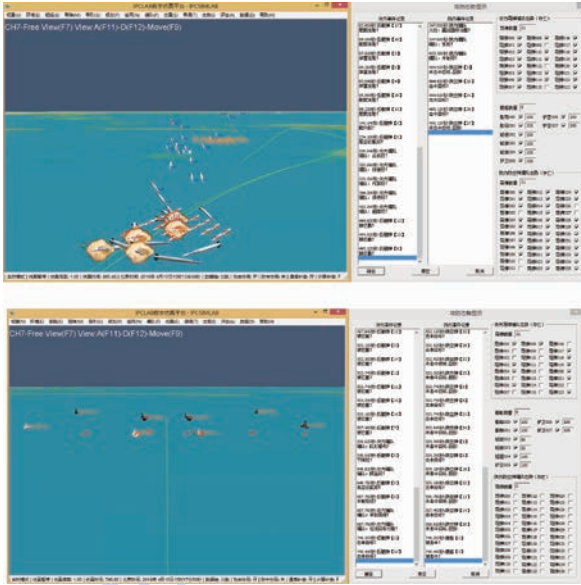


图 11 攻防态势显示功能示意图

Fig. 11 Schematic diagram of offensive and defensive situation display function

按CGCL评估

CGCL设置

3 设置 当前CGCL: 三级

攻方综合效能单次仿真计算

攻方突防概率	0.5
攻方交班成功概率	0.7523
攻方命中概率	0.707385253
攻方毁伤概率	0.953
攻方效费比	0.084525687
攻方综合效能	0.804626581

攻方综合效能评估

攻方突防概率	0.5376
攻方交班成功概率	0.7523
攻方命中概率	0.849
攻方毁伤概率	0.953
攻方效费比	0.1090761147
攻方综合效能	0.853648105

图 12 单次仿真效能值计算窗口

Fig. 12 Single simulation efficiency value calculation window

表 3 中对评估法和实验法得出的综合作战效能的结果进行对比,其中实验法得出的仿真结果为 30 次仿真实验的统计值。

由表 3 可以看出,评估法和实验法的仿真结果吻合较好,实验法需要数字仿真平台仿真大量的仿真和计算作为支撑,软件实现和仿真过程较为繁琐,而评估法基于 CGCL 的概念,从导弹自主编队的能力构成的角度分析了系统综合作战效能与各种能力的定性和定量的关系,可以快速高效地得出导弹自主编队的 CGCL 和综合作战效能。

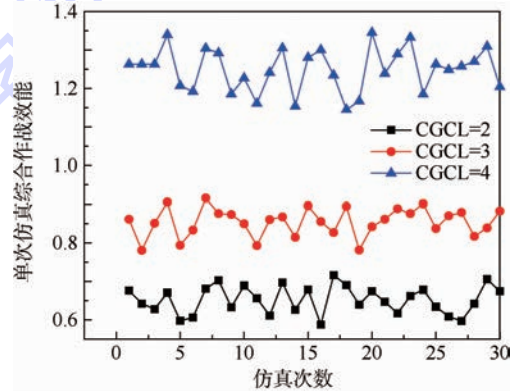


图 13 综合数字仿真平台的仿真结果

Fig. 13 Simulation results of comprehensive digital simulation platform

表 3 评估法和实验法结果对比表

Table 3 Result comparison between assessment method and experimental method

CGCL 等级	实验法统计值 E_1	评估法综合作战效能值 E_2
2	0.6520	0.6495
3	0.8540	0.8536
4	1.2486	1.2390

6 结论

1) 基于 AHP 方法和 ADC 模型的导弹自主编队综合效能评估方法可以高效可靠地进行导弹自主编队的效能预评估,评估结果与实验法得出的结果相吻合。

2) 对导弹自主编队的 CGCL 的划分以及对各种能力的细分,较为全面地分析了影响当前导弹自主编队综合作战效能在协同与自主层面的关键技术,总结了导弹自主编队发展和提升的关键工作方向。

3) 以导弹自主编队为研究对象,结合文献[1]中导弹自主编队协同制导与控制系统的体系结构,提出了普遍适用于当前导弹自主编队的综合作战效能评估方法,并通过综合数字仿真平台仿真验证了该评估方法的有效性。

文献[1]将CGCL划分5个等级,其中CGCL等级为3以上的具有分布式协同能力的导弹自主编队是今后相关领域的研究重点,由于目前CGCL等级为5的导弹自主编队的相关技术和研究还不成熟,文中实验法中没有涉及相关的仿真。

参考文献 (References)

- [1] 吴森堂. 导弹自主编队协同制导控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2015:24.
WU S T. Cooperative guidance & control of missiles autonomous formation[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2015: 24 (in Chinese).
- [2] 杜政,王朝志,陈万春. 巡航导弹群突防舰载反导系统快速分析模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(11): 1449-1454
DU Z, WANG C Z, CHEN W C, et al. Fast analytical model of cruise missile penetration ship-based anti-missile system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(11): 1449-1454 (in Chinese).
- [3] 谭守林, 闫双卡, 陈雪松, 等. 基于指数法的巡航导弹作战效能评估模型[J]. 火力与指挥控制, 2010, 35(5): 883-889.
TAN S L, YAN S K, CHEN X S, et al. Fighting efficiency evaluation model of cruise missile based on index method [J]. Fire Control & Command Control, 2010, 35(5): 883-889 (in Chinese).
- [4] 杨冬波. 地空导弹武器系统效能评估[D]. 南京:南京理工大学, 2013:40-67.
YANG D B. Research on efficiency evaluation of surface-to-air missile system [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013: 40-67 (in Chinese).
- [5] 李廷杰. 导弹武器系统的效能及其分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2000:2-10.
LI T J. The effectiveness of missile weapon system and its analysis[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2000: 2-10 (in Chinese).
- [6] 费智聪. 熵权-层次分析法与灰色-层次分析法研究[D]. 天津:天津大学, 2009:5-10.
FEI Z C. Research on entropy weight-analytic hierarchy process and grey-analytic hierarchy process [D]. Tianjin: Tianjin University, 2009: 5-10 (in Chinese).
- [7] 毛红保, 田松, 晁爱农. 无人机任务规划[M]. 北京:国防工业出版社, 2015:179-188.
MAO H B, TIAN S, CHAO A N. UAV mission planning[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2015: 179-188 (in Chinese).
- [8] 阎磊, 吴森堂. 飞航导弹编队制导作战效能分析方法研究[J]. 现代防御技术, 2008, 36(5): 15-20.
YAN L, WU S T. Research on the combat effectiveness analysis method of formation guidance of aerodynamic missile [J]. Modern Defense Technology, 2008, 36(5): 15-20 (in Chinese).
- [9] 郭齐胜, 鄧志刚, 杨瑞平. 装备效能评估概论[M]. 北京:国防工业出版社, 2005:30-65.
GUO Q S, ZHI Z G, YANG R P. Introduction to equipment effectiveness evaluation[M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2005: 30-65 (in Chinese).
- [10] SHI D L, WU S T, et al. Research on the safety distance for missile formation[C] // Proceedings of IEEE International Symposium on Instrumentation & Measurement, Sensor Network and Automation (IMSNA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1717-1721.
- [11] 娄联堂, 周成平, 丁明跃, 等. 基于误差随机过程无人飞行器的撞地概率计算公式[J]. 宇航学报, 2003, 24(2): 121-129.
LOU L T, ZHOU C P, DING M Y, et al. Clobber probability of pilotless aircraft based on error stochastic process [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(2): 121-129 (in Chinese).
- [12] 周韬, 周慧钟. 导弹主要参数对撞地概率的影响研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(2): 240-243.
ZHOU T, ZHOU H Z. Research on effect of missile main parameters on the clobber probability [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(2): 240-243 (in Chinese).
- [13] 彭琛, 吴森堂. 反舰导弹中/末制导交接班目标捕捉方法研究[J]. 飞行力学, 2008, 26(2): 37-44.
PENG C, WU S T. Study on capture probability of anti-ship missiles at hand-over point [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(2): 37-44 (in Chinese).

作者简介:

贾翔 男, 博士研究生。主要研究方向: 导航制导与控制。

吴森堂 男, 博士, 教授。主要研究方向: 导航制导与控制。

Assessment method for comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation

JIA Xiang, WU Sentang^{*}, WEN Yongming, WU Xiaolong

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the analysis of comprehensive combat effectiveness for cooperative guidance & control of missile autonomous formation, the conception of cooperative guidance & control level (CGCL) for missile autonomous formation was introduced, an analytical model of comprehensive combat effectiveness for missile autonomous formation was established by combining analytic hierarchy process (AHP) with the ADC effectiveness evaluation model. The cooperative penetration probability, successful handoff probability, hitting probability and damage probability of missile member in the formation were analyzed in a typical combat scenario, the combat ability and characteristics of missile autonomous formation were fully considered, and the validity of the model was analyzed and verified using a missile autonomous formation attack-defense confrontation simulation system. This model provides a fast and reliable calculation method for quantitatively analyzing comprehensive combat effectiveness of missile autonomous formation.

Keywords: missile autonomous formation; cooperative guidance & control ability; comprehensive combat effectiveness; cooperative penetration probability; successful handoff probability

Received: 2016-05-16; **Accepted:** 2016-08-11; **Published online:** 2016-10-17 08:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161017.0840.003.html

Foundation item: National Defense Basic Research Program (B1120131046)

*** Corresponding author.** E-mail: woost@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0458

飞翼布局飞机侧风起降特性

丛斌, 王立新*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 飞翼布局飞机的动态特性与常规飞机相差较大,在侧风起降过程中呈现出新的运动特性。对侧风起降过程中飞翼布局飞机的配平特性与响应特性进行了计算与分析,掌握了其区别于常规飞机的特点,侧风对飞翼布局飞机起降安全影响最严重为侧翻效应;结合新型操纵舵面的操纵特性与使用特性,对飞翼布局飞机起降阶段的效能需求开展了分析;通过对常用的侧风操纵策略进行了仿真计算与对比分析,提出了适用于飞翼布局飞机的侧风起降操纵策略。

关键词: 飞翼; 侧风起降; 新型操纵舵面; 侧风操纵策略; 效能需求

中图分类号: V212.12

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-1023-08

侧风对飞机的起降安全影响十分严重,易引发飞行事故^[1-3]。飞翼布局飞机的侧风起降过程相比常规飞机呈现新的特点。首先,飞翼布局飞机操纵特性与常规布局飞机相差较大,航向呈弱静不稳定^[4-5],遭遇侧风后侧滑角有发散的趋势;航向静稳定性导数极小,与横向静稳定性不匹配,导致侧风情形下横航向运动产生耦合发散,严重影响飞行安全。其次,飞翼布局飞机采用翼身融合布局,取消了垂尾,偏航轴转动惯量及阻尼远小于常规飞机;其采用了新型操纵舵面,阻力方向舵的操纵原理与常规飞机的方向舵不同,且具有较强的三轴操纵耦合效应。气动布局和操纵特性的差异导致飞翼布局飞机对操纵效能的需求与常规飞机相比存在较大差异。最后,新型操纵舵面在不同任务阶段有不同的使用特性,升降副翼可提供俯仰与滚转二轴的操纵效能,阻力方向舵可完成航向操纵与减速任务^[6-8],飞翼布局飞机的操纵效能需求受飞行任务的不同而变化明显。

目前,常规飞机的侧风操纵策略比较成熟,但

并没有专门研究适用于飞翼布局飞机的侧风着陆操纵方法。文献[9-10]从理论上分析了侧风对飞翼布局飞机着陆飞行安全的影响;文献[5,11-13]依据偏航法和侧滑法对飞翼布局飞机侧风着陆进行了飞行控制设计与仿真研究。目前尚未见有飞翼布局飞机侧风起降阶段新型操纵舵面的操纵特性与效能需求方面研究成果报道。

针对上述问题,本文对飞翼布局飞机侧风运动特性进行了计算与仿真分析,开展了起降阶段飞翼布局飞机新型操纵舵面的效能需求分析,针对舵面操纵特性确定了适用于飞翼布局飞机的侧风起降操纵策略。

1 侧风运动特性

算例飞翼布局如图1所示,内侧升降副翼主要执行俯仰操纵,外侧升降副翼主要执行滚转操纵,开裂式方向舵提供偏航操纵。

飞翼布局飞机取消了垂尾,横航向气动特性较常规飞机有明显区别,表1为算例飞翼布局飞

收稿日期: 2016-05-31; 录用日期: 2016-09-02; 网络出版时间: 2016-12-12 11:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20161212.1102.003.html

* 通讯作者: E-mail: wx_c818@163.com

引用格式: 丛斌, 王立新. 飞翼布局飞机侧风起降特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1023-1030.

CONG B, WANG L X. Crosswind take-off and landing characteristics of flying wings [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1023-1030 (in Chinese).

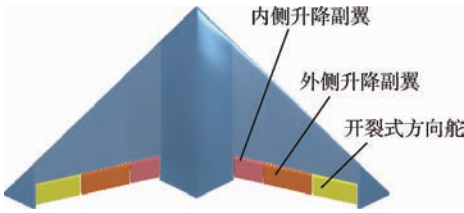


图1 算例飞机舵面配置

Fig. 1 Control surface configuration of example aircraft

表1 横航向气动导数对比

Table 1 Comparison of lateral aerodynamic derivatives

飞机	$C_{e\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{l\beta}$	$ C_{n\beta}/C_{l\beta} $
算例飞翼	-0.003	-0.007	-0.09	0.078
A-4D	-0.03	0.26	-0.13	2
F-16	-0.02	0.17	-0.25	0.68

注： $C_{e\beta}$ —侧滑角引起的侧力系数； $C_{n\beta}$ 、 $C_{l\beta}$ —航向、横向静稳定导数。

机与二型常规飞机亚声速状态下的横航向气动导数对比。

由于横向静稳定性主要由机翼提供，飞翼布局飞机横向静稳定性与常规飞机相近，但因没有垂尾，其值略小于常规布局飞机；由于取消了垂尾，飞翼布局飞机的侧力系数与偏航力矩系数远小于常规布局飞机，且航向呈弱静不稳定特性。本文引入 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 参数来表征飞机的横向与航向静稳特性是否适配。若 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 过小，则意味着受到横航向扰动后产生的滚转力矩较大而偏航力矩较小，侧滑角不易消除，较大的侧滑运动与较大的横向静稳定性容易使飞机的滚转轴响应产生超调，响应振荡趋势较大；若 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 过大，则意味着受到横航向扰动后，飞机的滚转扰动响应不易消除，进而会影响到飞机的偏航运动，也不利于飞机的横航向运动。飞翼布局飞机 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 的数值远小于常规飞机，横航向运动受到扰动后有较强的振荡趋势。特殊的气动特性导致飞翼布局飞机的侧风配平和响应特性与常规飞机相比有较大差别。

1.1 侧风配平特性

为保证飞机的侧风飞行安全，需要实现横航向力与力矩的配平。侧滑条件下横航向力和力矩配平方程为

$$\begin{cases} C_{e\beta}\beta + C_{e\delta_r}\delta_r + C_L\sin\phi = 0 \\ C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r = 0 \\ C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中： ϕ 为滚转角； β 为侧滑角； C_L 为升力系数； δ_a 为副翼偏角； δ_r 为方向舵偏角； $C_{l\delta_a}$ 与 $C_{n\delta_a}$ 分别为副翼的滚转与偏航操纵力矩系数； $C_{e\delta_r}$ 、 $C_{l\delta_r}$ 与 $C_{n\delta_r}$ 分别为方向舵的侧力系数、滚转操纵力矩系数与

偏航操纵力矩系数。为行文统一，当飞翼布局飞机的升降副翼与阻力式方向舵仅执行滚转/偏航操纵时，舵偏角也分别记为 δ_a 与 δ_r ；而当飞翼布局飞机舵面执行复合任务两侧独立动作情形下，升降副翼的左右两侧舵面偏角分别记为 δ_{a_l} 与 δ_{a_r} ，阻力舵的两侧偏角分别记为 δ_{r_l} 与 δ_{r_r} 。

算例飞翼布局飞机侧风配平计算结果如表2所示。与常规飞机相比，飞翼布局飞机的阻力方向舵偏转产生的侧向力较小，在侧力计算中可忽略；阻力方向舵安装位置展向距离较大，横向操纵耦合效应更加显著。

表2 侧风配平结果

Table 2 Trim results in crosswind

配平参数	$V/(m \cdot s^{-1})$	$V_w/(m \cdot s^{-1})$	$\phi/(^\circ)$	$\delta_r/(^\circ)$	$\delta_a/(^\circ)$
数值	60	15	0.4	-17.3	-9.9

注： V —飞机飞行速度； V_w —侧风速度。

从配平结果中可以看出，由于飞翼布局飞机的侧力系数很小，其带侧滑配平的滚转角远小于常规布局飞机；此外，由于飞翼布局飞机 $C_{n\beta} < 0$ ，遭遇侧风时阻力方向舵的配平偏角与常规飞机相反。

1.2 侧风响应特性

侧风会对飞机产生3个不利影响：侧飘、偏航及侧翻。侧风会对飞机产生侧向作用力，导致飞机相对预定航迹发生侧向平移，称为侧飘；侧风使飞机产生侧滑角，引起机头偏转，产生偏航运动；侧滑角引起的滚转力矩会使机体有沿侧风方向滚转的趋势，称为侧翻。上述运动特性主要受飞机本体的横航向气动导数的影响。

对算例飞翼布局飞机与二型常规飞机的本体侧风响应进行了仿真计算，如图2所示， ψ 为偏航角， V_y 为侧向速度。其中，侧风采用1-cosine离散突风模型。

飞机在1.5 s时遭遇风速为15 m/s的右侧风，从响应曲线可以看出，由于航向静稳定，常规飞机会向减小侧滑的方向偏转，最终将消除侧滑角，飞机的偏航角与滚转角都将分别稳定在某一固定的角度；此外，F-16飞机的 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 参数相比A-4D较小，其滚转角响应振荡幅度相应较大，偏航运动幅度相对较小。对于飞翼布局飞机，由于其航向弱静不稳定，在侧风的影响下，机头偏转趋势与常规布局飞机相反，飞机无法快速消除侧滑角；同时，由于飞翼布局飞机的 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 过小，滚转角响应更剧烈，在较强的横向静稳定性的作用下，无法消除的侧滑角会引起飞机的滚转角

迅速发散。

从上述分析可以看出,航向静不稳定与横航向静稳定性导数的不匹配是引发飞翼布局飞机滚转角侧风响应发散的最主要原因。若这一发散趋势不能得到及时限制,则极易发生侧翻现象,不利于飞翼布局飞机的飞行安全。因此,未增稳的飞翼布局飞机难以完成侧风起降任务,需要进行航向增稳控制系统设计。

2 操纵效能需求

算例飞翼布局飞机受侧风影响产生的横航向力矩系数如表3所示,并将其与飞机的操纵系数进行了对比,偏航、偏航操纵、滚转及滚转操纵系数分别为 C_n 、 C_{n_c} 、 C_l 及 C_{l_c} 。

表3 侧风情形力矩系数

Table 3 Coefficients of moments in crosswind

参数	$V/$ ($m \cdot s^{-1}$)	$V_w/$ ($m \cdot s^{-1}$)	C_n	C_{n_c}	C_l	C_{l_c}
数值	60	15	0.046	0.129	0.439	0.693

可以看出,由于 $C_{n\beta}$ 极小,侧风配平对飞翼布局飞机的偏航操纵效能要求较低,阻力方向舵裕度较大;飞翼布局飞机滚转力矩系数在量级上远大于偏航力矩系数,对滚转操纵效能要求相对更高。

飞翼布局飞机采用的新型操纵舵面具有多功能特性,在不同的飞行阶段,新型操纵舵面的操纵策略不同,对舵面的效能需求也有所区别。

2.1 侧风起飞舵面操纵效能

起飞初始阶段,飞机机头方向需平行于跑道方向,侧风会产生较大的侧滑角。此阶段阻力方向舵的操纵任务为提供偏航轴配平力矩,根据表3的计算结果,飞翼布局飞机侧风引发的偏航力矩较小,对阻力方向舵的效能要求不高;侧风作用下升降副翼需反对称偏转提供滚转配平力矩,同时升降副翼还需产生俯仰操纵力矩使飞机达到预期的俯仰姿态角以完成起飞任务。因此,侧风起飞对升降副翼的效能要求最高,应重点关注升降副翼效能分析。

起飞时俯仰轴效能需求最高的任务为起飞抬前轮,需要提供足够的抬头力矩使飞机在抬前轮速度 V_R 下抬前轮,并最终达到起飞离地迎角 α_{ld} ^[14],起飞抬前轮状态下飞机的受力情形如图3所示, G 为重力, L 为升力, F_N 为地面提供的支反力, M_R 为气动力产生的总俯仰力矩,包括零升力矩、静稳定力矩、俯仰阻尼力矩与舵面操纵力矩, x_{hq} 为后起落架位置, x_z 为重心位置。

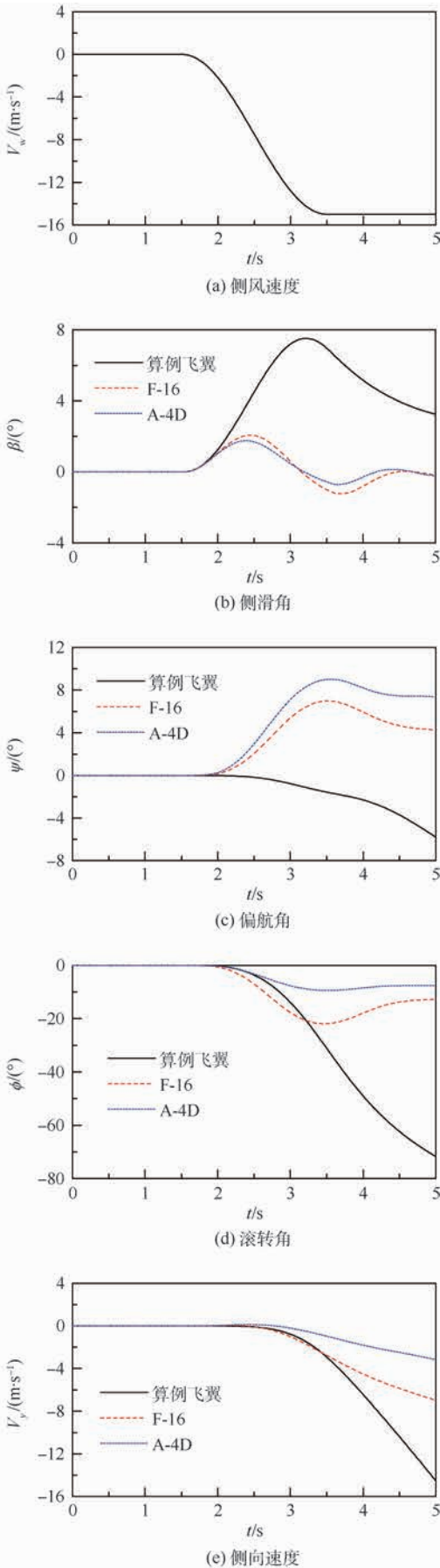


图2 飞机本体侧风响应曲线

Fig. 2 Crosswind response curves of aircraft

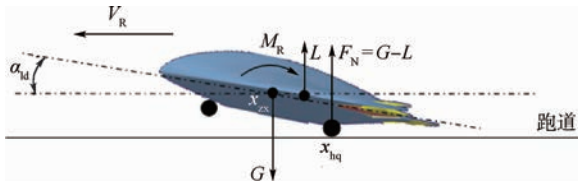


图3 抬前轮阶段受力分析

Fig. 3 Force and moment analysis in rotation period

考虑抬前轮时的角速度要求,俯仰操纵效能需求可通过式(2)估算。

$$C_{m_control} = \frac{(G - L)(x_{hq} - x_{cg})}{\frac{1}{2}\rho V_R^2 S c} - C_{mb} - C_{mq}q \quad (2)$$

式中: ρ 为大气密度; S 为机翼面积; c 为纵向参考长度; C_{mb} 为机体稳态俯仰力矩(包括零升力矩和静稳定力矩)系数; C_{mq} 为俯仰阻尼导数; q 为给定的抬前轮俯仰角速度要求值。

为同时提供俯仰与滚转操纵力矩,升降副翼需两侧独立动作,升降副翼的需用效能需通过式(3)进行解算。由于飞翼布局飞机操纵效能非线性显著,在效能计算时舵面操纵系数宜采用插值方式,通过求解非线性方程解出舵面偏角。

$$\begin{cases} \frac{1}{2}C_{m\delta_a}(\delta_{al} + \delta_{ar}) + C_{m\delta_c}\delta_c - C_{m_control} = 0 \\ C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{l\delta_a}(\delta_{al} - \delta_{ar}) = 0 \\ C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_r}\delta_r + C_{n\delta_a}(\delta_{al} - \delta_{ar}) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: δ_c 为仅用于俯仰操纵的升降副翼偏角; $C_{m\delta_c}$ 与 $C_{m\delta_a}$ 分别为俯仰操纵/复合操纵升降副翼的俯仰力矩系数。

对算例飞翼布局飞机起飞状态的舵面配平偏角进行了计算。由于其内侧升降副翼效率较低,起飞过程还需外侧升降副翼辅助提供俯仰力矩。计算过程中,将内侧升降副翼偏角固定为 -20° ,结果如表4所示。

表4 侧风起飞舵面配平结果

Table 4 Control surface deflection trim results during take-off in crosswind

配平参数	$V_R / (m \cdot s^{-1})$	$V_w / (m \cdot s^{-1})$	$\delta_c / (^\circ)$	$\delta_{al} / (^\circ)$	$\delta_{ar} / (^\circ)$	$\delta_r / (^\circ)$
数值	60	15	-20	-26.2	-10.1	-9.2

从计算结果中可以看出,方向舵裕度较大(算例飞机阻力舵满偏角度为 60°),而左侧升降副翼的舵面偏角接近满偏(升降副翼满偏角度为 30°),起降阶段对飞翼布局飞机升降副翼的操纵要求最高。

2.2 侧风着陆舵面操纵效能

飞机进场着陆包括下滑、拉平、平飘、接地

4个阶段,如图4所示。通常飞机的接地速度大于离地速度,因此若升降副翼操纵效能满足起飞阶段要求,则着陆阶段通常也满足,无需另行分析。进场着陆阶段,阻力方向舵需同时完成减速与航向控制2个任务。为完成上述任务,侧风进场着陆阶段阻力方向舵需采用人工解耦方式,将2块阻力方向舵作为独立舵面:对称偏转以提供足够的阻力辅助飞机在下滑阶段内速度减至接地速度;同时通过两侧舵面偏角之差提供偏航操纵力矩。因此,着陆进场段对阻力方向舵要求更高,应重点关注阻力方向舵的操纵效能分析。

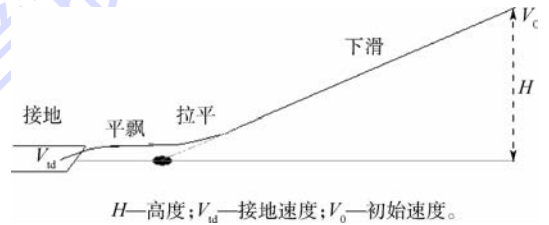
H—高度; V_{ld} —接地速度; V_0 —初始速度。

图4 进场示意图

Fig. 4 Schematic diagram of approaching

2.2.1 进场减速效能需求

阻力方向舵所提供的阻力系数可通过式(4)估算。

$$C_{D_control} = \frac{ma_{av} - T}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} - C_{D_body} \quad (4)$$

式中: T 为发动机推力,按发动机处于慢车阶段计算,一般可取为最大推力的5%; m 为飞机的质量,估算过程中认为质量不变; V 为飞行速度,在估算过程中取接地速度; $C_{D_control}$ 为阻力方向舵所提供的阻力系数; C_{D_body} 为飞机本体的阻力系数; a_{av} 为减速过程的期望平均加速度,可通过式(5)估算。

$$a_{av} = \frac{V_0 - V_{ld}}{t} \quad (5)$$

式中: t 为下滑时间,通过式(6)估算^[15]。

$$t = \frac{K_{av}}{V_{av}} \left(\frac{V_0^2 - V_{ld}^2}{2g} + H \right) \quad (6)$$

式中: H 为下滑阶段的起始高度; $K_{av} = 0.5(K_0 + K_{ld})$, K_0 和 K_{ld} 分别为起始点与接地点处的升阻比; $V_{av} = 0.5(V_0 + V_{ld})$ 。

通常飞机遭遇侧风时有2种操纵策略,即侧滑法与偏航法^[13]。2种方法均能实现飞机的侧风着陆,但是在2种操纵策略中,阻力方向舵的操纵策略不同,对偏航操纵效能的需求也不同。

2.2.2 侧滑法着陆

当有侧风时,保持飞机机头与地速方向一致,以带侧滑角的方式飞行,同时飞机逆侧风方向滚

转一定的角度以抵消侧滑角引起的侧力,这种方法称为侧滑法。采取该操纵策略时,在整个进场着陆过程中,飞机以恒定的侧滑角飞行,阻力舵需差动偏转以平衡侧滑引起的偏航力矩,同时还需提供减速所需的阻力。侧滑法着陆过程中阻力方向舵两侧独立作动,阻力舵最大偏转角可根据式(7)解算, $C_{D_{\delta_r}}$ 为阻力方向舵的阻力系数。

$$\begin{cases} \frac{1}{2}C_{D_{\delta_r}}(\delta_{rl} + \delta_{rr}) - C_{D_{control}} = 0 \\ C_{l_{\beta}}\beta + C_{l_{\delta_r}}(\delta_{rl} - \delta_{rr}) + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0 \\ C_{n_{\beta}}\beta + C_{n_{\delta_r}}(\delta_{rl} - \delta_{rr}) + C_{n_{\delta_a}}\delta_a = 0 \end{cases} \quad (7)$$

计算得出了算例飞翼布局飞机侧滑法着陆阶段的阻力舵配平偏角,如表5所示。

表5 侧滑法着陆舵面偏角计算结果

Table 5 Rudder deflection angle calculation results during landing with sideslip method

参数	H/m	$V_0/(m \cdot s^{-1})$	$V_{ld}/(m \cdot s^{-1})$	$V_w/(m \cdot s^{-1})$	$\delta_a/(\circ)$	$\delta_{rl}/(\circ)$	$\delta_{rr}/(\circ)$
数值	100	85	70	15	10.2	40.2	28.6

从计算结果中可以看出,为实现减速阻力舵对称偏转的偏角为 28.6° ,侧风引起的差动偏角为 11.6° 。侧滑法着陆过程中,飞翼布局飞机偏航轴主要操纵任务为航向配平。由于偏航力矩系数较小,飞翼布局飞机偏航效能需求相对较低,侧滑法着陆阶段对阻力方向舵效能要求最高的任务为减速。

2.2.3 偏航法着陆

当有侧风时,令飞机机头保持指向来流方向,同时令地速平行于跑道方向,飞机以无侧滑状态飞行,这种方法称为偏航法。该策略下下滑段侧滑角为零,阻力方向舵无需平衡侧风引起的力矩,仅需完成消除侧滑的任务,舵面偏转角度较小;但在接地前飞行员需操纵阻力方向舵进行偏航操纵,保证飞机在接地时需保持机头与跑道平行,即纠偏操纵对阻力舵的操纵效能要求最大。

假设接地前飞机跟踪的偏航角速度阶跃指令幅值为 r_c ,偏航角速度响应与指令之间的关系为一阶惯性环节 $r/r_c = 1/(T_r s + 1)$,式中, r 为偏航角速度, T_r 为一阶惯性环节时间常数,该一阶系统的阶跃响应为

$$r(t) = r_c(1 - e^{-t/T_r}) \quad (8)$$

接地前,需操纵飞机在时间 t_0 内使偏航角变化达到 $\Delta\psi$,则有

$$\Delta\psi = \int_0^{t_0} r(t) dt = \int_0^{t_0} r_c(1 - e^{-t/T_r}) dt \quad (9)$$

由式(9)可得到满足着陆要求所需的偏航角

速度指令为

$$r_c = \frac{\Delta\psi}{t_0 - T_r(1 - e^{-t_0/T_r})} \quad (10)$$

同时,由式(8)可得到偏航角速度的变化率为

$$\dot{r} = \frac{r_c}{T_r} e^{-t/T_r} \quad (11)$$

此外,飞机偏航加角速度满足刚体转动动力学方程为

$$N = I_z \dot{r} \quad (12)$$

式中: N 为偏航轴总力矩; I_z 为飞机偏航轴转动惯量。由于飞翼布局飞机航向弱静不稳定,侧滑角产生的偏航力矩与偏航所需力矩方向一致,即随着侧滑角增大,偏航所需的操纵力矩逐渐减小。则计算偏航操纵的操纵力矩需求 N_c 时,应取无侧滑时刻作为计算点,此时 $N_c = N - N_r$,其中 N_r 为偏航阻力力矩。

将式(9)~式(12)联立求解,可估算各偏转时刻所需用偏航操纵效能为

$$C_{nc} = \frac{-\Delta\psi b C_{nr}}{2V[t_0 - T_r(1 - e^{-t_0/T_r})]} \cdot \left[\left(1 - \frac{4I_z}{\rho V S b^2 C_{nr} T_r} \right) e^{-t/T_r} - 1 \right] \quad (13)$$

式中: C_{nc} 为需用偏航操纵力矩系数; C_{nr} 为偏航阻力导数; b 为展长。

分析式(13)易知,当 $t=0$ 时 C_{nc} 最大,其值为

$$C_{ncmax} = \frac{2I_z \Delta\psi}{\rho V^2 S b T_r [t_0 - T_r(1 - e^{-t_0/T_r})]} \quad (14)$$

偏航法着陆过程中,阻力舵两侧独立作动,最大偏转角可根据式(15)解算。由于此时偏航操纵需用力矩远大于升降副翼偏转产生的耦合偏航操纵力矩,估算时可以忽略升降副翼的耦合力矩。

$$\begin{cases} \frac{1}{2}C_{D_{\delta_r}}(\delta_{rl} + \delta_{rr}) - C_{D_{control}} = 0 \\ C_{ncmax} - C_{n_{\delta_r}}(\delta_{rl} - \delta_{rr}) = 0 \end{cases} \quad (15)$$

对算例飞翼布局飞机偏航法着陆阶段的阻力舵配平偏角进行了计算,如表6所示。

从计算结果中可以看出,为实现偏航所需的差动偏角为 14.5° ,为实现减速而对称偏转的偏角为 30.7° 。偏航法着陆过程中,飞翼布局飞机

表6 偏航法着陆舵面偏角计算结果

Table 6 Rudder deflection angle calculation results during landing with crab method

参数	H/m	$V_0/(m \cdot s^{-1})$	$V_{ld}/(m \cdot s^{-1})$	$V_w/(m \cdot s^{-1})$	$\delta_{rl}/(\circ)$	$\delta_{rr}/(\circ)$
数值	100	85	70	15	45.2	30.7

偏航轴主要操纵任务为接地前的偏航操纵。由于偏航轴转动惯量较小,飞翼布局飞机偏航效能需求较低,偏航法着陆阶段对阻力方向舵效能要求最高的任务为减速。

3 侧风操纵策略

在飞机本体的侧风响应特性与舵面效能的需求分析后,应根据其特性设计增稳控制系统。飞翼布局飞机增稳控制系统设计方面的研究已相当成熟,此处不再赘述。完成控制系统设计之后,对高阶闭环飞翼布局飞机的侧风起降操纵策略开展进一步研究。

3.1 侧风起飞

起飞过程中,地面段受跑道限制,机身轴线必须保持与跑道方向平行,侧风滑跑阶段飞行员应采取侧滑法,令飞机以带侧滑状态完成滑跑,同时协调操纵阻力方向舵以平衡飞机的偏航力矩,保持机头方向;起飞离地后应尽快将侧滑修正法改为偏航法,飞机在飞行员的操纵下向来流方向偏转,逐渐形成偏流角,并逐渐改平坡度。飞翼布局飞机与常规飞机的侧风起飞策略是一致的。

3.2 侧风着陆

对增稳后的算例飞翼布局飞机采用侧滑法与偏航法着陆的过程进行了仿真与对比,如图5所示。

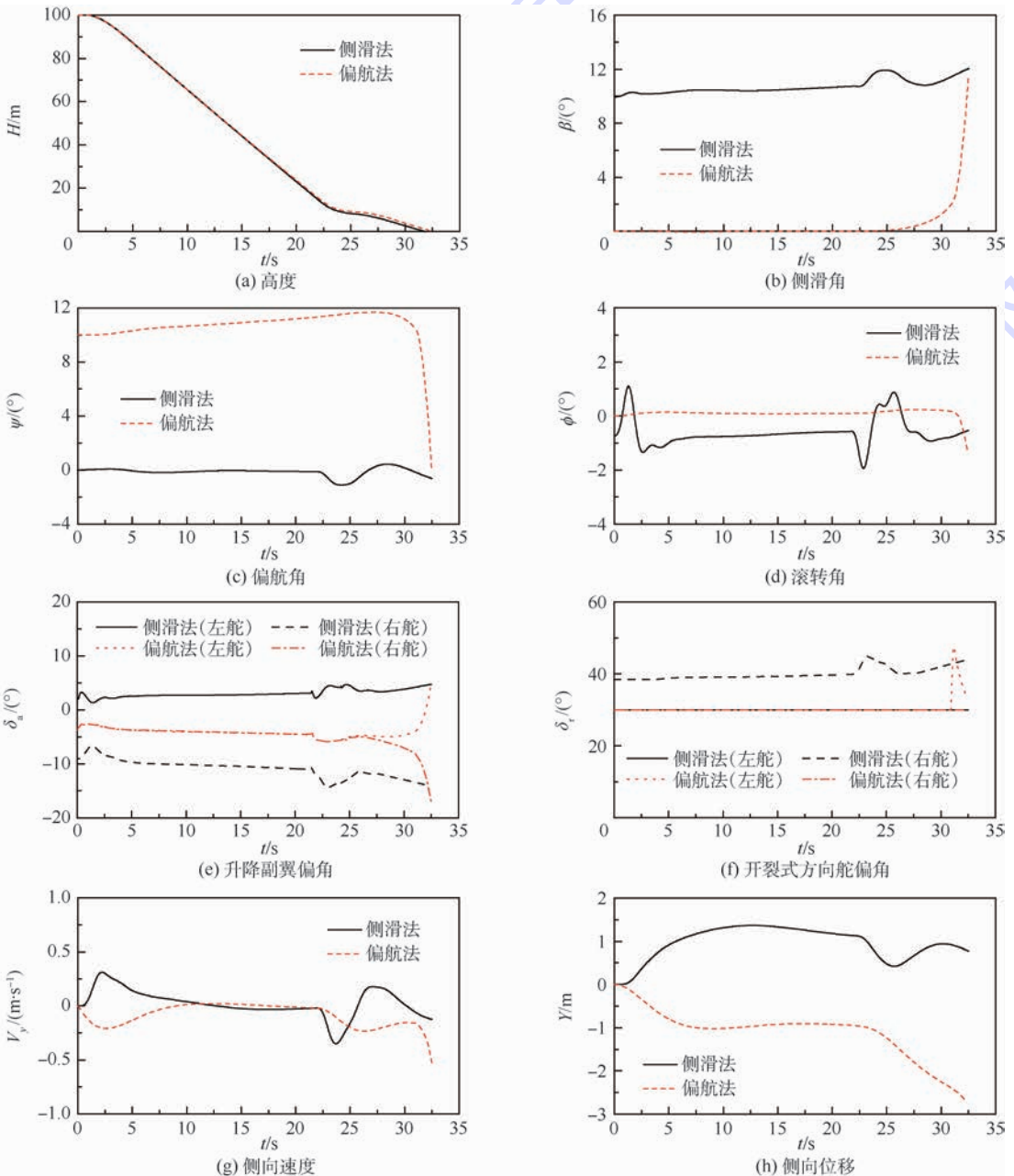


图5 着陆响应曲线

Fig. 5 Response curves during landing

从仿真曲线可以看出:

1) 如图 5(b)、图 5(e) 和图 5(f) 所示,采用侧滑法下滑过程中,随着飞行速度逐渐降低,侧滑角有增大的趋势,升降副翼与阻力方向舵的差动值均需相应增大,要求飞行员随飞行速度的改变持续调整舵面;下滑段采用偏航法进近时,航向需消除侧滑,此项任务由增稳控制系统实现,空中段基本无需施加操纵,飞行员操纵负担较小。

2) 如图 5(d) 所示,偏航法下滑过程中,飞机的滚转角为 0,而采用侧滑法则需保持一稳定的配平滚转角。

3) 如图 5(e) 与图 5(f) 所示,采用侧滑法着陆的全过程中,阻力方向舵与升降副翼均保持较大的偏角以平衡侧风引起的力矩;而偏航法着陆的下滑段舵面几乎没有差动偏转角度,仅接地前较短时间内差动偏转,且由于航向弱静不稳定,随着侧滑角增大,阻力方向舵差动偏角也逐渐减小。

4) 如图 5(g) 所示,偏航法着陆接地时的侧向偏移速度大于侧滑法。侧向偏移速度小则对主起落架的侧向载荷较小,接地过程的横向偏移也较小。飞翼布局飞机侧力系数较小,其接地侧向载荷相对小于常规飞机。

5) 如图 5(h) 所示, Y 为侧向位移,偏航法着陆接地时,由于接地前的机头指向修正量较大,修正过程中飞机相对于跑道中心线会产生一定的侧向偏移,侧向偏移量大于侧滑法。

为保证着陆阶段滑跑阶段的安全,应保证飞机在跑道内侧接地。取接地时主起落轮胎的外侧距跑道边线距离 d_1 不少于 5 m。飞机着陆过程中的极限偏移值 y_{\max} 可通过式(16)估算:

$$y_{\max} = \frac{D-d}{2} - d_1 \quad (16)$$

从 20 世纪 60 年代起,多数国家的标准跑道宽度 D 规定为 45 m,算例飞机主轮间距 d 约为 3 m,经计算其着陆过程的偏移极限值 y_{\max} 为 16 m。飞翼布局飞机偏航轴阻尼与转动惯量通常小于同尺寸常规布局飞机,航向修正较常规飞机更容易,航向修正时间与引起的偏移量也相对较小,从仿真曲线中可以看出,算例飞机修正航向过程中的侧向偏移量小于 3 m,远小于极限值。

对比上述 2 种着陆策略,采用侧滑法带来的问题是下滑过程中需长时间保持升降副翼与阻力方向舵较大偏角,会严重地破坏飞翼布局飞机的整体气动特性,不利于飞行安全,且该操纵策略对飞行员的操纵负担更大;同时,由于侧向力与偏航力矩系数远小于常规飞机,偏航法固有的接地段

起落架侧向载荷大、偏移量大等缺点对于飞翼布局飞机有所减弱。综上分析,飞翼布局飞机侧风着陆更宜采用偏航法。

4 结 论

1) 飞翼布局飞机侧风情形下阻力舵配平偏角、偏航角响应与常规飞机相反,侧风对飞翼布局飞机最严重的影响为侧翻效应。

2) 侧风起飞对飞翼布局飞机升降副翼操纵效能要求最高,侧风着陆对飞翼布局飞机阻力方向舵操纵效能要求最高。2 种侧风着陆策略下对阻力方向舵的主要偏航操纵任务不同,偏航法着陆为接地前的偏航操纵,侧滑法着陆中为着陆全过程配平。

3) 飞翼布局飞机侧风起飞策略为滑跑阶段采取侧滑法,起飞离地后尽快将侧滑修正法改为偏航法;飞翼布局飞机进行侧风着陆应采用偏航法。

参考文献 (References)

- [1] 高金源,李陆豫,冯亚昌,等. 飞机飞行品质[M]. 北京:国防工业出版社,2003:261-264.
GAO J Y, LI L Y, FENG Y C, et al. Aircraft flying qualities [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 261-264 (in Chinese).
- [2] FOSTER T M, BOWMAN W J. Dynamic stability and handling qualities of small unmanned-aerial-vehicles: AIAA-2005-1023 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [3] 马超,王立新. 飞翼布局作战飞机起降特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(4):429-433.
MA C, WANG L X. Take-off and landing features of flying-wing configuration fighter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(4): 429-433 (in Chinese).
- [4] 李林,马超,王立新. 大展弦比飞翼构型的横航向操纵特性[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(10):1186-1190.
LI L, MA C, WANG L X. Lateral-directional control characteristics of high aspect-ratio flying wings configurations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1186-1190 (in Chinese).
- [5] 王艳丽,周洲,张琳. 飞翼无人机侧风着陆控制方法研究[J]. 飞行力学,2009,27(1):24-26.
WANG Y L, ZHOU Z, ZHANG L. Flying wing UAV crosswind landing control method[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1): 24-26 (in Chinese).
- [6] 王磊,王立新,贾重任. 飞翼布局飞机开裂式方向舵作用特性和使用特点[J]. 航空学报,2011,32(8):1392-1399.
WANG L, WANG L X, JIA Z R. Control features and application characteristics of split drag rudder utilized by flying wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1392-1399 (in Chinese).

- [7] MA C, WANG L X. Flying-wing aircraft control allocation [C]//Proceedings of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston; AIAA, 2009.
- [8] 马超, 李林, 王立新. 大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(2): 149-153.
MA C, LI L, WANG L X. Design of innovative control surfaces of flying wing aircrafts with large ratio aspect [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(2): 149-153 (in Chinese).
- [9] 马亭亮. 侧风对飞机起飞着陆的影响及修正原理[J]. 技术研发, 2013, 20(13): 66-67.
MA T L. Research on influences of crosswind and modification methods during take-off and landing period [J]. Technology and Market, 2013, 20(13): 66-67 (in Chinese).
- [10] 张立彬, 苏胜昔. 关于飞机侧风着陆问题的分析[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 51-55.
ZHANG L B, SU S X. Analysis to the problem of airplane's cross-wind landing [J]. Flight Dynamics, 2002, 20(4): 51-55 (in Chinese).
- [11] 宋辉, 陈欣, 李春涛. 大展弦比无人机抗侧风着陆控制研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(6): 26-30.
SONG H, CHEN X, LI C T. Research on automatic landing control for high span-chord ratio UAV in crosswind [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(6): 26-30 (in Chinese).
- [12] 嵇鼎毅, 陆宇平. 飞翼布局无人机抗侧风自动着陆控制[J]. 飞机设计, 2011, 29(6): 25-28.
JI D Y, LU Y P. Automatic crosswind landing control for unmanned air vehicles with a flying wing configuration [J]. Aircraft Design, 2011, 29(6): 25-28 (in Chinese).
- [13] 王鹏, 马松辉, 陈怀民. 飞翼无人机着陆过程中的抗侧风控制研究[J]. 计算机仿真, 2007, 26(12): 78-81.
WANG P, MA S H, CHEN H M. Research on counteracting side wind in landing control for fly-wing UAV [J]. Computer Simulation, 2007, 26(12): 78-81 (in Chinese).
- [14] 马超, 李林, 王立新. 小展弦比飞翼布局作战飞机可控性设计方法[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 788-794.
MA C, LI L, WANG L X. Design method of controllability of low aspect-ratio flying wing configuration combat aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 788-794 (in Chinese).
- [15] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 206.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 206 (in Chinese).

作者简介:

丛斌 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞翼布局、飞行动力学与控制、飞行安全等。

王立新 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机设计、飞行动力学与控制、飞行安全等。

Crosswind take-off and landing characteristics of flying wings

CONG Bin, WANG Lixin*

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

Abstract: The stability and controllability characteristics of flying wings are much different from those of conventional airplanes. This difference is prevalent in crosswind take-off and landing. To ensure flight safety in these circumstances, this paper conducts calculation and analysis of trim and response characteristics in crosswind take-off and landing for flying wings. From these, the differences between flying wings and conventional airplanes are derived, with the conclusion that the roll-over is the most serious problem for flying wings taking off or landing in crosswinds. The control efficiency requirements of innovative control surfaces on flying wings during take-off and landing are analyzed based on the control surfaces' control and usability characteristics. Two control strategies commonly applied to flight in crosswind conditions are simulated and compared; a suitable one for flying wings is proposed.

Keywords: flying wing; crosswind take-off and landing; innovative control surface; crosswind control strategy; efficiency requirement

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0392

卫星天线复合材料框架的铺层优化设计



陶扬¹, 王春洁^{1,2,*}, 付志方¹

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 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: 为了改善卫星天线复合材料框架的结构动力学性能,提出了一种针对卫星天线框架复合材料铺层的两阶段优化设计方法。阶段 I 以各铺层的角度为设计变量进行铺层顺序优化,框架基频的最大化为优化目标,铺层数的最大值为约束条件。其中设计变量用一种多进制码来表示,并将多进制码映射为连续变量,应用粒子群优化(PSO)算法对阶段 I 优化模型进行求解。在阶段 I 优化结果的基础上,阶段 II 主要是优化复合材料的层数,以基频最大化与质量最小化为优化目标建立多目标拓扑优化模型,应用第 2 代非劣排序遗传算法(NSGA-II)进行求解。为了验证该方法的有效性,对某大型卫星天线复合材料框架进行优化设计,结果表明:该方法能有效地减小天线板复合材料框架的质量,并提高基频。

关键词: 复合材料框架; 卫星天线; 两阶段优化; 结构动力学性能; 映射

中图分类号: V414.8

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-1031-07

复合材料有着较高的比强度与比刚度,并且通过改变复合材料的铺层数、铺层顺序以及每层的铺层角度,可使其满足结构的不同设计要求。复合材料的这些优点正是卫星天线所需要的,因此,在卫星天线框架设计中复合材料有着广泛的应用。为了避免在卫星发射过程中可能发生的共振,要求卫星天线框架拥有较高的基频,并在满足基本力学要求的情况下,进行轻量化设计,以降低整星的发射重量。因此,如何设计复合材料的铺层能使卫星天线框架基频高、质量低是一个需要解决的实际工程问题。

目前,国内外学者在复合材料铺层优化方面进行了大量研究。文献[1]提出一种改进模拟退火算法对复合材料层合板进行频率优化,设计变量为铺层角度和铺层数 2 种离散变量。文献[2]提出一种改进遗传算法来进行复合材料板的频率优化,设计变量为成对组合的铺层组。文献[3]

在初步设计复合材料板结构和铺层方案的基础上,运用遗传算法实现复合材料板的多目标优化。文献[4]通过复合材料板参数优化和铺层顺序优选两步法实现了层合板频率优化。文献[5]通过一种从外层到内层的分层优化方法来进行复合材料板的频率优化。文献[6-7]则是通过对复合材料板的变刚度设计,来使复合材料结构更加高效。文献[8]设计铺层角度的同时,采用拓扑优化的思想,优化铺层材料在叠层材料中的分布。文献[9]提出了一种整数编码策略,以整数来表示铺层参数,并用遗传算法进行求解。文献[10]固定铺层厚度,以铺层角度作为设计变量来优化铺层顺序,采用蚁群算法求解。文献[11]对卫星承力筒复合材料结构进行了优化,以减重为目标,以固有频率和屈曲稳定性作为约束,保持铺层角度与铺层顺序不变,设计变量为每层铺层的厚度。以上研究是从铺层顺序、铺层角度和铺层厚度这

收稿日期: 2016-05-11; 录用日期: 2016-08-10; 网络出版时间: 2016-09-07 16:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160907.1630.002.html

* 通讯作者: E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

引用格式: 陶扬, 王春洁, 付志方. 卫星天线复合材料框架的铺层优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1031-1037.
TAO Y, WANG C J, FU Z F. Layup design optimization of composite frame for satellite antenna[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1031-1037 (in Chinese).

些因素来进行优化,设计变量以离散变量为主,离散变量能有效地描述复合材料的铺层方式,但设计变量数会随着层数的增加而增加,因此计算量大,难以在实际工程中应用。

本文针对卫星天线复合材料框架的铺层优化问题,提出了一种复合材料铺层的两阶段优化方法。阶段 I 目的是铺层顺序的优化,以框架的基频最大化作为优化目标。对于卫星天线框架,由于框架各梁的力学边界条件不同,因此每根梁的复合材料铺层均需单独作为设计变量,从而使得卫星天线框架铺层的优化问题的设计变量数上升。为了减少设计变量数量,本文将各离散变量映射成连续变量,从而阶段 I 的优化问题由离散变量优化问题转换为连续变量优化问题,然后应用粒子群优化(PSO)算法求解。阶段 II 目的是减少复合材料的铺层数,建立了多目标拓扑优化模型,优化目标为基频最大化与质量最小化,设计变量为各铺层相对于自身厚度的相对厚度,该相对厚度的取值为 1 或 0,取 1 表示保留该铺层,取 0 表示去除该铺层,该阶段数学模型应用第 2 代非劣排序遗传算法(NSGA-II)进行求解。最后基于该两阶段优化方法对某大型卫星天线框架的复合材料铺层进行优化设计,验证该方法的有效性。

1 复合材料框架的铺层优化设计问题

复合材料是一种各向异性严重不均匀的材料,尽管其纵向性能优秀,但是横向性能以及层间性能较差^[12-13]。因此需要对复合材料参数进行设计,它包括:各单层的纤维方向(即铺层角度)、各单层的厚度和总体的排列顺序。在实际工程中,复合材料的优化问题通常是将每层的铺层角度作为设计变量,铺层角度一般由一组给定的角度组成,如 $\{-45^\circ, 0, 45^\circ, 90^\circ\}$ 。因此,复合材料的铺层优化是离散变量优化问题。

对于卫星天线复合材料材料框架的铺层优化,通常要求框架整体的基频高并且框架的质量低,因此框架的铺层优化为多目标优化。由于框架的铺层优化需同时考虑铺层顺序以及铺层数目,使得铺层优化问题的复杂度升高,因此,本文将复合材料框架的铺层优化分成 2 个阶段,以降低优化问题的复杂度。

1.1 阶段 I:铺层顺序优化设计

在优化阶段 I 中,目的是得出一个初始的铺层方案,以天线框架的基频最大为目标,其数学模型为

$$\max f \quad \text{s. t. } p_i \in \{0, 1, \dots, m\} \quad (1)$$

式中: f 为天线框架的基频; p_i 为各铺层的角度,其中 $i \in \{1, 2, \dots, n\}$, n 为各区域叠层复合材料的总铺层数; $\{0, 1, \dots, m\}$ 对应 $m+1$ 种铺层角度。叠层复合材料的铺层顺序及角度用 p_i 所构成的 $m+1$ 进制数来表示,例如某区域所允许的铺层角度有 4 种,铺层方案为 $[0^\circ/-45^\circ/45^\circ/90^\circ]$,则该四进制表示形式为 1023。

如式(1)所示数学模型的设计变量数为 n 。随着天线框架结构的复杂性提高,各区域叠层复合材料的总铺层数 n 增高。为了方便计算,降低设计变量的个数,将该 $m+1$ 进制数映射为连续的整型变量 x_j :

$$x_j = p_i(m+1)^{i-1} + p_{i-1}(m+1)^{i-2} + \dots + p_1(m+1)^0 \quad j = 1, 2, \dots, q \quad (2)$$

式中: q 为划分的区域数; x_j 对应着第 j 个区域,则第 j 个区域的叠层复合材料的铺层形式可由一个实数变量来表示。设计变量数由 n 变为 q ,变量类型由离散变量转换为连续变量, x_j 的最大值为

$$\max x_j = (m+1)^{k_j} - 1 \quad (3)$$

式中: k_j 为第 j 个区域的铺层数量。

综上,阶段 I 数学模型由式(1)变为

$$\max f \quad \text{s. t. } 0 \leq x_j \leq (m+1)^{k_j} - 1 \quad (4)$$

由于式(2)的映射,阶段 I 的优化问题从离散变量优化问题转换成了连续变量优化问题,因此可以结合现代优化算法求解。

本文采用 PSO 算法^[14]对阶段 I 数学模型进行求解。将式(4)的 x_j 作为粒子,搜索空间为 q 维,群体中的粒子在第 t 代的位置表示为一个 q 维向量,即 $\mathbf{x}^t = (x_1^t, x_2^t, \dots, x_q^t)$,粒子速度表示为 $\mathbf{v}^t = (v_1^t, v_2^t, \dots, v_q^t)$ 。在粒子群的每次迭代中,粒子需要找到个体极值 pbest 和全局极值 gbest,位置分别为 $\mathbf{p}^t = (p_1^t, p_2^t, \dots, p_q^t)$ 和 $\mathbf{p}_{gq}^t = (p_{gq}^t, p_{gq}^t, \dots, p_{gq}^t)$ 。则粒子的速度和位置的迭代格式可分别表示为

$$v_q^{t+1} = \omega v_q^t + c_1 r_1 (p_q^t - x_q^t) + c_2 r_2 (p_{gq}^t - x_q^t) \quad (5)$$

$$x_q^{t+1} = x_q^t + v_q^{t+1} \quad (6)$$

式中: ω 为惯性系数; c_1 和 c_2 为加速常数; r_1 和 r_2 为在 $[0, 1]$ 范围里服从均匀分布的 2 个独立随机数。

1.2 阶段 II:铺层的多目标拓扑优化

为了减小卫星天线框架整体质量,基于阶段 I 所得的优化结果进行多目标拓扑优化,优化目标为框架的基频最大化及框架整体质量最小化。优化数学模型为

$$\begin{cases} \max f \\ \min W \end{cases} \quad \text{s. t. } t_j^i \in \{0, 1\}; h_j^L \leq \sum_{i=1}^{h_j^U} t_j^i \leq h_j^U \quad (7)$$

式中: W 为天线的质量; h_j^U 和 h_j^L 为第 j 个区域铺层数的上下边界; t_j^i 为第 j 个区域的第 i 铺层的相对厚度, t_j^i 取1表示保留该铺层, t_j^i 取0表示去除该铺层。

对于卫星天线复合材料框架的铺层多目标优化问题,各个目标间通常是相互冲突的,在减少铺层数目、降低质量的同时,框架刚度会下降,从而框架的基频也会降低。因此,给出该多目标优化的 Pareto 最优解集,供设计人员根据工程需要选择合适的解。Pareto 最优解集由 Pareto 最优解构成,Pareto 最优解定义为^[15]:若对于多目标优化的可行域中的一点 t^* ,不存在另一个可行点 t' ,使 $f_q(t') \leq f_q(t^*)$,其中 $q=1,2,\dots,k$,并且至少有一个严格不等式成立,则称 t^* 是多目标优化的一个 Pareto 最优解。

对于阶段 II 的多目标拓扑优化数学模型,本文采用 NSGA-II^[16]求解。将相对厚度 t_j^i 所构成的序列作为父代。在群体的进化过程中,父代群体通过交叉变异操作得到新的子群体,并且与新的子群体合并。根据 Pareto 最优关系将个体按目标函数向量进行两两比较,将个体分成多个前沿层。当个体属于不同的 Pareto 层时,通过评价 Pareto 优越性来评定个体的优劣;当个体属于同一个 Pareto 层时,以聚集距离来评判个体的优劣。

1.3 两阶段优化方法的优化过程

综合以上内容可以给出复合材料框架铺层的两阶段优化方法,其流程如图1所示。首先将铺层数定为条件允许的最大值,以四进制数的形

式表示出各区域的铺层角度与铺层顺序;然后将四进制变量映射为连续变量,以映射所得到连续变量作为粒子,应用 PSO 算法进行各铺层进行求解;在阶段 I 得到的铺层序列基础上,对每个铺层引入相对厚度;以各铺层的相对厚度所构成的序列作为父代群体,采用 NSGA-II 求解;最后得到 Pareto 最优解集。

2 应用实例

如图2所示为某卫星天线复合材料框架。该框架的长边为矩形梁,两端短边为槽形梁,其余为工字梁,如图3所示。各梁的铺层方式一致,均为 $[0^\circ/45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$ 重复铺叠,层数为32,每层厚度为0.125 mm, 0° 沿梁的长度方向,铺层材料为M40。框架的约束点位置如图4所示,每个约束点均为六方向约束。对于本实例,基于 Patran/Nastran 软件建立了复合材料框架的模型,其响应分析

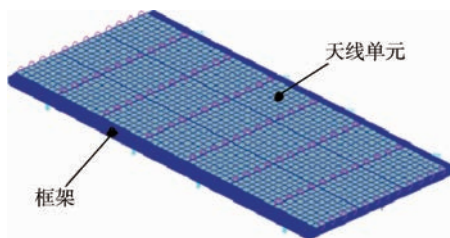


图2 卫星天线装配图

Fig. 2 Assembly drawing of satellite antenna

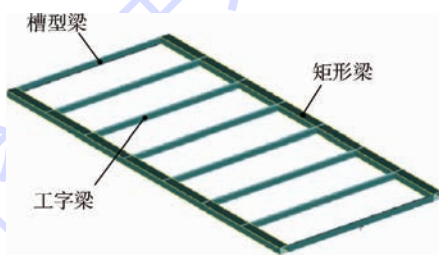


图3 卫星天线框架

Fig. 3 Frame of satellite antenna

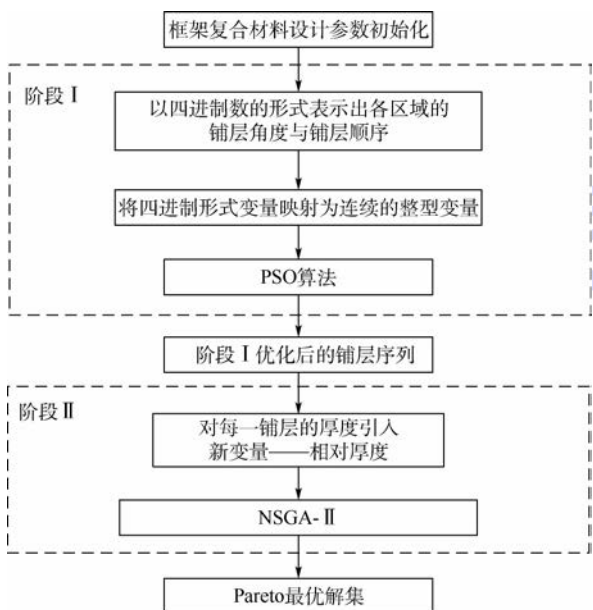


图1 卫星天线复合材料框架铺层设计优化流程图

Fig. 1 Flowchart of layup design optimization of composite frame for satellite antenna

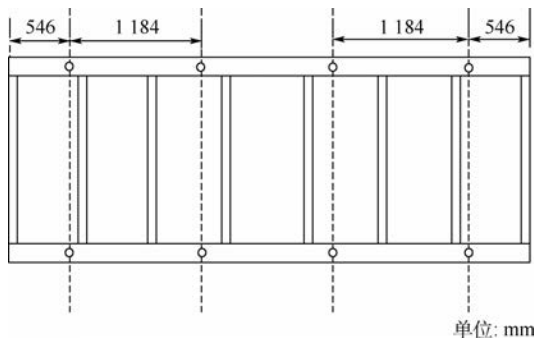


图4 框架的8个约束点位置

Fig. 4 Position of eight constraint points of frame

方法为有限元法。该方案下的框架质量为 38.37 kg, 一阶频率为 41.42 Hz。

2.1 阶段 I 的模型求解

在阶段 I 中, m 取 3, $\{0, 1, 2, 3\}$ 对应铺层角度 $\{-45^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 90^\circ\}$ 。所允许的铺层最大层数为 40, 叠层复合材料为对称铺层的形式, 因此, 每个区域的铺层只需考虑对称的 20 层。

将框架材料铺层划分为 3 个区域, A 区域为矩形梁 (见图 5(a)); B 区域为工字梁 (见图 5(b)) 和槽型梁 (图 5(c)) 的上下表面; C 区域为工字梁和槽型梁的竖直面。

A、B、C 3 个区域的叠层复合材料的铺层形式可由 3 个实数变量来表示, 如式(8)所示。

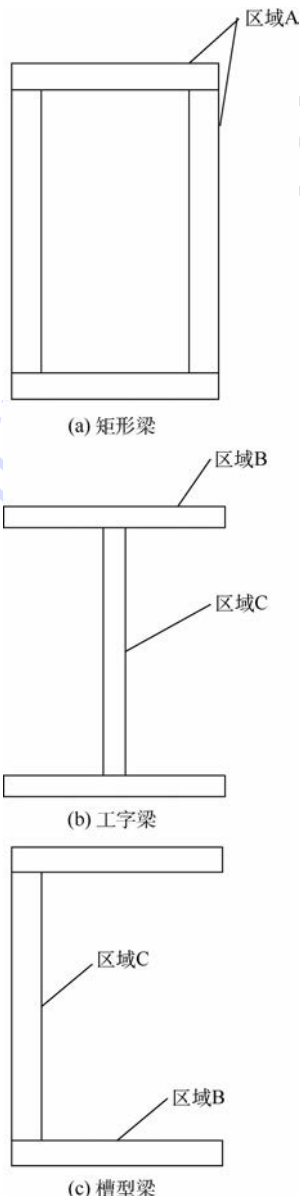


图5 矩形梁、工字梁及槽型梁

Fig.5 Rectangular beam, I-shape beam and U-shape beam

$$x_j = p_i \times 4^{i-1} + p_{i-1} \times 4^{i-2} + \dots + p_1 \times 4^0$$

$$0 \leq x_j \leq 1099511627775 \quad j=1,2,3 \quad (8)$$

PSO 算法的参数设置如表 1 所示, 其求解结果为 $x_1 = 875\ 201\ 370\ 783$ 、 $x_2 = 366\ 537\ 432\ 406$ 和 $x_3 = 572\ 180\ 961\ 877$, 对应的铺层序列分别为 [33122210101021033203]、[21111311111131111111] 和 [11112212012202301102]。A 区域和 C 区域的各铺层角度分布较均匀, B 区域的 0° 铺层数明显多于 A 区域和 C 区域的 0° 铺层数, 说明框架 B 区域的沿梁的长度方向的铺层纤维对整体刚度的提高贡献大。

为了说明阶段 I 的数学模型求解中采用由离散变量映射得到的实数变量比直接采用离散变量更有效率, 应用 PSO 算法对离散变量下的数学模型进行求解, 结果如表 2 所示。比较可知, 在迭代次数均为 20 的情况下, 连续变量对应的求解结果优于离散变量对应的求解结果。

2.2 阶段 II 的模型求解

阶段 II 算法设置如表 3 所示, 经过求解得到 Pareto 最优解集如表 4 所示。其中方案 19 的基频的提升幅度在 Pareto 最优解集中最大, 相对初始方案, 基频提高了 19.78%, 质量降低了 7.06%; 方案 20 的质量的降低幅度在 Pareto 最优解集中最大, 相对初始方案, 基频提高了 6.01%, 质量降低了 27.47%; 方案 10 则属于一个折中的方案, 相对初始方案, 基频提高了 16.29%, 质量降低了 22.10%。如果工程中需要基频显著提高, 则可以选择方案 19; 如果需要以降低整体质量为主要目标, 则可以选择方案 20; 如果对提高基频和降低质量的偏好一样, 则选择折中的方案 10。

为了说明该两阶段优化方法能改善优化问题的复杂性, 本文还结合 NSGA-II 算法对 A、B、C 3 个区域的铺层层数、铺层顺序同时进行了优化。在本例中, 阶段 I 迭代次数为 20, 阶段 II 迭代次数为 30, 整个优化过程的总迭代次数为 50, 因此, 在运用 NSGA-II 算法对 A、B、C 3 个区域的铺层层数、铺层顺序同时进行优化时, NSGA-II 算法的迭代次数设置为 50, 其他参数均与表 3 参数相同。将求解得到的 Pareto 前沿与运用本文的两阶段优化方法得到的 Pareto 前沿进行对比, 如图 6 所示, 可知两阶段优化方法得到的 Pareto 前沿要优于直接结合 NSGA-II 算法铺层层数、铺层顺序同时进行优化所得到的 Pareto 前沿。即相同质量下, 两阶段方法得到的基频更高; 相同基频下, 两阶段方法得到的质量更低。

表 1 PSO 参数设置

Table 1 Parameters setting of PSO

参数	最大迭代次数	粒子数	惯性权重	全局增量	粒子增量	最大搜索速度
数值	20	12	0.9	0.9	0.9	0.1

表 2 阶段 I 求解结果

Table 2 Solving results of phase I

变量类型	x_1 (铺层序列)	x_2 (铺层序列)	x_3 (铺层序列)	基频/Hz	质量/kg	迭代次数
连续变量	[33122210101021033203]	[21111311111131111111]	[11112212012202301102]	53.93	45.71	20
离散变量	[21031003122122102102]	[13131113131112111110]	[13101011220213222221]	52.49	45.71	20

表 3 NSGA-II 参数设置

Table 3 Parameters setting of NSGA-II

参数	种群大小	迭代次数	交叉概率	交叉分布指数	变异分布指数
数值	12	30	0.9	10	20

表 4 阶段 II 的 Pareto 最优解集

Table 4 Pareto optimal solution set of phase II

方案	区域 A(铺层序列)	区域 B(铺层序列)	区域 C(铺层序列)	基频/Hz	质量/kg
原始方案	[1023102310231023]	[1023102310231023]	[1023102310231023]	41.421	38.37
1	[332210012032]	[111311111111111111]	[11221212030102]	46.657	29.97
2	[33221001020320]	[211131111111111111]	[112121203102]	48.460	32.32
3	[332201020323]	[1113111111111111]	[112122031102]	44.791	28.24
4	[332210002032]	[111311111111111111]	[112121200102]	46.479	29.06
5	[332210002032]	[111311111111111111]	[112121200102]	45.816	28.65
6	[3322100102032]	[111311111111111111]	[112121200102]	46.807	30.08
7	[332210101020320]	[211131111111111111]	[112121203102]	49.171	33.75
8	[3322101010203203]	[111311111111111111]	[1121212031102]	49.549	35.21
9	[33221001020320]	[111311111111111111]	[112121200102]	48.277	31.91
10	[33220101021020]	[11113111111111111111]	[112212010011]	48.169	29.89
11	[3322100102032]	[111311111111111111]	[112121200102]	47.481	30.49
12	[33221001020320]	[211131111111111111]	[11212120301102]	48.761	33.22
13	[3322100102032]	[211131111111111111]	[112121200102]	47.748	30.90
14	[332210002032]	[211131111111111111]	[112212120102]	46.630	29.48
15	[332210101020320]	[111311111111111111]	[121220301102]	48.887	33.33
16	[3322100102032]	[211131111111111111]	[1121212030102]	47.799	31.35
17	[33221001020320]	[211131111111111111]	[1121212001102]	48.712	32.77
18	[332210101020320]	[211131111111111111]	[1121212030102]	49.326	34.20
19	[3322101010203203]	[111311111111111111]	[11212120231102]	49.613	35.66
20	[332201020323]	[1113111111111111]	[112220231102]	43.912	27.83

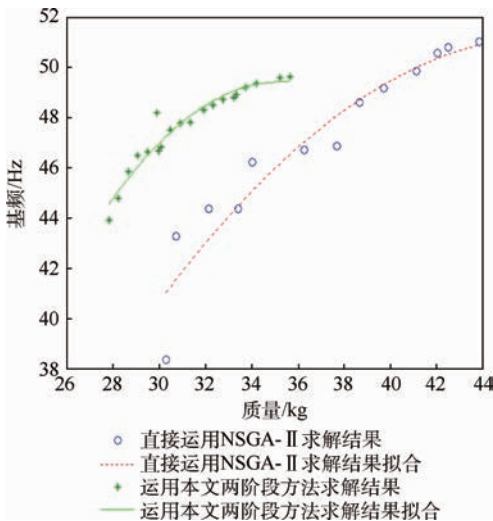


图 6 Pareto 前沿对比

Fig. 6 Comparison of Pareto frontiers

在本例中,阶段 I 设置不同的初始铺层层数会为阶段 II 的多目标拓扑优化提供不同的设计域,从而对优化结果会产生一定影响。将阶段 I 中的初始层数改为 16 层和 24 层 2 种情况,PSO 算法和阶段 II 的 NSGA-II 算法的参数保持不变,求解得到的 Pareto 前沿如图 7 所示。

由图 7 所示的结果可知,阶段 I 中的初始层数若设置偏大,则使设计域扩大,因此在同样的迭代次数下所得到的 Pareto 解集会劣于初始层数为 20 的情况;阶段 I 中的初始层数若设置偏小,则使设计域缩小,因此可能导致更优解不在设计域内,此时得到的 Pareto 解集也会劣于初始层数为 20 的情况。综上所述,在运用两阶段优化方法对卫星天线复合材料框架的铺层进行优化时,阶

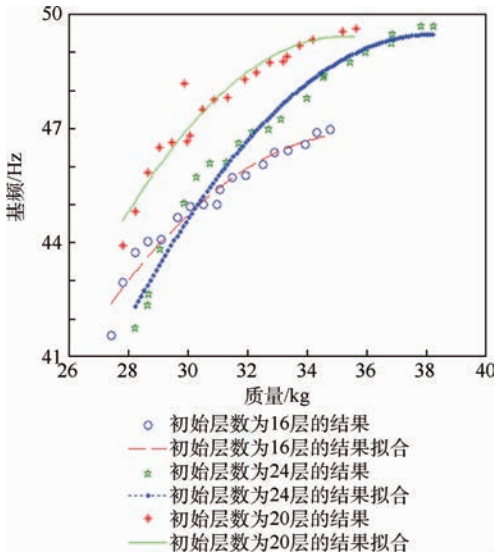


图7 不同初始层数下的 Pareto 前沿对比

Fig. 7 Comparison of Pareto frontiers for different initial layouts

段 I 中的初始铺层数不宜给过大,通常取初始方案层数的 125% 左右即可,若要取更大层数,则应调整算法参数以得到更优的 Pareto 解集。

3 结论

1) 针对卫星天线复合材料框架的铺层优化问题,提出了综合应用粒子群优化算法与第 2 代非劣排序遗传算法的两阶段优化方法。运用该方法优化后的卫星天线复合材料框架的基频显著提高,质量显著降低,说明了本文方法的有效性。

2) 通过将复合材料框架的各区域的铺层顺序及角度用多进制数来表示,再将多进制数映射为连续的整型变量,可以有效减少变量个数,简化框架的铺层优化数学模型。

3) 实例的优化结果表明,复合材料框架不同区域铺层的优化方案的铺层顺序与铺层层数差异均较大,因此,将框架各区域的铺层参数设置为不同的设计变量是必要的。

参考文献 (References)

[1] 孙士平,张卫红. 基于改进模拟退火算法的复合材料层合板频率优化[J]. 复合材料学报,2015,32(3):902-910.
SUN S P, ZHANG W H. Frequency optimization of composite laminates using an improved simulated annealing algorithm[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(3): 902-910 (in Chinese).

[2] 晏飞,李为吉. 基于改进遗传算法的复合材料层合板自振频率优化设计[J]. 机械科学与技术,2000,19(增刊):91-96.
YAN F, LI W J. Optimal design of composite laminates subject to natural frequency constraint using an improved genetic algo-

rithm[J]. Mechanical Science and Technology, 2000, 19(Suppl.): 91-96 (in Chinese).

[3] 柯俊,史文库,钱琛,等. 采用遗传算法的复合材料板簧多目标优化方法[J]. 西安交通大学学报,2015,49(8):102-108.
KE J, SHI W K, QIAN C, et al. A multiobjective optimization for composite leaf springs using genetic algorithm[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(8): 102-108 (in Chinese).

[4] HONDA S, NARITA Y, SASAKI K. Discrete optimization for vibration design of composite plates by using lamination parameters[J]. Advanced Composite Materials, 2009, 18(4): 297-314.

[5] NARITA Y. Layerwise optimization for the maximum fundamental frequency of laminated composite plates[J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 263(5): 1005-1016.

[6] GHIASI H, FAYAZBAKSHI K, PASINI D, et al. Optimum stacking sequence design of composite materials Part II: Variable stiffness design[J]. Composite Structures, 2010, 93(1): 1-13.

[7] ABDALLA M M, SETOODEH S, GURDAL Z. Design of variable stiffness composite panels for maximum fundamental frequency using lamination parameters[J]. Composite Structures, 2007, 81(2): 283-291.

[8] STEGMAN J, LUND E. Discrete material optimization of general composite shell structures[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2005, 62(14): 2009-2027.

[9] 冯消冰,黄海,王伟. 基于遗传算法的大型风机复合材料叶片根部强度优化设计[J]. 复合材料学报,2012,29(5): 196-202.
FENG X B, HUANG H, WANG W. Strength optimization of large wind turbine blade root on the genetic algorithm[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(5): 196-202 (in Chinese).

[10] 穆朋刚,赵美英,陈鹏飞,等. 基于蚁群算法的复合材料层合板的铺层顺序优化[J]. 玻璃钢/复合材料,2007,11(6): 14-17.
MU P G, ZHAO M Y, CHEN P F, et al. Ply stacking-sequence optimization of composite laminate plates by ant colony system[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2007, 11(6): 14-17 (in Chinese).

[11] 顾元宪,亢战,赵国忠,等. 卫星承力筒复合材料结构的优化设计[J]. 宇航学报,2003,24(1): 88-91.
GU Y X, KANG Z, ZHAO G Z, et al. Optimal design of composite structure of satellite bearing cylinder[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(1): 88-91 (in Chinese).

[12] 陈烈民,杨宝宁. 复合材料的力学分析[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006: 98-101.
CHEN L M, YANG B N. Mechanical analysis for composite materials[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2006: 98-101 (in Chinese).

[13] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005: 102-103.
CHEN L M. Spacecraft structures and mechanisms[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2005: 102-103 (in Chinese).

- [14] 唐俊. PSO 算法原理及应用[J]. 计算机技术与发展, 2010, 20(2):213-216.
- TANG J. Principle and application of PSO algorithm[J]. Computer Technology and Development, 2010, 20(2):213-216 (in Chinese).
- [15] MARLE R T, ARORA J S. Survey of multi-objective optimization methods for engineering[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2004, 26(6):369-395.
- [16] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions

on Evolutionary Computation, 2002, 6(2):182-197.

作者简介:

陶扬 男, 硕士研究生。主要研究方向: 数字化设计及仿真。

王春洁 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 数字化设计及仿真。

付志方 男, 博士研究生。主要研究方向: 机械设计、拓扑优化。

Layup design optimization of composite frame for satellite antenna

TAO Yang¹, WANG Chunjie^{1,2,*}, FU Zhifang¹

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and System, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A two-phase optimization method for layup design of composite frame for satellite antenna is introduced to improve the structural dynamics performance of the composite frame. Phase I focused on generating a new ply layout by optimizing the ply orientation angle and stacking sequences, while the number of plies is the upper bound of the constraints. The objective of the first phase was to maximize the fundamental frequency of the frame. Design variables were n-nary codes which were mapped to continuous variables. The optimization model of phase I was solved by the particle swarm optimization (PSO) algorithm. Phase II aimed to reduce the number of plies for the ply layout optimized in phase I. A multi-objective topology optimization model was built to minimize the mass of the frame and maximize the fundamental frequency. The optimization model was solved by the non-dominated sorting genetic algorithm II (NSGA-II). To verify the feasibility of optimization method, the example of a frame of large satellite antenna was conducted. The result shows that the two-phase optimization can effectively reduce the mass of the frame of large satellite antenna and also improve the fundamental frequency.

Keywords: composite frame; satellite antenna; two-phase optimization; structural dynamics performance; mapping

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0399

空间大载荷石蜡驱动器研制

张顺杰¹, 王露斯², 聂超¹, 何咏¹, 张小勇^{1,3,4,5,*}, 闫晓军^{1,3,4,5}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 北京卫星制造厂, 北京 100080;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083; 4. 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100083;

5. 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 石蜡驱动器是当前空间非火工驱动器技术领域的研究热点, 现有的空间石蜡驱动器主要采用弹性鞘挤压原理, 具有摩擦力大、驱动力小等问题。本文针对这些问题, 发展了活塞式空间大载荷石蜡驱动器, 该驱动器通过活塞结构有效增大了石蜡液压对驱动杆的作用面积, 大幅提高了驱动力; 通过双层密封设计和复位弹簧设计, 确保了驱动器的密封及复位性能。为了验证该方案, 完成了原理样机的制造, 开展了摩擦力测试、功能测试、寿命测试等试验。结果表明, 采用载荷范围为 85 ~ 165 N 的复位弹簧能推动活塞克服系统摩擦力进行复位, 保证了驱动器的自动复位功能; 在额定功率 40 W (额定电压 12 V) 下, 驱动器的输出位移为 6.9 mm, 响应时间为 20 min, 驱动力超过 300 N。寿命试验表明, 该驱动器寿命超过 100 次, 多次输出位移稳定性好 (7 mm 左右波动); 驱动器密封性能优秀, 经历 100 次作动后, 未发现石蜡泄漏。

关键词: 石蜡驱动器; 机构设计; 拔销器; 非火工; 高温驱动器

中图分类号: V474; TB332

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-1038-07

非火工连接与分离技术是近几十年发展起来的新兴航天机构技术, 其相对于传统的火工分离技术, 具有冲击小、可重复使用、无排放污染等技术特点^[1-5]。现有的非火工分离技术主要依赖几种非火工驱动材料或方法, 如采用石蜡^[6-8]、形状记忆合金^[9-10]等驱动材料, 或者依赖燃绳^[11]、热刀^[3,12]等驱动方法。其中, 燃绳、热刀等驱动技术尽管可重复使用, 但是操作非常复杂, 需要替换部分零件。例如, 热刀技术通过高温的热刀切断连接绳索实现分离, 每次分离后需要更换新的连接绳索才能再次使用^[3,12]。相比之下, 基于石蜡和形状记忆合金等驱动材料的技术, 驱动过程中无需破坏结构件, 可以轻松实现复位及重复使用。基于此, 本文主要针对基于石蜡的非火工驱动技

术展开研究。

目前, 航天应用的石蜡驱动器主要为挤压式石蜡驱动器, 这种石蜡驱动器的基本原理是: 通过加热装置给石蜡加热, 石蜡熔化膨胀后, 产生巨大的静液压力, 挤压弹性鞘, 从而推动驱动杆运动^[7,13]。其优点是体积小、重量轻、结构简单、易于密封。但是, 由于弹性鞘和驱动杆之间存在巨大的正压力, 导致挤压产生的摩擦非常大, 影响了其输出的驱动力。此外, 石蜡产生的挤压力, 仅能通过驱动杆下端的锥面转化为驱动力, 转化效率较低, 进一步限制了驱动力的提高。

针对当前石蜡驱动器存在的上述问题, 本文提出了一种活塞式空间大载荷石蜡驱动器, 该驱动器未采用前述弹性鞘结构, 可消除驱动过程中

收稿日期: 2016-05-11; 录用日期: 2016-06-12; 网络出版时间: 2016-08-29 18:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1830.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51505018, 11272025); CAST 创新基金 (2014ZY610001)

* 通讯作者: E-mail: zhangxy@buaa.edu.cn

引用格式: 张顺杰, 王露斯, 聂超, 等. 空间大载荷石蜡驱动器研制[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1038-1044.

ZHANG S J, WANG L S, NIE C, et al. Development of a large load space-used paraffin actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1038-1044 (in Chinese).

产生的巨大摩擦力,同时在驱动杆末端设计了活塞结构,能有效增大石蜡液压对驱动杆的作用面积,大幅提高驱动力。为了验证该方案,本文完成了原理样机的设计及制造,开展了摩擦力测试、功能测试、寿命测试等试验。

1 方案原理

空间大载荷石蜡驱动器如图 1 所示,其主要由驱动杆(末端为活塞)、石蜡、外壳、加热片、密封元件(格莱圈和斯特封)、复位弹簧等组成。工作原理为:当需要驱动时,对加热片通电,石蜡受热液化膨胀,推动活塞向右运动,对外输出位移和力,同时压缩复位弹簧,储存弹性势能。当需要复位时,停止加热,石蜡逐渐冷却固化,在固化体积缩小过程中,复位弹簧推动活塞向左运动,直到石蜡完全固化,活塞回复到驱动前的状态,完成复位。

该石蜡驱动器方案和前述弹性鞘挤压方案相比,主要有以下优势:①石蜡熔化后产生的液压力直接作用于活塞上,能最大限度地转化为驱动力;②摩擦力主要由驱动器的密封元件(斯特封、格莱圈)产生,石蜡的液压力不会显著增大摩擦力;③内置复位弹簧,驱动器能在石蜡冷却后自动复位。但是,由于采用了活塞,需要保证活塞运动功能良好的同时,实现对高温、高压石蜡液体的密封,密封难度显著增大。此外,驱动器还需要多次重复驱动,需要考虑多次作动条件下密封的可靠性。

为了保证密封可靠,石蜡驱动器中分别在活塞和外壳端部采用了双层格莱圈和斯特封进行密封,密封元件材料都是耐高温 200℃ 以上的聚四氟乙烯和氟橡胶,密封压力在 40 MPa 以上^[14-15],可满足此次研究中高温液态石蜡的密封要求。

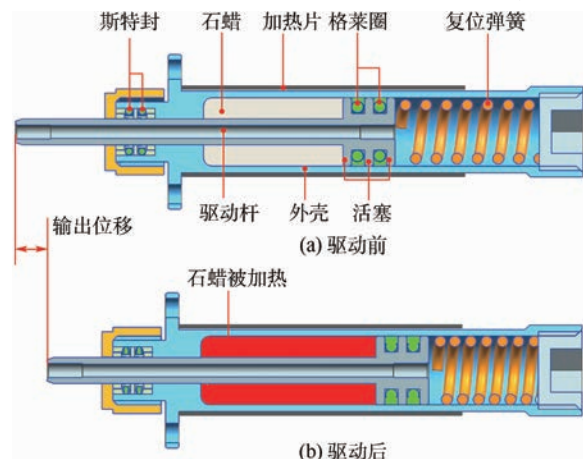


图 1 空间大载荷石蜡驱动器方案原理图

Fig. 1 Scheme principle of large load space-used paraffin actuator

2 参数设计

由第 1 节方案原理可知,该石蜡驱动器所能产生的驱动力由复位弹簧力、系统摩擦力(包括活塞和外壳内壁摩擦力以及活塞杆和外壳左端出口内壁摩擦力)、石蜡膨胀压力共同决定,而其输出位移则与石蜡的膨胀率、石蜡柱长度、石蜡的压力相关,因此需要根据输出性能指标要求(驱动力、输出位移)和包络尺寸,确定驱动器的关键参数(石蜡柱长度、横截面几何参数等)。

2.1 设计要求

石蜡驱动器最终目标是用于某空间结构,根据空间结构预留给石蜡驱动器的安装空间及与驱动器的机械接口,确定石蜡驱动器包络尺寸为:外径 19 mm × 长度 110 mm,输出端为外径 6 mm 的驱动杆(带 M4 内螺纹),要求的输出位移为 $s \geq 6.5$ mm,驱动力为 $w = 300$ N。

根据包络尺寸要求,初步确定石蜡柱的外径为 $D_o = 16$ mm,内径为 $D_i = 6$ mm。下面需要根据输出位移、驱动力等要求,确定复位弹簧的几何参数和石蜡柱的长度。

2.2 摩擦力测试及复位弹簧设计

石蜡驱动器中的复位弹簧需要克服格莱圈、斯特封密封处的摩擦力才能推动驱动杆运动,实现复位。然而,该摩擦力与零件加工公差、密封圈公差、装配公差等相关,无法在设计阶段准确得出。因此,此次研究中首先完成了除复位弹簧之外石蜡驱动器的装配(采用的石蜡柱长度也未精确设计,仅仅为了配合测试摩擦力而估计给定),并对摩擦力进行实际测量,根据测量结果完成对复位弹簧的设计。

摩擦力测试试验装置如图 2 所示。石蜡驱动器垂直固定在工装上,其驱动杆和负载相连接,通

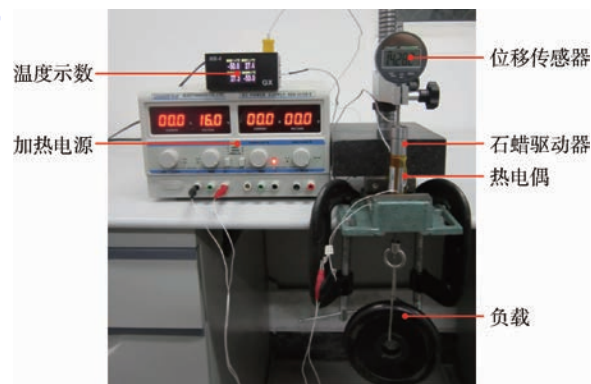


图 2 石蜡驱动器功能测试试验装置

Fig. 2 Test setup for function test of paraffin actuator

过位移传感器记录石蜡驱动器活塞的运动情况。在石蜡驱动器内部放置有热电偶(热电偶置于图1所示的空心驱动杆内部),监测石蜡温度,通过直流电源对驱动器的加热片进行供电。

摩擦力测试试验是通过在驱动器驱动杆上悬挂重物(见图2中的负载),然后进行驱动试验,如果重物足够重,就能在石蜡冷却过程中推动驱动杆克服摩擦力运动,将活塞推回驱动前的位置,实现驱动器的复位。试验过程中,通过位移传感器记录活塞的运动情况,以判断活塞是否完全返回到驱动前的位置;通过热电偶监测石蜡温度,确保加热温度在石蜡熔点以上(熔点为 $110\text{ }^{\circ}\text{C}$,试验中控制最高加热温度为 $140\text{ }^{\circ}\text{C}$)。

摩擦力测试试验结果如图3所示(图中的活塞位置是指以活塞完全复位时为零点,以石蜡膨胀时活塞运动方向为正方向形成的坐标系下,活塞运动过程中的实时坐标)。加热驱动后,活塞的位置曲线有2个明显的斜率,在负载 $F=78\text{ N}$ 之前,石蜡冷却后活塞复位效果提高明显(图3中活塞位置为0处为完全复位后活塞的位置),负载 $F>78\text{ N}$ 后,活塞复位效果提高缓慢(L 为活塞在完全复位为零点时的位移),当施加的力为 $F=300\text{ N}$ 时,活塞可完全复位。由此可确定,系统的摩擦力 $f=78\text{ N}$ 。

从复位角度来说,最佳复位弹簧力应为 300 N ,以保证完全复位。然而,复位弹簧力越大,石蜡产生的液压力将更多地用于压缩复位弹簧,而非转化为驱动杆的驱动力对外输出做功。此外,弹簧力越大,弹簧的尺寸、重量也越大,不利于石蜡驱动器的小型化。综合考虑以上因素,根据弹簧设计手册,设计了如表1所示的复位弹簧,弹簧的最小弹力(压缩前)为 $F_{\min}=85\text{ N}$ ($>78\text{ N}$),最大弹力为 $F_{\max}=165\text{ N}$,材料为碳素弹簧钢丝

表1 复位弹簧参数

Table 1 Parameters of reset spring

参数	数值
压缩后载荷 F_{\max}/N	165
压缩前载荷 F_{\min}/N	85
外径/mm	15
内径/mm	11
丝径/mm	2
总圈数	10
刚度 $k/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	8.99

C级。预计该弹簧不能使驱动器完全复位,但能基本实现复位功能,可以接受。

2.3 石蜡柱长度设计

对于处于相变温度范围的石蜡,其状态方程为^[16]

$$g(p, V, T) = 0 \quad (1)$$

式中: p 、 V 和 T 分别为当前状态下石蜡的压力、体积和温度,相应地,初始状态下的压力、体积和温度为 p_0 、 V_0 和 T_0 。

对式(1)全微分可得

$$dV = \alpha V dT + \gamma V dp \quad (2)$$

式中: $\alpha = \frac{1}{V} \left(\frac{\partial V}{\partial T} \right)_p$ 为等压体积膨胀系数; $\gamma = \frac{1}{V} \left(\frac{\partial V}{\partial p} \right)_T$ 为等温体积压缩系数。

试验表明, α 和 γ 在相变温度范围内(石蜡熔化过程中)基本保持不变,可作为常数处理^[17]。对式(2)积分,同时省略高阶项,可得

$$V = V_0 [1 + \alpha(T - T_0) - \gamma(p - p_0)] \quad (3)$$

驱动器的石蜡柱长度和石蜡体积存在如下关系:

$$V - V_0 = \frac{\pi(D_o^2 - D_i^2)}{4} (l - l_0) \quad (4)$$

式中: l 为石蜡柱长度; l_0 为石蜡柱初始长度。

另外,活塞在外接负载(大小等于驱动力 w)、系统摩擦力 f 、复位弹簧力的作用下平衡,可得

$$\frac{\pi(D_o^2 - D_i^2)}{4} (p - p_0) = k(l - l_0) + F_{\min} + f + w \quad (5)$$

将式(4)、式(5)代入式(3)中,用 $s = l - l_0$ 表示驱动器的输出位移,可得石蜡柱体的初始长度(填充长度)为

$$l_0 = \frac{s}{\alpha(T - T_0) - 4\gamma \frac{ks + F_{\min} + f + w}{\pi(D_o^2 - D_i^2)}} \quad (6)$$

若石蜡柱长度已知,由式(6)变形,可得出输出位移为

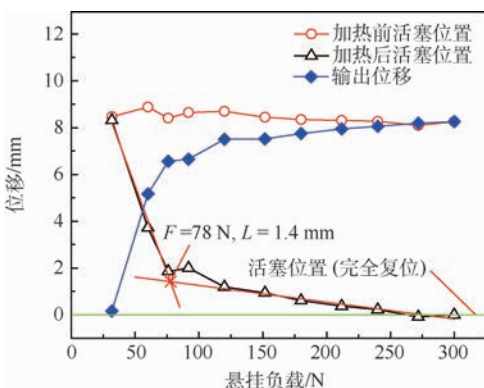


图3 摩擦力测试曲线(完全复位后活塞的位置为零点)

Fig. 3 Friction force test curves

(zero piston position indicates a full reset)

$$s = \frac{\alpha\pi(T - T_0)(D_o^2 - D_i^2) - 4\gamma(F_{\min} + f + w)}{\frac{\pi(D_o^2 - D_i^2)}{l_0} + 4\gamma k} \quad (7)$$

此次采用石蜡的等压体积膨胀系数和等温体积压缩系数分别为: $\alpha = 0.194$ 和 $\gamma = 0.003$, 熔点为 $110\text{ }^\circ\text{C}$, 式(7)中其余参数数值前文均已介绍。

根据式(6), 可计算出在不同输出位移 s 下的石蜡柱长度, 结果如图 4(a) 所示。可知, 输出位移和石蜡柱初始长度成正比, 在驱动力为 300 N 时, 要满足输出位移 $s \geq 6.5\text{ mm}$, 石蜡柱初始长度应大于等于 35.2 mm 。基于此, 石蜡驱动器中石蜡柱的初始长度选择为 $l_0 = 36\text{ mm}$ 。随后, 将 $l_0 = 36\text{ mm}$ 代入式(7), 可计算出不同驱动力下驱动器的输出位移, 如图 4(b) 所示。可知, 随着驱动力的增加, 输出位移逐渐减小, 驱动力为 300 N (设计值) 时, 对应的输出位移为 6.65 mm , 满足了输出位移 $s \geq 6.5\text{ mm}$ 的设计要求。

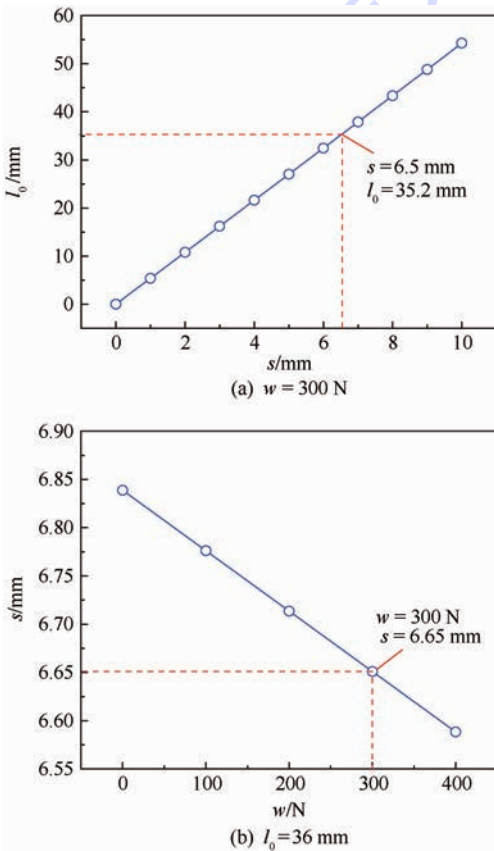


图 4 石蜡柱长度设计曲线

Fig. 4 Design curves of paraffin column length

3 功能及性能试验

基于第 1 节和第 2 节的方案和参数设计, 完成了石蜡驱动器原理样机的加工和装配(见图 5)。原理样机石蜡柱长度为 36 mm , 通过功率为 40 W 、



图 5 空间大载荷石蜡驱动器原理样机
Fig. 5 Principle prototype of large load space-used paraffin actuator

额定电压为 12 V 的聚酰亚胺加热片进行加热。随后开展原理样机验证试验, 首先验证了复位弹簧, 以确定其能否成功推动活塞实现复位, 在此基础上开展石蜡驱动器的功能测试试验, 获得驱动器在额定电压下的响应时间、输出位移和驱动力; 最后开展寿命测试试验, 获得驱动器的寿命和输出位移稳定情况, 同时考核石蜡密封效果。

3.1 复位弹簧验证

复位弹簧验证试验在如图 2 所示的装置上进行。试验中, 石蜡驱动器为空载 ($w = 0$), 仅仅依靠复位弹簧提供的弹力实现驱动器的自动复位。一共进行了 11 次复位试验, 试验中活塞的运动情况和驱动器的输出位移如图 6 所示。可知, 尽管驱动器不能完全复位(复位完成了近 90%, 距离完全复位差 1 mm), 但复位后活塞位置稳定, 输出位移维持在 7 mm 左右。

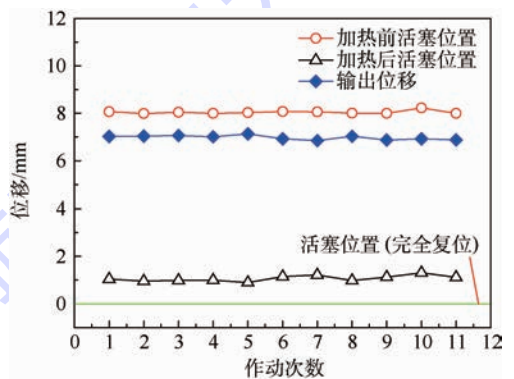


图 6 驱动器(安装复位弹簧)空载复位试验曲线
Fig. 6 No-load reset test curves of actuator (with reset spring)

3.2 功能测试试验

功能测试试验是用于确定该驱动器在额定加热功率下的驱动响应时间、输出位移、驱动力等。

功能测试试验在如图 2 所示试验装置上展开。在 12 V 额定电压、零负载条件下, 对石蜡驱动器的温度变化情况、输出位移进行了测试, 结果如图 7 所示。由图 7(a) 可知, 温度可在 10 min 内达到石蜡的熔点 $110\text{ }^\circ\text{C}$, 温度在 $0 \sim 15\text{ min}$ 之间剧烈上升, 在加热到 20 min 后, 温度上升缓慢,

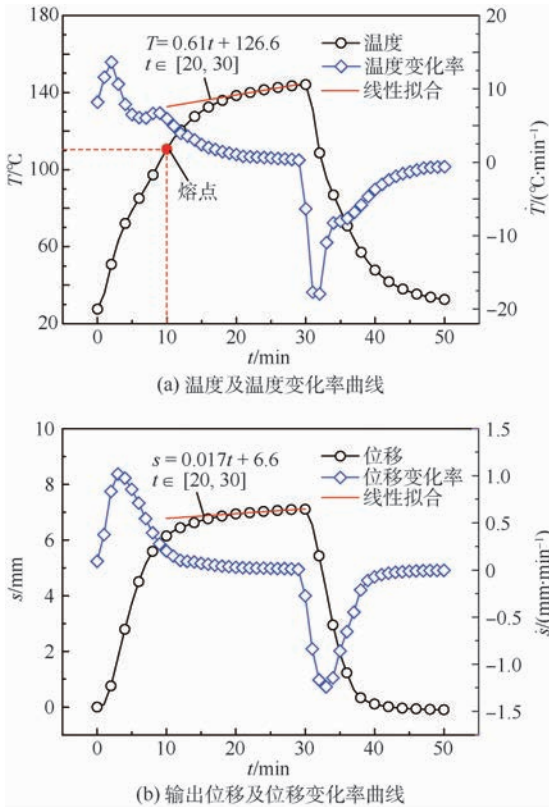


图7 额定电压下石蜡驱动器温度及温度变化率曲线、输出位移及位移变化率曲线

Fig.7 Variation of temperature and temperature change rate, output displacement and displacement change rate of paraffin actuator under rated voltage

每分钟仅升高 $0.61\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。由图 7(b) 可知, 驱动器的输出位移在 $0\sim 15\text{ min}$ 之间快速上升至 6.7 mm , 到 20 min 时位移升高至 6.9 mm , 到 30 min 停止加热时, 位移为 7.1 mm 。由此可知, 加热到 20 min 时, 完成了总输出位移量的 97% 。

综合考虑加热时间和位移输出的影响, 确定该石蜡驱动器在额定功率下的输出位移为 6.9 mm , 响应时间为 20 min 。

在确定了驱动器的响应时间和输出位移后, 对驱动力进行测试。试验采用如图 2 所示试验装置, 控制供电电压为直流 12 V , 供电时间为 20 min , 控制负载从 0 N 逐步上升到 300 N , 每次驱动中都记录驱动器的输出位移。试验中, 模拟石蜡驱动器的实际应用情况, 驱动过程中施加负载, 复位过程中移除负载 (见图 8)。试验结果如图 8 所示。可见, 在负载逐渐增大到 300 N 的过程中, 石蜡驱动器均能正常工作, 输出位移稳定在 7 mm 左右, 没有明显的衰减。结果表明, 该驱动器的驱动力非常大, 在 300 N 以上, 相比之下, 弹性鞘挤压方案的驱动力一般在 200 N 以内^[13]。利用式(7)对石蜡驱动器的输出位移进行计算, 并将

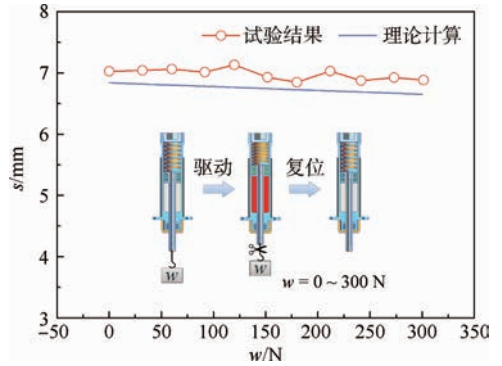


图8 不同负载下的输出位移曲线

Fig.8 Output displacement curves under different loading

其与试验结果进行对比 (见图 8), 可见, 理论计算结果与试验结果基本吻合, 仅存在微小偏差, 产生偏差的原因是: 理论模型仅考虑了石蜡熔化过程中由于固液相变导致的体积膨胀, 没有考虑熔化前的固态石蜡和熔化后的液态石蜡的热膨胀。

3.3 寿命测试试验

空间石蜡驱动器虽然在轨工作期间仅需要作动 1 次, 如太阳翼、天线的展开, 但是为了保证在轨作动的可靠性, 地面试验中需要开展大量的重复作动试验进行验证, 因此通常要求驱动器的重复作动寿命能达到几十次甚至上百次。石蜡驱动器中采用了格莱圈和斯特封进行密封, 其中的聚四氟乙烯密封圈长期处于高温、高压、往复摩擦环境下, 是整个驱动器中的薄弱环节。若密封圈失效, 石蜡泄漏, 驱动器也随即失效。因此, 需要通过寿命测试试验, 验证该驱动器的使用寿命。

采用如图 2 所示的试验装置, 控制负载为 300 N , 加热电压为直流 12 V , 加热时间为 20 min 。对该石蜡驱动器原理样机开展了 100 次驱动试验, 试验中通过位移传感器记录驱动器每次的输出位移, 试验结果如图 9 所示。可知, 输出位移在 7 mm 左右波动, 不存在明显的衰减趋势,

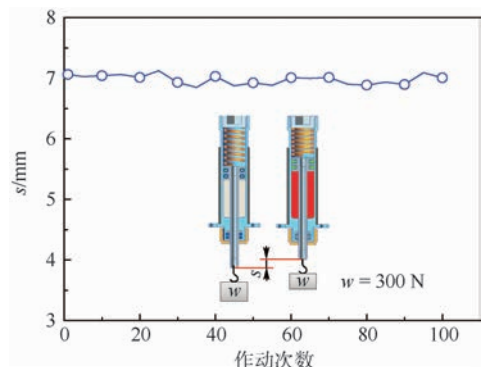


图9 石蜡驱动器输出位移-作动次数试验曲线

Fig.9 Output displacement versus cycle number test curve of paraffin actuator

位移最大值为7.12 mm,最小值为6.84 mm。完成100次试验后对驱动器密封处进行检查,未发现石蜡泄漏。试验结果证明,该驱动器至少能保证100次作动不失效,同时输出位移稳定在7 mm左右,不发生明显衰减。

4 结论

本文针对航天领域现有挤压弹性鞘式石蜡驱动器面临的摩擦阻力大、驱动力小的问题,发展了活塞式空间大载荷石蜡驱动器,通过双层密封设计和复位弹簧设计,确保了驱动器的密封及复位性能,在此基础上完成了原理样机的参数设计、生产和装配,并完成了摩擦力测试、功能测试、寿命测试等试验。

1) 摩擦力测试试验及复位弹簧设计结果表明,采用载荷范围为85~165 N的复位弹簧,活塞能克服系统摩擦力,保证了驱动器的复位功能。

2) 该石蜡驱动器在额定功率40 W(额定电压12 V)下的输出位移为6.9 mm,响应时间为20 min,驱动力超过300 N。

3) 该石蜡驱动器的寿命至少为100次,输出位移在7 mm左右波动,最大值为7.12 mm,最小值为6.84 mm。经历100次试验后,驱动器密封处未发现石蜡泄漏,密封性能良好。

参考文献 (References)

- [1] LUCY M H, HARDY R C, KIST E H, et al. Report on alternative devices to pyrotechnics on spacecraft [C] // 10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, 1996: 17-19.
- [2] 白志富, 果琳丽, 陈岱松. 新型非火工星箭连接分离技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(1): 31-37.
- BAI Z F, GUO L L, CHEN D S. A new non explosive technology about connection & separation of star[J]. Missile & Space Vehicle Technology, 2009(1): 31-37 (in Chinese).
- [3] 姜水清, 陈立平. 热刀致动的压紧释放装置研制[J]. 航天器工程, 2005, 14(4): 31-33.
- JIANG S Q, CHEN L P. Development of a pressing and releasing device for hot knife actuation [J]. Spacecraft Engineering, 2005, 14(4): 31-33 (in Chinese).
- [4] 张小勇, 闫晓军, 杨巧龙. 形状记忆合金分瓣螺母空间解锁机构的设计与试验研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(17): 145-150.
- ZHANG X Y, YAN X J, YANG Q L. Design and experimental validation of compact, quick-response shape memory alloy separation device [J]. Journal of Mechanical Design, 2010, 46(17): 145-150 (in Chinese).
- [5] YAN X J, HUANG D W, ZHANG X Y, et al. A one-stage, high-

- load capacity separation actuator using anti-friction rollers and redundant shape memory alloy wires [J]. Review of Scientific Instruments, 2015, 86(12): 125005.
- [6] LEES J. Design of the CRISP tracking mirror assembly [C] // Proceedings of SPIE. Bellingham, WA: SPIE, 2005, 5877: 82-92.
- [7] PRIEBE J. The utilization of high output paraffin actuators in aerospace applications: AIAA-1995-2986 [R]. Reston: AIAA, 1995.
- [8] FORMAN S. Advanced land imager: Mechanical design, integration, and testing [J]. Lincoln Laboratory Journal, 2005, 15(2): 181-196.
- [9] NAVA N, COLLADO M, PALLADINO M, et al. A novel hold-down and release mechanism for non-explosive actuators based on sma technology [C] // 16th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Paris: ESA, 2015: 23-25.
- [10] CHRISTIANSEN S, TIBBITTS S, DOWEN D. Fast acting non-pyrotechnic 10kN separation nut [C] // Proceedings of the 8th European Symposium on Space Mechanisms and Tribology. Paris: ESA, 1999, 438: 323-328.
- [11] CHANG B, LAUGHLIN P, SASAKI T. Low shock non-explosive actuator [C] // 15th European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Noordwijk, 2013: 1-8.
- [12] KONINK T, KESTER G. Multipurpose holddown and release mechanism (MHRM) [C] // 13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Paris: ESA, 2009: 23-25.
- [13] TIBBITTS S F. High output paraffin actuators: Utilization in aerospace mechanisms [C] // 22nd Aerospace Mechanisms Symposium. Boulder: NASA, 1988: 13-28.
- [14] 姚碎全. 斯特封密封特性分析[J]. 液压气动与密封, 2003(5): 33-35.
- YAO S Q. Sealing performance analysis of Ster ring [J]. Hydraulic Pneumatic and Sealing, 2003(5): 33-35 (in Chinese).
- [15] 王安芝, 王冬英, 王永胜, 等. 浅谈格莱圈组件的应用[J]. 液压气动与密封, 2011, 31(8): 64-65.
- WANG A Z, WANG D Y, WANG Y S, et al. Application of Glyd ring assembly [J]. Hydraulic Pneumatic and Sealing, 2011, 31(8): 64-65 (in Chinese).
- [16] 陈兵芽. 石蜡热力学特性及其无缆驱动器研究[D]. 南昌: 南昌大学, 2008.
- CHEN B Y. Study on thermodynamic properties of paraffin wax and its non cable driver [D]. Nanchang: Nanchang University, 2008 (in Chinese).
- [17] SANGIAN D, NAFICY S, SPINKS G M. Thermally activated paraffin-filled McKibben muscles [J]. Journal of Intelligent Material System and Structures, 2016, 27(18): 1-9.

作者简介:

张顺杰 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

张小勇 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 空间智能结构、形状记忆合金驱动器、高温结构力学。

Development of a large load space-used paraffin actuator

ZHANG Shunjie¹, WANG Lusi², NIE Chao¹, HE Yong¹, ZHANG Xiaoyong^{1,3,4,5,*}, YAN Xiaojun^{1,3,4,5}

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

2. Beijing Satellite Manufacturing Plant, Beijing 100080, China;

3. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;

4. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Aero-thermodynamics, Beijing 100083, China;

5. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing 100083, China)

Abstract: Paraffin actuators have attracted a great deal of attention in the field of aerospace non-pyrotechnic actuators. The current aerospace paraffin actuator usually employs an elastic squeeze boot to push the actuator rod to move, which causes the disadvantages of large friction force and small force output. Motivated by these issues, a piston-type paraffin actuator has been developed in this paper. The actuator effectively enlarges the area that the liquid paraffin can apply pressure on, which greatly enhances the output driving force. The reset function and sealing performance have also been ensured by introducing a double-sealing design and a reset spring. In order to verify the proposed paraffin actuator, a prototype was fabricated. Validation experiments including friction force test, functional test, and life test have been performed. The results show that the reset spring with a designed force range of 85 – 165 N can successfully overcome the system friction force and push the piston to move, so as to ensure the auto-reset function. Under a rated power of 40 W (rated voltage 12 V), the output displacement of the actuator is 6.9 mm, the response time is 20 min, and the output force is more than or equal to 300 N. Life test shows that the actuator can function 100 times or more, and the output displacement is very stable (around 7 mm). Excellent sealing performance of the actuator has also been proven, since no paraffin leakage has been observed even after 100 times of actuation.

Keywords: paraffin actuator; mechanical design; pull off device; non-pyrotechnic; high temperature actuator

Received: 2016-05-11; **Accepted:** 2016-06-12; **Published online:** 2016-08-29 18:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160829.1830.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51505018,11272025); CAST Foundation (2014ZY610001)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0370

基于经验模态分解的点云数据平滑与增强



郭立新¹, 王小超², 郝爱民^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083; 2. 天津工业大学 理学院, 天津 300387)

摘 要: 在计算机辅助设计与逆向工程应用中, 针对缺乏拓扑连接关系的点云数据, 提出了基于经验模态分解(EMD)的点云数据平滑与增强算法。首先, 以点云模型的拉普拉斯矩阵坐标与法向的内积作为 EMD 输入信号, 提取点云模型输入信号的极值点作为插值节点计算信号的上下包络; 然后, 为实现特征保持的 EMD 信号分解, 通过检测点云数据上特征点, 并在计算信号上下包络的过程中作为约束, 克服传统 EMD 算法无法保持特征的局限; 最后, 迭代地从输入信号中减去上下包络的均值得到内蕴模态函数(IMF)和余量, 并通过设计滤波器实现了点云数据平滑和增强。实验结果表明, 本文算法有效地将 EMD 推广到三维散乱点云数据中, 扩大 EMD 在三维几何中的应用范围, 并在点云数据平滑和增强方面取得了很好的效果。

关键词: 经验模态分解(EMD); 点云数据; 数据平滑; 数据增强; 多尺度分解

中图分类号: TP391.41

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2017)05-1045-08

在计算机辅助设计与逆向工程应用中, 随着三维扫描设备的普及和扫描获取技术的快速发展, 大规模散乱点云数据处理得到了国内外学者的广泛关注。爆发式增长的点云数据给我们带来了新的机遇和挑战, 同时也迫切寻求新的点云数据分析和处理技术。经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)作为一种处理非线性、非稳定性信号的算法在一维信号和二维图像中得到了广泛应用。近年来, EMD 在三维几何模型处理中逐渐得到关注, 将 EMD 直接应用到散乱点云数据中还存在诸多困难和挑战。首先, 由扫描获取的点云数据不可避免地存在噪声、离群点、采样不均、数据缺失等问题; 其次, 相比于三角形网格, 点云数据缺乏固有的拓扑连接关系, 处于离散无序状态; 最后, 面对复杂、不规则的几何模型, 特别是带有显著特征的特征点云数据, 在 EMD 处理过程中如何保持模型固有的几何特征是 EMD 在点

云数据处理中面临的重要困难。

EMD 最早由 Huang 等^[1]提出, 是一种数据驱动的自适应多尺度算法, 能够将原始数据逐级分解为不同尺度的内蕴模态函数(Intrinsic Mode Function, IMF)和一个单调光滑的余量, 其摆脱了传统时频分析方法本质上对平稳数据处理方法的依赖, 不再依赖具体的基函数。基于上述优势, EMD 已经在一维信号和二维图像的分析与处理中得到了广泛应用, 如图像融合和增强^[2]、图像压缩^[3]、图像去噪^[4]等。

近年来, EMD 算法在三维几何模型处理中也逐渐得到关注。Qin 等^[5]首先在曲面参数化的帮助下, 将三维曲面的坐标函数转化为二维平面信号, 然后用传统的二维 EMD 算法进行分解, 但全局网格参数化限制了其应用范围。Wang 等^[6]通过求解狄利克雷边界条件的双调和场得到三角形网格上信号的上下包络, 实现了三维网

收稿日期: 2016-05-05; 录用日期: 2016-05-27; 网络出版时间: 2016-09-06 16:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1653.012.html

基金项目: 国家自然科学基金(61532002, 61672149, 61602341, 11626169); 天津市自然科学基金(17JQNJC00600); 虚拟现实技术与系统国家重点实验室(北京航空航天大学)开放基金(BUAA-VR-17KF-04)

* 通讯作者: E-mail: ham@buaa.edu.cn

引用格式: 郭立新, 王小超, 郝爱民. 基于经验模态分解的点云数据平滑与增强[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1045-1052. GUO L X, WANG X C, HAO A M. Point clouds smoothing and enhancing based on empirical mode decomposition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1045-1052 (in Chinese).

格上 EMD 分解算法,避免了曲面参数化问题,扩大了 EMD 在数字几何处理中的使用范围。进一步, Hu 等^[7]以平均曲率作为 EMD 的输入信号,能够更加准确地提取三角形网格上的不同尺度特征。为实现三角形网格上 EMD 的快速计算, Wang 等^[8]利用空间填充曲线方法将三角形网格上的信号转换为一维信号,利用经典的一维 EMD 算法对输入信号进行分解。

原始的 EMD 算法存在过光滑的局限,使得现有推广 EMD 算法在图形图像处理中无法很好地保持数据自身的特征。基于 EMD 的思想, Suber 等^[9]提出边缘保持的多尺度图像分解,核心思想是把局部极大值点和局部极小值点之间的振荡作为细节。在三维几何处理中,受 Suber 等^[9]的启发, Wang 等^[6]通过薄板样条插值计算三维几何信号的包络,直接将一维 EMD 推广到三维几何曲面上,该算法进一步通过构建各向异性的拉普拉斯算子,进行特征保持的 EMD 多尺度分解,但该特征保持的插值算法不够鲁棒,同时也无法处理开曲面。Hu 等^[7]引入平均曲率作为 EMD 的输入信号,并以提取到的特征点作为约束进行特征保持的数据平滑和去噪。类似的,在提取到特征点后, Wang 等^[8]通过将特征信号与输入信号分离,提出了一种分而治之的 EMD 分解框架。

相对于三角形网格数据,点云数据缺乏固有的拓扑连接关系,并且易受噪声、离群点等因素的影响,直接将 EMD 应用到散乱点云数据还存在很

多困难和挑战。为此,本文在已有相关工作的基础上,将 EMD 推广到三维散乱点云数据处理中,以扩大 EMD 在三维数字几何处理中的应用范围。由于点云 EMD 存在过光滑的局限性,无法保持点云数据中点云 EMD 存在过光滑的局限性,无法保持点云数据中存在的显著特征,为此在特征点提取的基础上实现了特征保持的点云 EMD。算法首先以点云数据的拉普拉斯矩阵坐标和向量的内积作为输入信号,提取输入信号的极值点作为插值点计算信号的上下包络。然后为实现特征保持的 EMD 信号分解,通过检测点云数据特征点,并在计算信号上下包络的过程中作为约束,克服传统 EMD 算法无法保持特征的局限。最后由原始信号减去上下包络的均值得到 IMF 和余量。通过迭代处理余量得到多个 IMF 和余量,基于多个 IMF 和余量的组合与拉普拉斯矩阵重建新的点云数据,由滤波器设计实现了点云数据平滑和增强。实验结果表明,本文算法有效地将 EMD 推广到三维散乱点云数据中,扩大 EMD 在三维几何中的应用范围,在点云数据平滑和增强方面取得了很好的效果。图 1 所示为八面体点云模型特征保持的点云 EMD 示意图,图 1(a)为无噪声的原始模型及其对应的输入信号,图 1(b)为 5% 高斯噪声的模型和对应的输入信号,图 1(c)~图 1(d)分别为经典的点云 EMD 和特征保持的点云 EMD 的输出结果信号及其由余量重建结果。

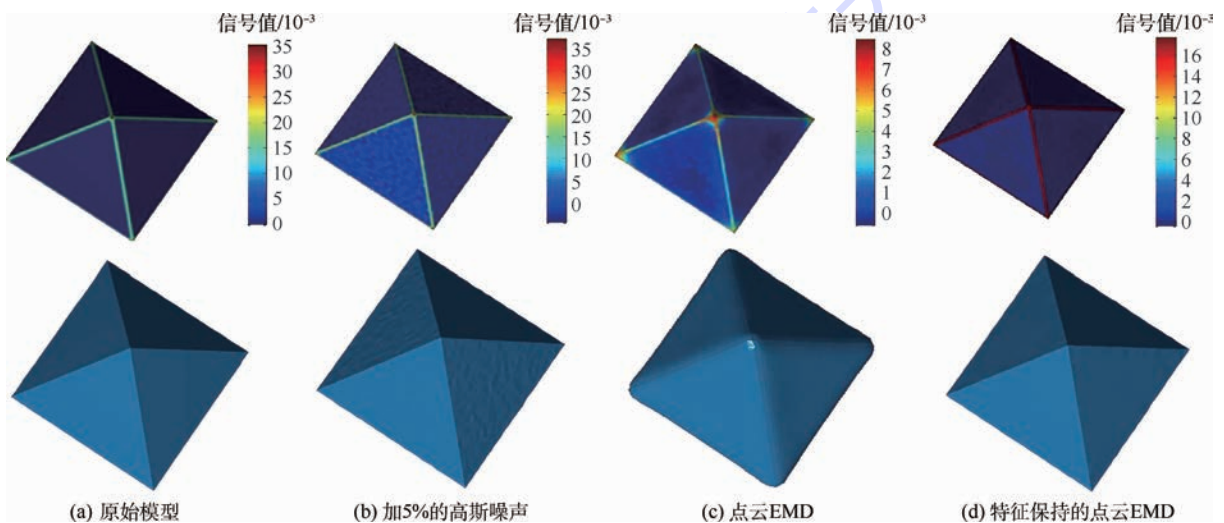


图 1 八面体点云模型的 EMD

Fig. 1 EMD of octahedral point cloud model

1 点云 EMD

给定点云数据 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$, $p_i = (x_i,$

$y_i, z_i) \in \mathbf{R}^3$ 以及定义在点云数据上的信号 g , EMD 可以将输入信号 g 分解为有限个 IMF 和余量,并表示为

$$\mathbf{g} = \sum_{k=1}^N \mathbf{D}_k + \mathbf{r}_N \quad (1)$$

式中: \mathbf{D}_k 为分解得到的 IMF s ; \mathbf{r}_N 为对应的余量。

1.1 输入信号的定义

点云 EMD 的输入信号需要既能描述点云数据的几何形状,也能展现几何特征。点云数据的拉普拉斯矩阵可以度量点云数据潜在曲面的局部偏差,并且描述潜在曲面局部形状信息。本文利用点云数据的拉普拉斯矩阵与法向的内积作为点云数据 EMD 算法的输入信号。

点云数据的拉普拉斯矩阵可以利用文献 [10-11] 中的方法进行构建。对于点集 \mathbf{P} 中的一点 $\mathbf{p}_i, \mathbf{p}_i$ 与其邻居点 \mathbf{p}_j 间的权重为

$$G_h(i, j) = \frac{1}{4\pi h^2} e^{-\frac{\|\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j\|^2}{4h}} \quad (2)$$

式中: h 为控制影响的区域。

由此可以构建 $n \times n$ 的拉普拉斯矩阵 \mathbf{L} 为

$$\mathbf{L}_{[i][j]} = \begin{cases} G_h(i, j) A_j & i \neq j \\ G_h(i, i) A_i - \sum_{j=1}^n (G_h(i, j) A_j) & \text{其他} \end{cases} \quad (3)$$

式中: A_i 为 \mathbf{p}_i 处^[12]定义的维诺图权重,可以粗略估计为 \mathbf{p}_i 点在流形曲面上局部维诺图的面积,在构造拉普拉斯矩阵的过程中,一个重要的参数是邻居点个数的选取。对于受噪声影响较大的模型,为了使算法更加鲁棒,邻居点个数可以适当设置大一些。经过大量实验表明,邻居点个数选取在 15 ~ 35 之间可以得到较好的实验结果。

点云 EMD 的输入信号定义为拉普拉斯矩阵坐标 \mathbf{L} 与法向 \mathbf{N} 的内积:

$$\mathbf{g}(\mathbf{p}_i) = \mathbf{L}(\mathbf{p}_i) \cdot \mathbf{N}(\mathbf{p}_i) \quad (4)$$

式中:点云法向可由文献 [13] 中的算法估计得到,该输入信号具有旋转不变性和平移不变性,可以被用作点云 EMD 算法的输入信号。

1.2 点云 EMD 分解流程

EMD 存在过光滑的局限,利用文献 [7] 中信

号分解的方法将 EMD 直接应用到点云数据处理中无法保持数据固有的特征信息,如图 1(c) 所示重建得到的八面体点云模型中存在特征边过度平滑的问题。因此,在点云数据 EMD 分解过程中需要额外的工作来实现特征保持。为此,本文将通过显式检测特征点的方式,将特征点作为约束应用到信号上下包络计算中,实现特征保持的点云 EMD。信号 \mathbf{g} 是由式 (4) 定义的输入信号,特征保持的点云 EMD 可以表示为式 (1) 的形式。本文默认的分解次数为 3。

受 Suber 等^[9]保持边缘多尺度图像分解的启发,本文从输入信号中迭代提取点云模型的细节,将特征保持的分解结果保留在余量中。

特征保持的点云 EMD 算法步骤如下:

输入 点云数据信号 \mathbf{g} 。

输出 分解得到的 N 个 IMF s : $\mathbf{D}_k (k=1, 2, \dots, N)$ 和对应的余量 \mathbf{r}_N 。

Step 1 设置初始余量 $\mathbf{r}_0 = \mathbf{g}$ 和 IMF 的初始索引 $k=1$ 。

Step 2 提取细节。

1) 计算 \mathbf{r}_{k-1} 的全部极值点。

2) 在特征点 G 的约束下由极值点插值求得上下包络 $\mathbf{U}_{r_{k-1}}$ 和 $\mathbf{D}_{r_{k-1}}$, 然后求得平均包络 $\mathbf{m}_{k-1} = (\mathbf{U}_{r_{k-1}} + \mathbf{D}_{r_{k-1}}) / 2$ 。

3) 提取第 k 个细节 $\mathbf{D}_k = \mathbf{r}_{k-1} - \mathbf{m}_{k-1}$ 和第 k 个余量 $\mathbf{r}_k = \mathbf{m}_{k-1}$ 。

Step 3 如果 k 的个数达到 N , 结束此分解过程。否则, $k = k + 1$, 继续 Step 1。

1.2.1 点云特征点提取

为了实现点云数据特征保持的 EMD, 一项重要的工作是点云数据的特征点提取。由于点云数据缺乏固有的拓扑连接关系, 并且扫描得到的点云数据经常受到噪声的影响, 所以本文采用具有良好抗噪能力的点云特征点提取方法^[14]。图 2 给出了此方法在八面体、立方体、Fandisk 点云模型的特征点提取结果。

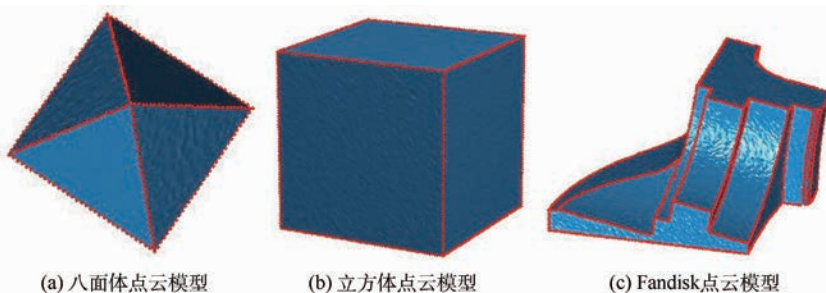


图 2 点云特征点提取结果

Fig. 2 Feature point extraction results of point clouds

1.2.2 信号极值点的定义

为了获得信号中足够多的极值点,引入参数 t ,定义极值点如下:对于 $\mathbf{p}_i \in \mathbf{P}$,在第 k 层的分解中,如果 $\mathbf{g}(\mathbf{p}_i)$ 满足如下条件:

$$|N_g^+(\mathbf{p}_i)| \geq t |N_k(i)| \quad (5)$$

则这个点被定义为极大值点。其中 $N_g^+(\mathbf{p}_i)$ 表示为

$$N_g^+(\mathbf{p}_i) = \{j | \mathbf{g}(\mathbf{p}_i) \geq \mathbf{g}(\mathbf{p}_j), j \in N_k(i)\} \quad (6)$$

式中: $|\cdot|$ 为集合元素的个数; $t \in [0, 1]$ 为调节极值点个数的参数; $N_k(i)$ 为 \mathbf{p}_i 点的邻近点。类似地,可以定义极小值点。如果 t 非常小,则会包含更多的极值点,本文中 t 的默认值为 0.8。

提取出来的特征点可能包含在极值点中,为了避免由局部极值点得到的上下包络的均值在提取细节过程中产生模糊效应,需要将特征点从极值点中剔除,得到极值点索引集合为 C 。

1.2.3 计算包络的插值方法

对于给定的插值点和相应的信号值 $\{(\mathbf{p}_i, \mathbf{g}(\mathbf{p}_i)), i \in C\}$,本文采用双调和插值的方法计算信号的上下包络。为了实现特征保持的信号分解,基于提取到的特征点构建各向异性的拉普拉斯矩阵^[15-16],同时将特征点集 $G = \{s_1, s_2, \dots, s_m\}$ 作为软约束加入到点云数据重建中。具体地,在极值点 $\phi(\mathbf{p}_i) = \mathbf{g}(\mathbf{p}_i), i \in C$ 的约束下,最小化式(7)的能量函数来求解插值函数 $\phi = (\phi(\mathbf{p}_1), \phi(\mathbf{p}_2), \dots, \phi(\mathbf{p}_n))$ 。

$$\|L'\phi\|^2 + \lambda^2 \sum_{i \in G} |\phi(\mathbf{p}_i) - \mathbf{g}(\mathbf{p}_i)|^2 \quad (7)$$

式中: λ 为特征点位置的权重因子,默认值为 0.1; L' 为基于以下元素定义的各向异性拉普拉斯矩阵:

$$L'_{ij} = \begin{cases} \sum_{k \in N(i)} w_{ik} & j = i \\ -w_{ij} & j \in N(i) \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (8)$$

其中: w_{ij} 的选取分 2 种情况。对于非特征点

$$w_{ij} = \exp\left(-\frac{|\mathbf{g}(\mathbf{p}_i) - \mathbf{g}(\mathbf{p}_j)|^2}{2\tau\sigma_s^2}\right) \quad j \in N(i) \quad (9)$$

对于特征点

$$w_{ij} = \begin{cases} \exp\left(-\frac{|\mathbf{g}(\mathbf{p}_i) - \mathbf{g}(\mathbf{p}_j)|^2}{2\tau\sigma_s^2}\right) & j \in N(i) \cap G \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

式中: σ_s 为信号 \mathbf{g} 在 \mathbf{p}_i 点 k 近邻的局部标准方差; τ 为用来控制特征保持强度的参数, τ 的值越小,特征保持的越强,本文的默认值为 0.6。

式(7)的能量函数可以写为如下形式:

$$\left\| \begin{bmatrix} L \\ \lambda F \end{bmatrix} \phi - \begin{bmatrix} 0 \\ \lambda \mathbf{g}_c \end{bmatrix} \right\|^2 \quad (11)$$

式中: \mathbf{g}_c 为点云数据的特征点集合 G 的信号值; F 为由以下元素组成的 $m \times m$ 矩阵:

$$F_{ij} = \begin{cases} 1 & j = s_i \in G \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

式(11)是一个线性最小二乘优化问题,等价于如下 $(n+m) \times n$ 线性系统:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} L \\ \lambda F \end{bmatrix} \phi &= \begin{bmatrix} 0 \\ \lambda \mathbf{g}_c \end{bmatrix} \\ \text{s.t. } \phi(\mathbf{p}_i) &= \mathbf{g}(\mathbf{p}_i), i \in C \end{aligned} \quad (12)$$

此线性系统可以用文献[17]中提到的直接消去法求解,将式(12)对应的已知插值点消去,未知的插值函数值可以通过计算重新得到的线性系统求解。

1.3 点云数据的重建

通过对分解后的 IMF 和余量处理后,将得到新的几何信号 \mathbf{g}' ,对应新的点云数据 \mathbf{P}' ,可以通过以原来点的位置 \mathbf{P} 作为约束,利用最小二乘法最小化如下能量函数重建得到:

$$\|L\mathbf{P}' - \text{diag}(\mathbf{g}')\mathbf{N}\|^2 + \mu^2 \sum_{i=1}^n \|\mathbf{p}'_i - \mathbf{p}_i\|^2 \quad (13)$$

此能量函数可以转化为

$$\left\| \begin{bmatrix} L \\ \mu \mathbf{I}_{n \times n} \end{bmatrix} \mathbf{P}' - \begin{bmatrix} \mathbf{g}'\mathbf{N} \\ \mu \mathbf{P} \end{bmatrix} \right\|^2 \quad (14)$$

此公式对应的 $2n \times n$ 的线性系统 $\mathbf{A}\mathbf{P}' = \mathbf{b}$ 为

$$\begin{bmatrix} L \\ \mu \mathbf{I}_{n \times n} \end{bmatrix} \mathbf{P}' = \begin{bmatrix} \mathbf{g}'\mathbf{N} \\ \mu \mathbf{P} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中: μ 为原始点位置的权重因子,本文中的默认值为 0.1。此线性系统可以用乔里斯基分解求解 $(\mathbf{A}^T \mathbf{A})\mathbf{P}' = \mathbf{A}^T \mathbf{b}$ 。

图 3 为 Dragon 点云模型特征保持的 EMD 结果。图 3(a) 为原始模型及其对应的输入信号,图 3(b) ~ 图 3(e) 分别给出了 3 个 IMF 和余量重建的结果及其对应的信号值。由 EMD 结果可以看出此模型的不同尺度特征。

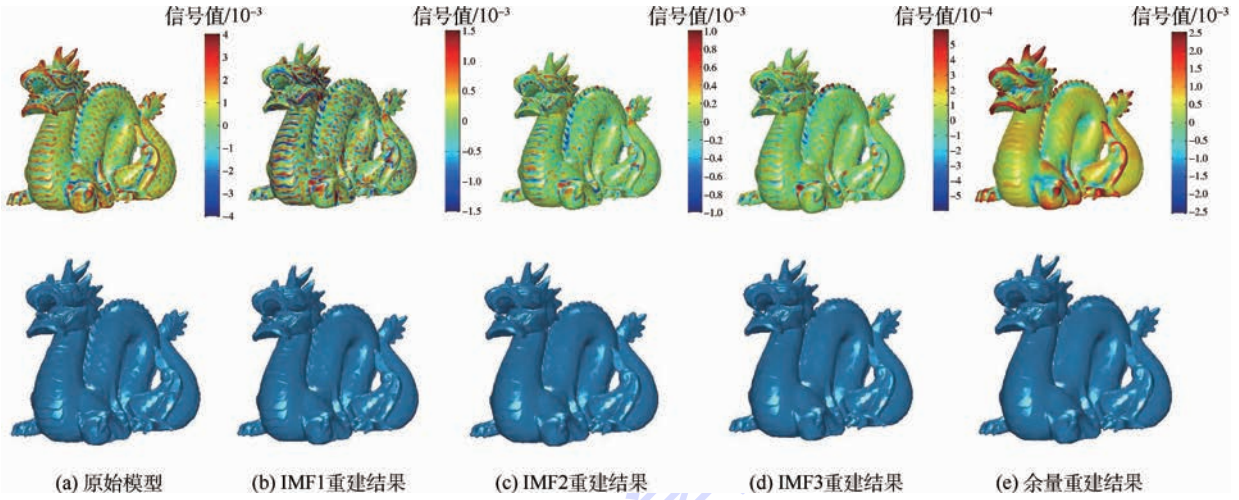


图 3 Dragon 点云模型的多尺度分解结果

Fig. 3 Multi-scale decomposition results of Dragon point clouds model

2 点云数据平滑与增强

点云 EMD 将输入信号分解为不同尺度特征,可以用于不同的应用中,本文基于滤波器设计,实现了点云数据平滑和增强。

2.1 滤波器的设计

点云 EMD 的各种应用可以通过构建不同的滤波器来实现。滤波器设计可以由 EMD 得到的 IMF 和余量的组合实现。

$$g' = \sum_{k=1}^N \eta(k) \cdot D_k + r_N \quad (16)$$

式中: $\eta(k)$ 用来控制不同的滤波器操作。比如平滑可以使用低通滤波器,高通滤波器可以用来数据的增强。在实验中,IMF 的个数默认设置为 3。

2.2 点云数据平滑

基于点云数据的 EMD,通过设计滤波器,实现点云数据的平滑。由于噪声通常包含在前几个 IMF 中,设置低通滤波器,过滤掉信号中高频的部分,保留低频的部分,从而实现噪声的去除。对于点云数据的平滑,使用低通滤波器即特征保持的点云 EMD 得到的余量进行点云数据的重建,为了避免在提取细节的过程中尖锐边缘和角点变的模糊,点云数据中的特征点事先用现有的方法提取出来,并且为了更好地重建平滑的点云模型,用法向加权平均更新了法向。

$$N(i)' = \frac{1}{\sum_{j \in N(i)} g(p_j)} \sum_{j \in N(i)} g(p_j) N(i) \quad (17)$$

图 4 和图 5 为用低通滤波器系数(0,0,0)得到的平滑结果。对于图 4(a)和图 4(c)的噪声模型,可以实现平滑,并且对于真实的点云数据模

型,图 5(a)和图 5(c)也能实现较好的平滑效果。

为了验证本文算法的有效性,图 6 和图 7 给出了带有特征的点云数据平滑结果,并与局部最优投影(WLOP)方法^[18]、边缘保持重采样(EAR)方法^[19]、最小二乘(MLS)方法^[20]进行了比较。图 6(b)和图 6(c)分别为使用 Huang 等^[18]和文献^[19]代码得到的结果。图 6(d)为由软件 MeshLab 得到的结果。由实验结果可以看到,这些方法均可以去除噪声,但是 WLOP 方法在尖锐边缘周围有很大的间隙,为了克服此局限性,EAR 使用了上采样的方法。尽管 EAR 方法在一定程度上解决了尖锐边缘的问题,但是尖锐特征

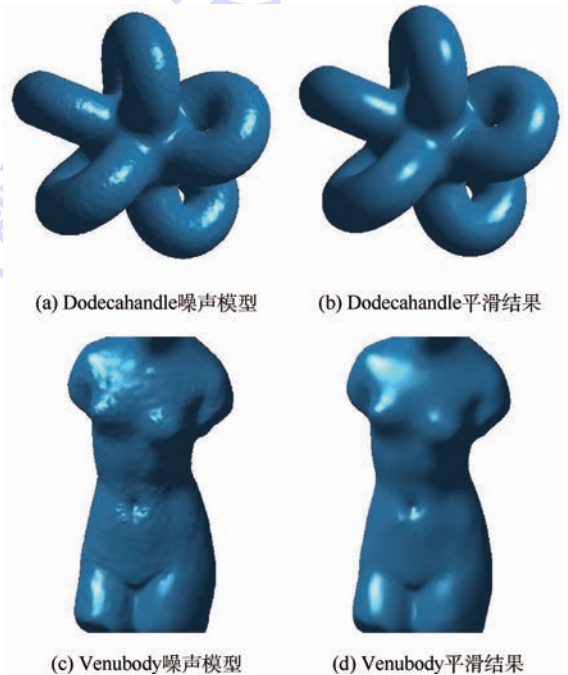


图 4 Dodecahandle 和 Venubody 模型的平滑结果

Fig. 4 Smoothing results of Dodecahandle and Venubody models

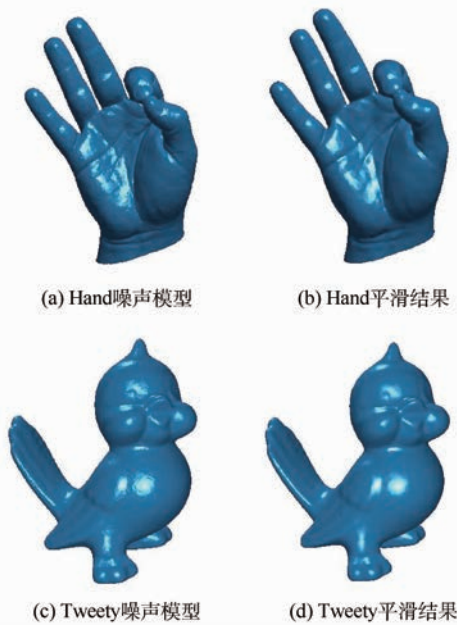


图5 Hand和Tweety模型的平滑结果

Fig. 5 Smoothing results of Hand and Tweety models

还是不能得到很好的保持。MLS方法在特征点区域的周围产生了过平滑的现象。与这些方法相对比,本文算法能得到较好的平滑结果并且有效地保持了特征。

图7的Fandisk模型进一步验证了本文算法平滑和保持特征的有效性。模型为加了5%平均点云间距离的高斯噪声,图7(b)~图7(d)分别为利用WLOP、EAR、MLS方法得到的结果。这些方法中尖锐特征均存在不同程度的平滑,而本文算法可以得到较为满意的结果,在平滑的同时保持了特征,尤其是位于扇形区域较弱的特征。

2.3 点云数据增强

基于点云数据的EMD,通过滤波器的设计,实现了点云数据的增强。由于高频细节通常包含在前几个IMF中,可以通过增强前几个IMF来实现几何细节的增强。图8给出了Max Planck和Dog模型的平滑和增强结果。图8(a)图8(d)为用系数(0,0,0)重建的结果,可以看出细节特征

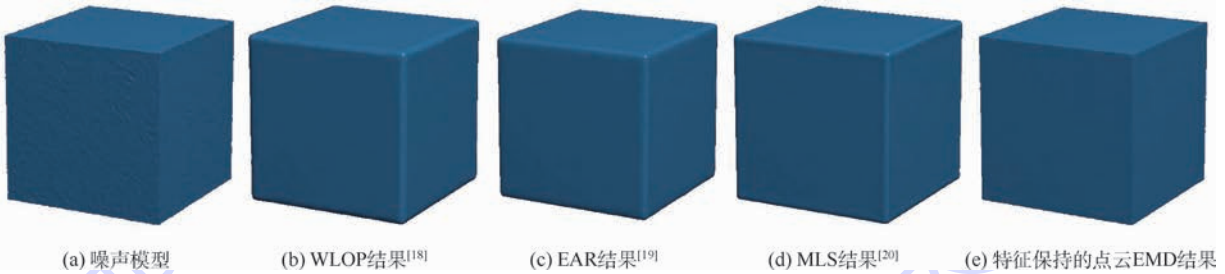


图6 立方体模型的对比结果

Fig. 6 Comparison results of cube model

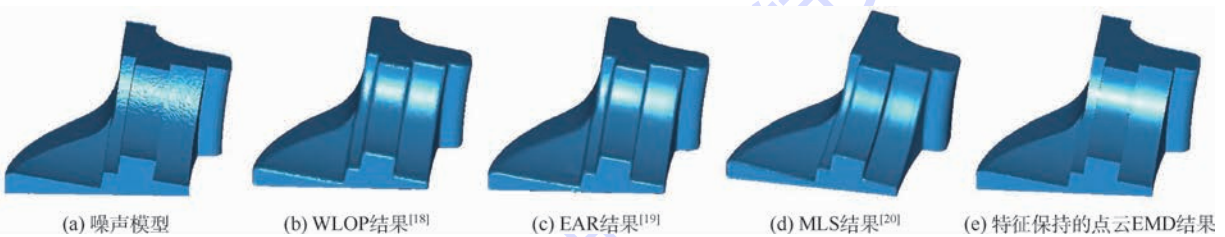


图7 Fandisk模型的对比结果

Fig. 7 Comparison results of Fandisk model



图8 Max Planck和Dog模型的平滑和增强结果

Fig. 8 Smoothing and enhancing results of Max Planck and Dog models

被平滑掉;图8(b)和图8(e)是用系数(1,1,1)重建出来的原始模型;图8(c)和图8(f)为使用系数(3,1,1)得到的增强结果,可以看出细节特征被显著增强。

2.4 参数设置和时间统计

本文涉及的参数均在相应的部分进行了说明。本文代码是在MATLAB 2013a中实现的。运行代码的电脑处理器是Inter(R)Core(TM)i7-4790 CPU @ 3.60 GHz,内存16.0 GB。代码运行的时间主要由拉普拉斯矩阵构建、EMD分解的时间构成。表1列出了本文中涉及到的实验模型的模型点数 P 、构建拉普拉斯矩阵选定的邻居点个数 N_B 、IMF个数 n_{IMF} 的参数设置情况以及运行中花费的构建拉普拉斯矩阵时间 t_L 、EMD时间 t_{EMD} 、总时间 t_{TOTAL} 。

表1 各模型参数设置及运行时间统计

Table 1 Parameter setting and running time statistics for each model

模型	P	N_B	n_{IMF}	运行时间/s		
				t_L	t_{EMD}	t_{TOTAL}
八面体	4 098	15	3	3.835	5.425	9.670
Dragon	50 000	25	3	46.439	74.245	124.770
Dodecahandle	38 390	15	3	34.358	52.278	89.298
Venubody	11 362	15	3	10.502	15.229	26.529
Hand	20 002	15	3	18.076	27.015	46.500
Tweety	93 047	15	3	85.297	136.972	229.845
立方体	24 578	15	3	22.526	34.611	59.771
Fandisk	27 827	15	3	25.787	38.875	67.315
Max Planck	49 132	25	3	43.872	70.614	119.321
Dog	101 108	25	3	91.739	152.658	253.532

3 结论

本文将EMD应用到点云数据中,实现了特征保持的点云EMD。

1) 以点云模型的拉普拉斯矩阵坐标与法向的内积作为EMD的输入信号,将输入信号进行多尺度分解。

2) 基于分解出来的IMF和余量的组合,通过滤波器设计实现了点云数据平滑和增强,扩大了EMD在三维数字几何处理中的应用范围,为计算机辅助设计与逆向工程提供新的数据处理工具。

3) 通过将本文算法和现有的特征保持的算法进行对比,验证了本文提出的特征保持点云EMD算法的有效性。

尽管本文给出了特征保持的点云EMD算法,但是在进行特征保持的过程中,需要显式提取特征点,如果点云模型中含有大量的噪声,特征点提取不准确,则在进行特征保持的信号分解时,

特征信息仍然会存在模糊、保持不好的情况。为了解决这个问题,拟通过隐式定义特征来实现特征保持,这将是笔者接下来的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] HUANG N E, SHEN Z, LONG S R, et al. The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis[J]. The Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 1998, 454 (1971): 903-995.
- [2] 郑有志,覃征. 基于二维经验模态分解的医学图像融合算法[J]. 软件学报, 2009, 20(5): 1096-1105.
ZHENG Y Z, TAN Z. Medical images fusion algorithm based on dimensional empirical mode decomposition[J]. Journal of Software, 2009, 20(5): 1096-1105 (in Chinese).
- [3] 徐琼,李峰,吕回. 二维EMD分解的数字图像压缩[J]. 计算机工程与应用, 2009, 45(5): 180-182.
XU Q, LI F, LV H. Digital image compression of dimensional EMD decomposition [J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(5): 180-182 (in Chinese).
- [4] 郭耸,顾国昌,李常有,等. 利用EMD的自适应图像去噪[J]. 计算机工程与应用, 2013, 49(8): 12-16.
GUO S, GU G C, LI C Y, et al. Adaptive image denoising based on EMD[J]. Computer Engineering and Applications, 2013, 49(8): 12-16 (in Chinese).
- [5] QIN X, CHEN X, ZHANG S, et al. EMD based fairing algorithm for mesh surface[C]//11th IEEE International Conference on Computer-Aided Design and Computer Graphics, 2009. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 606-609.
- [6] WANG H, SU Z, CAO J, et al. Empirical mode decomposition on surfaces[J]. Graphical Models, 2012, 74(4): 173-183.
- [7] HU J P, WANG X C, QIN H. Improved, feature-centric EMD for 3D surface modeling and processing [J]. Graphical Models, 2014, 76(5): 340-354.
- [8] WANG X C, HU J P, ZHANG D B, et al. Efficient EMD and Hilbert spectra computation for 3D geometry processing and analysis via space-filling curve[J]. The Visual Computer, 2015, 31(6): 1135-1145.
- [9] SUBER K, SOLER C, DURAND F. Edge-preserving multiscale image decomposition based on local extrema[J]. ACM Transactions on Graphics, 2009, 28(5): 1-9.
- [10] LUO C, ISSAM S, WANG Y. Approximating gradients for meshes and point clouds via diffusion metric[J]. Computer Graphics Forum, 2009, 28(5): 1497-1508.
- [11] BELKIN M, SUN J, WANG Y. Constructing Laplace operator from point clouds in R^d [C]//ACM-SIAM Symposium on Discrete Algorithms. New York: SIAM, 2009: 1031-1040.
- [12] LUO C, SUN J, WANG Y. Integral estimation from point cloud in d-dimensional space: A geometric view[C]//Proceedings of the 25th Annual Symposium on Computational Geometry. New York: ACM, 2009: 116-124.
- [13] LIU J, CAO J, LIU X, et al. Mendable consistent orientation of point clouds [J]. Computer-Aided Design, 2014, 55(3): 26-36.

- [14] 王小超,刘秀平,李宝军,等. 基于局部重建的点云特征点提取[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2013, 25(5): 659-665.
WANG X C, LIU X P, LI B J, et al. Feature point extraction from point clouds based local reconstruction [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2013, 25(5): 659-665 (in Chinese).
- [15] FLEISHMAN S, DRORI I, COHEN-OR D. Bilateral mesh denoising [J]. ACM Transactions on Graphics, 2003, 22(3): 950-953.
- [16] LEVIN A, LISCHINSKI D, WEISS Y. Colorization using optimization [J]. ACM Transactions on Graphics, 2004, 23(3): 689-694.
- [17] FLOATER M, HORMANN K. Parameterization of triangulations and unorganized points [M]// ISKE A, QUAK E, FLOATER M S. Tutorials on multiresolution in geometric modelling. Berlin: Springer, 2002: 287-316.
- [18] HUANG H, LI D, ZHANG H, et al. Consolidation of unorganized point clouds for surface reconstruction [J]. ACM Transactions on Graphics, 2009, 28(5): 89-97.
- [19] HUANG H, WU S, GONG M, et al. Edge-aware point set resampling[J]. ACM Transactions on Graphics, 2013, 32(1): 60-61.
- [20] GUENNEBAUD G, GROSS M. Algebraic point set surfaces[J]. ACM Transactions on Graphics, 2007, 26(3): 1-9.

作者简介:

郭立新 女, 硕士研究生。主要研究方向: 点云数据处理。

王小超 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 计算几何、三维数字几何处理。

郝爱民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 虚拟现实中的建模理论和绘制方法。

Point clouds smoothing and enhancing based on empirical mode decomposition

GUO Lixin¹, WANG Xiaochao², HAO Aimin^{1,*}

(1. School of Computer Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Science, Tianjin Polytechnic University, Tianjin 300387, China)

Abstract: In applications of computer aided design and reverse engineering, for the data of point clouds without any topology information, we propose an effective smoothing and enhancing algorithm for point clouds based on empirical mode decomposition (EMD). First, the input signal of EMD is computed via the inner product of Laplacian vector and point's normal. For the input signal, the extreme points are extracted, and then the upper and lower envelopes are calculated by considering the extreme points as interpolating points. Second, in order to achieve feature preserving EMD signal decomposition, the sharp feature points are detected and considered as constrains in envelope computing. In this way, the over smoothing effect of traditional EMD algorithm can be effectively overcome. Finally, we can obtain the intrinsic mode function (IMF) and the residue by iteratively subtracting the mean of upper and lower envelopes from the input signal in each iteration. Based on the multi-scale decomposition, different filter operators are designed to achieve point clouds smoothing and enhancing. Experimental results show that satisfactory smoothing and enhancing results of point clouds are obtained by the proposed novel EMD-based algorithm and EMD can be effectively extended to point clouds, which expands the application range of EMD in three-dimensional geometry processing.

Keywords: empirical mode decomposition (EMD); point clouds data; data smoothing; data enhancing; multi-scale decomposition

Received: 2016-05-05; Accepted: 2016-05-27; Published online: 2016-09-06 16:53

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160906.1653.012.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61532002, 61672149, 61602341, 11626169); Natural Science Foundation of Tianjin (17JCQNJC00600); Open Funding Project of State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beihang University (BUAA-VR-17KF-04)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0364



软体弯曲驱动器设计与建模

王华¹, 康荣杰^{1,*}, 王兴坚², 戴建生^{1,3}

(1. 天津大学 机构理论与装备设计教育部重点实验室, 天津 300072;

2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 3. 伦敦大学 国王学院 机器人研究中心, 伦敦 WC2R 2LS)

摘 要: 与传统的“刚性”机器人相比,基于仿生学启发的软体机器人由于其与生俱来的柔顺性和安全性受到广泛关注。然而,此类软体机器人驱动器的设计与控制目前仍缺少理论指导。针对这些问题,设计了一种由气压驱动的可实现弯曲运动的新型软体驱动器,在系统分析其结构和弯曲原理的基础上,利用几何方法和虚功原理建立了其数学模型,并且通过有限元模型和原理样机实验验证了数学模型的有效性,为软体机器人驱动器的优化设计和控制提供了依据。

关键词: 软体驱动器; 气压驱动; 弯曲变形; 数学模型; 有限元分析

中图分类号: TP242

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2017)05-1053-08

传统意义上的离散型机器人^[1],由于自身的刚性连杆结构,虽然精度较高,但自由度数量有限,与环境相互作用的能力较差,安全性较低^[2-4]。而软体机器人模仿自然界中软体生物结构,如章鱼触手、哺乳动物舌头等,既可以灵活柔顺地改变自身形状,实现弯曲、收缩等运动,又可以承受和吸收较大的能量冲击^[4],因而能够在复杂空间以及非结构化环境下工作,如执行地震救援、管道检查、微创手术等任务^[5],近年来受到研究者的广泛关注。

软体机器人的本体结构通常由弹性聚合物如橡胶、硅胶等构成^[6],其驱动器是设计中的难点,须保证足够的柔顺性、输出力和行程。目前,通常采用的软体机器人驱动器有形状记忆合金(Shape Memory Alloy, SMA)、丝驱动机构(tendon-driven mechanisms)、电活性聚合物(ElectroActive Polymer, EAP)、人工气动肌肉(Pneumatic Artificial Muscle, PAM)等。Seok等^[7]利用网格状SMA来

模拟蚯蚓蠕动。Camarillo等^[8]应用丝驱动于心脏导管中。Mattoli等^[9]根据章鱼肌肉特性提出了基于EAP人工肌肉的仿生结构。Walker等^[10]采用PAM模拟象鼻形态及其运动。哈佛大学Whitesides等^[11]利用硅橡胶材料制造了可由气压快速驱动的Pneu-Net架构软体驱动器。在设计理论方面,Walker和Jones^[12]在常曲率假设的基础上,利用改进的D-H模型和几何分析建立了适用于一类软体驱动器的运动学关系。Polygerinos等^[13]针对线增强型软体气压驱动器提出了其分析模型,为软体驱动器确定性设计提供了方向。国内虽然对软体驱动器的研究起步较早,但目前工作仍缺乏系统性。如上海交通大学的马建旭等^[14]提出了仿蚯蚓蠕动式微驱动器;哈尔滨工业大学的王振龙等^[15]借鉴乌贼的肌肉性净水骨骼原理,提出并研制了嵌入SMA丝驱动的仿生柔性鳍单元。

上述软体驱动器中,SMA和EAP虽然控制效

收稿日期: 2016-05-03; 录用日期: 2016-06-24; 网络出版时间: 2016-07-01 19:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160701.1930.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375329); 天津市应用基础与前沿技术研究计划(14JCYBJC19300); 高等学校博士学科点专项科研基金(20130032120036)

* 通讯作者: E-mail: rjkang@tju.edu.cn

引用格式: 王华, 康荣杰, 王兴坚, 等. 软体弯曲驱动器设计与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(5): 1053-1060.

WANG H, KANG R J, WANG X J, et al. Design and modeling of a soft bending actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(5): 1053-1060 (in Chinese).

率高,但响应速度较慢,且输出力较小;丝驱动不能承受大负载,尤其是压缩载荷;而气压型驱动器由于其本体结构的柔顺性、轻质、快速响应及输出力大等优点具有良好的表现^[16]。本文设计了一种可完成弯曲运动的新型软体气压驱动器,对其工作原理进行了阐述;基于弹性力学中虚功原理和几何方法建立其数学模型,对该软体驱动器在输入气压作用下的弯曲变形进行了分析。与文献[13]的分析过程相比,本文通过引入虚功原理使模型更加简洁、高效;同时建立了有限元模型,对驱动器的应力、应变等进行进一步观察;通过实验结果和仿真结果的对比,证明了理论模型和实际样机之间的一致性。

1 软体驱动器设计

该软体驱动器利用气压驱动力的偏心作用实现单自由度弯曲运动。圆柱形驱动器本体由高弹性硅胶材料(Ecoflex 00-50)制成。如图1所示,驱动器内部有一个偏心通道空腔,空腔截面形状为圆形。当腔道A充气时,其在气压的作用下伸长,而驱动器其余部分由于没有气压力的作用不会产生明显的伸长,所以软体驱动器将在y-z平面内沿y轴正方向弯曲。为了得到最大的弯曲效果,可以相对腔道A植入聚乙烯(PE)纤维线,并在驱动器2个端面将2根PE线相连。当空腔A充气伸长时,由于PE线的不可伸长性,平面 $B_1B_2C_2C_1$ 可视作相对充气空腔的不可伸长面,气压作用完全转变为驱动器的弯曲运动。

实际上,当气压充入封闭空腔时,如果没有任何限制,该空腔不仅会轴向伸长,同时也会发生径向膨胀。为了避免不必要的径向膨胀,在驱动器表面以螺旋方式缠绕PE线,如图2所示。制作样机过程中,需注意绕线圈数的选择,圈数过多,在其他参数相同的情况下实现同样的弯曲需

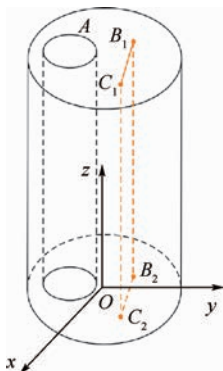


图1 软体驱动器弯曲原理图

Fig. 1 Diagram of bending principle for soft actuator

要提供更大的气压;圈数过少,驱动器在充入气压时线与线的间距间会产生不必要的径向膨胀,影响驱动器的弯曲性能,此处选择绕线圈数为28(驱动器本体长度80 mm)。为了避免模型由于绕线的影响产生扭转,采用双螺旋方式缠绕。为了避免缠绕线裸露在外,可在驱动器外部再覆盖一层相对驱动器本体材料较软的硅橡胶套。该软体驱动器的设计参数如表1所示。

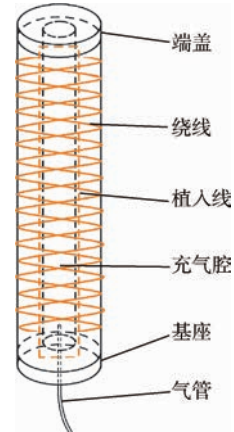


图2 软体驱动器结构示意图

Fig. 2 Schematic of soft actuator's structure

表1 软体驱动器设计参数

Table 1 Parameters for soft actuator design

参数	数值
长度 l_0 /mm	80
驱动器半径 R_0 /mm	6.5
空腔内径 r_0 /mm	1.5
空腔圆心偏离驱动器中心距离 e_1 /mm	3
不可伸长面与驱动器中心间距离 e_2 /mm	1.5
绕线圈数 N	28
绕线螺旋角/ $^\circ$	5
质量/kg	0.017

该软体驱动器所采用的结构简单可靠,易微型化,而且气压驱动反应速度快,具有较高的功率密度,同时也具有很好的抗疲劳性,在反复弯曲(10^6 次弯曲)后仍能回复初始状态^[11]。

2 软体驱动器建模

与传统的刚性驱动器不同,软体驱动器由于自身高度的柔顺性,因而不能直接利用刚体力学的方法进行分析。本文从基于弹性力学的数学模型和有限元模型两方面分析该软体驱动器的弯曲性能,不仅建立了输入气压与驱动器弯曲变形之间的关系,而且进一步观察了驱动器内部的相互作用。

2.1 数学模型

在考虑本体超弹性材料非线性和驱动器几何

参数的基础上建立了该软体驱动器的数学模型。该模型基于以下前提假设^[17]:

- 1) 硅橡胶材料近似不可压缩。
- 2) 驱动器在弯曲过程中几何形状均圆柱。
- 3) 驱动器在弯曲过程中均保持常曲率弯曲。
- 4) 绕线不可伸长,而且与驱动器外表面始终保持接触。

2.1.1 材料模型

该软体驱动器本体采用超弹性材料硅橡胶 Ecoflex 00-50,由于超弹性材料在外力作用下材料特性和几何特性都呈非线性变化,所以为了描述硅橡胶材料的力学性能,通常采用应变能密度函数来表示。常用的函数有 Neo-Hookean 模型、Yeoh 模型、Mooney-Rivlin 模型等^[18-19]。其中, Yeoh 模型可以根据单轴拉伸试验的数据拟合其他不同的变形方式,如单轴压缩、剪切等,而且适合于模拟大变形,所以本文采用 Yeoh 模型建立材料应力与应变之间的非线性关系。应变能密度函数为

$$W = \sum_{i=1}^n C_i (I_1 - 3)^i$$

式中: n 为应变能密度函数的阶数; C_i 为材料参数,材料参数的辨识和取值将在 2.2 节阐述; I_1 为 Cauchy-Green 应变张量的第 1 个不变量,即

$$I_1 = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 \quad (1)$$

其中: λ_1 、 λ_2 和 λ_3 分别为轴向、径向和周向主拉伸比^[13,20]。

对于硅橡胶 Ecoflex 00-50 来说,利用两参数模型即可在一定范围内拟合其应力-应变特性^[18],所以应变能密度为

$$W = C_1 (I_1 - 3) + C_2 (I_1 - 3)^2 \quad (2)$$

2.1.2 驱动器模型

对于该软体驱动器来说,当充入一定气压时,考虑壁的厚度,驱动器空腔在 3 个方向上的尺寸变化可用以下关系表示:

$$\begin{cases} \lambda_1 = \frac{l}{l_0} \\ \lambda_2 = \frac{r}{r_0} \\ \lambda_3 = \left(\frac{t_1}{t_{10}} + \frac{t_2}{t_{20}} + \frac{t_3}{t_{30}} + \frac{t_4}{t_{40}} \right) / 4 \end{cases} \quad (3)$$

式中: l_0 和 r_0 分别为未发生变形时驱动器空腔中心轴线长度和半径; l 和 r 分别为变形后空腔中心轴线长度和半径; t_{10} 和 t_{30} 分别为未发生变形时驱动器空腔圆心与驱动器中心连线方向上的两侧厚度; t_{20} 和 t_{40} 分别为未发生变形时与圆心连线方向

垂直的两侧厚度; t_1 、 t_2 、 t_3 和 t_4 分别为变形后与 t_{10} 、 t_{20} 、 t_{30} 和 t_{40} 对应的 4 个方向上的厚度。此处 λ_3 近似用 4 个方向上厚度变化的平均值表示,如图 3 所示。

驱动器充气时在平面内常曲率弯曲,如图 4 所示,点 O 为驱动器末端圆心,由几何关系知

$$\begin{cases} L = l_0 + e_2 \theta \\ l = l_0 + (e_1 + e_2) \theta \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} t_1 = R - e_1 - r \\ t_2 = \sqrt{R^2 - e_1^2} - r \\ t_3 = R + e_1 - r \\ t_4 = \sqrt{R^2 - e_1^2} - r \end{cases} \quad (5)$$

式中: θ 为驱动器弯曲角; L 和 R 分别为弯曲后驱动器中心轴线的长度和半径; e_1 为空腔圆心偏离驱动器中心的距离; e_2 为驱动器中心与不可伸长面间的距离。

由于绕线不可伸长,驱动器几何形状参数间的关系可表示为

$$B^2 = L^2 + (2\pi RN)^2 \quad (6)$$

式中: B 为缠绕线长; N 为驱动器表面绕线圈数。如图 5 所示。

当空腔充气发生变形后,内部气压所占体积 V_a 与硅橡胶所占体积 V_r 分别为

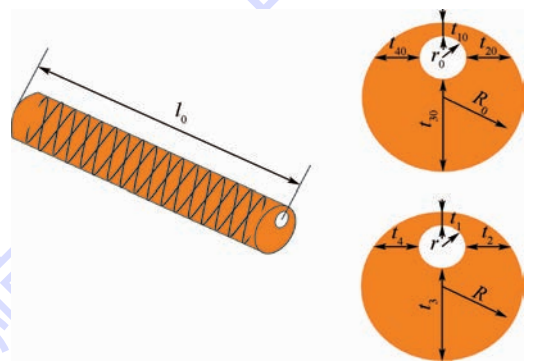


图 3 变形前后的驱动器尺寸

Fig. 3 Size of actuator before and after deformation

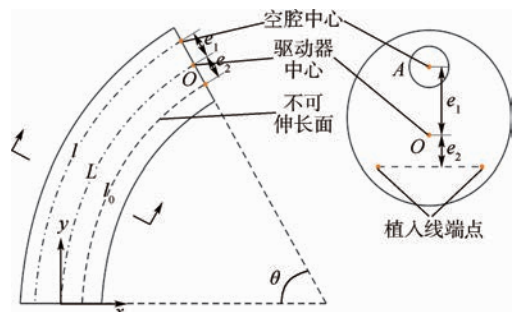


图 4 弯曲驱动器的几何形状

Fig. 4 Geometry of bending actuator

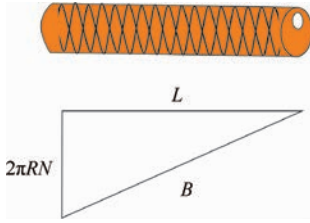


图5 未变形驱动器几何形状

Fig.5 Geometry of undeformed actuator

$$V_a = \pi r^2 l \tag{7}$$

$$V_r = \pi R^2 L - \pi r^2 l \tag{8}$$

由于硅橡胶的不可压缩性,即驱动器变形前后硅橡胶所占体积保持不变,可得

$$V_r = V_{r,0} = \pi (R_0^2 - r_0^2) l_0 \tag{9}$$

联立式(4)、式(6)、式(8)和式(9)可得

$$\begin{cases} R = \frac{\sqrt{B^2 - (l_0 + e_2\theta)^2}}{2\pi N} \\ r = \sqrt{\frac{R^2(l_0 + e_2\theta) - (R_0^2 - r_0^2)l_0}{l_0 + (e_1 + e_2)\theta}} \end{cases} \tag{10}$$

式(10)对 θ 求导,可得

$$\begin{cases} \frac{dR}{d\theta} = -\frac{(l_0 + e_2\theta)e_2}{4\pi^2 N^2 R} \\ \frac{dr}{d\theta} = \left\{ \frac{-e_2(l_0 + e_2\theta)^2 [l_0 + (e_1 + e_2)\theta]}{2\pi^2 N^2} - \frac{e_1 R^2 l_0 + (R_0^2 - r_0^2)l_0(e_1 + e_2)}{\{2r[l_0 + (e_1 + e_2)\theta]\}^2} \right\} / \end{cases} \tag{11}$$

若未受到任何外力作用,则可以认为气压 P 所做的功完全转化为驱动器的弯曲变形。根据虚功原理,可知

$$P dV_a + V_r dW = 0 \tag{12}$$

式(12)可写为

$$P \frac{dV_a}{d\theta} + V_r \frac{dW}{d\theta} = 0 \tag{13}$$

式(7)对 θ 求导,可得

$$\frac{dV_a}{d\theta} = \pi \left(2rl \frac{dr}{d\theta} + r^2 \frac{dl}{d\theta} \right) \tag{14}$$

联立式(1)~式(3),对 θ 求导得

$$\frac{dW}{d\theta} = 2 \left(\lambda_1 \frac{d\lambda_1}{d\theta} + \lambda_2 \frac{d\lambda_2}{d\theta} + \lambda_3 \frac{d\lambda_3}{d\theta} \right) \cdot [C_1 + 2C_2(\lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 - 3)] \tag{15}$$

式中:

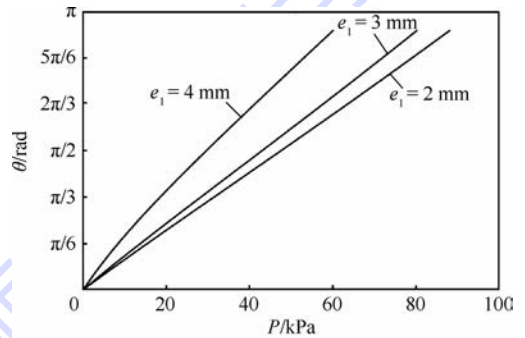
$$\begin{cases} \frac{d\lambda_1}{d\theta} = \frac{1}{l_0} \cdot \frac{dl}{d\theta} \\ \frac{d\lambda_2}{d\theta} = \frac{1}{r_0} \cdot \frac{dr}{d\theta} \\ \frac{d\lambda_3}{d\theta} = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{t_{10}} \cdot \frac{dt_1}{d\theta} + \frac{1}{t_{20}} \cdot \frac{dt_2}{d\theta} + \frac{1}{t_{30}} \cdot \frac{dt_3}{d\theta} + \frac{1}{t_{40}} \cdot \frac{dt_4}{d\theta} \right) \end{cases}$$

且由式(5)易知

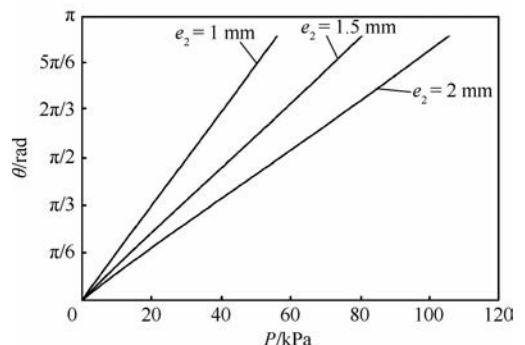
$$\begin{cases} \frac{dt_1}{d\theta} = \frac{dR}{d\theta} - \frac{dr}{d\theta} \\ \frac{dt_2}{d\theta} = \frac{R \frac{dR}{d\theta}}{\sqrt{R^2 - e_1^2}} - \frac{dr}{d\theta} \\ \frac{dt_3}{d\theta} = \frac{dR}{d\theta} - \frac{dr}{d\theta} \\ \frac{dt_4}{d\theta} = \frac{R \frac{dR}{d\theta}}{\sqrt{R^2 - e_1^2}} - \frac{dr}{d\theta} \end{cases}$$

$$P = - \frac{(R_0^2 - r_0^2) l_0 \frac{dW}{d\theta}}{2[l_0 + (e_1 + e_2)\theta] r \frac{dr}{d\theta} + r^2(e_1 + e_2)} \tag{16}$$

由式(10)、式(11)和式(15)知, r 、 $dr/d\theta$ 和 $dW/d\theta$ 均可表示为只含有 θ 的函数,因而方程式(16)中仅含未知数 θ 。所以在已知输入气压 P 的情况下,即可确定驱动器弯曲角 θ 。由式(16)可知,气压 P 与弯曲角 θ 的关系受到驱动器几何参数 R_0 、 r_0 、 l_0 、 e_1 和 e_2 的影响。根据式(16),图6绘制了不同偏心距情况下(其他参数按表1所



(a) e_1 对驱动器弯曲角 θ 的影响 ($e_2 = 1.5$ mm)



(b) e_2 对驱动器弯曲角 θ 的影响 ($e_1 = 3$ mm)

图6 偏心距对驱动器弯曲角 θ 的影响
Fig.6 Influence of eccentric distance on bending angle θ of actuator

示取值),气压 P 与弯曲角 θ 的关系。

如图6所示,在相同的气压下(其他参数均相同),随着 e_1 增大或 e_2 减小,该软体驱动器的弯曲角度增大。考虑到驱动器整体设计尺寸的约束及使用的气源压力范围(0~80 kPa),此处选择 $e_1 = 3 \text{ mm}$, $e_2 = 1.5 \text{ mm}$,预期 $P = 80 \text{ kPa}$ 时驱动器弯曲角度可以超过 $5\pi/6$,后续实验结果也证明了该预测。

此时,由图5中几何关系可以得到驱动器末端中心点位置坐标为

$$\begin{cases} x_o = (l_0/\theta + e_2)(1 - \cos \theta) \\ y_o = (l_0/\theta + e_2)\sin \theta \end{cases} \quad (17)$$

式中: x_o 和 y_o 分别为此时驱动器末端圆心 O 点的 x 轴和 y 轴位置坐标。

因此,对于该软体驱动器来说,联立式(16)和式(17),即可最终建立输入气压 P 与驱动器末端中心的位置坐标之间的关系。

2.2 有限元模型

对于实际软体驱动器来说,数学模型可以描述该驱动器对于充入气压的响应,而有限元模型则不仅能够直观地反应驱动器的非线性响应,而且能够将驱动器的位移以及内部应力、应变等可视化。

软体驱动器本体所使用的超弹性材料的Yeoh模型中,材料系数可以通过单轴拉伸和压缩试验确定。根据标准 ASTM D638^[21],将软体驱动器样机以 500 mm/min 进行拉伸试验,得到应力-应变数据曲线,应用最小二乘法拟合,即可得到模型中的未知参数。对于 Ecoflex 00-50 来说,材料参数: $C_1 = 0.10 \text{ MPa}$, $C_2 = 0.02 \text{ MPa}$;定义驱动器表面 PE 绕线为线弹性材料,其中弹性模量 $E = 31\,067 \text{ MPa}$,泊松比 $\mu = 0.36$ 。

选择 ABAQUS/Standard 分析建立该软体驱动器的有限元模型,为了提高计算效率与有限元模型的收敛性,在模型中将驱动器硅橡胶部分设置为四面体二次杂交实体单元(C3D10H);将驱动器表面绕线设置为二次梁单元(B32);将实际样机中未充气的两空腔与植入的 PE 线组成的不可伸长面 $B_1B_2C_1C_2$ 简化为材料属性线弹性的壳单元(STRI65),材料参数 $E = 6\,000 \text{ MPa}$, $\mu = 0.2$ ^[13]。而且绕线和不可伸长面与硅橡胶弹性体部分的约束均为绑定约束。忽略重力和摩擦力等因素的影响,在 ABAQUS 中将压强作用于整个实际充入气压的空腔。驱动器变形结果如图7所示,有限元模型与数学模型的对比将在3.2节论述。

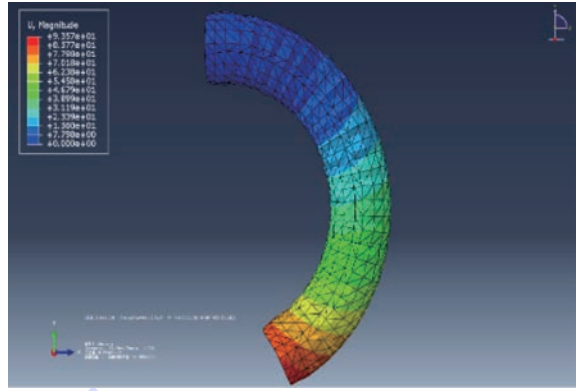


图7 有限元模型中 $P = 80 \text{ kPa}$ 下驱动器状态

Fig. 7 State of actuator in finite element model at $P = 80 \text{ kPa}$

3 实验验证

3.1 实验平台搭建

由于该软体驱动器实现单自由度弯曲,所以只需考虑其在平面内的运动情况。驱动器基部固定,末端自由,初始位置与 y 轴对齐。实验平台如图8所示。现阶段基于上述提及的软体机器人模型,采用开环控制方式,控制流程如图9所示。上位机发送指令至 Arduino 板卡(UNO R3),输出 PWM 信号,再通过滤波电路调节输出直流电压,进而控制电气比例阀(SMC ITV 1051)输出气压的大小来控制软体驱动器的弯曲。只需在上位机调节 Arduino 板卡 PWM 信号的占空比,即可控制驱动器的弯曲变形。同时,为了更精确地定位该软体驱动器的运动轨迹,采用3D Guidance trak-

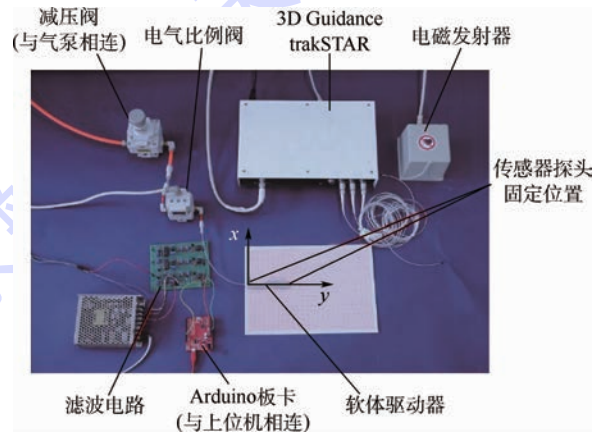


图8 实验测量平台

Fig. 8 Experimental measurement platform

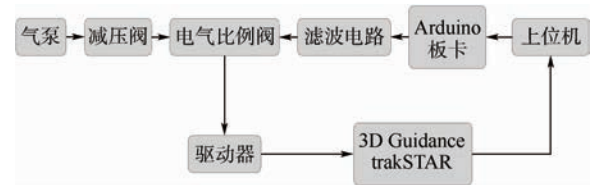


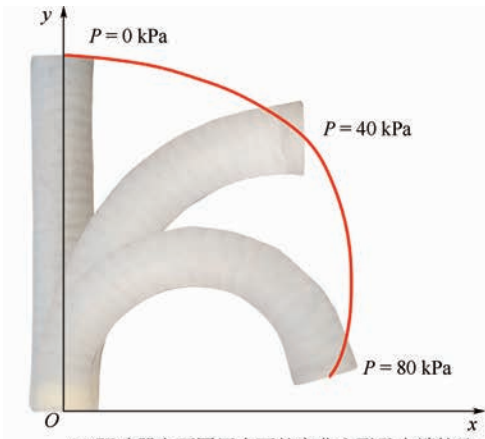
图9 控制系统流程图

Fig. 9 Flowchart of control system

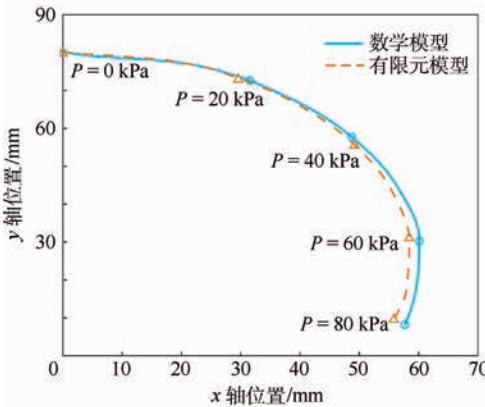
STAR (NDI Ascension)系统,可以同时记录4个传感器探头在空间中的位置,其精度为1.4 mm。该实验中,将2个传感器探头分别固定在驱动器基部与末端中心处,采集驱动器在0、20、40、60、80 kPa 气压下的基部与末端中心点位置,并将其反馈至上位机。为了得到软体驱动器中心轴线末端运动轨迹,需对数据作如下处理:①计算上述不同压力下末端点相对基点的位移;②利用分段三次样条插值函数对末端点拟合得到驱动器末端运动轨迹。

3.2 实验数据分析

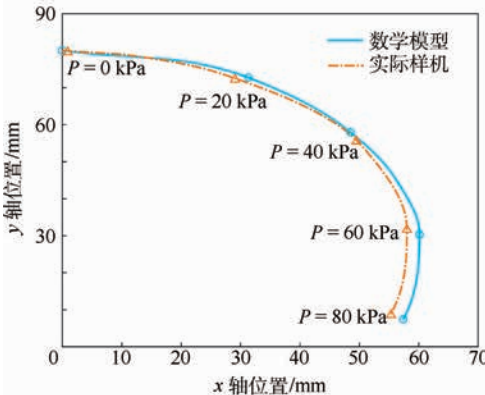
如图 10(a)所示,充气压力为 80 kPa 时,驱动



(a) 驱动器在不同压力下的弯曲变形及末端轨迹



(b) 数学模型与有限元模型中的驱动器末端轨迹



(c) 数学模型与实际样机中的驱动器末端轨迹

图 10 不同气压下软体驱动器末端位移
Fig. 10 Tip displacement of soft actuator in different pressure

器弯曲角度可以达到 172°,符合图 6 的预测。图 10(b)、图 10(c)为不同气压下数学模型、有限元模型和实验数据中驱动器中心轴线末端位移。为了验证数学模型的正确性,分别计算数学模型与有限元模型之间以及数学模型与实际样机之间的驱动器末端中心点的位移均方根误差 e 。

$$e = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^s [(x_{oi} - x'_{oi})^2 + (y_{oi} - y'_{oi})^2]}{s}}$$

式中: x_{oi} 和 y_{oi} 分别为输入气压 P 下数学模型中驱动器末端中心点的位置坐标; x'_{oi} 和 y'_{oi} 分别为同一输入气压 P 下有限元模型或实验数据中驱动器末端中心点的位置坐标; s 为测试次数。本文测试了5种不同压力下的末端中心点位置,所以 $s=5$ 。可以得到数学模型与有限元模型之间均方根误差 e_3 为2.96 mm(初始长度的3.7%),数学模型与实际样机之间均方根误差 e_4 为3.56 mm(初始长度的4.45%),从而证明本文所提出的数学模型可以较好地模拟实际驱动器。造成上述误差的原因主要是由于驱动器样机在弯曲过程中其形状并不是严格符合常曲率假设,而且模型中材料参数的选取也可能存在一定的误差。

4 结论

1) 本文以所设计的新型软体驱动器样机为基础,利用虚功原理和几何方法建立了适用于该类型软体驱动器的数学模型,可用于预测软体驱动器在不同气压下的弯曲位置。

2) 借助有限元软件建立了有限元模型,不仅验证了数学模型的有效性,而且对驱动器的应力、应变等进行了观察,对将来进一步分析软体驱动器参数对弯曲性能的影响具有指导作用。

3) 通过仿真分析和原理样机实验验证了数学模型,并展示了其良好的弯曲能力。

4) 该软体驱动器具有良好的柔顺性、适应性与安全性,可用于驱动软体机器人在非结构环境中工作,如深腔探测、空间操作、医疗手术等。此外,在康复陪护、家政服务等具有较高安全性要求的场合,该驱动器及其驱动的机器人系统也有良好的应用潜力。

参考文献 (References)

[1] ROBINSON G, DAVIES J B C. Continuum robots-A state of the art [C] // 1999 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999, 4: 2849-2854.

- [2] TRIVEDI D, RAHN C D, KIER W M, et al. Soft robotics: Biological inspiration, state of the art, and future research [J]. *Applied Bionics and Biomechanics*, 2008, 5(3): 99-117.
- [3] KIM S, LASCHI C, TRIMMER B. Soft robotics: A bioinspired evolution in robotics [J]. *Trends in Biotechnology*, 2013, 31(5): 287-294.
- [4] RUS D, TOLLEY M T. Design, fabrication and control of soft robots [J]. *Nature*, 2015, 521(7553): 467-475.
- [5] 曹玉君, 尚建忠, 梁科山, 等. 软体机器人研究现状综述 [J]. *机械工程学报*, 2012, 48(3): 25-33.
CAO Y J, SHANG J Z, LIANG K S, et al. Review of soft-bodied robots [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(3): 25-33 (in Chinese).
- [6] ILIEVSKI F, MAZZEO A D, SHEPHERD R F, et al. Soft robotics for chemists [J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2011, 50(8): 1890-1895.
- [7] SEOK S, ONAL C D, CHO K J, et al. Meshworm: A peristaltic soft robot with antagonistic nickel titanium coil actuators [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2013, 18(5): 1485-1497.
- [8] CAMARILLO D B, MILNE C F, CARLSON C R, et al. Mechanics modeling of tendon-driven continuum manipulators [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2008, 24(6): 1262-1273.
- [9] CIANCHETTI M, MATTOLI V, MAZZOLAI B, et al. A new design methodology of electrostrictive actuators for bio-inspired robotics [J]. *Sensors and Actuators B: Chemical*, 2009, 142(1): 288-297.
- [10] BARTOW A, KAPADIA A, WALKER I D. A novel continuum trunk robot based on contractor muscles [C] // *Proceedings of the 12th WSEAS International Conference on Signal Processing, Robotics, and Automation*. Cambridge: WSEAS Press, 2013: 181-186.
- [11] MOSADEGH B, POLYGERINOS P, KEPLINGER C, et al. Pneumatic networks for soft robotics that actuate rapidly [J]. *Advanced Functional Materials*, 2014, 24(15): 2163-2170.
- [12] JONES B A, WALKER I D. Kinematics for multisection continuum robots [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2006, 22(1): 43-55.
- [13] POLYGERINOS P, WANG Z, OVERVELDE J T B, et al. Modeling of soft fiber-reinforced bending actuators [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2015, 31(3): 778-789.
- [14] 马建旭, 李明东, 包志军, 等. 仿蚯蚓蠕动微机器人及控制系统 [J]. *上海交通大学学报*, 1999, 33(7): 855-857.
MA J X, LI M D, BAO Z J, et al. Microperistaltic robot simulating earthworm and its control system [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 1999, 33(7): 855-857 (in Chinese).
- [15] 王振龙, 杭观荣, 李健, 等. 面向水下无声推进的形状记忆合金驱动柔性鳍单元 [J]. *机械工程学报*, 2009, 45(2): 126-131.
WANG Z L, HANG G R, LI J, et al. Shape memory alloy wire actuated flexible biomimetic fin for quiet underwater propulsion [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2009, 45(2): 126-131 (in Chinese).
- [16] KANG R, BRANSON D T, ZHENG T, et al. Design, modeling and control of a pneumatically actuated manipulator inspired by biological continuum structures [J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2013, 8(3): 036008.
- [17] BISHOP-MOSER J, KRISHNAN G, KIM C, et al. Design of soft robotic actuators using fluid-filled fiber-reinforced elastomeric enclosures in parallel combinations [C] // *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 4264-4269.
- [18] YEOH O H. Some forms of the strain energy function for rubber [J]. *Rubber Chemistry and Technology*, 1993, 66(5): 754-771.
- [19] KOTHERA C S, JANGID M, SIROHI J, et al. Experimental characterization and static modeling of McKibben actuators [J]. *Journal of Mechanical Design*, 2009, 131(9): 091010.
- [20] 黄建龙, 解广娟, 刘正伟. 基于 Mooney-Rivlin 和 Yeoh 模型的超弹性橡胶材料有限元分析 [J]. *橡胶工业*, 2008, 55(8): 467-470.
HUANG J L, XIE G J, LIU Z W. FEA of hyperelastic rubber material based on Mooney-Rivlin model and Yeoh model [J]. *China Rubber Industry*, 2008, 55(8): 467-470 (in Chinese).
- [21] American Society for Testing and Materials. Standard test method for tensile properties of plastics: ASTM D638 [S]. [S. l.]: ASTM, 2003.

作者简介:

王华 男, 硕士研究生。主要研究方向: 软体驱动器。

康荣杰 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 软体机器人、仿生机器人。

王兴坚 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 机电控制。

戴建生 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 旋量理论、机构学及机器人技术。

Design and modeling of a soft bending actuator

WANG Hua¹, KANG Rongjie^{1,*}, WANG Xingjian², DAI Jiansheng^{1,3}

- (1. Key Laboratory of Mechanism Theory and Equipment Design of Ministry of Education, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
3. Centre for Robotics Research, King's College London, London WC2R 2LS, England)

Abstract: Compared with traditional “rigid” robots, soft robots inspired by biology have been of particular interest to the robotic communities due to their inherent compliance and safety. However, the actuation and control of the soft actuators for such soft robotics are still lacking of theoretical investigation. For these issues, a pneumatic actuator was designed to achieve compliant motions for use in soft robots. The mathematical model was then developed based on the analysis of its structure and bending principle utilizing the geometric analysis and the principle of virtual work. The model were finally validated by finite element model and prototype experiments, and can be used for the future design and control of soft robotic actuators.

Keywords: soft actuator; pneumatic actuation; bending deformation; mathematical model; finite element analysis

Received: 2016-05-03; **Accepted:** 2016-06-24; **Published online:** 2016-07-01 19:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160701.1930.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375329); Tianjin Municipal Science and Technology Department Program (14JCYBJC19300); Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education of China (20130032120036)

* **Corresponding author.** E-mail: rjkang@tju.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电话:(010)82315594,82338922,82314839

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

北航学报
赠阅

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43卷第5期 2017年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.43 No.5 May 2017

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information

Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596175