



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



2018-02

Vol.44 No.2

目 次

非绝热单孔容腔瞬态响应的零维建模 丁水汀, 于航, 邱天 (215)

微藻航空燃料的热氧化安定性与热沉 杨晓奕, 王智超, 刘子钰, 赵晶 (223)

压电纤维材料驱动下复合板扭曲变形效率分析 李琳, 薛铮, 范雨 (229)

基于 ITD 和改进形态滤波的滚动轴承故障诊断 余建波, 吕靖香, 程辉, 孙习武, 吴昊 (241)

基于效用价值驱动的旅客出行动力学研究与建模
..... 邢志伟, 文涛, 罗谦, 丛婉, 魏志强, 廖必凯 (250)

基于北斗 GEO 卫星反射信号的渤海海冰检测 张云, 谢向芳, 孟婉婷, 杨树瑚, 高强, 王炜 (257)

新型台阶缝冷却结构的气动及冷却特性 吴宏, 杨登文 (264)

带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律 赵曜, 李璞, 刘娟, 陈喆, 刘向东 (273)

一种爬壁机器人动力学建模方法 徐亚茹, 刘荣 (280)

飞翼布局飞机低阶等效拟配方法 丛斌, 王立新 (286)

基于变步长离散随机集的风险不确定性分析方法 段永胜, 赵继广, 陈鹏, 赵蓓蕾, 吕潇磊 (295)

基于 QPSO 混合算法的变循环发动机建模方法 肖红亮, 李华聪, 李嘉, 王淑红, 彭凯 (305)

基于 SST 和 Bayes 的初始备件需求确定方法 董骁雄, 陈云翔, 项华春, 白洋 (316)

涡轮泵流体静压轴承性能计算与试验研究 杜家磊, 闫攀运, 梁国柱 (322)

气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响 徐王强, 王立新 (333)

力传感器惯性质量的改进 Monte Carlo 校准方法 江文松, 王中宇, 张力, 杨军, 吕京 (342)

一种新的胚胎电子细胞阵列测试结构 李丹阳, 蔡金燕, 孟亚峰, 朱赛 (349)

非对称因素对舰载机弹射起飞安全的影响 林佳铭, 张轶, 乐挺, 王立新 (363)

大挠性机动飞行器改进型正向位置反馈振动控制
..... 袁秋帆, 霍明英, 齐乃明, 曹世磊, 肖余之 (375)

岸基 GNSS-R 海上溢油探测方法 贾紫樱, 张波, 吴军, 杨东凯, 洪学宝 (383)

平衡摇臂式移动机器人姿态控制算法 刘本勇, 高峰, 姜惠, 张彬 (391)

基于距离徙动修正的近程大斜视成像算法 尹凤琳, 尚晓舟, 李志平, 苗俊刚 (399)

考虑真实时变环境应力的系统可靠性评估 兰杰, 袁宏杰, 袁铭, 夏静 (406)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 198 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 23 * 2018-02



CONTENTS

Zero-dimensional modeling for transient response of non-adiabatic cavity with single opening
..... DING Shuiting, YU Hang, QIU Tian (215)

Thermal stability and heat sink of microalgae aviation fuels
..... YANG Xiaoyi, WANG Zhichao, LIU Ziyu, ZHAO Jing (223)

Efficiency of twist deformation of composite plate actuated by MFC
..... LI Lin, XUE Zheng, FAN Yu (229)

Fault diagnosis for rolling bearing based on ITD and improved morphological filter
..... YU Jianbo, LYU Jingxiang, CHENG Hui, SUN Xiwu, WU Hao (241)

Utility value driven passenger travel dynamic study and modeling
..... XING Zhiwei, WEN Tao, LUO Qian, CONG Wan, WEI Zhiqiang, LIAO Bikai (250)

Bohai coastal sea ice detection using BeiDou GEO satellite reflected signals
..... ZHANG Yun, XIE Xiangfang, MENG Wanting, YANG Shuhu, GAO Qiang, WANG Wei (257)

Aerodynamic and cooling performance of a novel step-shaped slot film cooling geometry
..... WU Hong, YANG Dengwen (264)

Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints
..... ZHAO Yao, LI Pu, LIU Juan, CHEN Zhe, LIU Xiangdong (273)

An approach for dynamic modeling of climbing robot
..... XU Yaru, LIU Rong (280)

Low-order equivalent matching methods for aircraft with flying wings
..... CONG Bin, WANG Lixin (286)

Analysis method on risk uncertainty based on variable step discrete random set
..... DUAN Yongsheng, ZHAO Jiguang, CHEN Peng, ZHAO Beilei, LYU Xiaolei (295)

Modeling method of variable cycle engine based on QPSO hybrid algorithm
..... XIAO Hongliang, LI Huacong, LI Jia, WANG Shuhong, PENG Kai (305)

Determination method of initial spares requirement based on SST and Bayes theory
..... DONG Xiaoxiong, CHEN Yunxiang, XIANG Huachun, BAI Yang (316)

Performance calculation and experimental study on a hydrostatic journal bearing for turbopumps
..... DU Jialei, YAN Panyun, LIANG Guozhu (322)

Influence of aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft
..... XU Wangqiang, WANG Lixin (333)

Inertia mass of force transducers based on a modified Monte Carlo calibration method
..... JIANG Wensong, WANG Zhongyu, ZHANG Li, YANG Jun, LYU Jing (342)

A novel testing architecture for embryonic array
..... LI Danyang, CAI Jinyan, MENG Yafeng, ZHU Sai (349)

Effect of asymmetric factors on carrier-based aircraft catapult launch safety
..... LIN Jiaming, ZHANG Yi, YUE Ting, WANG Lixin (363)

Vibration control for large flexible maneuvering spacecraft using modified positive position feedback
..... YUAN Qiufan, HUO Mingying, QI Naiming, CAO Shilei, XIAO Yuzhi (375)

Shore-based GNSS-R method for marine oil spill detection
..... JIA Ziyang, ZHANG Bo, WU Jun, YANG Dongkai, HONG Xuebao (383)

Attitude control algorithm of balancing-arm mobile robot
..... LIU Benyong, GAO Feng, JIANG Hui, ZHANG Bin (391)

Short-range high squint imaging algorithm based on range migration modification
..... YIN Fenglin, SHANG Xiaozhou, LI Zhiping, MIAO Jungang (399)

System reliability assessment under real time-varying environmental stress
..... LAN Jie, YUAN Hongjie, YUAN Ming, XIA Jing (406)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0093



非绝热单孔容腔瞬态响应的零维建模

丁水汀^{1,2,3}, 于航³, 邱天^{1,2,3,*}

(1. 飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对换热情况下理想绝热单孔容腔模型瞬态响应预测误差大的现状, 提出一种考虑换热对容腔瞬态响应影响的非绝热单孔容腔零维瞬态建模方法。通过研究影响气体与容腔壁面换热的因素, 采用量纲分析推导了与换热相关的特征数方程, 利用 CFD 数值模拟确定特征数方程的具体函数形式, 显示表达了绝热单孔容腔模型未考虑的换热项, 建立了非绝热单孔容腔零维瞬态模型。通过与数值模拟进行对比分析, 结果表明: 非绝热单孔容腔零维瞬态模型与 CFD 数值模拟计算的压力和温度的响应规律吻合很好, 最大相对误差不超过 0.8%, 验证了模型的准确性和建模方法的可行性; 绝热单孔容腔零维瞬态模型计算结果较 CFD 数值模拟结果的最大相对误差达 6%, 表明非绝热模型较绝热模型能够更精确地反映容腔真实响应规律。此外, 非绝热单孔容腔零维瞬态模型与 CFD 数值模拟相比, 在 1% 的精度水平下, 降低了 3 个维度, 也大幅降低了单孔容腔瞬态响应模拟的计算量, 可以有效地支撑航空发动机空气系统中的容腔高精度建模。

关键词: 容腔; 非绝热; 瞬态响应; 零维模型; 换热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0215-08

随着现代航空发动机不断发展, 对高机动性的需求在不断提高^[1], 发动机经历从慢车到最大转速的时间缩短, 其表现出来的瞬变特征也更加显著, 这加剧了发动机状态瞬变演化规律的复杂程度, 发动机空气系统气路参数也将经历复杂的瞬变过程^[2]。空气系统在航空发动机中发挥着冷却、防冰、封严和轴向力控制等重要作用, 掌握空气系统瞬变演化规律极为重要。容腔类元件属于航空发动机空气系统中一种重要元件, 在过渡过程中对于气体的储存和释放作用使得空气系统内部各元件响应速度有着不同程度的滞后, 直接影响空气系统瞬态分析, 因此在强瞬变过程中要重点考虑容腔。

Dutton 和 Coverdill^[3]对容腔充放气过程进行了试验研究, 对比了在不同的容腔体积和进出口喷嘴面积下的试验数据与容腔绝热模型计算结果, 并分析了产生差异的原因。Thorncroft 等^[4]通过试验修正容腔内气体多变过程的多变指数来实现容腔内压力、温度响应规律与试验数据吻合, 说明容腔内气体历经的是非确定过程, 既不是等温过程也不是绝热过程, 但未研究气体与容腔壁面换热的影响作用。文献^[5-7]则主要分析容腔壁面带有离散热源的封闭容腔内的自然对流过程中的流动与换热特征, 缺乏对于带有换热过程的容腔充放气过程的研究。Owczarek 和 Progelhof^[8]对带有喷嘴的圆柱筒容器快速放气过程进行了试验

收稿日期: 2017-02-22; 录用日期: 2017-05-19; 网络出版时间: 2017-06-28 09:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170628.0926.001.html

基金项目: 长江学者和创新团队发展计划 (IRT0905); 中国博士后科学基金 (2016M591047)

* 通信作者. E-mail: qitian@buaa.edu.cn

引用格式: 丁水汀, 于航, 邱天. 非绝热单孔容腔瞬态响应的零维建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 215-222.

DING S T, YU H, QIU T. Zero-dimensional modeling for transient response of non-adiabatic cavity with single opening[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 215-222 (in Chinese).

研究,表明在不考虑容器内换热和耗散的情况下,试验和计算结果差异主要来自喷嘴内边界层的影响,说明喷嘴对于容腔的瞬态响应也有影响。Chow等^[9]应用了速矢变换的方法研究了带有轴向对称可控阀门的容腔放气问题。上述对于容腔的理论和试验研究中没有考虑容腔的热边界,缺乏对换热影响的分析,未针对容腔建立真实响应模型。传统容腔建模方法一般采用绝热假设,然而在航空发动机中不存在完全绝热的容腔,而且数据表明容腔换热使得充放气响应时间较绝热过程增加^[3],说明容腔换热的影响显著,需要在发动机瞬态空气系统分析中充分考虑,但目前用于分析瞬态空气系统的流体网络法中缺少容腔换热模型的支撑。

在航空发动机中存在多种通气形式的容腔,如单孔、单进单出、单进多出和多进多出等。其中,单孔形式的容腔在航空发动机CFM56、D30KY-154等型号中均存在^[10],单孔作为卸压孔,可防止容腔内压力变化剧烈造成周围结构失稳。单孔形式容腔无论对发动机空气系统瞬态演化过程,还是在维持结构稳定性方面,都起到很大作用。此外,单孔容腔结构简单,可在此基础上对其他形式容腔展开研究。本文重点研究单孔形式的容腔,建立非绝热单孔容腔零维瞬态模型。

1 理论分析

1.1 基本假设

Horlock和Woods^[11]全面分析了容腔充放气过程的热力学特征,如果容腔充放气过程迅速,可近似认为是绝热过程,缓慢则可近似认为是等温过程。在实际过程中,绝热模型或等温模型都不能准确地描述腔内气体的变化过程。

在容腔充放气的过程中,实际腔内的压力和温度分布不均匀,但是容腔三维特征并不明显,本文针对非绝热单孔容腔充放气过程建模,提出如下假设:

1) 容腔时间尺度参数满足 $\tau_{\text{total}} \gg t_{\text{char}}$,其中 τ_{total} 为总充放气时长; t_{char} 为特征时间,表示压力波传遍整个容腔所需时长,定义为 $t_{\text{char}} = l/a$, l 为容腔特征尺度(对于方体容腔为边长), a 为容腔内气体声速。当满足 $\tau_{\text{total}} \gg t_{\text{char}}$ 时,可认为容腔发生质量存储的时间尺度远大于腔内建立稳定流场的时间尺度,即在任一时刻下,腔内流动与换热仅与当前时刻进口气体流动参数和腔内气体状态有关,与瞬变过程无关。

2) 腔内气体状态可集总假设,即假设在瞬变过程中腔内气体速度足够低,容腔内气体参数分布足够均匀,容腔状态只与时间有关,而与空间无关,可用平均状态参数表示^[12]。

3) 腔内气体常物性假设,即容腔内气体物性不随气体热力状态变化^[12]。

1.2 控制方程

对于理想气体从上游总压到下游静压的一维等熵可压缩膨胀过程,理论流量可以表示为^[13]

$$W = A \sqrt{\rho p^* \frac{2\kappa}{\kappa-1} \left(\frac{p}{p^*}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \left[\left(\frac{p^*}{p}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right]} \quad (1)$$

式中: W 为气体流量; A 为流通截面积; ρ 为气体密度; p^* 和 p 分别为气体上游总压和下游静压; κ 为绝热指数。式(1)适用范围为亚声速流动工况。

非定常流动的质量方程^[14]为

$$\sum_{i=1}^n W_i = \bar{V} \frac{d\rho}{dt} \quad (2)$$

非定常流动的能量方程为

$$\sum_{i=1}^n W_i H_i = \bar{V} \frac{d(\rho e)}{dt} + Q \quad (3)$$

式中: W_i 为容腔进出口气体流量; H_i 为进出口气体焓;对于本文研究的单孔容腔, $n=1$; \bar{V} 为容腔体积; e 为气体内能; Q 为气体与容腔壁面对流换热热流; t 为时间。

本文重点关注如何处理气体与容腔壁面的对流换热热流 Q ,而传统容腔建模方法忽略了换热的影响,对流换热热流表达式为

$$Q = h_{\text{av}} A_w (T_{\text{ref}} - T_w) \quad (4)$$

式中: h_{av} 为平均对流换热系数; A_w 为气体与容腔壁面换热面积; T_{ref} 和 T_w 分别为气体参考温度及壁面温度,这里气体参考温度为腔内气体平均温度。换热控制方程(4)无法表达成解析的形式,因为平均对流换热系数 h_{av} 通常难以解析表达。

为了解决非绝热单孔容腔零维瞬态模型中换热热流如何处理这一问题,本文综合考虑了影响容腔换热的因素,采用量纲分析推导了单孔容腔换热特性的特征数方程,进而确定热流的大小。

1.3 换热特性

非绝热单孔容腔零维瞬态建模重点是获得壁面对流换热特性,其准确与否直接影响模型的精确性。气体与容腔壁面换热和多个参数相关,为了将高维问题简化,本文针对单孔的容腔形式,采用无量纲分析法^[15]推导单孔容腔换热的相似准则及准则方程:

1) 影响单孔容腔壁面对流换热系数 h 的主要独立参数有:容腔内气体的物性参数(导热系

数 k 、动力黏度 μ 、气体密度 ρ 、定压比热容 c_p ）、孔径 d （特征长度）、壁面处气流速度 u 。依据假设认为容腔内建立稳定流场的时间尺度足够小,则壁面处气流速度 u 与进气速度 u_i 是一一对应的,气体密度 ρ 是容腔内压力 P_v 和温度 T_v 的函数,同时 P_v 受进气流量 $\rho_i A u_i$ 影响 (ρ_i 为进气密度)。本模型几何形式固定,不考虑几何形状参数的影响。综上所述,影响壁面对流换热系数的函数关系式可以写成

$$h = f(k, \mu, c_p, \rho_i, u_i, d, T_v) \quad (5)$$

2) 基本量纲:质量 M、长度 L、时间 T 和温度 Θ 。

3) 基本物理量: u_i, d, k, μ 。

4) 各独立参数的基本量纲见表 1。

5) 分别对定压比热容、进口密度和对流换热系数建立量纲方程,分别得到无量纲数:普朗特数 $Pr = c_p \mu / k$ 、进气雷诺数 $Re = \rho_i u_i d / \mu$ 和努赛尔数 $Nu = h d / k$,对腔内温度建立量纲方程得到无量纲数:速度系数 λ 和温比 T_i / T_0 ,其中 T_0 为进口总温。

至此,式(5)可转化为

$$Nu = F(Re, Pr, \lambda, T_i / T_0) \quad (6)$$

式(6)即为在处理气体与容腔壁面间的换热时所采用的换热特性准则关系式。

针对单孔容腔几何形式,分析了在瞬态响应过程中适用的换热特征数方程,为研究考虑换热影响的非绝热容腔真实响应过程提供基础。对于单进单出等多种其他几何形式容腔均可采用量纲分析方法获取适用不同几何形式容腔的换热特征数方程进行建模。

表 1 参数量纲

Table 1 Dimension of parameters

参数	量纲
k	$ML / (\Theta T^3)$
μ	$M / (LT)$
ρ_i	M / L^3
c_p	$L^2 / (\Theta T^2)$
d	L
u_i	L / T
T_v	Θ
h	$M / (\Theta T^3)$

2 建模方法

首先分析换热对非绝热单孔容腔瞬态响应规律的影响程度,基于此分析讨论如何反映换热影

响,显式表达换热项,进而引入换热建立非绝热单孔容腔零维瞬态模型,最后通过 CFD 数值模拟结果对模型进行对比验证。

第 1 节给出了非绝热单孔容腔零维瞬态建模的理论分析,明确了建模需求,通过量纲分析推导出与换热特性相关联的准则数,为建模提供了基础。换热特性作为非绝热单孔容腔零维瞬态模型的重要输入,其准确性直接影响模型的准确性。本文从 CFD 数值模拟中获取影响换热的相关参数,通过整理得到准则数并借助非线性拟合出具体的准则关系式,利用该式显示表达换热项,联立求解质量方程和能量方程得到非绝热单孔容腔零维瞬态响应规律,建模方法如图 1 所示。

通过与 CFD 数值模拟结果进行对比验证非绝热单孔容腔零维瞬态模型的准确性。CFD 数值模拟本身涵盖了动量方程和能量方程的交互机理,两者耦合求解。在处理容腔问题时,在时间的维度上是非稳态的,在空间的维度上是不均匀的,反映了物理本质和容腔内气体的真实变化,利用 CFD 数值模拟可以验证在本文研究的时间和空间尺度上模型的准确性。

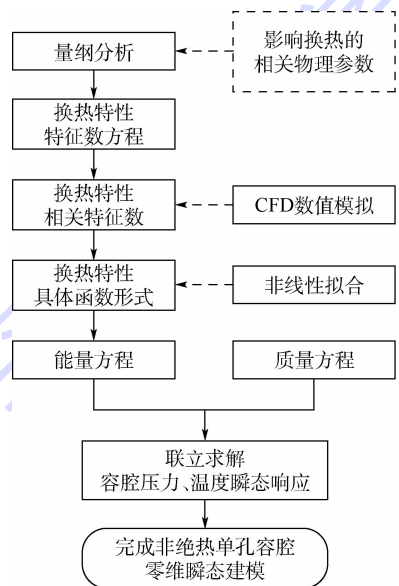


图 1 非绝热单孔容腔零维瞬态建模方法

Fig. 1 Zero-dimensional transient modeling method of non-adiabatic cavity with single opening

3 模型计算方法及验证

3.1 计算方法

3.1.1 非绝热单孔容腔零维瞬态模型计算

基于第 1 节和第 2 节分析,在 Visual C++ 环

境下编制计算程序,建立了非绝热零维瞬态模型 (Non-adiabatic Zero-dimensional Transient Model, NZTM)。NZTM 首先需要获取几何参数、边界条件、时间步长和模拟总时长,根据初始条件,在不同时刻通过迭代求解控制方程组得到当前时刻容腔内平均压力和温度的响应规律。NZTM 具体计

算流程如图 2 所示。

为建立 NZTM,需要在能量方程中添加气体与容腔壁面间的对流换热项。通过 CFD 数值模拟获取与换热相关的物理参数,依据本文中给出的处理方式整理出换热特性的具体表达形式,从而支撑模型的建立。

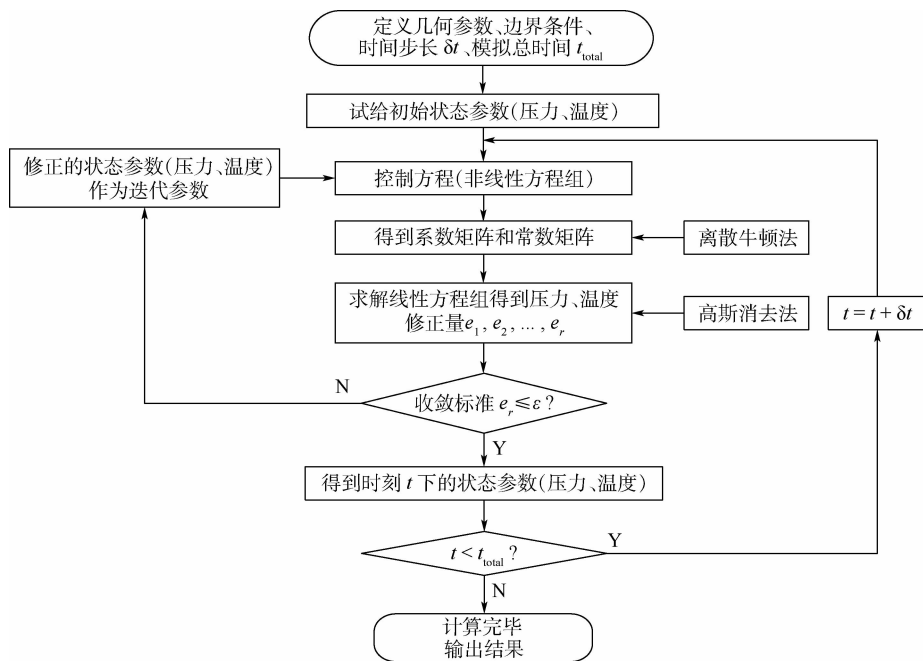


图 2 非绝热零维瞬态模型计算流程

Fig. 2 Calculation flowchart of non-adiabatic zero-dimensional transient model

3.1.2 CFD 数值模拟

CFD 数值模拟一方面提供与换热相关的准则数数据,一方面用于验证模型的准确性。本文针对单孔容腔的充气过程进行验证,因为在该过程中进口气体对腔内气体具有冲击作用,换热较放气过程更明显,选择充气过程更有利于验证非绝热单孔容腔零维瞬态模型的准确性。

容腔物理模型是边长为 0.5 m 的立方体容腔,壁面边界厚度为 0,容腔一侧壁面有直径 0.025 m 的孔,如图 3 所示。

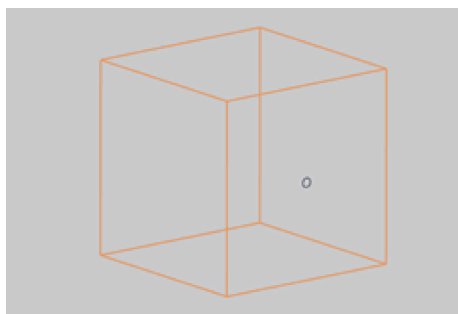


图 3 容腔物理模型

Fig. 3 Physical model of cavity

采用 Fluent 计算,模型网格划分如图 4 所示,为六面体结构化网格,数量 20 万,计算采用基于密度的算法进行瞬态求解,控制方程在网格系统上采用有限体积法离散,对流项采取二阶迎风格式,时间项采取一阶隐式差分格式,湍流模型为标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型。初始边界(时刻 $t=0$)和计算边界(时刻 $t>0$)条件参数设置见表 2。

数值计算边界进口为压力进口,压力从 101 325 Pa 阶跃至 191 504 Pa,容腔壁面为等壁温条件。

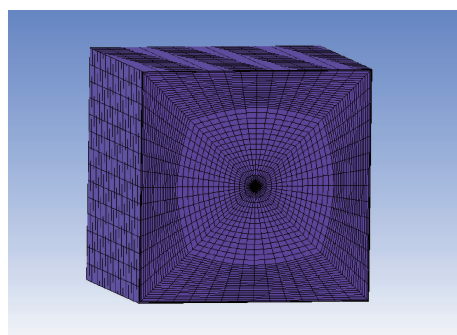


图 4 数值计算模型网格划分

Fig. 4 Meshing of numerical calculation model

表 2 初始边界和计算边界条件参数

Table 2 Initial boundary and computational boundary condition parameters

位置	压力/Pa		温度/K	
	$t=0$	$t>0$	$t=0$	$t>0$
进口	101 325	191 504	288.15	288.15
壁面			323.15	323.15
腔内	101 325		323.15	

由特征数方程式(6)可知,直接反映换热特性的努赛尔数 Nu 与 4 个准则数相关,在一定条件下可以对该关系式进行简化。

气体密度的静参数和总参数之比的气动函数为

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho^*} = \left(1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \quad (7)$$

式中: ρ 和 ρ^* 分别为密度的静参数和总参数。

绝能等熵滞止条件下的气体状态方程为

$$p^* = \rho^* R T^* \quad (8)$$

式中: T^* 为总温; R 为气体常数。

雷诺数 Re 及速度系数 λ 的表达式分别为

$$Re = \frac{\rho u d}{\mu} = \frac{\rho^* \varepsilon(\lambda) u d}{\mu} = \frac{p^* \varepsilon(\lambda)}{R T^*} \cdot \frac{u d}{\mu} \quad (9)$$

$$\lambda = \frac{u}{c_{cr}} = \frac{u}{\sqrt{\frac{2\kappa R}{\kappa + 1} T^*}} \quad (10)$$

式中: c_{cr} 为临界声速。

将式(9)和式(10)整理可得如下关系式:

$$\frac{Re}{\lambda \varepsilon(\lambda)} = \frac{p^* d}{\mu R} \sqrt{\frac{2\kappa R}{\kappa + 1} \cdot \frac{1}{T^*}} \quad (11)$$

由上述分析可知,在确定的进口初始边界(包括进口总压和总温)及几何条件下,雷诺数与速度系数关系是一一对应的。同时依据常物性假设,普朗特数不变,所以准则关系式(6)可简化为

$$Nu = G(Re, T_v/T_0) \quad (12)$$

将不同雷诺数 Re 、温比 T_v/T_0 和对应的壁面平均努赛尔数 Nu 拟合成分数关系式,各无量纲数关系及拟合数据如图 5 所示,拟合数据最大误差不超过 2%,拟合得到的特征数方程为

$$Nu = 0.45 Re^{0.447} (T_v/T_0)^{-1.25} \quad (13)$$

式(13)即对应该容腔几何形式和初始边界条件的换热特性准则关系式。在不同时刻下,根据腔内气体状态及进口气流参数确定唯一的努赛尔数。至此,处理了气体与容腔壁面间的换热,满足了建模需求。

3.2 计算结果对比分析

1) 将 NZTM 与 CFD 数值模拟以及绝热模型

计算结果进行对比,如图 6 所示。

可以看出:①在相同的边界条件下,NZTM 与 CFD 数值模拟结果无论在趋势上还是数值上都吻合得很好,两者最大相对误差小于 0.8%,如图 7 所示。②NZTM 与 CFD 数值模拟结果存在微小偏差,产生偏差的原因:一方面在于 NZTM 处理换热特性的方式,即将换热特性拟合成分数关系式,而数据拟合本身存在误差;另一方面对于容

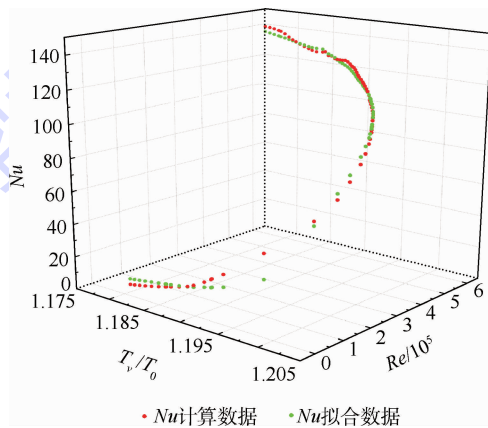


图 5 无量纲数关系及拟合数据

Fig. 5 Relation of dimensionless number and fitting data

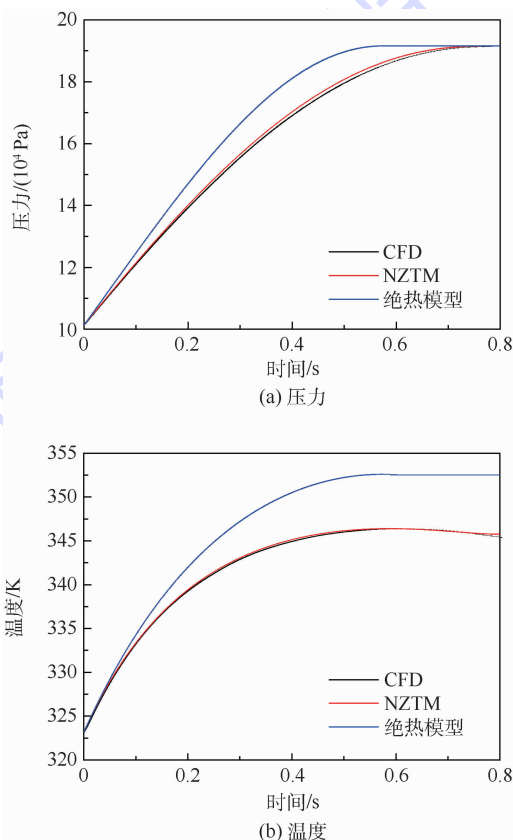


图 6 CFD 数值模拟和 NZTM、绝热模型结果对比

Fig. 6 Comparison of results calculated by CFD simulation, NZTM and adiabatic model

腔的基本假设也与真实情况存在稍许差别。③非绝热单孔容腔气体压力和温度响应与绝热模型计算结果存在很大差异,其中压力响应的最大相对误差达6%,如图8所示,这也充分说明了换热对于容腔的瞬态响应有重要影响。同时绝热容腔内气体达到稳定压力所需要的时间较非绝热容腔短,这是因为在容腔充气过程中绝热容腔内气体温度上升更快,在充气过程完成时腔内压力相同,则稳定后绝热容腔内气体密度小,说明绝热过程充气量较少,达到稳定的时间也较短。从温度响应的对比图(见图6(b))中可以看到非绝热容腔内的气体温度更低,在状态稳定后,温度还有下降趋势,这主要是因为腔内气体与壁面有温差,换热过程还在进行。

2) 将 NZTM 与绝热模型和等温模型压力响应进行对比,如图9所示。

可以看出:NZTM 压力响应曲线介于绝热和等温模型曲线之间。由于响应过程较缓慢,气体与壁面换热充分,所以气体历过程更接近等温,偏离绝热。三线对比说明了本文建立的 NZTM

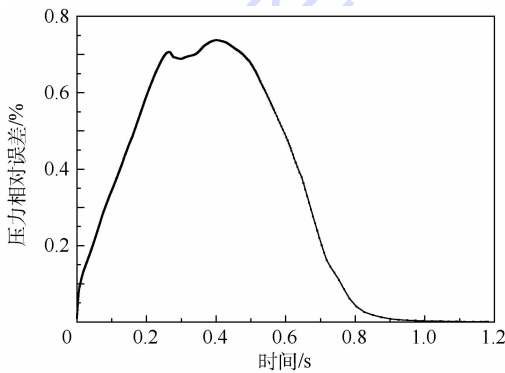


图7 NZTM 与 CFD 数值模拟压力的相对误差

Fig. 7 Relative error of pressure between NZTM and CFD simulation

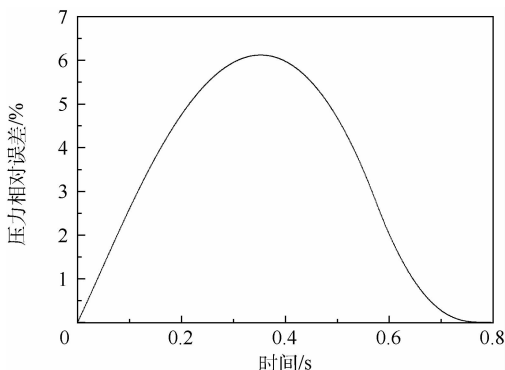


图8 NZTM 与绝热模型压力的相对误差

Fig. 8 Relative error of pressure between NZTM and adiabatic model

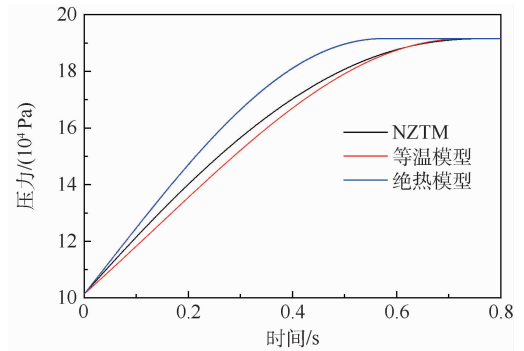


图9 NZTM 与等温、绝热模型压力计算结果对比
Fig. 9 Comparison of pressure calculated by NZTM, isothermal and adiabatic model

较绝热和等温模型能够更精确地反映单孔容腔内气体真实瞬态响应规律。

4 结论

容腔内气体与腔壁换热对于容腔瞬态响应有重要影响,绝热容腔模型不能精确反映容腔真实响应历程,本文基于此需求建立了非绝热单孔容腔零维瞬态模型(NZTM)。

1) NZTM 与 CFD 数值模拟结果对比最大误差不超过 0.8% (绝热模型为 6%),表明本文提出的 NZTM 较绝热模型更好地反映了容腔内气体状态的真实变化。

2) 虽然非绝热单孔容腔的换热特性是通过数值模拟建立的,但是对比结果首先验证了本文对于时间尺度分析的正确性,其次说明了依据本文处理容腔换热的方法,可以复现容腔内气体的真实瞬态响应,体现了准确的换热特性可以保证模型的准确性,精确反映容腔真实瞬态响应。

3) 非绝热零维模型在缩减了 3 个维度之后,较 CFD 数值模拟计算量少了数万倍,而精度较高,误差不超过 1%,表明方法是可行且有效的。

参考文献 (References)

- [1] SEHRA A K, JR WHITLOW W. Propulsion and power for 21st century aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40 (4-5): 199-235.
- [2] 刘传凯,李圆圆,李艳茹,等. 涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 47-53.
LIU C K, LI Y Y, LI Y R, et al. Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 47-53 (in Chinese).
- [3] DUTTON J C, COVERDILL R E. Experiments to study the gaseous discharge and filling of vessels[J]. International Journal of Engineering Education, 1997, 13(2): 123-134.

- [4] THORNCROFT G, PATTON J S, GORDON R. Modeling compressible air flow in a charging or discharging vessel and assessment of polytropic exponent [C] // ASEE Annual Conference. Honolulu: ASEE, 2007: 1-18.
- [5] NARDINI G, PARONCINI M. Heat transfer experiment on natural convection in a square cavity with discrete sources [J]. Heat and Mass Transfer, 2012, 48(11): 1855-1865.
- [6] DENG Q H. Fluid flow and heat transfer characteristics of natural convection in square cavities due to discrete source-sink pairs [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(25-26): 5949-5957.
- [7] NASSAR N N, MEHROTRA A K. Design of a laboratory experiment on heat transfer in an agitated vessel [J]. Education for Chemical Engineers, 2011, 6(3): 83-89.
- [8] OWCZAREK J A, PROGELHOF R C. Rapid discharge of a gas from a cylindrical vessel through a nozzle [J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1963, 1(9): 2182-2183.
- [9] CHOW W L, TING A A L, TSAI P H. Discharge from a vessel through an axisymmetric control valve [J]. Journal of Applied Mechanics, 1987, 54(2): 447-452.
- [10] 陈光, 洪杰. 航空燃气涡轮发动机结构 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010: 170-171.
CHEN G, HONG J. Structure of aircraft gas turbine engine [M]. Beijing: Beihang University Press, 2010: 170-171 (in Chinese).
- [11] HORLOCK J H, WOODS W A. The thermodynamics of charging and discharging processes [C] // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, London: IMechE, 1965, 180(310): 16-24.
- [12] 刘传凯, 刘海明, 李艳茹, 等. 强瞬变空气系统的模块化仿真建模 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1826-1833.
LIU C K, LIU H M, LI Y R, et al. Modularized simulation of air system with fast transient [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1826-1833 (in Chinese).
- [13] 潘锦珊, 单鹏. 气体动力学基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 87-90.
PAN J S, SHAN P. Fundamentals of gasdynamics [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 87-90 (in Chinese).
- [14] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 84-86.
LUO G Q, SANG Z C, WANG R G, et al. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 84-86 (in Chinese).
- [15] 邹滋祥. 相似理论在叶轮机械模型研究中的应用 [M]. 北京: 科学出版社, 1984: 17-24.
ZOU Z X. Application of similarity theory in turbomachinery model [M]. Beijing: Science Press, 1984: 17-24 (in Chinese).

作者简介:

丁水汀 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 燃气轮机热端旋转部件流动与换热机理、航空发动机适航性设计与验证技术。

于航 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机空气系统瞬态演化机理。

邱天 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空发动机适航性设计、系统安全性、一体化模型。

Zero-dimensional modeling for transient response of non-adiabatic cavity with single opening

DING Shuiting^{1,2,3}, YU Hang³, QIU Tian^{1,2,3,*}

(1. Aircraft/Engine Integrated System Safety Beijing Key Laboratory, Beijing 100083, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;

3. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With the present condition that there are errors in predicting transient response of cavity with single opening using the ideal adiabatic cavity model in the presence of heat transfer, a zero-dimensional transient modeling method applied to a single opening cavity with the consideration of the effect of heat transfer on cavity transient response was proposed. In virtue of researching the factors influencing the heat transfer between the gas and the cavity wall, the characteristic equation related to heat transfer was deduced by dimensional analysis, and the concrete function of it was determined by CFD numerical simulation. The heat transfer term which was not considered by adiabatic model of cavity with single opening was expressed explicitly, and a non-adiabatic zero-dimensional transient model of cavity with single opening was established. The model was compared with CFD simulation and the results show that: Good agreement is achieved by comparing the responses of pressure and temperature calculated by non-adiabatic zero-dimensional transient model of cavity with single opening with that calculated by CFD simulation, and the maximum relative error is no more than 0.8%. The accuracy of the model and the feasibility of the modeling method are verified; The maximum relative error between the adiabatic model of cavity with single opening and CFD simulation results is 6%, which indicates that the non-adiabatic model can reflect the real response more accurately than the adiabatic model. In addition, the non-adiabatic model reduces three dimensions within the accuracy of 1% compared with the CFD simulation, and also significantly lowers the computational cost of non-adiabatic cavity with single opening simulation, which can effectively support zero-dimensional transient modeling of cavity with high accuracy in aero-engine air system.

Keywords: cavity; non-adiabatic; transient response; zero-dimensional model; heat transfer

Received: 2017-02-22; **Accepted:** 2017-05-19; **Published online:** 2017-06-28 09:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170628.0926.001.html

Foundation items: Program for Changjiang Scholars and Innovative Research Team in University (IRT0905); China Postdoctoral Science Foundation (2016M591047)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0053

微藻航空燃料的热氧化安定性与热沉



杨晓奕^{1,*}, 王智超², 刘子钰¹, 赵晶¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 能源与环境国际中心, 北京 100083;

2. 斯旺西大学 工程学院, 斯旺西 SA1 8EN)

摘 要: 航空燃料安定性和热沉对飞机和发动机工作可靠性、飞机飞行安全及战术性能的发挥有重要作用。利用热重-差热分析联用仪研究了2种典型微藻航油的热氧化安定性和热沉,并与标准航空喷气燃料 RP-3 进行了对比。结果表明:混合生物油的失重终点温度和最大失重点的温度与标准航空喷气燃料 RP-3 相比均向高温区移动。在失重区间内,除了物理热沉还有化学热沉的贡献。在热重曲线中定义了2个无量纲参数:引发温度和燃尽指数,引发温度表征起始裂解温度,燃尽指数表征沉积特性。2个参数结合可以较好地诠释燃料的热安定性和热沉。球等鞭金藻油高碳数烷烃在提高热沉基础上导致碳沉积的形成,但小球藻油在热沉提高的基础上,并没有形成碳沉积。说明通过有效控制高碳数烷烃分配比例增加其热沉并控制其积碳在理论和技术上是可行的。

关键词: 微藻航空燃料; 安定性; 热沉; 引发温度; 燃尽指数

中图分类号: V312⁺.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0223-06

生物航空燃料是将生物质或生物油脂经过炼制获得的液体航空燃料。海藻、麻风树因避免了“与人争粮”、“与粮争地”的问题,而且对淡水消耗少,成为未来最具应用潜力的航空燃料的可持续发展原料^[1]。在应对全球气候变化方面,生物航空燃料较传统航空燃料以及煤基、天然气合成燃料不仅在节省水资源方面,而且在碳减排上也显示明显优势,其温室气体排放量比传统航空燃料减少30%~90%^[2]。

喷气燃料的热氧化安定性与热沉直接影响飞机和发动机的工作可靠性^[3]、飞机飞行安全及战术性能的发挥^[4]。与燃料质量有关的飞机、发动机故障中,约有一半是由燃料的热氧化安定性问题造成的^[5]。产生此问题的主要原因是喷气燃料不仅作为飞机的动力源,而且被用作热沉从系

统中移除废热负荷^[6]。喷气燃料通过燃油系统换热后温度升高,引起氧化、热分解、降解和蒸发,导致生成不溶性沉积物。不溶性沉积物堵塞飞机燃料系统喷嘴、管路、过滤器和注射泵等部件,导致燃料供给系统不能正常使用,发动机不能正常工作,给飞行安全带来隐患。

热沉值是评定燃料吸热能力大小的性能指标,燃料在进入燃烧室燃烧之前流经发动机的高温部件,利用物理、化学吸热将高温部件热量带走^[7-8],一方面储存热能,另一方面又可提高燃烧效率。但化学热沉的释放要求不能引起结焦和积碳的出现。

热氧化安定性是衡量喷气燃料生成不溶性沉积物倾向重要指标,喷气燃料热氧化安定性也同时表征沉积物形成趋势^[9]。航空燃料的安定性

收稿日期: 2017-02-13; 录用日期: 2017-03-06; 网络出版时间: 2017-04-11 11:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170411.1103.001.html

基金项目: 国家重点研发计划政府间国际科技创新合作重点专项(2016YFE0120100)

*通信作者: E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式: 杨晓奕, 王智超, 刘子钰, 等. 微藻航空燃料的热氧化安定性与热沉[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 223-228. YANG X Y, WANG Z C, LIU Z Y, et al. Thermal stability and heat sink of microalgae aviation fuels[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 223-228 (in Chinese).

根据其产生变化的原因分为物理安定性、化学安定性和热安定性。物理安定性是指在一定外界条件变换范围内保持其物理性质不变的能力;化学安定性通常是指氧化安定性,是指燃料在低温液相条件下,其抵抗氧化变质生成胶质的能力;热安定性是指在较高温度条件下燃料保持良好性能,不发生分解、聚合生成沉淀的能力。热安定性实际上就是在较高温度下的抗沉积能力,是衡量能否用于高声速飞机的重要指标。美国燃料 JP-7 就是根据燃料组分的安定性,设计一种由烷烃和环烷烃组成的精制煤油燃料。

目前航空替代燃料要求简单易用,即“Drop-in”即用型燃料,对飞机和发动机硬件无需改动。生物燃料安定性研究已经引起研究者的关注^[10-11],但是针对微藻航空替代燃料热氧化安定性和热沉的研究还未见报道。本文利用热重-差热分析联用仪研究了微藻航油的安定性和热沉,并与标准航空喷气燃料 RP-3 进行了对比,分析影响燃料安定性和热沉的主要因素,探讨了碳沉积的机理,为微藻生物航油应用奠定理论与技术基础。

1 实验方法

1.1 热重-差热分析方法

实验采用 Q600SDT TG-DTG-DSC (热重分析-热重微分-差热扫描)同步测定仪,测试温度范围为 20 ~ 500 °C。实验采用 99.99% 的氮气作为保护气,升温过程中氮气流量控制在 100 mL/min,升温速率为 10 °C/min,升温过程的失重和吸热自动采集,由计算机处理形成 TG、DTG 和 DSC 曲线。

1.2 微藻航油组成

小球藻和球等鞭金藻是微藻能源中的典型藻种,其藻脂肪酸主要组成为 C14、C16 和 C18,脱氧加氢后主要组成是 C14、C16 和 C18 的直链烷烃。其中小球藻油烷烃组成为 C14 : C16 : C18 = 2 : 47 : 51,球等鞭金藻油烷烃组成为 C14 : C16 : C18 = 18 : 23 : 59。

2 实验结果与分析

2.1 微藻航空燃料与标准航煤组成差异

标准航空喷气燃料组成是以烷烃为主要组分的碳氢燃料,其碳数分布主要集中在 C8 ~ C16 之间,是以碳数为 12 的碳氢化合物为中心、以 C8 ~ C16 为正态分布的碳氢化合物,其中碳数小于 C7

和高于 C16 的碳氢化合物均分别小于 3%。标准航空喷气燃料组成中正构烷烃与异构烷烃分别占比 25.03% 和 20.06%,环烷烃占比 10.56%,芳香烃占比 28.75%。环烷烃、芳香烃的碳数分别主要集中在 C8 ~ C14 和 C7 ~ C13 之间,略低于烷烃类。

不同国家、不同炼制工艺得到的航空燃料组成分布及碳数分布具有相似性,这是因为航空燃料虽然没有组成的严格规定,但具有严格的性质规定范围。除了安定性外,还必须满足低温性(冰点),流动性(黏度、密度、馏程),燃烧性(闪点、烟点、热值、点火能量),清洁性(水含量、机械杂质)及安全性(燃烧极限),以保证航空发动机和飞机的表现性能和安全性。这些性质的需求在一定程度上限制了航空燃料的族组成与碳数分布。

由于微藻航空燃料主要来源于脂肪酸脱氧后的加氢,其主要由正构烷烃组成,芳香烃及环烷烃含量较低。按照美国材料与试验协会(American Society for Testing and Materials, ASTM)要求,掺混比例不得高于 50%,2 种典型微藻航空燃料与标准航空喷气燃料(RP-3)50% 掺混后的组成见表 1。

表 1 微藻航空燃料 50% 掺混比与 RP-3 组成

Table 1 Composition of mixed RP-3 and microalgae aviation fuel 50% %

组 分	碳数分布	小球藻油 + RP-3	球等鞭金藻油 + RP-3	RP-3
正构烷烃	C8 ~ C18	62.5	62.5	25.03
	C14	3.3	11.3	2.3
	C16	23.7	11.7	0.19
	C18	25.5	29.5	—
异构烷烃	C8 ~ C16	10.0	10.0	20.06
环烷烃	C8 ~ C14	5.3	5.3	10.56
芳香烃	C7 ~ C13	14.4	14.4	28.75
烯烃	C9 ~ C11	1.5	1.5	3.06
其他		6.3	6.3	12.5

小球藻油特点是 C14 含量少,主要是 C16 和 C18,而球等鞭金藻油 C18 含量高,并含有 11.3% 的 C14。50% 掺混后 2 种生物航空燃料主要表现是高碳数烷烃含量特别是其中 C16 与 C18 的烷烃类组分明显增加,碳数分布向高碳数移动,同时环烷烃、芳香烃类组成与标准航空喷气燃料相比含量下降。

2.2 燃料的热重与差热分析

3 种燃料的 TG-DTG-DSC 曲线见图 1 ~ 图 3。

分析 TG 和 DTG 曲线,标准航空喷气燃料 RP-3 失重区间在 30 ~ 150 °C 之间,最大失重温度

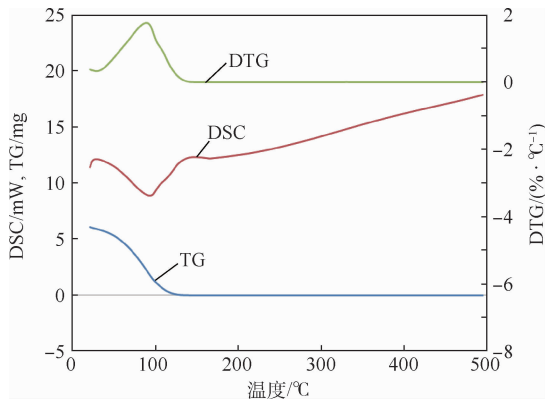


图 1 RP-3 的 TG-DTG-DSC 曲线

Fig. 1 TG-DTG-DSC curves of RP-3

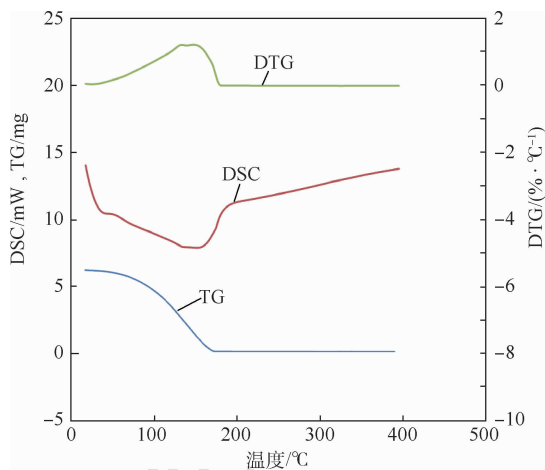


图 2 RP-3 与小球藻油混合油的 TG-DTG-DSC 曲线

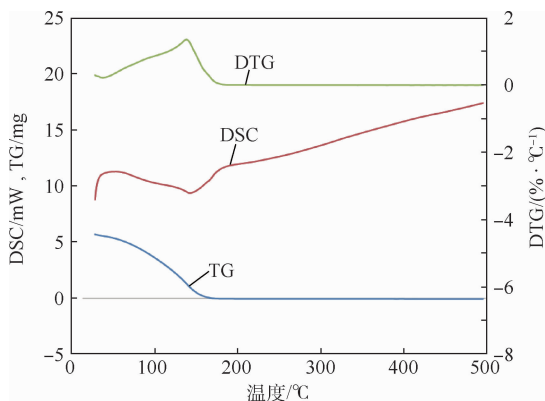
Fig. 2 TG-DTG-DSC curves of mixed
RP-3 and chlorella biofuel

图 3 RP-3 与球等鞭金藻油混合油的 TG-DTG-DSC 曲线

Fig. 3 TG-DTG-DSC curves of mixed
RP-3 and isochrysis biofuel

区移动。

RP-3 以及 RP-3 与小球藻油混合油没有积碳沉积,终点温度没有检测到其他剩余物质。RP-3 与球等鞭金藻油的混合油在热重分析的终止温度出现了 0.2% 的碳沉积残渣。对比 2 种微藻油与燃料的 TG 曲线和 DTG 曲线差异,掺混油中高碳数烷烃增加,球等鞭金藻油的高碳数烷烃 C18 含量又高于小球藻油,这与高碳数烷烃气化温度较高相吻合。而球等鞭金藻油积碳的发现,说明高碳数组成比例的增加会引发热分解积碳。

分析 DSC 曲线,RP-3 吸热曲线峰值在 94.5 °C,RP-3 与小球藻油的混合油在 143 °C 时出现最大吸热温度。与标准航空喷气燃料的 TG 曲线和 DTG 曲线结果对应,均向高温区移动。

对 3 种样品升温过程伴随失重过程吸收的热流积分得到 RP-3 热沉为 1.29 MJ/kg,RP-3 与小球藻油混合油热沉为 1.68 MJ/kg,RP-3 与球等鞭金藻油的混合油的热沉为 1.54 MJ/kg。说明高碳数烷烃含量增加导致燃料的热沉增加,热沉增加说明燃料吸热能力增加。燃料吸热包括物理吸热和化学吸热。物理吸热由显热和潜热 2 部分组成,由于微藻油中增加的主要是 C14、C16 和 C18,而且失重区间主要发生在 C14、C16 和 C18 烷烃气化温度前,说明物理吸热主要是显热吸热。比较 C14、C16 和 C18 在 150 °C 的比热容,C14 为 2.599 kJ/(kg·K),C16 为 2.499 kJ/(kg·K),C18 为 2.552 kJ/(kg·K),根据其含量变化,由于组成变化导致 RP-3 与小球藻油混合油比热容升高 1.26 kJ/(kg·K),RP-3 与球等鞭金藻油混合油比热容升高 1.27 kJ/(kg·K)。从物理吸热分析,RP-3 与球等鞭金藻混合油的热沉应该高于 RP-3 与小球藻油混合油,但小球藻油的总热沉却高于球等鞭金藻油总热沉。因此,其中除了物理热沉还有化学热沉,即 C14、C16 和 C18 烷烃的分解增加了燃料的化学热沉。

2.3 影响微藻航空燃料热氧化安定性和热沉因素分析

影响燃料热氧化安定性和热沉最根本的因素是燃料自身的化学组成。不同燃料的族组成有其自身的热氧化安定性和热沉性质。

为分析比较不同航空燃料的热氧化安定性和热沉,依据 TG 曲线和 DTG 曲线建立 2 个参数:引发温度与燃尽指数。引发温度建立在 TG 曲线最大失重点基础上,以微分热重峰值点在 TG 曲线上做切线与起始失重基线的交点,该交点对应的

90.2 °C;RP-3 与小球藻油混合油的失重区间为 30 ~ 185 °C 之间,最大失重温度 139 °C;RP-3 与球等鞭金藻油的混合油的失重区间为 30 ~ 200 °C 之间,最大失重温度 149 °C。TG 和 DTG 曲线结果表明混合生物油的失重终点温度和最大失重点的温度与标准航空喷气燃料 RP-3 相比均向高温

温度定义为引发温度,其表征开始热解反应的引发温度。燃尽指数表征是否有沉积,定义燃尽指数为100%减去失重结束时残渣重量与初始重量的百分比。如果完全燃尽即无剩余残渣,则燃尽指数为100%。

引发温度反映了起始分解的温度,燃尽指数表征了沉积特性。从表2可以看出,RP-3引发温度为61.9℃,RP-3与小球藻油的混合油引发温度为93.1℃,RP-3与球等鞭金藻油的混合油引发温度为91.9℃。对比最大失重温度,微藻的引发温度移动到高温区,球等鞭金藻油引发温度比小球藻油提前。

航空燃料组成根据官能团主要分为直链烷烃、支链烷烃、环烷烃、芳烃类以及其他少量不饱和烃及含氧、硫和氮的化合物。

饱和烃类包括直链、支链烷烃和环烷烃,其化学性质、物理性质及热性能都较稳定,安定性较其他组分好。不饱和烃化学性质不稳定,易发生氧化反应生成醇、醛和酸等。含氧、硫和氮化合物最容易氧化分解并引起沉积物的生成。因此,烃类化合物热分解过程复杂,不同族组成物质不仅各自发生断链、异构化、脱氢环化、脱烷基、脱氢交联和焦化反应,而且相互之间也可以发生相应的反应。支链烷烃的C—C键和C—H键的键能比直链烷烃对应的C—C键和C—H键的键能小,C—C键比C—H键键能小,根据键能裂解或脱氢的顺序:支链烷烃的C—C键一直链烷烃的C—C键—C—H键^[12-13]。即烷基支链的稳定性低于同碳原子数的直链烷烃,而直链烷烃低于环烷烃的热安定性。

从燃料化学组成分析,标准航空喷气燃料RP-3支链烷烃含量高,在低温时就显示出分解反应的迹象,表现为引发温度较低;其次是球等鞭金藻油,分析原因是C16、C18高碳数烷烃含量较高,其比小球藻油提前出现了分解迹象。实验结果证实了直链烷烃随着碳数增加易断链,进一步说明燃料组分的改变可引起燃料安定性的显著变化。从燃尽指数分析,球等鞭金藻油燃尽指数下

降为99.8%,说明引起了热沉积现象的发生。这个结果表明在航空燃料中要控制C18在航空燃料中的含量及比例,其会引起碳沉积。

对比热沉的变化,RP-3热沉为1.29 MJ/kg,RP-3与小球藻油混合油热沉为1.68 MJ/kg,RP-3与等鞭金藻油的混合油的热沉为1.54 MJ/kg。而由于C14、C16、C18组成变化导致PR-3与小球藻油混合油比热容升高1.26 kJ/(kg·K),PR-3与球等鞭金藻油混合油比热容升高1.27 kJ/(kg·K),物理热沉的变化与总热沉变化出现的差异进一步说明化学热沉的发生。

沉积物的形成机理非常复杂,在不同的温度范围不同环境其反应机理也不同,碳沉积机理主要有低温时的液相自氧化(25~260℃),高温时高温裂解(≥400℃)。由于热重-差热分析是在氮气环境下完成,且3种样品的失重温度均小于200℃,说明PR-3与球等鞭金藻油混合油形成的碳沉积主要是燃料与燃料溶解的溶解氧反应生成。虽然结焦反应是放热过程,但其会显著降低燃料的有效热沉,碳沉积可能是PR-3与球等鞭金藻油混合油总热沉降低的原因。

燃料在较低温度发生氧化反应的自氧化机理主要是由链反应引起的。自由基的引发是其关键步骤,即通过 $RH \rightarrow R \cdot + H \cdot$,或 $R_1R_2 \rightarrow R_1 \cdot + R_2 \cdot$ 反应产生自由基;接下来通过传递反应 $R \cdot + O_2 \rightarrow RO_2 \cdot$, $RO_2 \cdot + RH \rightarrow ROOH + R \cdot$ 进行加速, $RO_2 \cdot$ 很活泼,能够导致醇、醚、酸的生成和碳链增长,形成胶质类物质;最后,当反应体系自由基消耗生成稳定产物,链反应终止,氧化反应终止^[14-15]。

燃料低温氧化产物形式主要为胶质。胶质极其不稳定,在升温过程中,醇醛缩合等反应导致碳链增长,酸脱羧、脱氢导致异构、环化等反应发生,最终形成碳沉积。发生反应的关键是链引发,由于C—C键能小于C—H键能,而高碳数烷烃其C—C键能低,容易发生分解引起链反应。

小球藻油和球等鞭金藻油热沉均增加,均说明增加链反应的可能性就增加了燃料的化学热

表2 引发温度与燃尽指数

Table 2 Initiation temperature and burnout index

航空燃料类型	组 分			引发温度/℃	最大失重温度/℃	最大吸热温度/℃	燃尽指数/%
	C14	C16	C18				
小球藻油 + RP-3	3.3	23.7	25.5	93.1	139	143	100
球等鞭金藻油 + RP-3	11.3	11.7	29.5	91.9	149	151	99.8
RP-3	2.3	0.19	—	61.9	90.2	94.5	100

沉,这是其有利的一面。但球等鞭金藻油由于 C18 高碳数烷烃含量高,其氧化过程最后导致碳沉积的形成,将对其应用产生不利的影 响;而小球藻油在热沉提高的基础上,并没有积碳沉积的出现。因此,研究表明通过有效控制高碳数烷烃增加其热沉并控制其积碳在技术上是可行的。

3 结 论

1) 标准航空喷气燃料 RP-3 和 2 种微藻油的掺混油热重-差热联合分析结果表明,2 种微藻油的掺混油热沉均高于 RP-3,RP-3 与球等鞭金藻油的混合油由于高碳数烷烃含量的升高,安定性下降,显示了 0.2% 的碳沉积。

2) 热重和热重微分研究表明,标准航空喷气燃料 RP-3 失重区间在 30 ~ 150 °C 之间,最大失重温度在 90.2 °C;RP-3 与小球藻油混合油的失重区间在 30 ~ 185 °C 之间,最大失重温度 139 °C;RP-3 与球等鞭金藻油的混合油的失重区间为 30 ~ 200 °C 之间,最大失重温度 149 °C。

3) RP-3 以及 RP-3 与小球藻油混合油没有积碳沉积,燃尽指数为 0。RP-3 与球等鞭金藻油的混合油燃尽指数 0.2%,出现了碳沉积,分析是由高碳数的烷烃热分解导致的积碳。

4) RP-3 热沉为 1.29 MJ/kg,RP-3 与小球藻油混合油热沉为 1.68 MJ/kg,RP-3 与球等鞭金藻油的混合油的热沉为 1.54 MJ/kg,说明高碳数烷烃含量增加了燃料的热沉,而且除了物理热沉还有化学热沉的贡献。

5) RP-3 与球等鞭金藻油混合油形成的碳沉积主要是燃料与燃料溶解的溶解氧反应生成。在低温发生通过链反应生成胶质,温度升高,胶质发生分解聚合等反应形成积碳。

6) 球等鞭金藻油高碳数烷烃在提高热沉基础上导致碳沉积的形成,但小球藻油在热沉提高的基础上,并没有形成碳沉积。说明通过有效控制高碳数烷烃分配比例可增加其热沉并控制其积碳在理论和技术上是可行的。

参考文献 (References)

[1] 赵晶,郭放,阿鲁斯,等. 未来航空燃料原料可持续性研究[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(11):2378-2385.
ZHAO J, GUO F, A L S, et al. Evaluation of the sustainable feedstock for alternative aviation fuels[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(11): 2378-2385(in Chinese).

[2] 任海涛,郭放,杨晓奕. 中国微藻航空煤油制备潜能及 CO₂ 减排[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(5):912-919.
REN H T, GUO F, YANG X Y. Potential production of microalgae bio-jet fuel and CO₂ emissions reduction in China[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5):912-919(in Chinese).

[3] 贾春燕,王洪铭. 航空发动机燃烧室喷嘴内部燃油结焦研究[J]. 航空发动机,2011,37(5):41-44.
JIA C Y, WANG H M. Investigate on fuel coke in nozzle of aeroengine combustor[J]. Aeroengine, 2011, 37(5):41-44(in Chinese).

[4] 范启明,米洪涛,于燕. 高超音速推进用吸热型烃类燃料的热稳定性研究 I. 热氧化与热裂解沉积[J]. 燃料化学学报,2002,30(1):78-82.
FAN Q M, MI Z T, YU Y. Study on thermal stability of endothermic hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion I. Thermal oxidation & pyrolytic deposit[J]. Journal of Fuel Chemistry and Technology, 2002, 30(1):78-82(in Chinese).

[5] 张冬梅,张怀安,曹文杰,等. 喷气燃料热安定性对飞机发动机的影响[J]. 航空制造技术,2008(13):91-93.
ZHANG D M, ZHANG H A, CAO W J, et al. Effects of the heat stability of the jet fuels on the aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(13):91-93(in Chinese).

[6] 范启明. 高超音速推进用吸热型烃类燃料的氧化与裂解过程研究[D]. 天津:天津大学,2002:5-20.
FAN Q M. Study on oxidation and cracking processes of endothermic hydrocarbon fuels for hypersonic propulsion [D]. Tianjing: Tianjing University, 2002:5-20(in Chinese).

[7] PETLEY D. Thermal management for a mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel-aircraft design, systems and operations conference (AIAA)[J]. Journal of Aircraft, 1992, 29(3):384-389.

[8] EDWARDS T. USAF supercritical hydrocarbon fuels interests [C]// Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2013.

[9] 曲海杰. 高热安定性碳氢燃料的结构设计[D]. 天津:天津大学,2007:5-20.
QU H J. System design of high thermal-stable hydrocarbon fuel [D]Tianjing: Tianjing University, 2007:5-20(in Chinese).

[10] HARI T K, YAAKOB Z, BINITHA N N. Aviation biofuel from renewable resources: Routes, opportunities and challenges[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2015, 42:1234-1244.

[11] BAROUTIAN S, AROUA M K, RAMAN A. Blended aviation biofuel from esterified Jatropha curcas, and waste vegetable oils [J]. Journal of the Taiwan Institute of Chemical Engineers, 2013, 44(6):911-916.

[12] COMMODO M, FABRIS I, GROTH C P T, et al. Analysis of aviation fuel thermal oxidative stability by electrospray ionization mass spectrometry (ESI-MS) [J]. Energy & Fuels, 2011, 25(5):2142-2150.

[13] AMARA A B, KAOUBI S, STARCK L. Towards an optimal formulation of alternative jet fuels: Enhanced oxidation and thermal stability by the addition of cyclic molecules [J]. Fuel, 2016, 173:98-105.

[14] OLDANI A. Surrogate modeling of alternative jet fuels for study of autoignition characteristics [D]. Urbana: University of Illinois

ois at Urbana-Champaign, 2014.

- [15] SALDANA D A, CRETON B, MOUGIN P, et al. Rational formulation of alternative fuels using QSPR methods: Application to jet fuels[J]. *Oil & Gas Science & Technology*, 2013, 68(4): 651-662.

作者简介:

杨晓奕 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空替代燃料。

王智超 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空替代燃料。

Thermal stability and heat sink of microalgae aviation fuels

YANG Xiaoyi^{1,*}, WANG Zhichao², LIU Ziyu¹, ZHAO Jing¹

(1. Energy and Environment International Centre, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. College of Engineering, Swansea University, Swansea SA1 8EN, UK)

Abstract: The thermal stability and heat sink of aviation fuel play an important role in the reliability, safety and performance of aircraft and engine. Two types of typical microalgae aviation fuel were investigated to assess thermal stability and heat sink by thermo-gravimetric-differential scanning calorimetry in comparison with the standard turbine jetfuels RP-3. The results show that the temperatures of the end point and maximum weight loss point are higher than that of the standard turbine jetfuels RP-3, which indicates that heat sink includes both physical heat sink and chemical heat sink in weight loss interval. The thermo-gravimetric curve defines two dimensionless parameters including initiation temperature and burnout index, which represent the initial decomposition temperature and the deposition characteristics respectively. The combination of the two parameters can be used to assess the thermal stability and heat sink. Isochrysis based blend aviation fuel presented the carbon deposit with the increase of heat sink, while chlorella based blend aviation fuel did not present the carbon deposit with the increase of heat sink. The results indicate that optimizing the composition of alkane with high carbon number could increase heat sink and decrease carbon deposit. It is feasible both theoretically and technically.

Keywords: microalgae aviation fuel; thermal stability; heat sink; initiation temperature; burnout index

Received: 2017-02-13; Accepted: 2017-03-06; Published online: 2017-04-11 11:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170411.1103.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China-International Cooperation Innovation (2016YFE0120100)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0107

压电纤维材料驱动下复合板扭曲变形效率分析



李琳^{1,2}, 薛铮³, 范雨^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083; 3. 空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 含有主动材料的复合结构越来越多地应用于自适应结构中。主动纤维材料的应用为复合结构带来了新的特性也使其设计更为复杂。针对受压电纤维材料(MFC)驱动的主动材料复合板的变形进行研究, 目的在于获得 MFC 驱动复合板扭曲变形与 MFC 纤维铺设及驱动模式的关系。基于弹性力学理论建立了受电压作用主动纤维产生的应变与由此导致的复合板的内力、变形之间的关系, 并利用 Ritz 法, 通过假设双向梁函数组合级数的位移场建立了该问题的求解方法, 经推导得到了 MFC 驱动下位移场的求解方程, 实验结果验证了其有效性。为了评估 MFC 驱动复合板在不同条件下的驱动效果, 针对复合板变形所具有的弯扭耦合特点, 在定义复合板截面等效扭转角和等效弯曲角的基础上提出了主动复合板驱动扭曲变形效率的概念和计算方法, 利用该方法分析了 MFC 的铺设角度以及电压驱动模式对复合板扭曲变形效率的影响。依据分析所得到的结果给出了对应不同约束条件的 MFC 驱动复合板主动纤维布置及驱动模式的选择方案。

关键词: 压电纤维材料; 主动复合板; 扭曲变形; 纤维方向; 驱动方式

中图分类号: V214.8

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0229-12

为了进一步提高传统飞行器的性能并实现飞行器的智能化, 基于智能材料的自适应机翼结构已逐渐成为研究热点, 尤其是在高速发展的无人飞行器(UAV)设计领域。其中, “Morphing”(变体)^[1-3]的概念在机翼的设计中得到了广泛关注。人们希望能够通过对机翼的变形控制实现对飞行的控制或对飞行器结构参数的调整。相关研究主要包括可变弧形翼(翼面展向弯曲)^[4-5]、上反角可调机翼^[6]和可扭曲机翼^[7-9]几种形式。最早提出的变形设计方案是通过改变机翼扭转角的分布来提高飞行性能和控制能力。但在早期的刚性机翼结构设计中却因结构重量和刚度而难以实现。随着飞行器的小型化、无人化, 并得益于材料

科学与技术的发展, 越来越多的飞行器开始采用柔性构件^[10]。柔性机翼的出现也使得可扭转机翼的设计重新受到研究者的关注。特别是在柔性结构中采用主动材料结构一体化设计的方式, 其有着传统驱动方式无可比拟的优势。利用智能材料的特性人为驱动机翼扭曲变形可为机翼减轻阵风 and 机动载荷、提高升力和取代传统控制面。因此对自适应机翼扭曲变形的研究尤为重要。

压电纤维材料(Macro Fiber Composite, MFC)^[11]克服了传统压电材料易损、难结合的缺点, 具有高输出、高带宽及能量密度高的优点, 因此在飞行器自适应结构中具有更好的应用前

收稿日期: 2017-02-28; 录用日期: 2017-06-09; 网络出版时间: 2017-06-29 11:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170629.1103.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51675022)

* 通信作者. E-mail: fanyu04@buaa.edu.cn

引用格式: 李琳, 薛铮, 范雨. 压电纤维材料驱动下复合板扭曲变形效率分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 229-240.
LI L, XUE Z, FAN Y. Efficiency of twist deformation of composite plate actuated by MFC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 229-240 (in Chinese).

景^[12-13]。在采用压电材料对结构进行形状控制的一些基本研究中,文献[14]研究了指定扭曲变形下压电片厚度、布置位置和驱动电压的优化。文献[15]通过拓扑优化基板结构实现了压电驱动扭曲变形效率的提升。文献[16]采用非矩形压电片对压电复合板进行扭曲变形控制。文献[17]针对形状控制的应用优化了压电片的几何形状。已有的研究多是基于传统压电片进行形状控制的分析,而采用MFC来进行形状控制也多是基于45°的对称铺设的方案^[18]。这些研究忽略了压电纤维方向对形状控制的影响,同时也缺少压电纤维材料与不同驱动方案结合所带来不同效果的相关研究。

板结构作为机翼结构最基本构成形式,如何设计才能使得复合板在压电纤维材料的驱动下获得更高的扭曲变形效率,对于采用这种主动复合材料的自适应机翼的性能提升有着重要的参考意义。本文基于Ritz法假设双向梁函数组合级数的位移场,建立了压电纤维材料驱动下复合板变形的求解方法。在此基础上针对压电纤维材料的方向性以及正负输出的差异性(MFC的电压驱动范围是-500~1500V,导致正负输出能力不对称)对压电纤维材料驱动下复合板扭曲变形效率进行了详细分析,为MFC铺设角度的选择、获得单层和双层压电纤维复合板的最佳扭曲变形提供了理论依据。

1 MFC复合板分析模型

在自适应结构中为了获得较大的形变量多采用薄板结构。本文的分析亦基于薄板理论,采用的坐标系如图1所示,其中 x 轴为板长方向, y 轴为板宽方向, z 轴垂直于板面;①和②分别对应具有单层MFC和双层MFC的复合板结构。采用

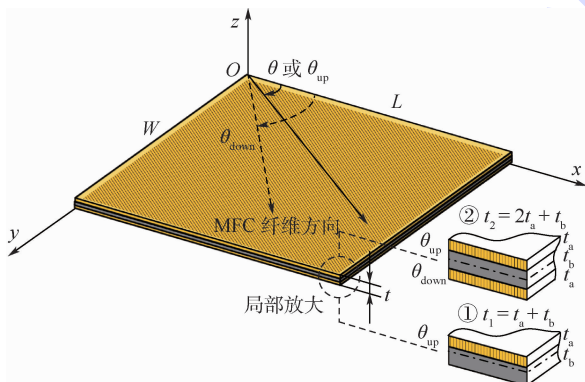


图1 MFC复合板的几何结构及坐标系

Fig. 1 Geometry and coordinate system of MFC composite plate

单层MFC时材料主轴方向与 x 轴夹角为 θ ,双层MFC时,上下两层材料主轴方向与 x 轴夹角分别为 θ_{up} 和 θ_{down} 。 t 为复合板厚度, t_1 和 t_2 分别为单层和双层MFC复合板厚度, t_a 为MFC厚度, t_b 为基板厚度, L 和 W 分别为板的长度和宽度。以下分析不受外力作用的MFC复合板在电压驱动下的变形。

设 u, v, w 为板内任意一点 (x, y, z) 沿3个坐标方向的位移分量; u^0 和 v^0 分别为板的中面沿 x 和 y 方向的位移分量。根据薄板理论,在薄板整体坐标系中有如下关系式:

$$\begin{cases} u(x, y, z) = u^0(x, y) - z \frac{\partial w}{\partial x} \\ v(x, y, z) = v^0(x, y) - z \frac{\partial w}{\partial y} \\ w(x, y, z) = w(x, y) \end{cases} \quad (1)$$

由式(1)的位移关系可得MFC复合板应变向量的表达式为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^0 + z\boldsymbol{\kappa} \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}^0$ 为中面应变向量。 $\boldsymbol{\kappa}$ 为中面曲率变化向量。这2个变量的表达式为(式中右上方标“0”的变量对应中面的变量):

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}^0 = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u^0}{\partial x} \\ \frac{\partial v^0}{\partial y} \\ \frac{\partial u^0}{\partial y} + \frac{\partial v^0}{\partial x} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{\kappa} = \begin{bmatrix} \kappa_x^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ -2\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (3)$$

在没有外力作用的情况下,主动材料结构的变形可通过改变外界电压(电流、磁场或温度场)引起,称对应的应变 $\boldsymbol{\Lambda}$ 为主动应变。在复合材料结构中主动材料的变形受到被动材料的限制,因此MFC复合板的应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 由2部分组成:

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \bar{\boldsymbol{\varepsilon}} + \boldsymbol{\Lambda} \quad (4)$$

式中: $\bar{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 由基板对MFC的反作用力引起,也称为被动应变。复合板第 k 层中应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 与应力 $\boldsymbol{\sigma}$ 的关系为

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{Q}_k \boldsymbol{\varepsilon} \quad (5)$$

设第 k 层应变为主动应变 $\boldsymbol{\Lambda}_k$,则与该应变对应的等效加载应力为

$$\boldsymbol{\sigma}_{\Lambda} = \boldsymbol{Q}_k \boldsymbol{\Lambda}_k \quad (6)$$

式中: \mathbf{Q}_k 为复合板坐标系下第 k 层材料的刚度矩阵。当该层材料主轴坐标系与复合板坐标系的夹角为 θ_{up} 时, \mathbf{Q}_k 与材料主轴坐标系下的刚度矩阵 $\overline{\mathbf{Q}}_k$ 有如下关系:

$$\mathbf{Q}_k = \mathbf{T}^{-1} \overline{\mathbf{Q}}_k \mathbf{T}^{-T} \quad (7)$$

式中: \mathbf{T} 为各层纤维方向与主轴夹角所对应的转换矩阵。复合板坐标系下主动纤维材料的输出应变 \mathbf{A}_k 与其在材料主轴坐标系下的应变 $\overline{\mathbf{A}}_k$ 的关系为

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{T}^{-T} \overline{\mathbf{A}}_k \quad (8)$$

根据复合板应力、应变的关系可以推导出复合板内力与位移的关系。

对应板中的弹性变形,复合板厚度上单位长度的内力 \mathbf{N} 和内力矩 \mathbf{M} 为

$$\begin{cases} \mathbf{N} = \int_{-l/2}^{l/2} \boldsymbol{\sigma} dz = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \boldsymbol{\sigma} dz \\ \mathbf{M} = \int_{-l/2}^{l/2} \boldsymbol{\sigma} z dz = \sum_{k=1}^n \int_{z_{k-1}}^{z_k} \boldsymbol{\sigma} z dz \end{cases} \quad (9)$$

式中: z_k 为各层界面在复合板坐标系下所对应的纵坐标。将式(2)和式(5)代入式(9)并化简得到

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^0 \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: 矩阵 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 和 \mathbf{D} 构成了主动复合板的刚度矩阵。同理,由式(6)可得对应主动应变的等效驱动力 \mathbf{N}_A 和等效驱动力矩 \mathbf{M}_A 为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N}_A \\ \mathbf{M}_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{k=1}^{\lambda} \mathbf{A}_k \mathbf{Q}_k (z_k - z_{k-1}) \\ \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{\lambda} \mathbf{A}_k \mathbf{Q}_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: λ 为 MFC 复合板层数,单层时 $\lambda = 2$, 双层时 $\lambda = 3$ 。

基于上述复合板内力与变形的关系即可获得主动复合板的能量表达式,进而可利用最小势能原理对复合板的形变进行求解。

复合板的应变势能 U 为

$$U = \frac{1}{2} \int_{-l/2}^{l/2} \int_0^W \int_0^L (\boldsymbol{\sigma} \boldsymbol{\varepsilon}^T) dx dy dz = \frac{1}{2} \int_0^W \int_0^L (\mathbf{N}(\boldsymbol{\varepsilon}^0)^T + \mathbf{M} \boldsymbol{\kappa}^T) dx dy \quad (12)$$

主动材料驱动应变的等效力和等效力矩做功 W_A 为

$$W_A = \int_{-l/2}^{l/2} \int_0^W \int_0^L (\boldsymbol{\sigma}_A \boldsymbol{\varepsilon}^T) dx dy dz = \int_0^W \int_0^L (\mathbf{N}_A(\boldsymbol{\varepsilon}^0)^T + \mathbf{M}_A \boldsymbol{\kappa}^T) dx dy \quad (13)$$

通过式(12)和式(13)相减得到主动复合板的总势能 E_i 为

$$E_i = U - W_A \quad (14)$$

根据最小势能原理,在所有满足变形协调和边界位移条件的结构位移中,对应系统实际位移的势能最小。以下应用 Ritz 法,将复合板的位移表示成具有待定系数的、一系列满足位移边界条件的双向梁函数(Ritz 基)的组合,然后通过对复合板的总势能求极值来确定位移表达式中的待定系数。假设主动复合板的位移场为

$$\begin{cases} u^0 = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \hat{u}_{ij} \Theta_i(x) \Phi_j(y) \\ v^0 = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \hat{v}_{ij} \Theta_i(x) \Phi_j(y) \\ w = \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J \hat{w}_{ij} \Theta_i(x) \Phi_j(y) \end{cases} \quad (15)$$

式中: $\Theta_i(x)$ 为复合板在 x 方向的 Ritz 基函数; $\Phi_j(y)$ 为复合板在 y 方向的 Ritz 基函数。根据 Ritz 法原理, $\Theta_i(x)$ 和 $\Phi_j(y)$ 仅需满足位移边界条件,因此取满足位移边界条件的梁振型函数作为 Ritz 基函数。 I 和 J 分别为在 x 和 y 方向所采用的梁函数阶数, \hat{u}_{ij} 、 \hat{v}_{ij} 和 \hat{w}_{ij} 为待定系数。对应不同边界条件的各阶次梁函数在有关振动基础理论方面的著作中均可查到^[19-20]。

根据最小势能原理,位移场的待定系数 \hat{u}_{ij} 、 \hat{v}_{ij} 和 \hat{w}_{ij} 需满足如下关系:

$$\begin{cases} \frac{\partial E_i}{\partial \hat{u}_{ij}} = 0 \\ \frac{\partial E_i}{\partial \hat{v}_{ij}} = 0 \\ \frac{\partial E_i}{\partial \hat{w}_{ij}} = 0 \end{cases} \quad (16)$$

将基于位移场表达式(15)的主动复合板的应变场和应力场代入式(9)~式(14),即可推导出主动复合板总势能的表达式,再将该表达式代入式(16)便可得到位移场待定系数的求解方程组:

$$\mathbf{C} \mathbf{p} = \mathbf{q} \quad (17)$$

式中: \mathbf{p} 为位移场待定系数向量; \mathbf{q} 为与主动材料输出相关的常数向量; \mathbf{C} 为 $3IJ \times 3IJ$ 阶系数矩阵,可以划分为 9 个子块矩阵

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{uu} & \mathbf{C}_{uv} & \mathbf{C}_{uw} \\ \mathbf{C}_{vu} & \mathbf{C}_{vv} & \mathbf{C}_{vw} \\ \mathbf{C}_{wu} & \mathbf{C}_{wv} & \mathbf{C}_{ww} \end{bmatrix}_{3IJ \times 3IJ} \quad (18)$$

\mathbf{C} 中的每个子块均为 $I \times J$ 阶矩阵。经推导各子块矩阵中元素表达式为

$$C_{sr}((i-1)J+j, (m-1)J+n) = (c_{sr})_{mn}^{ij} \\ m = 1, 2, \dots, I; n = 1, 2, \dots, J; i = 1, 2, \dots, I; \\ j = 1, 2, \dots, J; s = u, v, w; r = u, v, w \quad (19)$$

$$\begin{cases}
 (c_{uu})_{mn}^{ij} = 2A_{11}g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(00)} + (A_{16} + A_{61}) \cdot \\
 (g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(01)} + g_{im}^{(01)}h_{nj}^{(01)}) + 2A_{66}g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(11)} \\
 (c_{uv})_{mn}^{ij} = (A_{12} + A_{21})g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(01)} + (A_{16} + A_{61}) \cdot \\
 g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(00)} + (A_{26} + A_{62})g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(11)} + \\
 2A_{66}g_{im}^{(01)}h_{nj}^{(01)} \\
 (c_{uw})_{mn}^{ij} = -2B_{11}g_{im}^{(12)}h_{jn}^{(00)} - 2B_{21}g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(02)} - \\
 4B_{61}g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(01)} - 2B_{16}g_{im}^{(02)}h_{nj}^{(01)} - \\
 2B_{26}g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(12)} - 4B_{66}g_{im}^{(01)}h_{jn}^{(11)} \\
 (c_{vu})_{mn}^{ij} = (A_{12} + A_{21})g_{mi}^{(01)}h_{nj}^{(01)} + (A_{16} + A_{61}) \cdot \\
 g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(00)} + (A_{26} + A_{62})g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(11)} + \\
 2A_{66}g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(01)} \\
 (c_{vv})_{mn}^{ij} = (A_{26} + A_{62})(g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(01)} + \\
 g_{im}^{(01)}h_{nj}^{(01)}) + 2A_{22}g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(11)} + 2A_{66}g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(00)} \\
 (c_{vw})_{mn}^{ij} = -2B_{12}g_{im}^{(02)}h_{nj}^{(01)} - 2B_{22}g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(12)} - \\
 4B_{62}g_{im}^{(01)}h_{jn}^{(11)} - 2B_{16}g_{im}^{(12)}h_{jn}^{(00)} - \\
 2B_{26}g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(02)} - 4B_{66}g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(01)} \\
 (c_{wu})_{mn}^{ij} = -2B_{11}g_{mi}^{(12)}h_{nj}^{(00)} - 2B_{21}g_{mi}^{(01)}h_{nj}^{(02)} - \\
 4B_{61}g_{mi}^{(11)}h_{nj}^{(01)} - 2B_{16}g_{mi}^{(02)}h_{nj}^{(01)} - \\
 2B_{26}g_{mi}^{(00)}h_{nj}^{(12)} - 4B_{66}g_{mi}^{(01)}h_{nj}^{(11)} \\
 (c_{wv})_{mn}^{ij} = -2B_{12}g_{mi}^{(02)}h_{nj}^{(01)} - 2B_{22}g_{mi}^{(00)}h_{nj}^{(12)} - \\
 4B_{62}g_{mi}^{(01)}h_{nj}^{(11)} - 2B_{16}g_{mi}^{(12)}h_{nj}^{(00)} - \\
 2B_{26}g_{mi}^{(01)}h_{nj}^{(02)} - 4B_{66}g_{mi}^{(11)}h_{nj}^{(01)} \\
 (c_{ww})_{mn}^{ij} = (D_{12} + D_{21})(g_{im}^{(02)}h_{nj}^{(02)} + g_{mi}^{(02)}h_{jn}^{(02)}) + \\
 2(D_{16} + D_{61})(g_{mi}^{(12)}h_{jn}^{(01)} + g_{im}^{(12)}h_{nj}^{(01)}) + \\
 2(D_{26} + D_{62})(g_{im}^{(01)}h_{nj}^{(12)} + g_{mi}^{(01)}h_{jn}^{(12)}) + \\
 2D_{11}g_{im}^{(22)}h_{jn}^{(00)} + 2D_{22}g_{im}^{(00)}h_{jn}^{(22)} + 8D_{66}g_{im}^{(11)}h_{jn}^{(11)}
 \end{cases} \quad (20)$$

\boldsymbol{p} 和 \boldsymbol{q} 均为 $3 \times I \times J$ 维列向量, 分别由 3 个子向量构成

$$\boldsymbol{p} = [\boldsymbol{p}_u, \boldsymbol{p}_v, \boldsymbol{p}_w]^T \quad (21)$$

$$\boldsymbol{q} = [\boldsymbol{q}_u, \boldsymbol{q}_v, \boldsymbol{q}_w]^T \quad (22)$$

其中的子向量中元素为

$$\begin{cases}
 p_s((i-1)J + j, 1) = \delta_{ij} \\
 i = 1, 2, \dots, I; j = 1, 2, \dots, J; s = u, v, w
 \end{cases} \quad (23)$$

$$\begin{cases}
 q_s((i-1)J + j, 1) = (q_s)_{mn}^{ij} \\
 m = 1, 2, \dots, I; n = 1, 2, \dots, J; i = 1, 2, \dots, I; \\
 j = 1, 2, \dots, J; s = u, v, w
 \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{cases}
 (q_u)_{mn}^{ij} = 2(N_x)_A g_i^{(1)} h_j^{(0)} + 2(N_{xy})_A g_i^{(0)} h_j^{(1)} \\
 (q_v)_{mn}^{ij} = 2(N_y)_A g_i^{(0)} h_j^{(1)} + 2(N_{xy})_A g_i^{(1)} h_j^{(0)} \\
 (q_w)_{mn}^{ij} = -2(M_x)_A g_i^{(2)} h_j^{(0)} - \\
 2(M_y)_A g_i^{(0)} h_j^{(2)} - 4(M_{xy})_A g_i^{(1)} h_j^{(1)}
 \end{cases} \quad (25)$$

式(20)中: A_{ij} 、 B_{ij} 、 D_{ij} ($i = 1, 2, 6; j = 1, 2, 6$) 分别为式(10)中矩阵 \boldsymbol{A} 、 \boldsymbol{B} 、 \boldsymbol{D} 中的元素; g_i 、 g_{ij} 和 h_i 、 h_{ij} 为与所选取梁函数相关的积分值, 其中 g_i 、 g_{ij} 为与 x 方向梁函数相关的积分值, 表达式为

$$\begin{cases}
 g_i^{(0)} = \int_0^L \Theta_i(x) dx \\
 g_i^{(1)} = \int_0^L \Theta_i'(x) dx \\
 g_i^{(1')} = \int_0^L \Theta_i''(x) dx \\
 g_{im}^{(00)} = \int_0^L \Theta_i(x) \Theta_m(x) dx \\
 g_{im}^{(01)} = \int_0^L \Theta_i(x) \Theta_m'(x) dx \\
 g_{mi}^{(01)} = \int_0^L \Theta_m(x) \Theta_i'(x) dx \\
 g_{im}^{(02)} = \int_0^L \Theta_i(x) \Theta_m''(x) dx \\
 g_{mi}^{(02)} = \int_0^L \Theta_m(x) \Theta_i''(x) dx \\
 g_{im}^{(12)} = \int_0^L \Theta_i'(x) \Theta_m''(x) dx \\
 g_{mi}^{(12)} = \int_0^L \Theta_m'(x) \Theta_i''(x) dx \\
 g_{im}^{(22)} = \int_0^L \Theta_i''(x) \Theta_m''(x) dx
 \end{cases} \quad (26)$$

将式(26)中的 $i, m, \Theta_i(x)$ 和 L 分别替换为 $j, n, \prod_j(y)$ 和 W , 可以得到与 y 方向梁函数有关的积分值。

将各积分值及式(18)~式(26)逐次代入到式(17), 式(21)作为一个以 \boldsymbol{p} 为未知元的向量方程, 其系数矩阵 \boldsymbol{C} 和常数矩阵 \boldsymbol{q} 得到完备, 由

$$\boldsymbol{p} = \boldsymbol{C}^{-1} \boldsymbol{q} \quad (27)$$

便可求得假设位移场中梁函数组合级数的待定系数, 从而获得 MFC 复合板驱动变形的位移结果。

2 实验验证

为验证本文所建立的分析模型、所采用的基本假设以及计算方法在求解 MFC 主动应变驱动下复合板位移场时的有效性, 对由 2 片 M-8528-F1 MFC 构成的 MFC 复合板试件进行了相关实验测试。MFC、基板的材料参数和试件的几何参数分别在表 1、表 2 中给出, 其中 E 、 ν 和 G 分别为材料的弹性模量、泊松比和剪切模量, 1、2 表示材料的主轴方向。

表 1 MFC 和基板材料参数

Table 1 Material parameters of MFC and substrate

材 料	E/GPa		ν		G/GPa	t/mm	$A/10^{-6}$
	E_1	E_2	ν_{12}	ν_{21}			
M-8528-F1	30.336	15.857	0.31	0.16	5.515	0.3	[1350,0,0] ^T
基底	44		0.27		3.1	0.3	—

表 2 试件的几何参数

Table 2 Geometric parameters of specimen

试 件	布置形式	x 方向边界条件	y 方向边界条件	W/mm	L/mm	$\theta_{up}/(^{\circ})$	$\theta_{down}/(^{\circ})$
1#	bimorph	C-F	F-F	35	95	45	-45

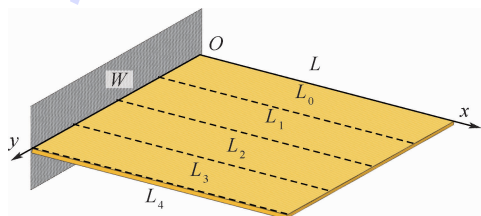
测试时复合板的固定方式为固定 1 个边,其余 3 边为自由状态(见图 2)。2 片 MFC 均采用最高正电压驱动(1500 V/1500 V),对应的驱动应变参见表 1。采用激光位移传感器对 MFC 复合板上沿 x 方向的 5 条等距线(L_0, L_1, \dots, L_4)进行了挠度测试,从而获得复合板不同位置处相应位置的位移。

测试之前先对测试状态下复合板的形变按本文第 1 节给出的方法进行理论预测。在计算中 x 方向选取固支-自由边界条件对应的梁函数 $\Theta(x)$, y 方向选取自由-自由边界条件对应的梁函数,上下层 MFC 纤维的角度分别为 45° 和 -45° ;在函数阶次选取方面,采用满足边界条件的梁函数作为李兹基函数来模拟板的静力弯曲变形时,一般取前 3 阶即可以得到较好的结果。而复合板

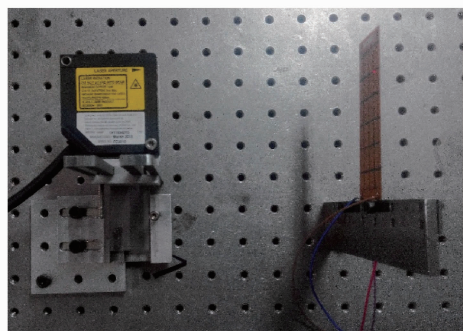
在电压驱动下不仅产生弯曲变形还同时产生扭曲变形。理论上 Ritz 法随函数阶数的增加会提高精度但取值的无限增加会急剧的加大计算量;综合考虑计算量和精度,在 x 和 y 方向均取前 10 阶梁函数进行计算,所得 MFC 复合板试件的位移场如图 3 所示。

实验所测得的挠度同计算得到的位移进行了对比,对比结果在图 4 中给出。图中离散点为测试结果,连续的线段为理论计算结果。

图 4 中的实验结果与计算结果吻合得较好,验证了第 1 节所建立的模型、基本假设及计算方法在求解 MFC 驱动下复合板位移场的有效性。



(a) 复合板边界条件及实验测试参考线



(b) 实验测试系统

图 2 MFC 复合板扭曲实验测试

Fig. 2 Experimental test of twist actuation of MFC composite plate

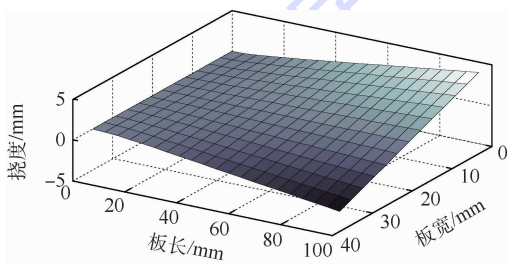


图 3 MFC 复合板试件在 MFC 驱动下的位移场预测
Fig. 3 Predicted displacement field of specimen (MFC composite plate) under actuation of MFC

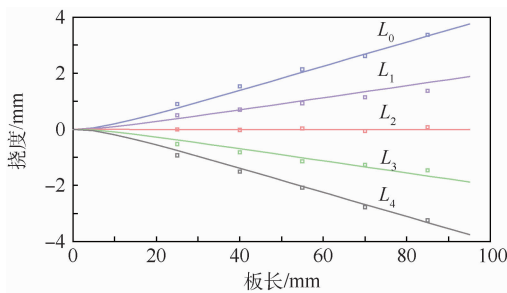


图 4 MFC 复合板多点挠度测试与计算结果的对比

Fig. 4 Comparison of deflection measurement on multiple points and calculation results of MFC composite plate

通过该模型可以对 MFC 复合板的相关参数特性进行准确分析。

3 受 MFC 驱动的复合板的扭曲变形效率

理论与实测结果表明,主动纤维驱动下复合板产生了弯扭耦合变形。如何布置 MFC 纤维的方向并选择合理的驱动方式才能获得更大的扭曲变形效率是本文分析的主要目的。本文针对 MFC 在自适应翼面中应用的 2 种典型模式(见图 5)进行研究,其力学模型可以分别简化为边界条件为 1 边固支 3 边自由(CFFF,对应图 5(a)中的应用模式)和 2 边固支 2 边自由(CFCF,对应图 5(b)中的应用模式)的复合板。

为了衡量 MFC 复合板的扭曲变形程度,定义与固支边平行的任意截面相对固支边的等效扭转角为:变形后该截面中线两端点连线与固支边所形成的夹角 β ,如图 6 所示。

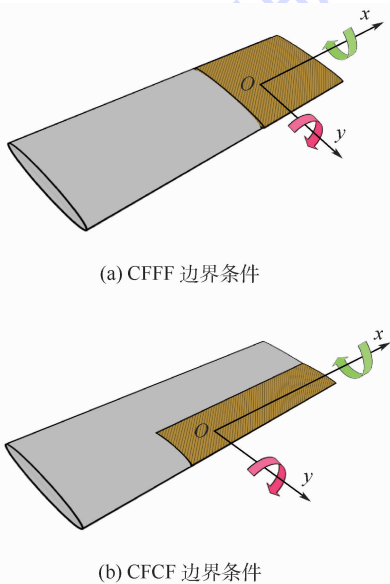


图 5 主动材料在一体化自适应翼面中的典型应用模式

Fig. 5 Typical application modes of active material in integrated adaptive wing surface

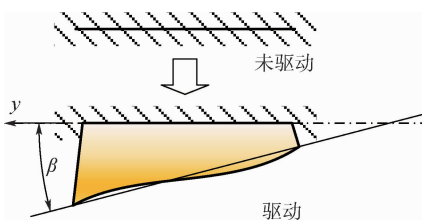


图 6 MFC 复合板等效扭转角 β

Fig. 6 Equivalent torsional angle β of MFC composite plate

根据几何关系有如下表达式:

$$\beta(x) = \arctan\left(\frac{|w_L(x) - w_R(x)|}{W}\right) \quad (28)$$

式中: $w_L(x)$ 和 $w_R(x)$ 分别为垂直于固定边的两侧边的挠度;若其中一个边也被固定,以 $y = 0$ 的一侧边被固定为例,则有 $w_L(x) = 0$ 。显然与固定边相对的自由端截面($x = L$ 时)的等效扭转角为最大扭转角。

为了衡量 MFC 复合板的弯曲变形程度,定义与固支边平行的任意截面相对固定截面的等效弯转角 α 的正切为:该截面中线挠度的均值与该截面至固定端的距离之比(如图 7 所示):

$$\alpha(x) = \arctan\left(\frac{1}{nL} \left| \sum_{i=1}^n w_i(x) \right| \right) \quad (29)$$

式中: $w_i(x)$ 为垂直固定边的第 i 个截面中线的挠度; n 为所计算或所测试的垂直固定边的截面挠度个数。显然与固定边相对的自由端截面($x = L$)的等效弯转角为最大弯转角。

即使受到同样的电压驱动,对应不同的结构形式、电压驱动方式或不同的 MFC 纤维方向,复合板所获得的扭曲程度也不同,扭曲变形越大说明扭曲变形效率越高。为了评估 MFC 复合板在不同条件下的驱动效果,定义压电纤维复合板驱动扭曲变形效率为

$$\eta = \frac{\beta(L)}{WL} \quad (30)$$

式中: $\beta(L)$ 为与固定截面平行的截面中最大的等效扭转角,即自由端截面($x = L$)的等效扭转角。该效率的物理意义是单位面积的压电纤维材料复合板所能实现的扭曲变形程度。

由式(30)可知,当复合板的几何尺寸一定时,复合板自由端截面($x = L$)的等效扭转角 $\beta(L)$ (式(28))即可被用来衡量复合板的扭曲变形效率。

以下在对 MFC 复合板驱动扭曲变形效率的计算分析中,MFC 和基板采用表 1 中所给出的相关参数。

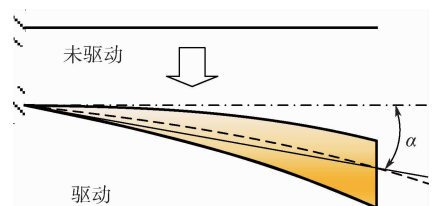


图 7 MFC 复合板等效弯转角 α

Fig. 7 Equivalent bending angle α of MFC composite plate

3.1 单层 MFC 驱动下复合板扭曲变形效率分析

由于正电压下 MFC 的驱动能力高于负电压,单层 MFC 复合板一般采用正电压驱动模式。在单层 MFC 驱动下,压电纤维布置的方向对 MFC 复合板扭曲变形效率的影响是分析的重点。根据复合板扭曲变形效率的定义,对于给定的复合板,在最高正电压(1 500 V)驱动下自由端截面等效扭转角随 MFC 铺设角度的变化就反映了扭曲变形效率随 MFC 铺设角度的变化。

3.1.1 CFFF 约束下单层 MFC 驱动下复合板的扭曲变形效率

在复合板的结构参数中,复合板的长宽比例与纤维的布置方向关系密切。图 8 给出了具有不同长宽比的单层 MFC 驱动复合板扭曲变形随压电纤维铺设角度的变化;利用结构的对称性, θ_{up} 的取值范围为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 。

由图 8 可以看出,随着压电纤维铺设角 θ_{up} 的增加,MFC 驱动下复合板的自由边截面等效扭转角均为先递增后减小的规律。而随着复合板长宽比(L/W)的减小,自由边截面等效扭转角极值所对应的铺设角度值(图中点划线与每条曲线的交点对应的 θ_{up} 角度)逐渐递增。所得到的结果表明对于具有 CFFF 边界条件的单层 MFC 复合板,为了获得更高的扭曲变形效率,其压电纤维的铺设角度一般不为 45° 或复合板对角线所对应的角度,而是具备随长宽比减小而增加的规律。

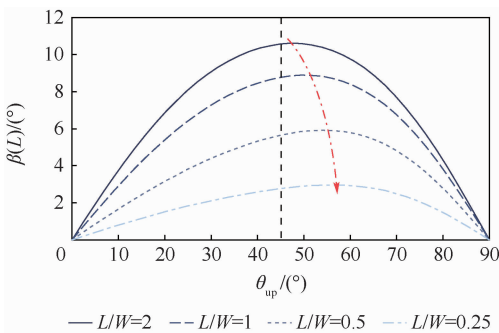


图 8 单层 MFC 驱动下压电纤维方向对复合板的自由边截面等效扭转角的影响(CFFF)

Fig. 8 Effect of piezoelectric fiber direction on equivalent torsional angle at free edge section of composite plate actuated by single layer of MFC (CFFF)

3.1.2 CFCF 约束下单层 MFC 驱动下复合板的扭曲变形效率

边界条件为 CFCF 的单层 MFC 驱动复合板的扭曲变形效率如图 9 所示。

对应不同的长宽比,扭曲变形效率随压电纤维

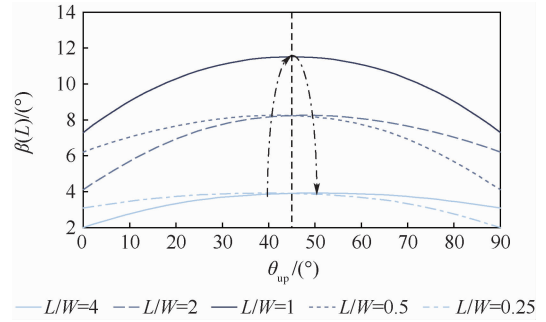


图 9 单层 MFC 驱动下压电纤维方向对复合板的自由边截面等效扭转角的影响(CFCF)

Fig. 9 Effect of piezoelectric fiber direction on equivalent torsional angle at free edge section of composite plate actuated by single layer of MFC (CFCF)

维铺设角的增大也具有先增加后减小的规律。与 CFFF 边界条件不同的是其压电纤维的优选铺设角度(图中点划线与每条曲线的交点对应的 θ_{up} 角度)随复合板长宽比的增加而增加。由于边界条件的对称性,在复合板长宽比为 1 时,压电纤维的铺设角应选为 45° 。

3.2 双层 MFC 驱动下复合板扭曲变形效率分析

相对单层 MFC 复合板,双层 MFC 复合板(MFC 分设于基板的上下层,参见图 1)存在更为多样性的驱动模式,驱动电压模式可分为 2 种,2 层 MFC 均采用正电压(+ / +)驱动和一正一负(+ / -)的电压驱动模式。压电材料的特性使得 MFC 的驱动电压在正负范围内不对称,一般的电压驱动范围为 $(-500 \sim 1500 \text{ V})$ 。本节分别讨论正电压取 1 500 V、负电压取 -500 V 情况下(此时对应 MFC 的最大驱动能力),正电压(+ / +)对称驱动和一正一负(+ / -)非对称驱动方式下压电纤维的铺设方向对扭曲变形效率的影响。设 θ_{up} 和 θ_{down} 分别为上下压电纤维铺设角度,取值范围均为 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 。

3.2.1 CFFF 约束下双层 MFC 驱动下复合板扭曲变形效率

通常 MFC 复合板的面外变形包含了扭曲变形和弯曲变形,变形能一定时弯曲变形程度越小则能量越集中于扭曲变形。因而本节除了对 MFC 复合板驱动等效扭转角的分析外还分析了等效弯转角,以了解 MFC 复合板驱动扭曲变形效率与驱动的弯曲变形程度之间的联系,从而进一步获得有关如何进行压电纤维铺设的更普适的规律。

图 10 和图 11 分别给出了双层 MFC (+ / +)

电压驱动模式和(+ / -)电压驱动模式下复合板的自由边截面等效扭转角(图 10(a)、11(a))和等效弯转角(图 10(b)、11(b))随上下层压电纤维方向(θ_{up} 和 θ_{down})的变化规律。如前述,在驱动电压保持不变的条件下(+ / +)驱动模式的驱动电压为(1 500 V/1 500 V), (+ / -)驱动模式的驱动电压为(1 500 V/ - 500 V),复合板的自由边截面等效扭转角的变化就代表了扭曲变形效率的变化。

图 10 和图 11 的结果是在复合板长宽比为 1 的条件下得出的。对比不同长宽比的计算结果表明,图 10 和图 11 所展现出的规律不受复合板长宽比的影响,不同长宽比改变的是等效扭转角和等效弯转角的极值。因此在以下的分析中,2种

驱动模式所获得的自由边截面等效扭转角及对应的纤维铺设角不再以云图的结果展示,仅以表 3 形式列出。

从表 3 中可以看出:①对于具有同一长宽比的复合板,(+ / +)电压驱动模式所能获得的自由边截面等效扭转角大于(+ / -)电压驱动模式下的自由边截面等效扭转角,因此在 CFFF 的边界条件下,(+ / +)电压驱动方式是最佳的驱动方案。②对于(+ / +)的电压驱动方式,上下两层的压电纤维铺设角度满足关系式 $\theta_{up} = \theta_{down}$ 时扭曲变形效率最高。从图 10(a)可看出,当 $\theta_{up} = \theta_{down}$ 时复合板自由边截面的等效扭转角最大;图 10(b)表明在满足对称轴条件 $\theta_{up} = \theta_{down}$ 时复合板的等效弯转角为零,由此解释了此时扭曲

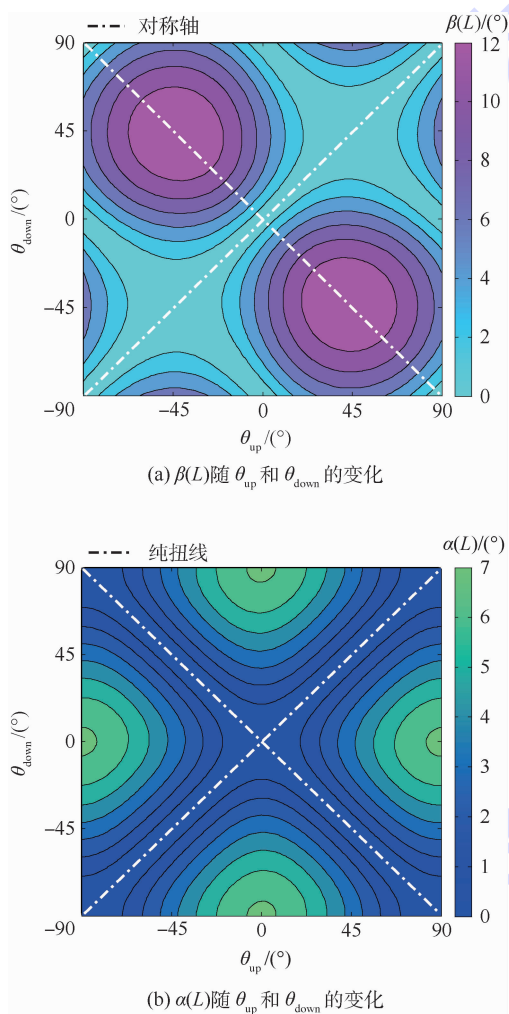


图 10 双层 MFC 复合板在(+ / +)电压驱动模式下自由边截面等效扭转角、弯转角随压电纤维方向的变化($L/W = 1$, CFFF)

Fig. 10 Evolution of equivalent torsional and bending angles at free edge section of composite plate with piezoelectric fiber direction (two layers of MFC, (+ / +) actuation mode, $L/W = 1$, CFFF)

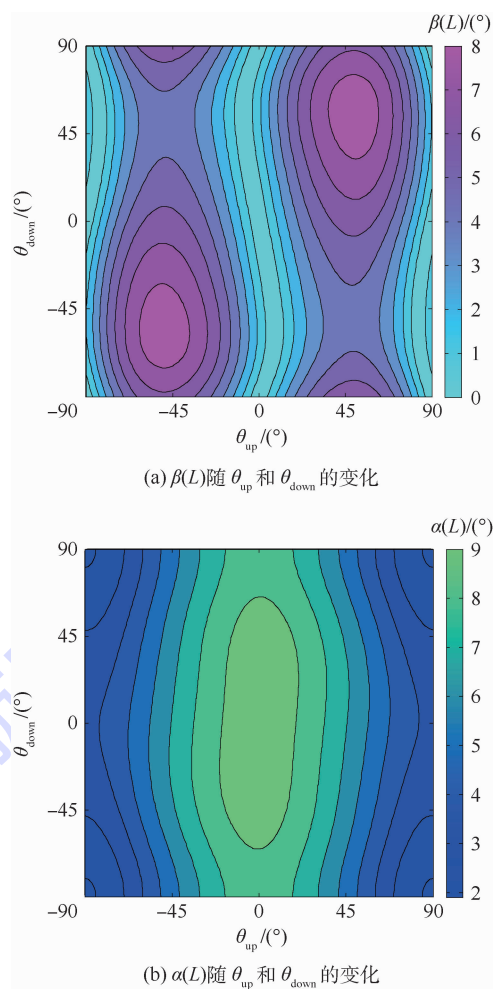


图 11 双层 MFC 复合板在(+ / -)电压驱动模式下自由边截面等效扭转角、弯转角随压电纤维方向的变化($L/W = 1$, CFFF)

Fig. 11 Evolution of equivalent torsional and bending angles at free edge section of composite plate with piezoelectric fiber direction (two layers of MFC, (+ / -) actuation mode, $L/W = 1$, CFFF)

变形效率最大的原因。如第 1 节实验中采用的反对称铺设的 MFC 复合板在 MFC 驱动下,复合板在 $y = W/2$ 的轴线上不存在平面外的位移(矩形板的中间对称线即图 2 中的 L_2 没有产生挠度)。这一特性具有较大的工程意义,它使得设计和制备都相对简单。在设计时,最佳的上下两层压电纤维的铺设角度便可简化到在满足关系 $\theta_{up} = \theta_{down}$ 的方案中寻找。

当满足关系 $\theta_{up} = -\theta_{down}$ 时,扭曲变形效率随铺设角的变化如图 12 所示。

图 12 所得到的关系与单层 MFC 驱动下的规律相似,即对应最高扭曲变形效率的铺设角度(图中点划线与每条曲线的交点对应的角度)随着复合板长宽比的减小而增加。然而相对单层 MFC 复合板,该效率对板的长宽比的敏感性要小得多,长宽比从 0.25 到 2 增加了 7 倍,反映扭曲变形效率的自由边截面等效扭转角仅变化了 3° 左右。此外图 12 还表明,在最高扭曲变形效率所对应的铺设角度附近,复合板扭曲变形效率对铺设角度的变化不敏感。因此从 MFC 复合板制

表 3 CFFF 约束的 MFC 复合板在 2 种驱动模式下的自由边截面等效扭转角极值

Table 3 Maximum equivalent torsional angles of free edge section of MFC composite plate under two actuation modes with constraint condition of CFFF

L/W	驱动模式	$\beta_{max}/(^{\circ})$	$\theta_{up}/(^{\circ})$	$\theta_{down}/(^{\circ})$
2	+/+	15.75	-46.8	46.8
	+/-	9.50	46.8	54
1	+/+	13.90	-47.7	47.7
	+/-	8.59	50.4	55.8
0.25	+/+	5.82	-50.4	50.4
	+/-	3.93	55.8	57.6

备工艺的角度来看,采用 $\theta_{up} = -\theta_{down}$ 的铺设工艺时,长宽比的影响可以忽略。

3.2.2 CFCF 约束下双层 MFC 驱动下复合板扭曲变形效率

CFCF 约束的双层复合板在 2 种电压驱动模式下的自由边截面等效扭转角和等效弯转角随上下层压电纤维方向的变化规律如图 13、图 14 所示。同 CFFF 边界条件,该规律也不受复合板长宽比的影响,不同长宽比改变的是自由边截面等效扭转角和等效弯转角的极值。2 种电压驱动模式下的自由边截面等效扭转角在表 4 中列出。

与 CFFF 边界条件的复合板相反,相同长宽比的复合板在 (+/+) 电压驱动下所能获得的自由边截面等效扭转角总是低于 (+/-) 驱动

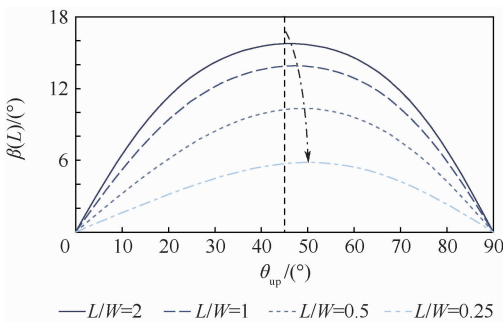
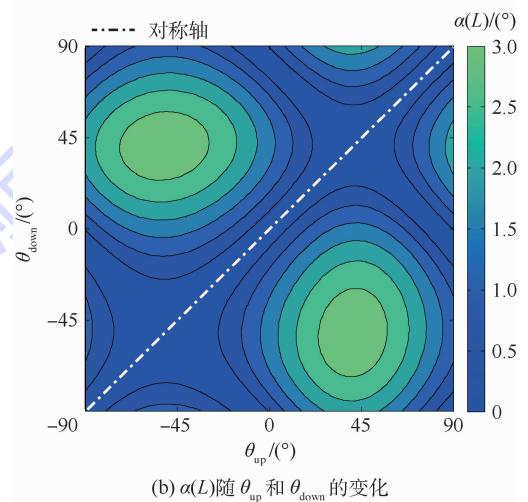
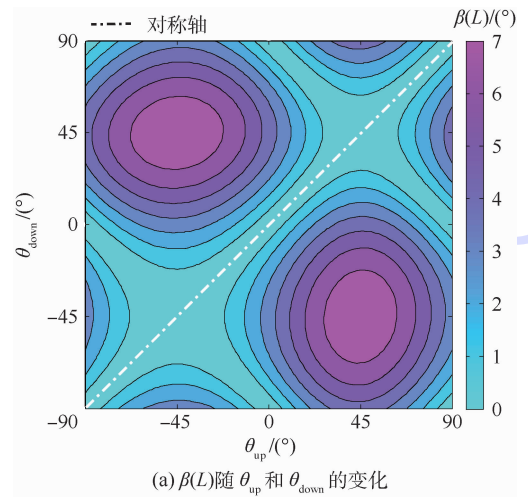


图 12 双层 MFC 复合板 (+/+) 电压驱动模式下压电纤维铺设角度 ($\theta_{up} = -\theta_{down}$) 对复合板扭曲变形效率的影响 (CFFF)

Fig. 12 Effect of piezoelectric fiber laying angle ($\theta_{up} = -\theta_{down}$) on efficiency of twist deformation of bimorph MFC composite plate under (+/+) actuation mode (CFFF)

图 13 双层 MFC 复合板在 (+/+) 电压驱动模式下自由边截面等效扭转角、等效弯转角随压电纤维方向的变化 ($L/W = 1$, CFCF)

Fig. 13 Evolution of equivalent torsional and bending angles at free edge section of composite plate with piezoelectric fiber direction (two layers of MFC, (+/+) actuation-mode, $L/W = 1$, CFCF)

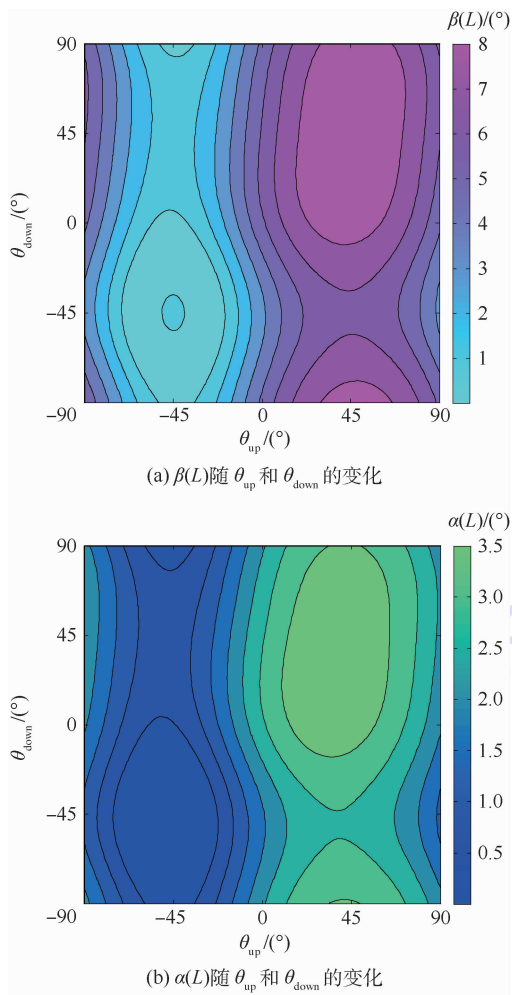


图 14 双层 MFC 复合板在 (+/-) 电压驱动模式下自由边截面等效扭转角、等效弯曲角随电压纤维方向的变化 ($L/W=1$, CFCF)

Fig. 14 Evolution of equivalent torsional and bending angles at free edge section of composite plate with piezoelectric fiber direction (two layers of MFC, (+/-) actuation-mode, $L/W=1$, CFCF)

表 4 CFCF 约束的 MFC 复合板在 2 种驱动模式下的自由边截面等效扭转角极值

Table 4 Maximum equivalent torsional angles of free edge section of MFC composite plate under two actuation modes with constraint condition of CFCF

L/W	驱动模式	$\beta_{\max}/(^{\circ})$	$\theta_{\text{up}}/(^{\circ})$	$\theta_{\text{down}}/(^{\circ})$
4	+/+	3.05	-34.2	50.4
	+/-	3.98	41.4	-34.2
1	+/+	7.84	-45	45
	+/-	8.93	45	45
0.25	+/+	3.05	-55.8	39.6
	+/-	3.98	48.6	55.8

模式产生的自由边截面等效扭转角,因此在 CFCF 的边界条件下, (+/-) 的电压驱动方式是更优的驱动方案。不过二者的差别不像 CFFF 约束的

复合板那样显著,而且除了方板 ($L/W=1$) 外, 2 种电压驱动模式下最高扭曲变形效率的 MFC 铺设方案都不再满足关系式 $\theta_{\text{up}} = -\theta_{\text{down}}$ 的特点。

由图 14(a) 中的等高关系可看到在 (+/-) 电压驱动模式下,最大扭曲变形效率对 MFC 纤维的铺设角度不是特别敏感。这说明在一些简单的应用中采用 $\theta_{\text{up}} = \theta_{\text{down}} = 45^{\circ}$ 的传统铺设方案也可以得到不错的驱动效率。

4 结论

在自适应翼面等结构的设计中,尽可能提高 MFC 驱动下复合板结构的扭曲变形效率至关重要。为了对 MFC 驱动复合板变形特性进行分析,本文推导了 MFC 的主动应变与复合板的内力与变形之间的关系,建立了复合板受主动应变驱动时的位移求解方程,所得分析结果经由实验验证。为了评价具有弯扭耦合变形特点的 MFC 复合板对扭曲变形的驱动效果,本文定义了 MFC 复合板在主动应变驱动下的等效扭转角和等效弯转角,并提出了主动复合板驱动扭曲变形效率的概念。在此基础上,研究了 2 种约束条件的压电纤维复合板结构受电压驱动的扭曲变形效率,得到以下结论:

1) 单层 MFC 复合板受电压驱动时,其最大扭曲变形效率对应的 MFC 铺设角度与复合板长宽比相关;板边界的约束为 CFFF 形式时,长宽比越小, MFC 铺设角度越大。板边界的约束为 CF-CF 形式时则相反,且长宽比为 1 时对应最大扭曲变形效率的铺设角度为 45° 。

2) 双层 MFC 复合板受电压驱动的模式可以分为 (+/+) 对称驱动和 (+/-) 非对称驱动 2 类。板边界的约束为 CFFF 形式时, (+/+) 电压驱动模式的扭曲变形效率较高。在这种电压驱动模式下,为实现高扭曲变形效率,上下 2 层 MFC 的铺设角应满足关系 $\theta_{\text{up}} = \theta_{\text{down}}$ 。

3) 在 CFCF 边界条件下,双层 MFC 复合板的驱动电压应选择上下层 (+/-) 驱动模式。在该种驱动模式下对应高扭曲变形效率的铺设角度可选范围较大(即在这种情况下扭曲变形效率对纤维方向的改变不敏感),可取 $\theta_{\text{up}} = \theta_{\text{down}} = 45^{\circ}$ 的传统铺设方案。

参考文献 (References)

- [1] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft [J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2011, 22(9): 823-877.

- [2] SOFLA A Y N, MEGUID S A, TAN K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges[J]. *Materials & Design*, 2010, 31(3): 1284-1292.
- [3] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. *航空学报*, 2014, 35(1): 29-45.
LENG J S, SUN J, LIU Y J. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(1): 29-45 (in Chinese).
- [4] MANZO J, GARCIA E, WICKENHEISER A, et al. Design of a shape-memory alloy actuated macro-scale morphing aircraft mechanism[J]. *Proceedings of SPIE-the International Society for Optical Engineering*, 2005, 5764: 232-240.
- [5] MANZO J, GARCIA E. Demonstration of an in situ morphing hyperelliptical cambered span wing mechanism[J]. *Smart Materials & Structures*, 2010, 19(19): 328-335.
- [6] SHELTON A, TOMAR A, PRASAD J, et al. Active multiple winglets for improved unmanned-aerial-vehicle performance [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 43(43): 110-116.
- [7] BARTLEY-CHO J D, WANG D P, MARTIN C A, et al. Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[J]. *Journal of Intelligent Material Systems & Structures*, 2004, 15(4): 279-291.
- [8] BARRETT R M. Design, fabrication, and testing of a new twist-active wing design [J]. *Proceedings of SPIE-the International Society for Optical Engineering*, 1998, 3329.
- [9] 柴双双, 张卫平, 柯希俊, 等. 仿昆虫扑翼微飞行器中压电驱动器的性能参数分析[J]. *上海交通大学学报*, 2015, 49(5): 663-668.
CHAI S S, ZHANG W P, KE X J, et al. Piezoelectric actuators for insect-like flapping-wing micro aerial vehicle [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2015, 49(5): 663-668 (in Chinese).
- [10] 程春晓, 李道春, 向锦武, 等. 柔性后缘可变形机翼气动特性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(2): 360-367.
CHENG C X, LI D C, XIANG J W, et al. Analysis on aerodynamic characteristics of morphing wing with flexible trailing edge [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(2): 360-367 (in Chinese).
- [11] LIN X J, ZHOU K C, ZHANG X Y. Development, modeling and application of piezoelectric fiber composites [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2013, 23(1): 98-107.
- [12] COBB R, BROWNING J, CANFIELD R, et al. F-16 ventral fin buffet alleviation using piezoelectric actuators [C] // *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Reston: AIAA, 2009.
- [13] OHANIAN O, HICKLING C, STILTNER B, et al. Piezoelectric morphing versus servo-actuated MAV control surfaces [C] // *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Reston: AIAA, 2012: 23-26.
- [14] LIU S, TONG L, LIN Z. Simultaneous optimization of control parameters and configurations of PZT actuators for morphing structural shapes [J]. *Finite Elements in Analysis & Design*, 2008, 44(6-7): 417-424.
- [15] LUO Q, TONG L. Design and testing for shape control of piezoelectric structures using topology optimization [J]. *Engineering Structures*, 2015, 97: 90-104.
- [16] QUAN N, TONG L. Shape control of smart composite plate with non-rectangular piezoelectric actuators [J]. *Composite Structures*, 2004, 66(1-4): 207-214.
- [17] MUKHERJEE A, JOSHI S. Piezoelectric sensor and actuator spatial design for shape control of piezolaminated plates [J]. *AIAA Journal*, 2015, 40(6): 1204-1210.
- [18] BÜTER A, BREITBACH E. Adaptive blade twist-calculations and experimental results [J]. *Aerospace Science & Technology*, 1999, 4(5): 309-319.
- [19] 曹志远. 板壳振动理论 [M]. 北京: 中国铁道出版社, 1989: 32-51.
CAO Z Y. *Vibration theory of plates and shells* [M]. Beijing: China Railway Publishing House, 1989: 32-51 (in Chinese).
- [20] 毛柳伟, 王安稳, 胡明勇. 粘-弹层合悬臂板瞬态响应的近似解析解 [J]. *固体力学学报*, 2010, 31(4): 379-384.
MAO L W, WANG A W, HU M Y. Approximate analytical solution for transient response of a visco-elastic laminated cantilever plate [J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2010, 31(4): 379-384 (in Chinese).

作者简介:

李琳 女, 博士, 教授。主要研究方向: 叶盘结构流致振动、智能结构动力学及振动控制。

薛铮 男, 博士。主要研究方向: 主动复合材料及智能结构设计。

范雨 男, 博士。主要研究方向: 智能结构动力学。

Efficiency of twist deformation of composite plate actuated by MFC

LI Lin^{1,2}, XUE Zheng³, FAN Yu^{1,2,*}

(1. 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;

3. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: More and more composite structures containing active materials are applied to adaptive structures. The integration of active materials in structures has brought new characteristics but made the design more complicated. In this paper, the deformation of the active composite plate actuated by the macro fiber material (MFC) is studied. The purpose is to obtain the relationship between the twist deformation of the actuated composite plate and the MFC fiber laying and the actuation mode. Based on the elastic mechanics theory, the relationship between the strain of active fiber actuated by voltage and induced internal force and deformation of the composite plate is established. The solution of the problem is conducted using Ritz's method and taking the displacement function as a linear combination of the two-dimension beam-modes. The solving equation of the displacement field actuated by MFC is derived, and the analytical result is verified by the experiment. In order to evaluate the actuation effect of MFC composite plate under different conditions and to consider the bending-torsion coupling characteristics of composite plate deformation, the concept and the calculation of actuation efficiency of an active composite plate are proposed, which is based on the definition of equivalent bending and twist angle of section. Then the evolution of the actuation efficiency with the laying angle of MFC and the mode of input voltage is analyzed. Corresponding to different constraint conditions, the laying of piezoelectric fiber-direction and the selection of actuation-mode are given based on the obtained analysis results.

Keywords: macro fiber composite; active composite plate; twist deformation; fiber direction; actuation mode

Received: 2017-02-28; **Accepted:** 2017-06-09; **Published online:** 2017-06-29 11:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170629.1103.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51675022)

* **Corresponding author.** E-mail: fanyu04@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0114

基于 ITD 和改进形态滤波的滚动轴承故障诊断

余建波^{1,*}, 吕靖香¹, 程辉², 孙习武², 吴昊³

(1. 同济大学 机械与能源工程学院, 上海 201804; 2. 上海航天设备制造总厂, 上海 201100;

3. 山东省特种设备检验研究院, 济南 250101)



摘 要: 为从受谐波和随机噪声干扰的振动信号中提取出故障冲击成分, 融合四大基本形态学算子提出了改进形态滤波方法——平均组合差值形态滤波(ACDIF)方法, 同时与固有时间尺度分解(ITD)相结合, 并将 ITD-ACDIF 方法应用到滚动轴承的故障诊断中。首先, 对轴承振动信号进行 ITD 分解得到一系列旋转分量(PRC); 然后, 以峭度为准则筛选出含故障信息丰富的有效 PRC, 对每个有效分量进行 ACDIF 滤波提取冲击成分进行信号重构; 最后, 利用频谱分析提取重构信号中的故障特征。数值仿真和轴承故障振动信号的试验结果表明, 本文方法可有效滤除谐波干扰, 提取强背景噪声下的冲击故障特征, 实现设备的故障诊断。

关键词: 轴承故障; 固有时间尺度分解(ITD); 旋转分量(PRC); 改进形态滤波; 故障诊断

中图分类号: TH165.3; TN911.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0241-09

滚动轴承的状态监测与故障诊断一般以采集的振动信号作为分析对象, 通过信号分析得到故障特征实现诊断。由于轴承工况的不稳定和零部件的损伤等引起的非线性振动, 导致采集到的信号大多表现出非线性、非平稳的特征; 同时不可避免地受到各种噪声与信号调制干扰的影响^[1]。时频分析方法是处理非线性、非平稳信号的常用方法, 如短时傅里叶变换、小波变换、经验模态分解(Empirical Mode Decomposition, EMD)等^[2]能同时从时域和频域揭示信号成分, 实现故障检测, 在机械故障诊断中取得了广泛应用。

固有时间尺度分解(Intrinsic Time scale Decomposition, ITD)是由 Frei 和 Osorio^[3]提出的另一种自适应时频分析方法(ITD 的方法原理本文不再赘述, 请参考文献[3]), 其能将复杂信号分解为若干相互独立且瞬时频率具有物理意义的固

有旋转分量(Proper Rotation Component, PRC)之和。与 EMD 相比^[4-5], ITD 采用线性插值取代了基于三次样条曲线的基线信号构建方法, 得到的 PRC 保留了原始信号的极值时刻, 不会出现过包络和欠包络现象, 同时端点效应被严格限制在两端。程军圣等^[6]在 ITD 的基本原理上定义了内禀尺度分量(Intrinsic Scale Component, ISC), 提出了基于 ITD 的改进算法, 与能量矩相结合有效识别出齿轮的不同故障类型。考虑到行星齿轮箱信号的复合调制性, Feng 等^[7]提出了一种联合幅值和频率调制的分析方法, 利用 ITD 将信号分解成若干分量, 再对敏感分量的瞬时频率和瞬时幅值进行傅里叶变换得到幅值和频率的解调谱。结合 EMD 和 ITD, Hu 等^[8]构造出了 EITD 方法, 有效抑制了 ITD 的端点效应和信号失真。

原始信号经 ITD 分解之后, 进一步突显了故

收稿日期: 2017-03-02; 录用日期: 2017-04-24; 网络出版时间: 2017-06-30 10:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170630.1000.008.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375290, 71777173); 上海航天科技创新基金(SAST2015054); 中央高校基本科研业务费专项资金(22120180068)

* 通信作者. E-mail: jbyu@tongji.edu.cn

引用格式: 余建波, 吕靖香, 程辉, 等. 基于 ITD 和改进形态滤波的滚动轴承故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 241-249. YU J B, LYU J X, CHENG H, et al. Fault diagnosis for rolling bearing based on ITD and improved morphological filter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 241-249 (in Chinese).

障信号的局部特征信息(即冲击特征),但噪声抑制作用不明显,高频 PRC 仍含有大量噪声,直接对高频分量进行故障分析,噪声干扰会严重影响诊断结果的准确性。为了能准确提取故障特征,本文提出一种基于 ITD 和改进形态滤波(Morphological Filter, MF)的故障诊断方法。首先,利用 ITD 分解细化原始信号,然后,对有效 PRC 进行改进形态滤波滤除噪声干扰,准确提取出故障冲击成分,最后,进行分量信号重构避免细节信息的损失。形态滤波是基于数学形态学变换的一种非线性滤波方法^[9],其利用结构元素与信号的形态特征进行匹配,可以有效地提取信号的边缘轮廓和形状特征,运算简单高效。

本文提出的改进形态滤波方法是基于滚动轴承故障信号受谐波和随机噪声干扰严重的特点和形态学基本理论,根据腐蚀、膨胀、开、闭四大基本形态学算子的性质,将对冲击成分具有相同抑制作用但作用方式不同的算子合并加强脉冲抑制效果,得到的 2 类算子组合作差反向提取出正负冲击,由此构造出一种新的组合差值形态滤波(Combination Difference morphological Filter, CDIF)算子,通过试验分析和比较,选择其中 2 种 CDIF 算子的平均作为滤波输出,即为平均组合差值形态滤波(Average Combination Difference morphological Filter, ACDIF)的最终结果。

1 数学形态学

1.1 基本形态学理论

数学形态学是建立在积分几何和随机集论基础上的一种数学分析方法。为了实现滤波和特征提取,对具有滤波窗作用的结构元素和待分析信号进行匹配,当信号局部形态特征和结构元素相匹配时信息得以保留^[10-11]。膨胀、腐蚀、开和闭是数学形态学的 4 种基本算子。经典的形态滤波器有形态梯度(Morphological Gradient, MG)滤波和形态差值滤波(morphological Difference Filter, DIF)。

设 $f(n)$ 和 $g(m)$ 分别为定义在 $F = (0, 1, \dots, N-1)$ 和 $G = (0, 1, \dots, M-1)$ 上的离散函数,且 $N \geq M$ 。 $f(n)$ 是一维离散信号, $g(m)$ 是结构元素。则 $f(n)$ 关于 $g(m)$ 的腐蚀和膨胀运算定义为

$$(f \ominus g)(n) = \min(f(n+m) - g(m)) \quad (1)$$

$$(f \oplus g)(n) = \max(f(n-m) + g(m)) \quad (2)$$

$f(n)$ 关于 $g(m)$ 的开运算和闭运算分别为

$$(f \circ g)(n) = (f \ominus g \oplus g)(n) \quad (3)$$

$$(f \cdot g)(n) = (f \oplus g \ominus g)(n) \quad (4)$$

式中: n, m 表示信号点数; \ominus 表示腐蚀运算; \oplus 表示膨胀运算;“ \circ ”表示开运算;“ \cdot ”表示闭运算。

1.2 平均组合差值形态滤波

腐蚀算子具有抑制正脉冲、平滑负脉冲的能力,减小信号峰值,加宽谷域;膨胀算子具有平滑正脉冲、抑制负脉冲的能力,增大信号谷值,扩展峰顶;开算子具有抑制正脉冲、保留负脉冲的能力,滤除信号上尖峰;闭算子具有保留正脉冲、抑制负脉冲的能力,滤除信号下尖峰^[12]。考虑到 4 种基本算子对脉冲的作用及其不同的作用方式,将基本算子按脉冲抑制作用分为 2 类。将对冲击成分具有相同抑制作用但作用方式不同的算子合并加强抑制效果,再将 2 类算子组合作差反向提取出正负冲击,由此得到的正负冲击更加准确突出。

首先定义膨胀算子和闭算子的结合:膨胀-闭(Dilation-Closing, DC)或闭-膨胀(Closing-Dilation, CD)滤波算子,定义如下:

$$F_{DC}(f(n)) = (f \oplus g \cdot g)(n) \quad (5)$$

$$F_{CD}(f(n)) = (f \cdot g \oplus g)(n) \quad (6)$$

再定义腐蚀算子和开算子的结合:腐蚀-开(Erosion-Opening, EO)或开-腐蚀(Opening-Erosion, OE)滤波算子,定义如下:

$$F_{EO}(f(n)) = (f \ominus g \circ g)(n) \quad (7)$$

$$F_{OE}(f(n)) = (f \circ g \ominus g)(n) \quad (8)$$

为了同时提取正负冲击,取 F_{DC} 或 F_{CD} 与 F_{EO} 或 F_{OE} 的差值作为新的 CDIF 算子。CDIF 的滤波输出形式主要有以下 4 种:

$$F_{CD-OE}(f(n)) = (f \cdot g \oplus g)(n) - (f \circ g \ominus g)(n) \quad (9)$$

$$F_{CD-EO}(f(n)) = (f \cdot g \oplus g)(n) - (f \ominus g \circ g)(n) \quad (10)$$

$$F_{DC-OE}(f(n)) = (f \oplus g \cdot g)(n) - (f \circ g \ominus g)(n) \quad (11)$$

$$F_{DC-EO}(f(n)) = (f \oplus g \cdot g)(n) - (f \ominus g \circ g)(n) \quad (12)$$

由文献[9, 13]可知,当 $f(n)$ 满足一定条件时, $(f \cdot g \oplus g)(n) = (f \oplus g)(n)$, $(f \circ g \ominus g)(n) = (f \ominus g)(n)$, 即 $F_{CD-OE}(f(n)) = F_{MG}(f(n))$ 。对于同一信号 $f(n)$, 每种运算滤波效果各异。通过实验分析比较,发现 F_{CD-EO} 和 F_{DC-EO} 的输出信号的冲击幅值较高,相对于其余 2 种滤波,整体最优。所以,本文决定采用两者的平均滤波输出——ACDIF 作为最终结果,即

$$F_{ACDIF} = \frac{F_{CD-EO} + F_{DC-EO}}{2} \quad (13)$$

F_{ACDIF} 整合了 F_{CD-EO} 和 F_{DC-EO} 的优缺点,既可以有效抑制随机噪声,又能够突出信号冲击特征,兼顾细节信息。

结构元素和形态运算方式是影响形态滤波的 2 个最主要因素,结构元素的特性与其形状、高度和长度有关。结构元素的形状对滤波效果影响较小^[14],如何选择结构元素的最佳长度成为关键。本文采用结构简单、计算效率高的直线型结构元素,其高度为零。参考文献[14]定义冲击特性幅值:

$$A = (A_1 + A_2 + \dots + A_N) / N \quad (14)$$

式中: A_i 为幅值谱中故障频率的 i 倍频对应的幅值; N 为描述 A 的最高倍频,本文实验中 $N = 5$ 。不同结构元素长度下,滤波后振动信号的 A 值越大,说明故障特征越明显,结构元素长度的取值越佳。

2 基于 ITD-ACDIF 的故障诊断方法

ITD 能够自适应地将复杂多分量信号分解为若干个 PRC,PRC 按分解出来的顺序,其包含的频率成分呈现明显的下降趋势。高频部分 PRC 信号中包含故障信息,但也包含大量噪声。直接将所有高频分量重构进行频率分析,由于噪声污染严重很难提取到故障特征信息,所以需要 PRC 进行筛选和滤波去噪。

针对轴承故障振动信号中的特征成分极易被噪声信号淹没而不能及时检测的问题,结合 ITD 的自适应性,保留信息完整性,突出信号局部故障特征等方面的优势,以及 ACDIF 在消除随机噪声成分和同时提取正负冲击上的优良特性,提出基于 ITD-ACDIF 的故障诊断方案。方案流程如图 1 所示,具体步骤如下:

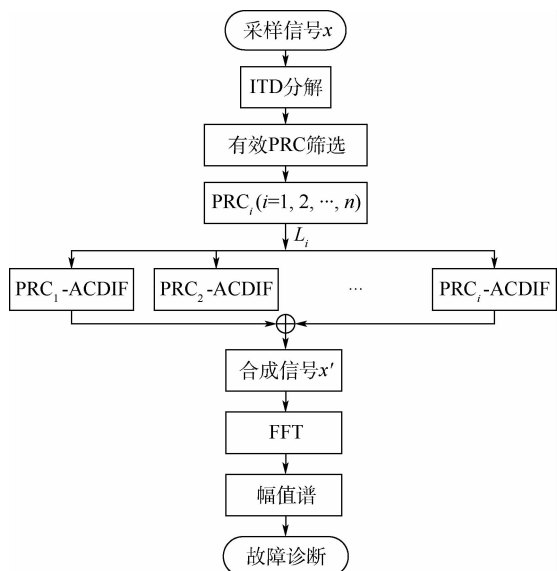


图 1 基于 ITD-ACDIF 的故障诊断流程

Fig. 1 Fault diagnosis process based on ITD-ACDIF

步骤 1 对采样信号 x 进行 ITD 分解,得到多个 PRC。

步骤 2 利用峭度指标筛选出包含故障信息最多的分量为有效 PRC。

步骤 3 以冲击特性幅值为依据计算出每个分量信号的最佳结构元素长度 L_i 。

步骤 4 对有效 PRC 分别进行 ACDIF 抑制随机噪声,突出其冲击成分。

步骤 5 重构形态滤波后的各个分量得到合成信号 x' 。

步骤 6 对合成信号 x' 进行快速傅里叶变换 (Fast Fourier Transform, FFT) 得到幅值谱,从中提取出故障特征频率,实现故障诊断。

3 仿真分析

为了验证本文提出的 ACDIF 滤波的可行性和有效性,采用仿真信号 $x(t) = x_1(t) + x_2(t) + x_3(t)$ 进行分析,其中, $x_1(t) = \cos(40\pi t) + 2\cos(110\pi t)$ 是频率为 20 Hz 和 55 Hz 的谐波信号, $x_2(t)$ 是频率为 12 Hz 的周期性指数衰减冲击信号,再加上高斯白噪声干扰 $x_3(t)$,使得原始信号信噪比为 -15 dB,采用高噪声方式以验证本文方法在早期故障下对轻微冲击的提取效果。信号采样频率为 2 048 Hz,采样点数为 2 048。 $x(t)$ 的时域波形和幅值谱如图 2 所示。可以看到,冲击信号 $x_2(t)$ 的频率 12 及 24、36、48、60、72 Hz 等倍频,谐波信号 $x_1(t)$ 的 20 Hz 和 55 Hz 的频率较为突出,尤其 55 Hz 的频率明显高于冲击信号的频率,高斯噪声的干扰同样严重。

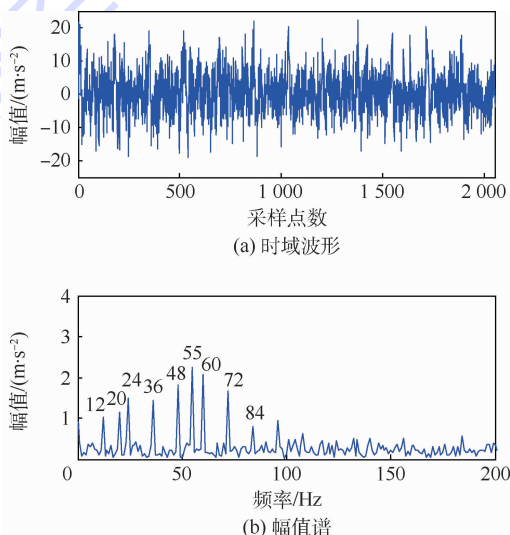


图 2 仿真信号时域波形及其幅值谱

Fig. 2 Time-domain waveform and amplitude spectrum of simulated signal

首先对仿真信号 $x(t)$ 进行经典的形态差值滤波 (DIF)^[15], 得到滤波后的时域波形及其幅值谱如图 3 所示, 时域波形中仍含有较多噪声, 从幅值谱中也仅看出 12 Hz 的冲击频率。而原信号经本文所提出的 ACDIF (最佳结构元素为 22) 滤波后, 滤波效果显著改善。从图 4 中可以看出, ACDIF 能够有效抑制原始信号中的谐波成分和随机噪声, 同时将正负冲击提取出来, 幅值谱中谐波的 2 个频率基本消除, 冲击信号频率及其倍频突出。

为进一步验证 ITD-ACDIF 结合滤波的有效性, 对仿真信号 $x(t)$ 进行 ITD 分解, 得到 4 个 PRC 分量和 1 个残余量 R 如图 5 所示, ITD 将噪声和有用信号分离, 噪声主要集中在 PRC_1 上。依据峭度准则选取峭度值最大的 3 个分量 (PRC_2 、

PRC_3 、 PRC_4) 为有效分量, 并进行 ACDIF 形态滤波, 以主频率 (12、24、36、48、60 Hz) 幅值之和筛选出各分量对应的最佳结构元素长度 (20、20、30)。在图 6 中, 有效 PRC 中的谐波成分和随机噪声都得到了抑制。将滤波后的 3 个分量相加得到合成信号, 从图 7 合成信号的时域波形及其幅值谱中可以发现, 原始信号中谐波的 2 个频率得到了有效抑制, 随机噪声基本消除。相比于单独使用 ACDIF 滤波, 经过 ITD 分解细化信号之后再行有效分量的 ACDIF 滤波可以保留更多的细节信息, 波形较为光滑, 冲击信号的频率 12 Hz 及其二倍频 24 Hz 更为突出。

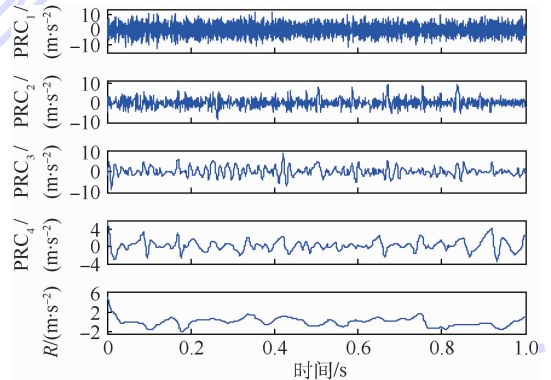
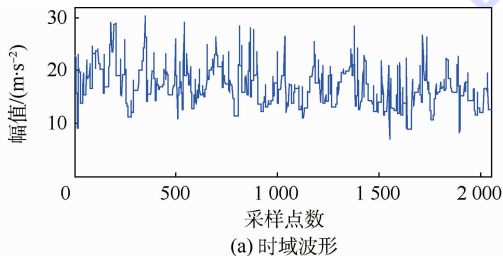
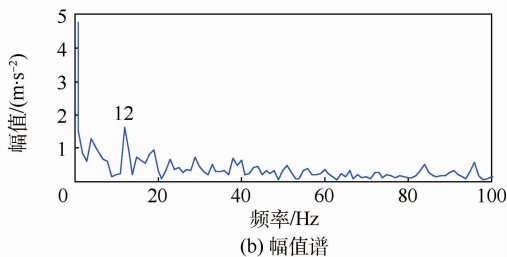


图 5 仿真信号的 ITD 分解结果

Fig. 5 ITD decomposition results of simulated signal



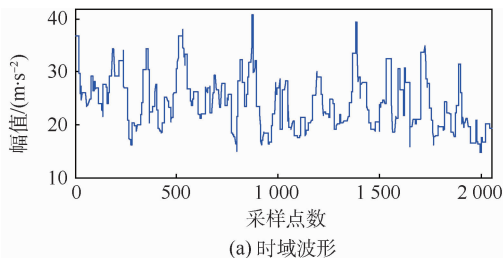
(a) 时域波形



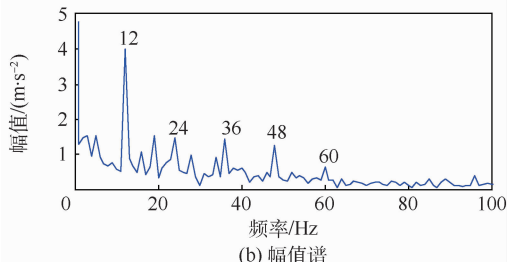
(b) 幅值谱

图 3 仿真信号 DIF 滤波结果

Fig. 3 DIF filtering results of simulated signal



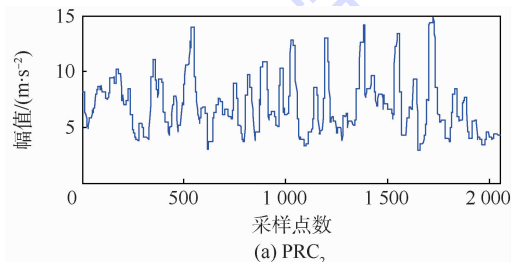
(a) 时域波形



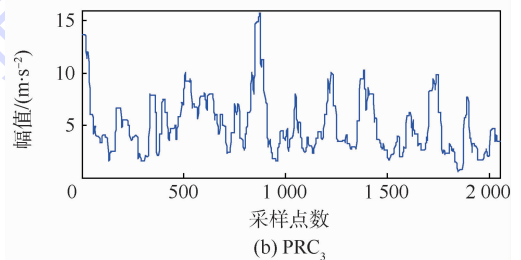
(b) 幅值谱

图 4 仿真信号 ACDIF 滤波结果

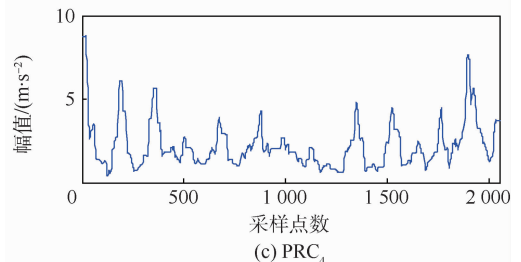
Fig. 4 ACDIF filtering results of simulated signal



(a) PRC_2



(b) PRC_3



(c) PRC_4

图 6 有效 PRC ACDIF 滤波后结果

Fig. 6 ACDIF filtering results of effective PRC

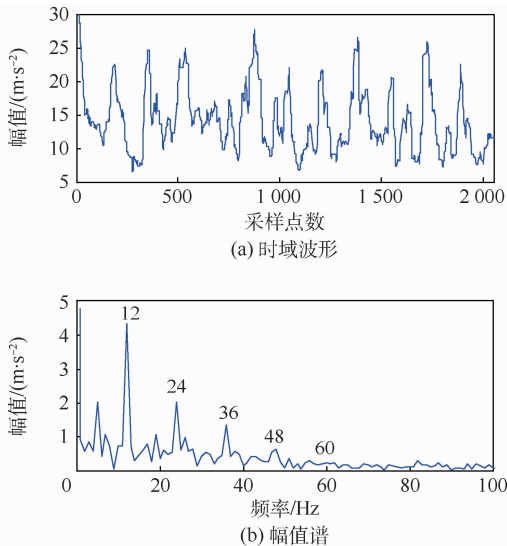


图7 合成信号时域波形及其幅值谱

Fig.7 Time-domain waveform and amplitude spectrum of synthetic signal

4 应用实例

为了进一步验证本文所提方法在实际旋转机械故障诊断中抑制噪声和提取冲击特征的有效性,采用实际运行状态下轴承从正常到最终失效的全寿命振动数据作实例分析。加速轴承寿命试验机(ABLT-1A)由杭州轴承试验研究中心提供,其由交流电机驱动,在同一根轴上同时进行4个轴承的寿命试验,试验台总体如图8所示,轴承各参数如表1和表2所示,轴承型号为6308。

对外圈故障失效模式下的样本进行分析研究,取故障出现早期的2048个数据作为原始振动信号进行分析,图9(a)为外圈信号时域波形,波形较复杂且伴有大量噪声,仅通过时域波形无法了解故障信息。图9(b)中,由于故障冲击的作用,系统的固有频率已被激起,并且边频成分丰富,调制现象明显,但由于噪声的影响,频率基本集中在中、高频处,低频处的转频和故障频率难以识别,故障特征频率谱线并不明显。



图8 试验台

Fig.8 Test-bed

利用ITD算法对信号进行分解,得到4个频率从高频到低频分布的PRC和1个残余量 R ,计算各分量峭度值列入表3中,分量时域波形如图10所示。利用主频率(205.1、410.2、615.2、820.3、1016 Hz)幅值之和选出最佳结构元素长度组合(12、8、16)对峭度值最大的前3个PRC(PRC_1 、 PRC_2 与 PRC_3)分别进行ACDIF滤波,滤波之后的分量时域波形如图11所示,各个分量

表1 轴承结构参数

Table 1 Structure parameters of bearing

参数	数值
负载/kN	12.74
节径/mm	65.5
钢球直径/mm	15.08
钢球数	8
接触角/(°)	0

表2 轴承外圈故障数据

Table 2 Fault data of bearing outer race

参数	数值
采样频率/kHz	20.0
采样点数	2048
发动机转速/($r \cdot \min^{-1}$)	4000
转轴基频/Hz	66.67
故障频率/Hz	205.29

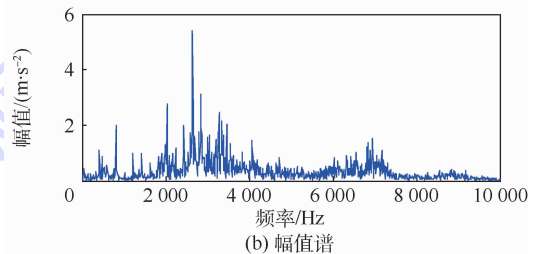
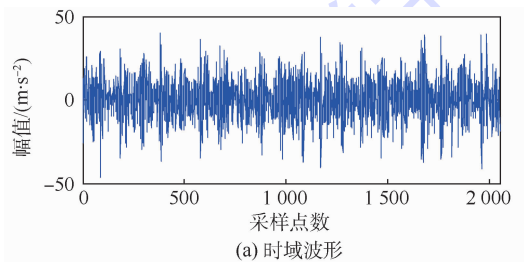


图9 外圈故障信号时域波形及其幅值谱

Fig.9 Time-domain waveform and amplitude spectrum of outer race fault signal

表3 各PRC及R的峭度值

Table 3 Kurtosis values of PRC and R

分量	峭度
PRC_1	3.52
PRC_2	3.46
PRC_3	4.83
PRC_4	2.83
R	2.44

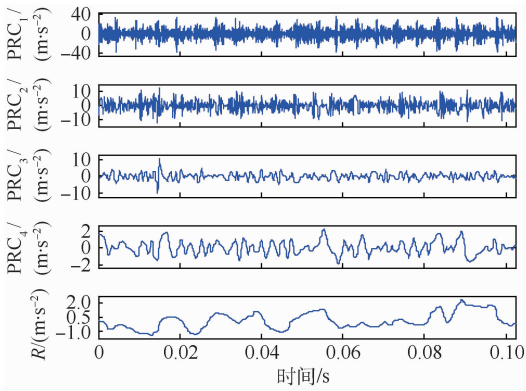


图 10 外圈故障信号的 ITD 分解结果

Fig. 10 ITD decomposition results of outer race fault signal

滤波之后的波形更加光滑干净,经 DIF 处理后的波形仍然残留少量噪声,信号幅值较小,可以得到故障频率但频率幅值远小于 ACDIF 所得频率幅值,并且倍频难以识别。

以 EMD 替代 ITD 作为前置处理方法,先对外圈故障信号进行 EMD 分解,得到若干内禀模态函数 (Intrinsic Mode Function, IMF) 分量和残余量 R ,如图 14 所示,噪声和能量都集中在高频 IMF 分量中,同样以峭度为标准选取前 3 个 IMF 分量为主要分量 (见表 4)。分别对前 3 个分量进行 ACDIF 滤波后重构得到图 15 所示的 EMD-ACDIF 滤波结果,与 ITD-ACDIF 滤波结果较为相似,冲击成分得以提取,但仅能分辨出故障频率及其

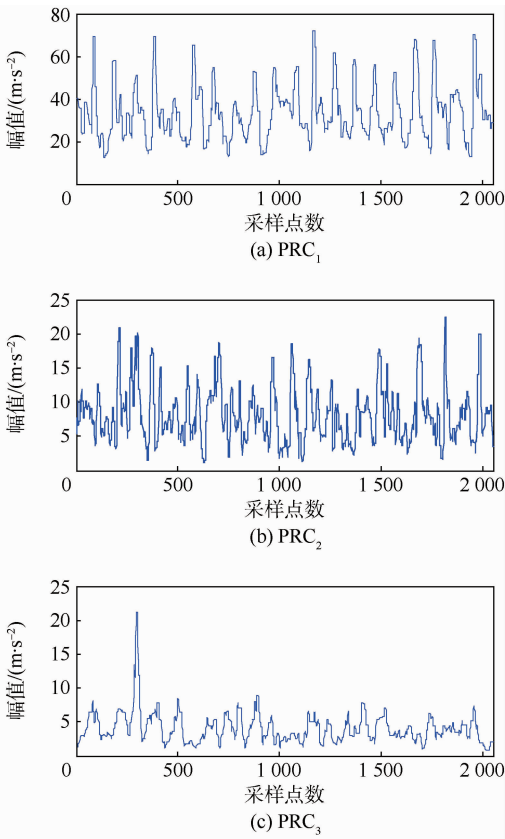


图 11 外圈故障信号有效 PRC ACDIF 滤波后结果

Fig. 11 Filtering results of effective PRC of outer race fault signal

的正负冲击被清晰地提取出来,随机噪声的干扰消除。重构滤波后的 PRC 得到合成信号,在图 12 的幅值谱中,中高频成分得到了抑制,频率峰值集中在低频处,205.1、410.2、615.2、1016 Hz 正好分别对应于外圈故障频率、二倍频、三倍频及五倍频,故障频率及其倍频的谱线清晰且突出,由此可以判断出轴承的外圈故障。

利用传统的 DIF 形态滤波器对各个有效 PRC 进行形态滤波后合成,得到的最终信号及其幅值谱如图 13 所示。与图 12 比较可见,利用 ACDIF

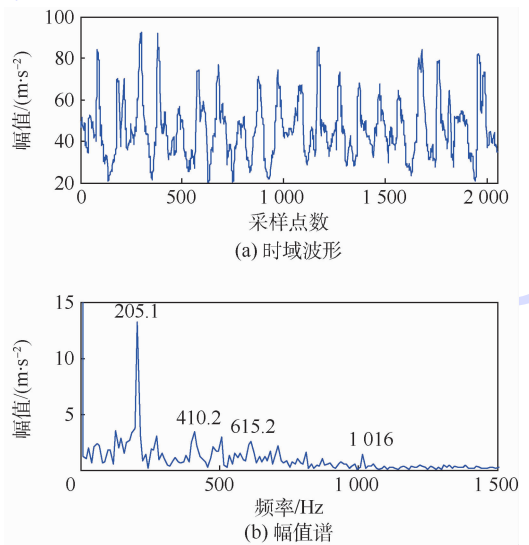


图 12 外圈合成信号时域波形及其幅值谱

Fig. 12 Time-domain waveform and amplitude spectrum of outer race synthetic signal

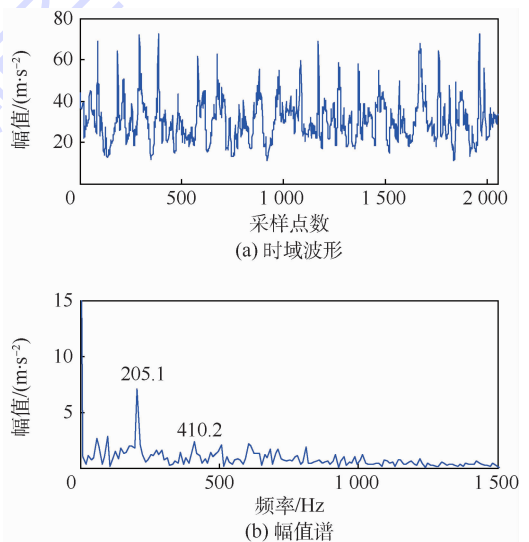


图 13 ITD-DIF 结果信号的时域波形及其幅值谱

Fig. 13 Time-domain waveform and amplitude spectrum of ITD-DIF result signal

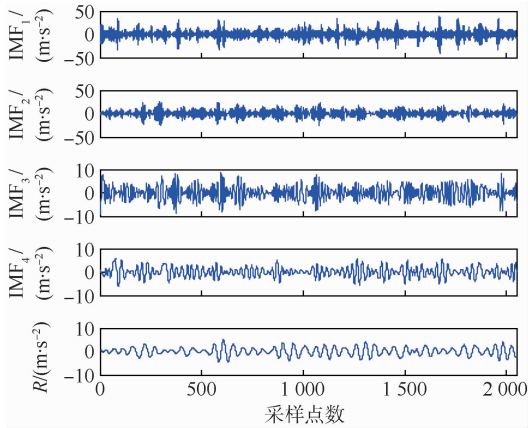


图 14 外圈故障信号的 EMD 分解结果

Fig. 14 EMD decomposition results of outer race fault signal

表 4 各 IMF 分量及 R 的峭度值

Table 4 Kurtosis values of IMF components and R

分量	峭度
IMF ₁	4.36
IMF ₂	3.43
IMF ₃	2.98
IMF ₄	2.85
R	2.57

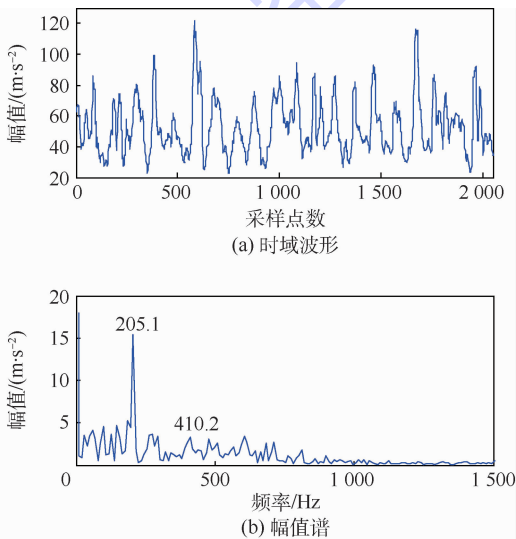
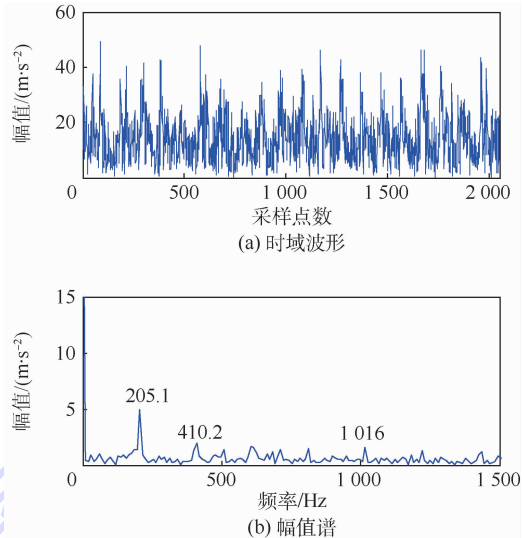


图 15 EMD-ACDIF 结果信号的时域波形及其幅值谱

Fig. 15 Time-domain waveform and amplitude spectrum of EMD-ACDIF result signal

二倍频。由此进一步证实了 ITD 与 ACDIF 结合的有效性。

最后采用典型的 Hilbert 包络解调方法^[16]对故障信号进行分析。Hilbert 解调结果如图 16 所示,冲击成分得以提取,但仍存在严重的噪声干扰,提取效果不如本文方法。综上,ITD-ACDIF 算法能够有效滤除随机噪声和脉冲干扰,提取出淹没在强背景噪声中的故障特征,提取效果整体上优于其他方法。

图 16 Hilbert 解调结果信号的时域波形及其幅值谱
Fig. 16 Time-domain waveform and amplitude spectrum of Hilbert demodulation result signal

5 结论

1) 本文将 ITD 和 ACDIF 相结合,利用了 ITD 方法对信号的自适应分解能力和 ACDIF 的有效滤波并保留冲击成分的优点,提高了滤波输出的准确度。

2) ACDIF 滤波器不仅结构设计简单,而且可应用于振动信号的故障诊断中,通过该方法滤波之后的信号冲击特征被完整保留。

3) 数值仿真和轴承外圈故障振动信号的试验结果表明,本文所提出的 ITD-ACDIF 故障诊断方法能够较好地将信号的冲击特征从成分复杂的背景噪声中提取出来,实现有效的故障诊断。

参考文献 (References)

- [1] YU J. Local and nonlocal preserving projection for bearing defect classification and performance assessment[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(5): 2363-2376.
- [2] 李舜酩,郭海东,李殿荣. 振动信号处理方法综述[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(8): 1907-1915.
LI S M, GUO H D, LI D R. Review of vibration signal processing methods [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(8): 1907-1915 (in Chinese).
- [3] FREI M G, OSORIO I. Intrinsic time-scale decomposition: Time-frequency-energy analysis and real-time filtering of non-stationary signals [J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2007, 463(2078): 321-342.
- [4] 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]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences,

1998,454(1971):903-995.

- [5] 张琳,黄敏. 基于 EMD 和切片双谱的轴承故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(3):287-290.
ZHANG L, HUANG M. Fault diagnosis approach for bearing based on EMD and slice bi-spectrum[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(3):287-290(in Chinese).
- [6] 程军圣,李海龙,杨宇. 改进 ITD 和能量矩在齿轮故障诊断中的应用[J]. 振动、测试与诊断,2013,33(6):954-959.
CHENG J S, LI H L, YANG Y. Based on the improved ITD and energy moment to diagnose the gear[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis,2013,33(6):954-959(in Chinese).
- [7] FENG Z, LIN X, ZUO M. Joint amplitude and frequency demodulation analysis based on intrinsic time-scale decomposition for planetary gearbox fault diagnosis[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2016,72-73:223-240.
- [8] HU A, YAN X, XIANG L. A new wind turbine fault diagnosis method based on ensemble intrinsic time-scale decomposition and WPT-fractal dimension[J]. Renewable Energy,2015,83:767-778.
- [9] MARAGOS P, SCHAFER R W. Morphological filters-Part I: Their set-theoretic analysis and relations to linear shift-invariant filters[J]. IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Proceeding,1987,35(8):1153-1169.
- [10] 李兵,张培林,刘东升,等. 基于形态梯度解调算子的齿轮故障特征提取[J]. 振动、测试与诊断,2010,30(1):39-42.
LI B, ZHANG P L, LIU D S, et al. Feature extraction for gear fault diagnosis using morphological gradient demodulation[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis,2010,30(1):39-42(in Chinese).
- [11] HU Z, WANG C, ZHU J, et al. Bearing fault diagnosis based on an improved morphological filter[J]. Measurement,2016,80:163-178.
- [12] 张平,张小栋,董晓妮,等. 自调整复合级联形态滤波算法及应用[J]. 振动、测试与诊断,2015,35(3):459-463.
ZHANG P, ZHANG X D, DONG X N, et al. Self-adjusting composite cascade morphology filter algorithm and its application[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis,2015,35(3):459-463(in Chinese).
- [13] HARALICK R M, STERNBERG S R, ZHUANG X. Image analysis using mathematical morphology[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,1987,9(4):532-550.
- [14] 章立军,杨德斌,徐金梧,等. 基于数学形态滤波的齿轮故障特征提取方法[J]. 机械工程学报,2007,43(2):71-75.
ZHANG L J, YANG D B, XU J W, et al. Approach to extracting gear fault feature based on mathematical morphological filtering[J]. Journal of Mechanical Engineering,2007,43(2):71-75(in Chinese).
- [15] RAJ A S, MURALI N. Early classification of bearing faults using morphological operators and fuzzy inference[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2013,60(2):567-574.
- [16] FELDMAN M. Hilbert transform in vibration analysis[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2011,25(3):735-802.

作者简介:

余建波 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:设备智能预诊维护与可靠性、模式识别与机器学习。

吕靖香 女,硕士研究生。主要研究方向:故障诊断和信号处理。

Fault diagnosis for rolling bearing based on ITD and improved morphological filter

YU Jianbo^{1,*}, LYU Jingxiang¹, CHENG Hui², SUN Xiwu², WU Hao³

(1. School of Mechanical Engineering, Tongji University, Shanghai 201804, China;

2. Shanghai Aerospace Equipment Manufacturing Factory, Shanghai 201100, China;

3. Special Equipment Inspection and Research Institute of Shandong Province, Jinan 250101, China)

Abstract: For extracting fault impulse components embedded in the vibration signal with much noise and harmonics, an improved morphological filter algorithm called average combination difference morphological filter (ACDIF) is proposed on the basis of the four basic morphological operators. Then ACDIF is combined with the intrinsic time scale decomposition (ITD) and the ITD-ACDIF method is employed in the fault diagnosis for rolling bearing. In the ITD-ACDIF fault diagnosis method, ITD is applied to the original vibration signal and a series of proper rotation components (PRC) are obtained, and then the kurtosis is regarded as criterion to select effective PR components which contain much fault-related information. After that, ACDIF filtering is performed on each effective PR in order to pick up bidirectional impulses, and filtered PRs are combined into a signal. Finally, the fault feature is extracted from reconstructed signal by amplitude spectrum. The experimental results on simulated signal and actual bearing vibration signal demonstrate that the proposed method can effectively suppress noise interference and extracting the characteristics of impact fault under the strong background noise to realize fault diagnosis of equipment.

Keywords: bearing fault; intrinsic time scale decomposition (ITD); proper rotation component (PRC); improved morphological filter; fault diagnosis

Received: 2017-03-02; **Accepted:** 2017-04-24; **Published online:** 2017-06-30 10:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170630.1000.008.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375290,71777173); Shanghai Aerospace Science and Technology Innovation Fund (SAST2015054); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (22120180068)

* **Corresponding author.** E-mail: jbyu@tongji.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0144

基于效用价值驱动的旅客出行动力学研究与建模

邢志伟^{1,2}, 文涛^{1,2}, 罗谦^{2,3,*}, 丛婉^{1,2}, 魏志强^{1,2}, 廖必凯^{2,3}

(1. 中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300; 2. 中国民用航空总局第二研究所, 成都 610041;
3. 民航成都电子技术有限责任公司, 成都 611430)

摘 要: 为了探究交通体系中旅客出行行为的特征与机理,以某机场离港旅客的陆侧出行数据为研究对象,对旅客出行模式进行了统计。分析发现,旅客聚集行为具有强烈的阵发性,不同出行维度旅客群体的聚集时间间隔分布具有幂律特征,且幂指数和阵发性强度呈正相关关系。同时,研究认为旅客出行换乘决策是综合时间、费用、便捷舒适度、突发情况等多因素的期望实现,是一种基于效用价值驱动的人类行为。基于此构建了效用价值驱动模式下的旅客出行行为动力学模型,可输出幂指数为参数可调的幂律分布,且仿真输出和实证数据分析结果相吻合。

关键词: 人类动力学; 时间间隔分布; 出行行为; 效用价值驱动; 换乘决策

中图分类号: U491.1⁺22

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0250-07



随着中国交通体系的日趋发展,旅客出行量一直走高。据交通运输部统计,2015年中国旅客运输量达194.32亿人,其中,公路运输超过160亿人,这无疑是对原本拥挤的城市交通系统的巨大挑战。研究旅客的出行行为,有助于诠释庞杂拥堵的交通现象,对于剖析多因素下的出行抉择机理和完善综合交通体系具有重大意义^[1-2]。目前,对于复杂交通网络的研究主要在网络拓扑结构的分析和演化模型方面^[3-4],但交通体系的复杂性更多体现在多交通方式融合、旅客换乘行为决策和移动过程的高度复杂性,无疑给运输体系中旅客行为的研究加大了难度。

对于人类行为在统计物理方面的研究,是当今人类动力学和复杂性科学研究的热点。研究者通过研究不同交通方式的出行数据发现,人类群体的出行行为分布具有多标度特征^[5-8]。文献[5]研究了瑞典出租车行驶的GPS数据,发现其

乘客的出行距离具有双段幂律特性。同样,研究者分别对北京^[6]和上海^[7]出租车的GPS轨迹数据统计表明,出行的距离服从指数分布。此外,研究者从伦敦地铁的乘客刷卡数据^[8]和对石家庄公交乘客乘车记录^[9]研究发现,旅客的乘车距离都呈现出近似的负二项分布。通过上述研究结果表明,对旅客出行行为研究多建立在空间维度,且表现出较明显的指数分布特征。近年来,在人类行为量化模型研究中,研究者分别从记忆^[10]、习惯^[11]、兴趣^[12]、价值^[13]以及交互^[14-15]等驱动因素在时间层面对泊松特性的偏离进行了实证研究,并发现人类行为服从带有胖尾的幂律分布。

本文在此基础上展开对旅客出行行为在时间维度的研究,以中国某机场旅客的陆侧出行调查数据为研究对象,对旅客出行特征和聚集规律进行统计分析和量化研究。人类的出行行为是高度复杂的动态决策结果,不是记忆、习惯、兴趣和价

收稿日期: 2017-03-13; 录用日期: 2017-06-09; 网络出版时间: 2017-08-31 14:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170831.1421.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(U1533203, U1333122); 四川省科技支撑计划(2016GZ0068); 成都市战略性新兴产业研发补贴项目(2015-CP01-00158-GX)

* 通信作者. E-mail: luoqian@caacetc.com

引用格式: 邢志伟, 文涛, 罗谦, 等. 基于效用价值驱动的旅客出行动力学研究与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 250-256. XING Z W, WEN T, LUO Q, et al. Utility value driven passenger travel dynamic study and modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 250-256 (in Chinese).

值这些单一的因素所驱动。因此,出行行为是由个人综合效用价值(经济、快捷、舒适等多因素的边际效用均衡)所驱动。本文基于此挖掘旅客的出行行为特性,综合分析众多影响旅客在交通枢纽的换乘特征,抽象出独特的效用价值驱动因素,从而实现旅客出行行为的时间特性分析和建模。

1 数据统计特性与分析

1.1 数据来源与统计

机场离港旅客的出行行为数据来源于中国某机场的ACI服务质量调查问卷,收集了该机场2016年第1季度的713名离港旅客的出行信息,如表1所示。其中中转旅客不与机场的陆侧交通发生联系,因此在研究离港旅客的出行行为和聚集特性时,从数据样本中剔除7位中转旅客。本文主要分析不同出行目的和乘坐不同交通方式旅

客的出行特征和聚集规律,旅客的出行方式包括小汽车(出租车、私家车和公务专车)、巴士(机场大巴、市内大巴)以及轨道交通,出行目的主要分为商务和休闲。

调查结果显示:小汽车是离港旅客最青睐的出行方式,超过60%的旅客选择小汽车抵达机场,剖析小汽车的出行特点,其灵活、快速、便捷、舒适的特点是乘客选择的主要原因。同时,具有高时间价值的商务出行旅客将近一半,这也使得小汽车成为该机场旅客分流的主力。小汽车的缺点主要是费用较高且受地面交通拥挤程度影响很大。另一方面,提前0.75~1.25 h和2 h以上抵达机场的旅客分别约占42%和17%,提前抵达时间具有非均匀性,聚集行为存在明显的高峰期和冷漠期。离港旅客出行交通方式、出行目的和提前抵达机场的时间统计情况分别如表2和表3所示。

表1 ACI服务质量调查问卷统计

Table 1 Service quality questionnaire statistics of ACI

问卷编号	性别	年龄组	航班编号	起飞时间	是否转机	出行目的	乘坐舱位	交通工具	提前抵达时间/h
1	男	26~34岁	HU7717	2016-01-20 16:05	是	商务	经济舱	缺失	1.25~1.50
2	男	26~34岁	CZ6443	2016-01-19 06:35	否	休闲	经济舱	私家车/公务专车	1.5~20
3	男	26~34岁	H01112	2016-01-19 11:15	否	商务	经济舱	私家车/公务专车	0.75~100
:									

表2 不同旅客群体出行统计

Table 2 Travel statistics for different passenger groups

出行方式	旅客人数	出行目的	旅客人数
巴士	193	休闲	210
出租车	228	商务	325
私家车	199	其他	171
轨道交通	73		
其他	13		
总计	706	总计	706

表3 离港旅客提前抵达时间统计

Table 3 Early arrival time statistics of departure passengers

提前抵达时间/h	旅客人数
<0.5	17
0.50~0.75	62
0.75~1.00	146
1.00~1.25	151
1.25~1.50	67
1.50~2.00	141
>2	122

1.2 统计特征与分析

为了更深刻地探究不同旅客群体的出行和聚集特性,进而分析不同出行维度旅客群体的相邻时间间隔 τ 。从表1可知,调查问卷并未记录旅客抵达航站楼的实际时间,只能通过旅客的航班

起飞时间和提前抵达时间推算。根据调查问卷本身覆盖多航班的设计特点(即在相同提前抵达时间区间的旅客有着不同的航班起飞时刻),对提前时间区间采取左对齐的方式处理,解决了提前抵达时间的颗粒度比较粗的问题。由此计算旅客的抵达时间和相邻旅客的抵达时间间隔。

图1为在双对数坐标下不同旅客群体聚集行为的时间间隔分布, $p(\tau)$ 为时间间隔的概率。拟合结果显示,不同出行维度的旅客群体聚集行为的时间间隔都基本服从幂律分布。其中,整体、乘坐小汽车和商务出行的旅客群体分别服从-1.469、-1.523和-1.362的幂指数率,乘坐巴士和轨道交通以及休闲出行的旅客具有-1.323、-1.124和-1.292的幂律尾部。图1中直线为拟合的幂律分布,拟合相关性系数均在0.95以上。

图2(a)为整体旅客抵达的时间间隔序列,横坐标表示抵达行为发生的序列,纵坐标表示相邻行为的时间间隔。可以明显看出,事件在一段时间内频繁发生,然后又会出现一段很长的静默期,表现出明显的阵发性。为了准确刻画这一特征,引用阵发性评价指标 $B = \frac{\sigma_\tau - m_\tau}{\sigma_\tau + m_\tau}$ ^[16]。其中, σ_τ 和 m_τ 分别为旅客时间间隔分布的标准差和均

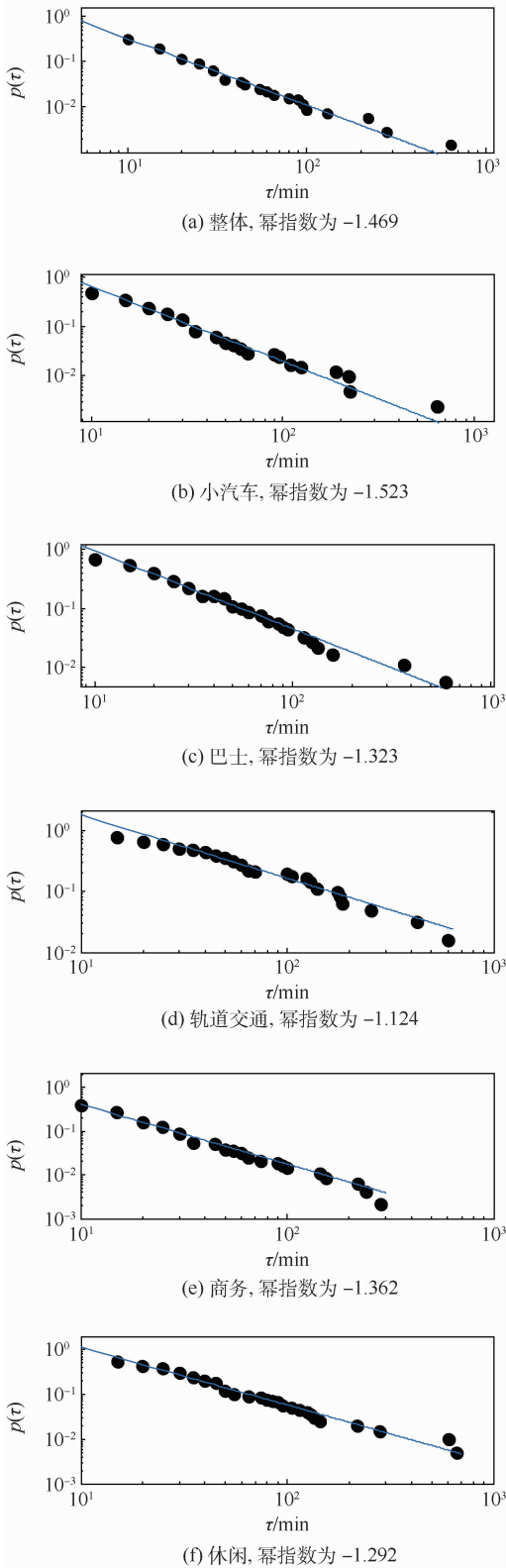


图1 不同旅客群体的聚集时间间隔分布

Fig. 1 Gathering time interval distribution of different passenger groups

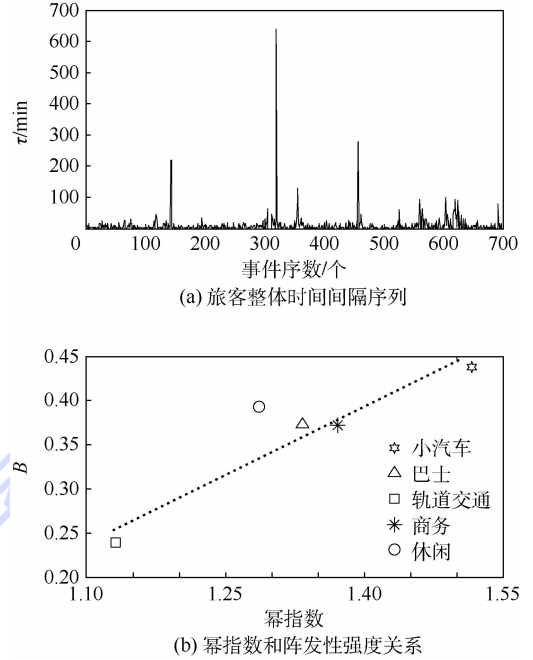


图2 旅客群体聚集间隔时间特性

Fig. 2 Gathering interval time characteristics of passenger groups

旅客时间间隔分布的阵发性强度 B 的值如图 2(b) 所示, 与 Goh 和 Barabasi^[16] 提出的人类行为在时间维度上 B 值大致在 0.18 ~ 0.65 的范围一致, 表现出强阵发性特点。图 2(b) 中的幂指数和阵发性强度表现出的近似线性关系, 与周涛^[17] 提出的行为平均活跃度与幂指数之间的正相关关系类似, 这也不失为人类行为的一种特征机理。离港旅客在航站楼的聚集行为是航班的起飞时刻所引导^[18], 并且旅客的抵达时间受机场陆侧交通状况直接影响。出于人的需求心理和出行习惯, 旅客都会估计时间提前出行抵达机场, 所以使得在短时间内, 离港旅客的聚集行为在一段时间内频繁发生。然而由于部分旅客和地区受到交通状况的限制导致出行时间难以预测, 使得旅客过早或过晚抵达机场, 因而存在时间段内聚集行为鲜有发生。

从不同维度分析旅客聚集分布的幂函数率和阵发性强度表明了不同旅客群体的出行特性。乘坐巴士和轨道交通的旅客受到发车频率和换乘等影响, 其聚集时间大致服从幂律分布。小汽车具有灵活便捷的特点, 使其出行旅客群体表现出更加强烈的幂律特性。不同旅客群体对出行费用、时间、便捷舒适度等的感知和期望值不尽相同, 具有高时间价值的商务出行旅客大部分选择便捷舒适的小汽车出行, 相反休闲出行的旅客看重经济性则较多的选择公共交通出行。这也与文

值。严格的泊松分布的均值等于标准差, 所以阵发性强度 $B = 0$; 重尾分布的标准差远远大于均值, 所以 B 接近 1; 而周期性分布的标准差为 0, 因此 $B = -1$ 。 B 的取值范围为 $[-1, 1]$ 。不同维度的

献[19]提出的不同旅客群体在机场交通体系中的出行时间价值结果相吻合,即商务出行旅客的时间价值大约是休闲出行旅客的2倍。这也佐证了小汽车和商务旅客相比其他旅客群体,其聚集时间间隔分布服从较大幂指数律的特点。

2 基于效用价值驱动的旅游出行动力学模型

2.1 效用价值驱动理论

由第1节的分析可知,旅客的出行行为受到时间、费用、换乘、舒适度、交通状况等众多因素的影响,这也解释了旅客聚集行为不是单一的影响因素所驱动,符合人类行为高度复杂的特性。不同的交通方式有各自的因素特性,同时不同旅客群体对各影响因素感受程度存在迥异,并且交通状况、换乘便捷舒适度等随机因素很难定量刻画,更多的是旅客对其一种人为的感知。换言之,旅客在交通运输系统中的换乘是对整体影响因素的利益均衡和综合效用的实现,表现出边际效用原理。

定义1 旅客出行效用价值。假设 X_n 表示不同的出行方式, X_{ni} 表示出行方式的特性, α_k 表示各特性的权重。旅客对出行方式的选择相互独立,即 $p(X_1, X_2, \dots, X_n) = p(X_1)p(X_2)\dots p(X_n)$, 旅客对出行特性的期望为 $E(\alpha_1 X_{n1}, \alpha_2 X_{n2}, \dots, \alpha_i X_{ni})$ 。旅客的换乘决策 $p(X_n)$ 是自身期望的均衡,即效用价值 δ 的实现: $p(X_n) \triangleq f(\delta) = \sum_{k=1}^i \alpha_k E(X_{nk})$ 。

在机场集疏运体系中,旅客期望获取最理想的换乘方式抵达机场,肯定会均衡各个特征因素使每个期望都得以满足。乘坐小汽车出行的商务旅客,只期望满足便捷舒适性,较易实现,表现出较小的效用价值;而休闲出行的旅客要兼顾费用、舒适度等期望,其效用价值较大;另外,轨道交通出行的旅客往往综合考虑时间、费用和便捷等因素,实现较难,并且轨道交通方式涉及到购票、安检、等候、换乘因素影响,加大了旅客的期望值,因此效用价值很大。在此,效用价值对旅客的出行换乘行为给予了很好的诠释,因此,可以把机场离港旅客在交通系统中的换乘行为定义为一种基于效用价值驱动的人类行为。

2.2 模型描述

根据2.1节中不同维度旅客效用价值的大小分析,并结合图2(b)的阵发性强度大小关系,易知效用价值驱动旅客抵达行为的发生率(活跃度)和效用价值大小呈负相关,即: $\lambda(\tau) = 1/(1 + \delta\tau)$ 。

定义2 假定旅客的出行行为仅受到出行费用 M 、时间 T 、换乘便捷舒适度 C 和交通枢纽的随机因素 ξ 等出行特性的影响,根据定义1,则旅客的效用价值为: $\delta = \sigma/(\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi)$, σ 为抵达强度系数。因此,效用价值驱动的离港旅客抵达行为发生率为

$$\lambda(\tau) = 1/\left(1 + \frac{\sigma\tau}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}\right)$$

根据机场集疏运体系特性可知,高的出行费用往往是为了追求短的出行时间和便捷舒适的出行体验。因此 M 和 T 两者关系为: $M \propto C, M \propto 1/T$, 取值范围为 $[0, 1]$ 。 ξ 是一个位于 $[0, 1]$ 的随机变量,初始值为0表示交通体系运行正常。

根据不同交通方式的固有特性和不同旅客的感知、欲望需求, $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ 分别表示费用、时间、便捷舒适度的影响权重,取值范围为 $[0, 1]$, 且权重之间的关系为: $\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = 1, \alpha_2 \propto \alpha_3, \alpha_1 \propto 1/\alpha_2$ 。

推论1 不同出行方式的旅客受到效用价值 $\delta = \sigma/(\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi)$ 的影响,其聚集时间间隔服从幂指数为 $-[(\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi)/\sigma] - 1$ 的幂律分布。

根据模型定义,假设一名旅客的到达时刻为 t , 则下一位旅客在 $t + \tau$ 时刻抵达的概率为

$$p(\tau) = \frac{1}{1 + \frac{\sigma\tau}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}} \cdot \prod_{i=1}^{\tau-1} \left(1 - \frac{1}{1 + \frac{\sigma i}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}}\right) \quad (1)$$

由式(1)可得

$$p(\tau) = \frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi + \sigma\tau} \cdot \prod_{i=1}^{\tau-1} \left(\frac{\sigma i}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi + \sigma i}\right) = \frac{\sigma}{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi} \cdot \frac{\left(\frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma}\right)! (\tau - 1)!}{\left(\frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} + \tau\right)!} \quad (2)$$

根据伽马函数的性质: $\Gamma(x + 1) = (x)!$, 可将式(2)变换为

$$p(\tau) = \frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} \cdot \frac{\Gamma\left(\frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} + 1\right) \Gamma(\tau)}{\Gamma\left(\frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} + \tau + 1\right)!} \quad (3)$$

又由贝塔函数和伽马函数之间的转换性质: $B(a,$

b) = $\frac{\Gamma(a)\Gamma(b)}{\Gamma(a+b)}$, 可得

$$p(\tau) = \frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} \cdot B\left(\tau, \frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} + 1\right) \quad (4)$$

根据贝塔函数和幂函数的性质可知:

$$p(\tau) \sim \frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} \tau^{-\left(\frac{\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi}{\sigma} + 1\right)} \quad (5)$$

由理论推导结果可知,效用价值驱动下的旅客聚集行为动力学模型能够产生相邻行为时间间隔服从幂指数为 $-\left[(\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi)/\sigma\right] - 1$ 参数可调的幂律分布。

3 数值模拟与分析

费用、时间、便捷舒适度的参数设置采取相对标度方法,将该参数下取值最大的交通方式设为1。当不考虑机场集疏运体系中不同旅客群体的差异和其他随机因素时,从整体旅客分析,将参数值设为1,即 $M = T = C = 1, \xi = 0$ 。因此,此时旅客的抵达分布为幂指数: $-\left[(\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3)/\sigma\right] - 1$ 。又由之前的统计可知,旅客整体抵达规律服从幂指数为 -1.469 的幂律分布,即可得 $\sigma = 2.13$ 。

对比3种交通方式的固有属性和不同旅客群体的出行需求,结合交通体系运行状况和旅客需求设定各指标参数和相应权重的值。其中,小汽

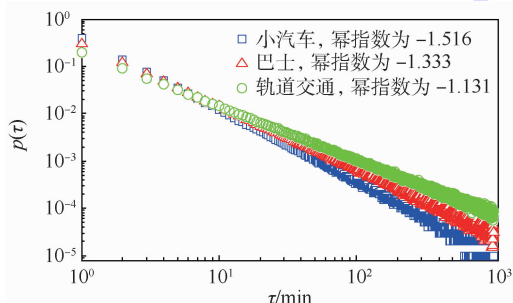
车中私家车和公务专车的费用 M 包含往返消费;时间 T 包括车内外时间;便捷舒适度 C 主要考虑交通方式的中间停靠和车内拥堵情况;随机因素 ξ 主要分析陆侧交通系统运行和旅客出行的稳定性。地面交通容易受到发车频率和路面拥堵情况的影响,因此其随机变量比较大,相比之下,轨道交通运行稳定,随机变量最小。具体的参数取值和权重设置如表4所示。

为了验证模型的有效性,对旅客聚集行为动力学模型进行数值模拟。根据行业场景下的行为周期和阵发性特点,选取模拟间隔时间步长为 1000 min ,每次模拟 100000 个事件,对10次独立实验结果取平均,如图3所示。分别选取乘坐小汽车和休闲的旅客对模型进行分析。小汽车最为舒适便捷,也是这类旅客选择的主要原因之一,因此设定参数 $C = 1, \alpha_3 = 0.5$ 。同时出行时间最短也是旅客青睐的原因,然而其费用最高,但是这类旅客有着较高的时间价值,看重时间要远高于费用,因此设定参数 $T = 0.5, \alpha_2 = 0.4, M = 1, \alpha_1 = 0.1$ 。小汽车出行受地面交通拥堵状况影响很大,设定随机参数 $\xi = 0.3$ 。相反休闲目的出行的旅客时间价值比较低,有着较为充裕的出行时间,看重出行的费用而非时间和便捷舒适度,所以选择较低舒适便捷度、低费用、高出行时间的巴士和轨道交通较多,因此设定参数 $M = 0.2, \alpha_1 = 0.7, T = 0.9, \alpha_2 = 0.1, C = 0.4, \alpha_3 = 0.2$,这类出行旅客

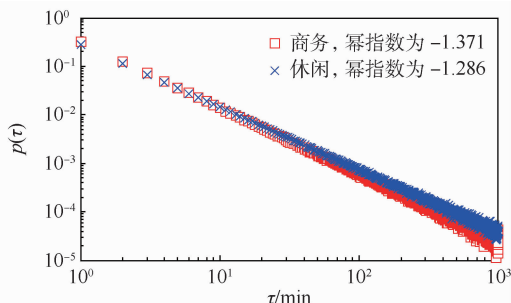
表4 模型参数设定与输出

Table 4 Parameter setting and output of model

出行维度	费用		时间		便捷舒适度		ξ	输出幂指数	拟合幂指数
	α_1	M	α_2	T	α_3	C			
小汽车	0.1	1	0.4	0.5	0.5	1	0.3	-1.516	-1.523
巴士	0.7	0.3	0.1	1	0.2	0.5	0.3	-1.333	-1.323
轨道交通	0.8	0.1	0.1	0.7	0.1	0.3	0.1	-1.131	-1.124
商务	0.1	0.8	0.6	0.5	0.3	0.7	0.2	-1.371	-1.362
休闲	0.7	0.2	0.1	0.9	0.2	0.4	0.3	-1.286	-1.292



(a) 不同出行方式旅客仿真输出



(b) 不同出行目的旅客仿真输出

图3 各维度旅客群体聚集时间间隔仿真

Fig. 3 Simulation of gathering time interval of passenger groups in each dimension

受到地面交通拥堵影响的同时还有发车频率等影响,因此设定参数 $\xi = 0.3$ 。小汽车和休闲出行旅客的模型输出幂指数分别为 -1.516 和 -1.286 ,与实际数据拟合的 -1.523 和 -1.292 基本吻合,证明了模型的准确性和适应性。

4 结论

本文通过分析机场离港旅客的陆侧出行数据,展开对交通网络中旅客出行行为的机理特征探究,研究表明:

1) 不同出行维度旅客群体的聚集时间间隔分布具有幂律特征,且幂指数和阵发性强度呈正相关。

2) 离港旅客的出行决策和聚集特性是效用价值所驱动,并且聚集行为的发生率和效用价值大小呈负相关。

3) 提出效用价值驱动理论,在此基础上构建旅客出行动力学模型,该模型能够生成幂指数为 $-\left[\left(\alpha_1 M + \alpha_2 T + \alpha_3 C + \xi\right) / \sigma\right] - 1$ 参数可调的幂律分布,仿真输出和实证结果一致。

人类行为是高度复杂的,交通体系中影响旅客出行的因素也纷繁错杂。本模型在构建时简化了出行行为的驱动力,因此尚存在一定的不足。未来,将通过综合交通大数据平台等获取多维度的旅客出行动态信息,进一步挖掘旅客行为更为本质的驱动因素,完善理论模型,提升模型的普适性。

参考文献 (References)

- [1] WU S F, YUN M P, YANG X G, et al. The travel choice behavior with traffic state information [C] // International Conference on Transportation Engineering, 2015: 2121-2126.
- [2] 刘大龙, 田琼. 信息提供下的公交管制策略 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 502-508.
LIU D L, TIAN Q. Regulation strategies on the public transit system with information provision [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 502-508 (in Chinese).
- [3] WRIGHT M, GOMES G, HOROWITZ R, et al. On node and route choice models for high-dimensional road networks [J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2017, 105: 212-234.
- [4] ZHANG M S, HUI F, GANG H. Modeling of evacuation route choice behavior considering traffic information [C] // Intelligent Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 5534-5538.
- [5] JIANG B, YIN J, ZHAO S. Characterizing the human mobility pattern in a large street network [J]. Physical Review E, Statistical Nonlinear & Soft Matter Physics, 2009, 80(1): 1711-1715.
- [6] LIANG X, ZHENG X, LV W, et al. The scaling of human mobility by taxis is exponential [J]. Physica A: Statistical Mechanics & Its Applications, 2011, 391(5): 2135-2144.
- [7] PENG C, JIN X, WONG K C, et al. Collective human mobility pattern from taxi trips in urban area [J]. PLoS One, 2012, 7(4): e34487.
- [8] ROTH C, KANG S M, BATTY M, et al. Structure of urban movements: Polycentric activity and entangled hierarchical flows [J]. PLoS One, 2010, 6(1): e15923.
- [9] 王明生, 黄琳, 闫小勇. 探索城市公交客流移动模式 [J]. 电子科技大学学报, 2012, 41(1): 2-7.
WANG M S, HUANG L, YAN X Y. Exploring the mobility patterns of public transport passengers [J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2012, 41(1): 2-7 (in Chinese).
- [10] VAZQUE A. Impact of memory on human dynamics [J]. Physica A: Statistical Mechanics & Its Applications, 2007, 373(36): 747-752.
- [11] 焦玉, 刘衍珩, 王健, 等. 基于习惯的人类动力学建模 [J]. 科学通报, 2010, 55(11): 1070-1076.
JIAO Y, LIU Y H, WANG J, et al. Model for human dynamics based on habit [J]. Science Bulletin, 2010, 55(11): 1070-1076 (in Chinese).
- [12] SHANG M S, CHEN G X, DAI S X, et al. Interest-driven model for human dynamics [J]. Chinese Physics Letters, 2010, 27(4): 48701-48703.
- [13] 符丁, 李明江, 黎路. 基于价值驱动的人类行为动力学实证研究和建模 [J]. 电子科技大学学报, 2015, 44(5): 652-656.
FU D, LI M J, LI L. Empirical study and modeling of human behaviour dynamics based on the value-driven [J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2015, 44(5): 652-656 (in Chinese).
- [14] STARNINI M, BARONCHELLI A, PASTORSATORRSA R. Modeling human dynamics of face-to-face interaction networks [J]. Physical Review Letters, 2013, 110(16): 1-9.
- [15] 赵金楼, 成俊会, 刘家国. 兴趣、习惯、交互三重驱动的微博用户动力学模型 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2015, 36(9): 1292-1296.
ZHAO J L, CHENG J H, LIU J G. Microblog users' dynamic model driven by interest, habit, and interaction [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2015, 36(9): 1292-1296 (in Chinese).
- [16] GOH K I, BARABASI A L. Burstiness and memory in complex systems [J]. Physics, 2006, 81(4): 48002.
- [17] 周涛. 在线电影点播中的人类动力学模式 [J]. 复杂系统与复杂性科学, 2008, 5(1): 1-5.
ZHOU T. Human activity pattern on on-line movie watching [J]. Complex Systems & Complexity Science, 2008, 5(1): 1-5 (in Chinese).
- [18] 邢志伟, 冯文星, 罗谦, 等. 基于航班离港时刻主导的单航班离港旅客聚集模型 [J]. 电子科技大学学报, 2015, 44(5): 719-724.
XING Z W, FENG W X, LUO Q, et al. Arrived passenger model in single flight based on the time of departure [J]. Journal of

University of Electronic Science and Technology of China, 2015, 44(5):719-724 (in Chinese).

[19] 钱堃,唐继孟,张素燕,等.城市轨道交通在机场枢纽集疏运体系中的竞争力分析[J].交通运输系统工程与信息, 2014, 14(3):168-173.

QIAN K, TANG J M, ZHANG S Y, et al. Competitiveness analysis of urban rail transit in airport access system[J]. Journal of Transportation Systems Engineering & Information Technology, 2014, 14(3):168-173 (in Chinese).

作者简介:

邢志伟 男,博士,教授。主要研究方向:民航智能规划与调度、民航装备与系统。

文涛 男,硕士研究生。主要研究方向:机场运行与控制工程。

罗谦 男,博士,研究员。主要研究方向:机场运营管理、民航智能规划与调度。

丛婉 女,硕士研究生。主要研究方向:通信工程、电子信息。

魏志强 男,硕士研究生。主要研究方向:机场运行与控制工程。

廖必凯 男,学士,高级工程师。主要研究方向:机场工程、机场运营与管理。

Utility value driven passenger travel dynamic study and modeling

XING Zhiwei^{1,2}, WEN Tao^{1,2}, LUO Qian^{2,3,*}, CONG Wan^{1,2}, WEI Zhiqiang^{1,2}, LIAO Bikai^{2,3}

(1. Electronic Information and Automation Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. The Second Research Institute of Civil Aviation Administration of China, Chengdu 610041, China;

3. Civil Aviation Electronic Technology Co., Ltd., Chengdu 611430, China)

Abstract: In order to explore the characteristics and mechanism of passenger travel behavior in the traffic system, the statistical analysis of the passenger travel pattern is studied based on the actual airport departure of the landside passenger travel data. It is found that the behavior of passenger gathering has strong paroxysmal feature, the interval time distribution about different passenger groups has a power-law characteristic, and the power is proportional to the intensity of paroxysmal feature. Meanwhile, passenger traveling transfer decision-making is a kind of utility value driven human behavior considering many factors such as time, cost, convenience and comfort, and emergency. Accordingly, a utility value driven travel behavior dynamic model is proposed, from which power-law distribution with an adjustable power exponent can be obtained. The simulation results of the dynamic model are consistent with the analysis results of empirical data.

Keywords: human dynamics; interval time distribution; travel behavior; utility value driven; transfer decision

Received: 2017-03-13; Accepted: 2017-06-09; Published online: 2017-08-31 14:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170831.1421.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1533203, U1333122); Science and Technology Support Program of Sichuan Province (2016GZ0068); Strategic Emerging Product R & D Subsidy Project of Chengdu (2015-CP01-00158-GX)

* Corresponding author. E-mail: luoqian@caacetc.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0149

基于北斗 GEO 卫星反射信号的渤海海冰检测



张云^{1,*}, 谢向芳¹, 孟婉婷¹, 杨树瑚¹, 高强², 王伟³

(1. 上海海洋大学 信息学院, 上海 201306; 2. 天津市滨海新区气象局, 天津 300480;

3. 天津市气象科学研究所, 天津 300074)

摘 要: 随着全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R)的提出,其在海冰检测领域的应用也越来越广泛。北斗地球同步轨道(GEO)卫星的角速度较小且仰角变化仅有 $3^{\circ} \sim 4^{\circ}$,因此在相同观测地点其镜面反射点的空间位置非常稳定,可以提高特定区域海冰检测的时间分辨率。对在中国渤海湾进行的2次岸基海冰检测实验(2015年1月24日和2016年1月30日至2月4日)进行分析,验证了北斗 GEO B1 反射信号对沿岸海冰进行长时间连续检测的可行性。第1个实验结果显示海冰密集度与2颗 GEO 卫星 C01 和 C03 的极化比值结果具有相关性;第2个实验结果显示3颗 GEO 卫星 C01、C02 和 C03 检测的海冰极化比值与大气温度存在正相关关系,其中 C01、C02 和 C03 的极化比值与大气温度的相关值分别为 0.61、0.72 和 0.57。

关键词: 北斗卫星导航系统;地球同步轨道(GEO)卫星;反射信号;极化比;海冰探测

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0257-07

中国渤海每年冬天会因寒潮侵袭而冻结造成海冰灾害,海冰灾害直接造成的经济损失引起了国家气象局的重视^[1]。这使得对海冰监测技术的探究和对海冰的预警技术成为重要的研究方向。传统的海冰观测站测量、机载监测和卫星遥感观测等手段受环境限制并且成本高。

全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R)具有全球覆盖、全天候的可用性、成本低等特点,其有广泛的卫星资源应用于检测海洋表面,应用领域如海洋测高^[2-4]、海洋风场^[5-7]、海面浮油^[8-9]和海面有效波高^[10-11]。近年来,海冰检测已经成为使用 GNSS-R 技术研究的一个重要领域。

Komjathy 等^[12]首次于 2000 年发表了全球定位系统(GPS)在遥感领域的新的潜在应用。不过,GPS 只包含中地球轨道(MEO)卫星星座。通常,单颗 MEO 卫星在一天的可用时间为 4~6 h,

并且卫星的仰角在 $10^{\circ} \sim 80^{\circ}$ 之间变化,而可使用的仰角范围有限^[13-16],这使得单颗卫星的海冰检测的时间分辨率降低。使用多颗卫星相结合可以提高时间分辨率,但每颗卫星发射信号功率不同,在信号传输过程中的信号衰减程度不一致等原因导致使用多颗卫星协作的情况会带来不同程度的系统误差^[17-22]。

中国自主研发的北斗系统由地球同步轨道(GEO)卫星、倾斜地球同步轨道(IGSO)卫星和 MEO 卫星组成。与 MEO 卫星和 IGSO 卫星相比,GEO 卫星具有较低的角速度,仰角几乎没有变化,所以镜面反射点也几乎没有变化。因此,使用 GEO 卫星检测海冰不仅具有高时间分辨率,而且能够减少因卫星仰角变化对反射信号功率造成的影响。然而,使用北斗 GEO 卫星反射信号检测海冰的研究还很少^[23-24]。

收稿日期: 2017-03-04; 录用日期: 2017-06-16; 网络出版时间: 2017-10-17 18:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171017.1817.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(41376178, 41401489, 41506213)

* 通信作者. E-mail: y-zhang@shou.edu.cn

引用格式: 张云, 谢向芳, 孟婉婷, 等. 基于北斗 GEO 卫星反射信号的渤海海冰检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 257-263. ZHANG Y, XIE X F, MENG W T, et al. Bohai coastal sea ice detection using BeiDou GEO satellite reflected signals [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 257-263 (in Chinese).

本文使用笔者团队开发的北斗卫星反射信号(BeiDou-R)软件接收机接收数据,利用3颗北斗GEO卫星(C01、C02和C03)在渤海湾进行了2次实验,对实验结果的分析验证了北斗GEO卫星反射信号检测海冰密集度的可行性。

第1次实验首次验证了利用GEO卫星的反射信号检测海冰的可能性。由于第1次实验(2015年)当天气温比较高,从海冰状态到全部融化成海水状态仅持续11h。同时海冰密集度的变化受潮汐的影响,当潮水上涨时会将海冰冲碎并带走海冰,海冰密集度急速降低,因此未能进行长时间的连续观测。第2次实验(2016年)中海冰状态持续了6d并且海冰密集度高达90%,因此利用3颗北斗GEO卫星对沿海海冰进行了长时间的连续观测。

2次实验结果表明,渤海湾海域海冰产生的反射信号的极化比值与海冰密集度和大气温度有一定的相关性。同时本文使用干涉相位的均方根 RMS_{ϕ} 。讨论了海面粗糙度,发现海面粗糙度变化较小,可以忽略其对实验结果的影响。

1 原理方法

1.1 BDS 的特征

北斗卫星导航系统(BDS)由3部分组成:空间段、地面段和用户段。与其他系统不同,BDS不仅包括MEO卫星和IGSO卫星,也包括GEO卫星。截至2016年6月12日,已成功发射23颗卫星,包括7颗GEO卫星、8颗MEO卫星、8颗IGSO卫星。由于卫星轨道的特点,造成了GEO与MEO和IGSO的可视时间和仰角变化率都有较大的不同。其中,GEO卫星的轨道高度为35786km,可视时间为24h(全天),仰角几乎不变。

图1为2016年2月1日渤海湾的C03(GEO)、C08(IGSO)和C11(MEO)卫星的24h仰角时序图,体现了北斗3种星座不同的可视时间。C03(北斗GEO)的可视时间长达24h,仰角的变化范围仅为 $3^{\circ} \sim 4^{\circ}$;C08(北斗IGSO)的可视时间为16h,仰角变化率会改变,一段时间内的仰角变化率保持在 10° 以内,与GEO卫星有相同的特征,而另一段时间内的仰角变化率非常大,与MEO卫星有相同的特征;C11(北斗MEO)的可视时间被分割成2段,共6h。可视时间和仰角的变化率与各自卫星的轨道特性有着密切的关系。由此可见,在接收机固定位置的情况下,单颗GEO卫星的时间分辨率比MEO卫星和IGSO卫星高,因此可以利用GEO卫星对特定位置进行长时间

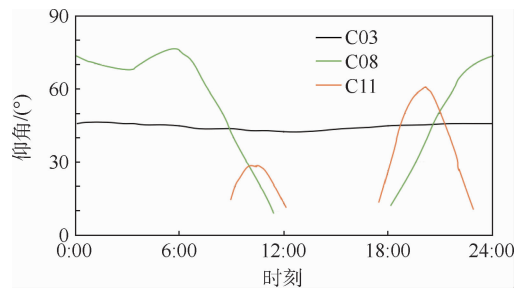


图1 2016年2月1日的24h北斗混合星座代表卫星的时序图

Fig.1 24 h timing diagram of BeiDou mixed constellation (February 1, 2016)

的稳定观测。基于这一特性,本文使用了3颗北斗GEO卫星(C01、C02和C03)提高了基于地基反射信号的海冰检测的时间分辨率。

BDS发射2种右旋圆极化(RHCP)L波段信号,分别为B1频率(1561.098MHz)和B2频率(1207.14MHz)。本文采用B1频率信号,其带宽为4.092MHz。

1.2 海冰检测原理

本文假设海面平静,忽略海面粗糙度的影响。对于光滑的表面,电磁波的反射类似镜面反射^[23]。入射角等于反射角,利用菲涅耳反射系数可以确定入射电磁波与反射电磁波之间的关系。

实验中卫星数据的仰角范围为 $38^{\circ} \sim 43^{\circ}$,故实验利用直射信号在海面反射后的反射左旋圆极化信号R-LHCP与直射右旋圆极化信号D-RHCP的比值——极化比(R-LHCP/D-RHCP)模型反推海洋表面物理信息。

1.3 海面粗糙度原理

在本文的2次实验中,镜面反射区域实际是略微粗糙的海面,这导致海冰表面的反射信号在各个方向都有散射,从而降低了反射信号的功率^[19]。

由于反射面的粗糙度与 RMS_{ϕ} 的变化相关,因此通过 RMS_{ϕ} 来表征镜面反射点处的海面粗糙度。图2为计算 RMS_{ϕ} 的流程。通过分析 RMS_{ϕ} 与海冰表面状况之间的关系来判断是否需要用海面粗糙度对实验结果进行校正。

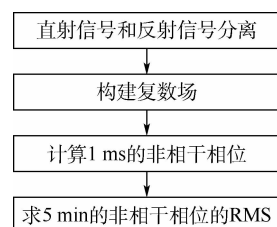


图2 RMS_{ϕ} 计算流程

Fig.2 Calculation flowchart of RMS_{ϕ}

2 海冰实验

为了验证使用 BeiDou-R 技术与极化比 (R-LHCP/D-RHCP) 海冰模型检测海冰密集度的可行性,笔者在中国渤海进行了 2 次实验。为了消除不同时刻卫星仰角变化对实验结果的影响以及提高观测的时间分辨率,采用北斗 GEO 卫星对海冰进行探测。

考虑到天线波束角和反射面积,选择卫星仰角范围为 $135^\circ \sim 225^\circ$ 的海冰数据进行处理。筛选出 3 颗符合条件的 GEO 卫星 C01、C02 和 C03。然而在 2015 年的实验期间, C02 卫星发生轨道漂移现象,故 2015 年符合条件的卫星只有 C01 和 C03 卫星。

图 3(a) 为实验位置坐标,图 3(b) 为北斗卫星的镜面反射点位置。图中,蓝色、玫红色、绿色圆点分别代表 C01、C02、C03 的镜面反射点,红色圆点表示接收器的位置。

本次实验用了 3 个接收天线: D-RHCP、R-LHCP 和 R-RHCP 天线,相关参数详见表 1。本文使用的是 BDS 中频 (IF) 信号的软件接收机,采样频率为 16.36 MHz,带宽约为 16 MB/s。

图 4 为 2016 年 1 月 30 日 3 颗 GEO 卫星的天顶

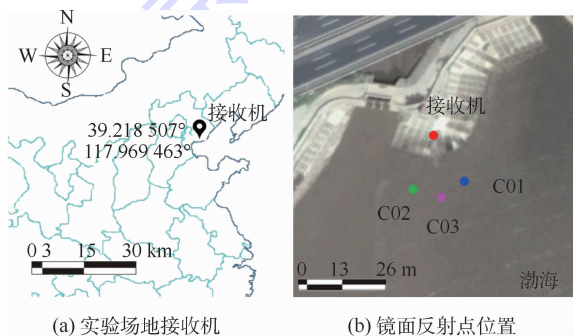


图 3 实验场地接收机和镜面反射点位置

Fig. 3 Receiver and specular reflection points of experimental area

表 1 D-RHCP、R-LHCP 和 R-RHCP 天线的参数对比

Table 1 Comparison of parameters of D-RHCP, R-LHCP and R-RHCP antennas

参数	D-RHCP 天线	R-LHCP 天线	R-RHCP 天线
工作温度/ $^\circ\text{C}$	-55 ~ +85	-40 ~ +80	-55 ~ +85
天线增益/dB	3	12	12
波束角/ $^\circ$	0 ~ 360	21	21
质量/kg	<0.2	1.2	1.2
尺寸/(mm × mm × mm)	119 × 76 × 18	212 × 212 × 20	212 × 212 × 20

图。实线箭头代表 2015 年接收天线朝向,虚线箭头代表 2016 年接收天线朝向。

图 5 为 2015 年 1 月 24 日 08:24 时刻 C01 卫星的路径延迟与相关功率关系曲线,该曲线为 240 s 的数据。在这组数据中,极化比 (R-LHCP/D-RHCP) 为 0.11。用同样的方法估计 2 个实验中的极化比 (R-LHCP/D-RHCP) 所有值。

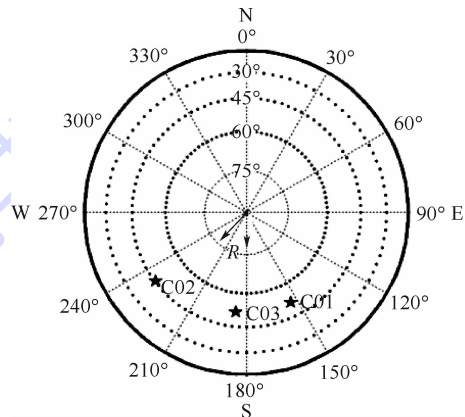


图 4 2016 年 1 月 30 日实验地点卫星天顶图
Fig. 4 Skyplot of satellite at experiment point (January 30, 2016)

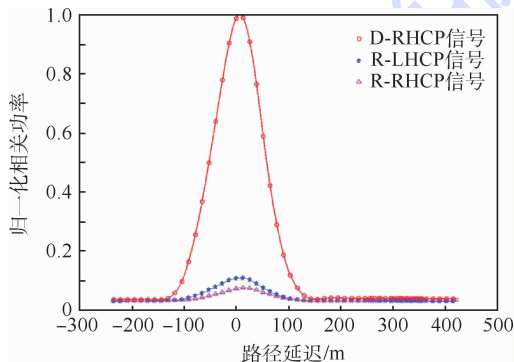


图 5 2015 年 1 月 24 日 08:24 时刻 C01 卫星路径延迟与相关功率关系曲线

Fig. 5 Relationship between path delay and related power of C01 satellite (January 24, 2015, 08:24)

3 实验数据分析

3.1 第 1 次实验

在本次 BeiDou-R 岸基实验中,用照相机每 5 min 拍摄一张实验场景,并使用支持向量机 (SVM) 的方法计算照片中实验场景的海冰密集度。结果显示在图 6 中,图中小照片代表实验场景。

2015 年 1 月 24 日,海面高潮发生在 05:48 和 17:33 时刻,低潮发生在 12:09 时刻。从图 6 中可以看出,07:58 ~ 12:14 时刻海冰密集度没有明显的变化,12:14 时刻之后海冰密集度略有下降,

然后又有所上升。结合气象站的气温资料,可能是中午气温变化造成的。在 13:06 ~ 15:16 时刻,海冰密集度稳定。15:16 时刻之后,海水涨潮到实验区域,海水增加并将海冰冲走,镜面反射区海冰密集度急剧下降。

将接收的 07:58 ~ 16:43 时刻的卫星信号数据进行 1 次相干累加和 100 次非相干累加,得到如图 7 所示结果。

根据文献 [21] 所述,极化比值 (R-LHCP/D-RHCP) 与海冰密集度呈负相关。从图 7 中可以看到,07:58 ~ 12:55 时刻 C01 卫星的极化比值和 07:58 ~ 11:22 时刻 C03 卫星的极化比值逐渐上升,而海冰密集度逐渐下降;12:55 ~ 15:16 时刻 C01 和 C03 卫星的极化比值先下降后上升,海冰密集度先上升后下降;15:16 时刻之后潮汐

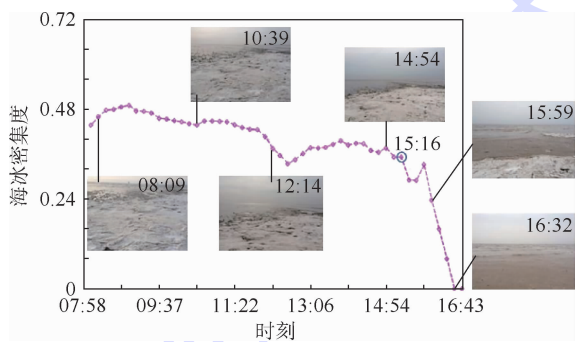


图 6 海冰密集度及实验场景

Fig. 6 Pictures of sea ice concentration and experimental scene

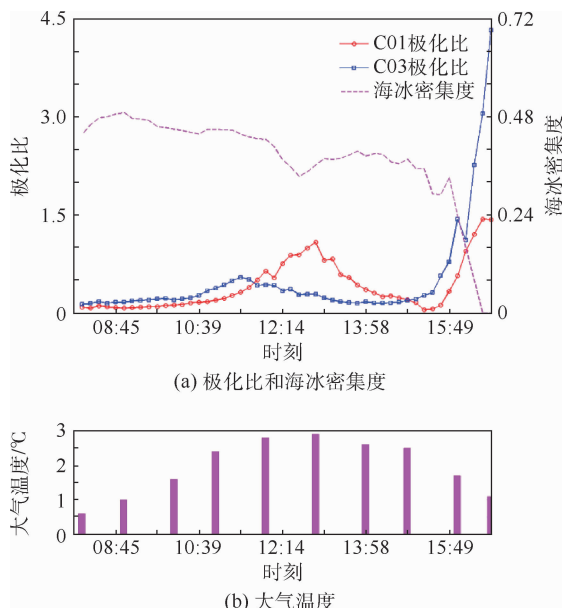


图 7 C01 和 C03 卫星的极化比、海冰密集度和大气温度变化

Fig. 7 Polarization ratio, sea ice concentration and atmospheric temperature change of C01 and C03 satellites

到达实验区域,C01 和 C03 卫星的极化比值上升,海冰密集度下降。

12:55 时刻的 C01 卫星数据中的峰值可能是由于中午大气温度较高引起的海冰暂时融化,15:16 时刻之后极化比值迅速上升是因为潮汐影响导致海冰密集度迅速降低。C03 卫星的结果类似。

3.2 第 2 次实验

在 2016 年的实验中,笔者对实验区域进行了视频拍摄,随后使用 SVM 计算从视频中获取的实验场景照片的海冰密集度。结果如表 2 所示,实验期间海面几乎被海冰覆盖。由于海冰密集度变化幅度极小,很难分析海冰密集度和极化比之间的关系。

本文分析了极化比和大气温度之间的关系,结果如图 8 所示。可以看出,C01、C02 和 C03 卫星的极化比值与大气温度之间呈正相关关系。

表 3 显示了每颗卫星每天的极化比值与大气温度之间的相关性,最右列是每颗卫星在 6 d 的实验中总的相关值。

通过对图 8 和表 3 进行分析,得出以下结论:

1) 在连续 6 d 的实验期间,C01、C02 和 C03 卫星的极化比值与大气温度之间呈正相关的关系,相关值分别为 0.61、0.72 和 0.57。

表 2 2016 年实验中每天的海冰密集度
Table 2 Daily sea ice concentration of experiment in 2016

时 刻	海水密集度					
	2016-01-30	2016-01-31	2016-02-01	2016-02-02	2016-02-03	2016-02-04
08:00	0.91	0.93	0.93	0.93	1.00	0.97
11:00	0.94	0.97	1.00	1.00	0.95	0.95
14:00	0.95	0.99	1.00	1.00	0.98	0.94
17:00	0.95	0.99	1.00	1.00	0.98	0.94

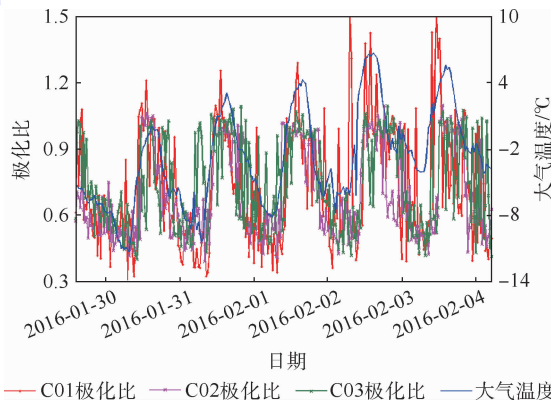


图 8 极化比与大气温度的关系

Fig. 8 Relationship between polarization ratio and atmospheric temperature

表 3 极化比和大气温度的相关性

Table 3 Relationship between polarization ratio and atmospheric temperature

卫星	仰角/ (°)	相关值						总相关值
		2016-01-30	2016-01-31	2016-02-01	2016-02-02	2016-02-03	2016-02-04	
C01	38	0.55	0.67	0.82	0.71	0.45	0.49	0.61
C02	30	0.66	0.78	0.80	0.76	0.84	0.68	0.72
C03	43	0.54	0.57	0.73	0.72	0.60	0.52	0.57

2) C02 卫星的极化比与大气温度的相关性结果比 C01 和 C03 卫星大。通过实验现场观察发现,C02 卫星的镜面反射点区域的海冰结构更稳定。推测当海冰密集度高且稳定时,大气温度对极化比值的影响最大。

3.3 海面粗糙度分析

通过计算 RMS_{ϕ} 标准偏差来分析海面的粗糙度。

图 9 为 2 次实验的 RMS_{ϕ} 数据,图中每个点是 30 min 实验数据的平均值。在 2015 年的实验中,实验海域中是冰与水的混合物(见图 6)。在 2016 年的实验中,实验海域中海冰密集度达到 90% 以上(见表 2)。从图 9 可以得出,风速和 RMS_{ϕ} 之间无明显的相关性。海冰和海水混合物的海况,海面粗糙度基本不受风速影响,主要与海冰的表面状况有关。图 10 为 2 次实验中具有代表性的海面状况照片。

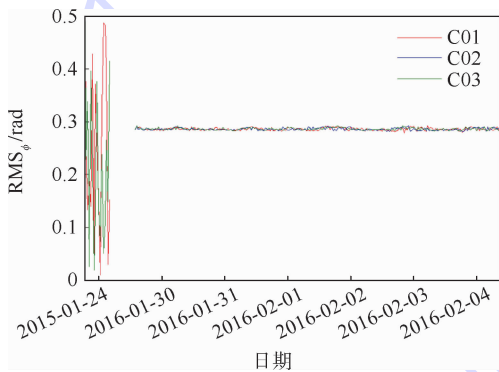
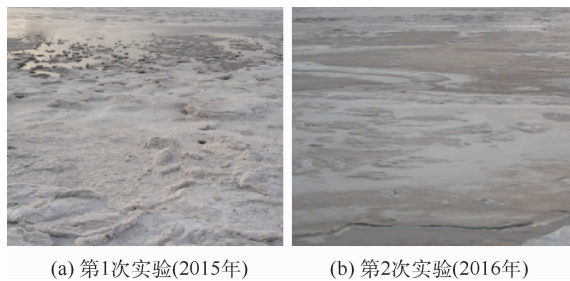


图 9 2 次实验的 RMS_{ϕ} 值

Fig. 9 RMS_{ϕ} values of two experiments



(a) 第1次实验(2015年) (b) 第2次实验(2016年)

图 10 2 次实验海冰状况实景图

Fig. 10 View diagrams of two sea ice experiments

表 4 为 2 次实验 RMS_{ϕ} 值的标准偏差。可以发现,第 2 次实验的 RMS_{ϕ} 值的标准偏差值比第 1 次实验更小,反映了更加光滑的海面状况。第 2 次实验期间,渤海湾实验区海面是由海水新结的海冰组成,海面比第 1 次实验的更光滑(实验现场照片见图 10)。在海冰密集度大时, RMS_{ϕ} 值可以直接反映海冰的表面状况。

由于 2 次实验中 RMS_{ϕ} 范围小于 0.5 rad(见图 9 和表 4),对海冰检测的影响可以忽略,所以无需对 2 次实验的结果进行校正。

表 4 2 次实验的 RMS_{ϕ} 值的标准差

Table 4 Standard deviation of RMS_{ϕ} of two experiments

实验	标准差		
	C01	C02	C03
第 1 次	0.1297		0.1437
第 2 次	0.0026	0.0024	0.0023

4 结 论

本文通过在渤海的 2 次实验,利用 3 颗北斗 GEO 卫星的反射信号检测海冰密集度,验证了使用岸基 BeiDou-R 软件接收机接收北斗 GEO 卫星反射信号检测海冰密集度的可行性。

从 2 次实验的结果可知,BeiDou-R 软件接收机能够被用来接收 BeiDou-R 信号。从处理后的数据可以得到以下结论:

1) 由于 GEO 卫星仰角几乎不变,在岸基实验中呈现很好的时间分辨率,并提供更可行的数据,可以使用单颗 GEO 卫星定点长时间监测海况,可以使用多个 GEO 卫星结合提高空间分辨率。在未来的研究中,将结合北斗 IGSO 卫星进一步提高检测海冰密集度的空间分辨率。

2) 当海冰密集度变化范围大的情况下,可以利用 BeiDou-R 信号极化比技术探测海冰密集度变化。

3) 当海冰密集度大,且变化范围小的情况下,极化比技术可以检测气温的变化。因为海冰厚度与气温有一定的相关性,海冰厚度的变化也可能影响极化比值。由于本文提到的 2 次实验中缺乏海冰厚度的数据,这一问题需要在将来进一步研究。

4) 当海冰密集度大时,由于海面粗糙度受风速影响较小,非相干相位的 RMS_{ϕ} 可以直接反映海冰的表面状况。从本文实验中 RMS_{ϕ} 的结果得出海面粗糙度对海冰检测的影响极小可以忽略,故不需校正。

5) 本文实验中定性地分析了海冰密集度的变化与极化比的相关性,在未来的实验中将尝试对极化比和海冰密集度的关系进行定量分析。

致谢 本文在研究过程中,得到了北京航空航天大学杨东凯教授、李伟强博士关于 GNSS-R 方面的悉心指导;在渤海海冰实验过程中,中国气象局气象探测中心、天津市气象科学研究所、天津市滨海新区气象局等单位给予了大力支持;同时,在撰写论文的过程中,得到了上海海洋大学通信导航海洋应用实验室老师和同学的关心和帮助,在此一并表示诚挚感谢。

参考文献 (References)

- [1] 李剑,黄嘉佑,刘钦政.黄、渤海海冰长期变化特征分析[J].海洋预报,2005,22(2):22-32.
LI J, HUANG J Y, LIU Q Z. Long term variation characteristics of sea ice in Bohai and Yellow Sea[J]. Ocean Forecast, 2005, 22(2): 22-32 (in Chinese).
- [2] RIUS A, CARDELLACH E, MATTIN-NEIRA M. Altimetric analysis of the sea-surface GPS-reflected signals[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2010, 48(4): 2119-2127.
- [3] PARK H, VALENCIA E, CAMPS A, et al. Delay tracking in spaceborne GNSS-R ocean altimetry[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2013, 10(1): 57-61.
- [4] ZHANG Y, LI B B, TIAN L M, et al. Phase altimetry using reflected signals from BeiDou GEO satellites[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2016, 13(10): 1410-1414.
- [5] ZAVOROTNY V U, VORONOVICH A G. Scattering of GPS signals from the ocean with wind remote sensing application[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2000, 38(2): 951-964.
- [6] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, AKOS D M, ZAVOROTNY V U, et al. Airborne GNSS-R wind retrievals using delay-Doppler maps[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2013, 51(1): 626-641.
- [7] VALENCIA E, ZAVOROTNY V U, AKOS D M, et al. Using DDM asymmetry metrics for wind direction retrieval from GPS ocean-scattered signals in airborne experiments[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2014, 52(7): 3924-3936.
- [8] LI C, HUANG W, GLEASON S. Dual antenna space-based GNSS-R ocean surface mapping: Oil slick and tropical cyclone sensing[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2015, 8(1): 425-435.
- [9] VALENCIA E, CAMPS A, RODRIGUEZ-ALVAREZ N, et al. Using GNSS-R imaging of the ocean surface for oil slick detection[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2013, 6(1): 217-223.
- [10] SOULAT F, CAPARRINI M, GERMAIN O, et al. Sea state monitoring using coastal GNSS-R[J]. Geophysical Research Letters, 2004, 31(21): 133-147.
- [11] LARSON K M, RAY R D, NIEVINSKI F G, et al. The accidental tide gauge: A GPS reflection case study from Kachemak Bay, Alaska[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2013, 10(5): 1200-1204.
- [12] KOMJATHY A, ZAVOROTNY V, AXELRAD P, et al. GPS signal scattering from sea surface: Comparison between experimental data and theoretical model[C]//The 5th International Conference on Remote Sensing for Marine and Coastal Environments, 1998: 1-12.
- [13] YAN Q, HUANG W. Spaceborne GNSS-R sea ice detection using delay-Doppler maps: First results from the U. K. TechDemoSat-1 mission[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2016, 9(10): 4795-4801.
- [14] WIEHL M, LEGRESY B, DIETRICH R. Potential of reflected GNSS signals for ice sheet remote sensing[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2003, 40: 177-205.
- [15] GLEASON S, HODGART S, SUN Y, et al. Detection and processing of bistatically reflected GPS signals from low earth orbit for the purpose of ocean remote sensing[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2005, 43(6): 1229-1241.
- [16] RIVAS M B, MASLANIK J A, AXELRAD P. Bistatic scattering of GPS signals off arctic sea ice[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2010, 48(3): 1548-1553.
- [17] FABRA F, CARDELLACH E, NOGUES-CORREIG O, et al. Monitoring sea-ice and dry snow with GNSS reflections[J]. 2010, 38(5): 3837-3840.
- [18] CARDELLACH E, FABRA F, NOGUÉS-CORREIG O, et al. GNSS-R ground-based and airborne campaigns for ocean, land, ice, and snow techniques: Application to the GOLD-RTR data sets[J]. Radio Science, 2016, 46(6): 1-16.
- [19] FABRA F, CARDELLACH E, RIUS A, et al. Phase altimetry with dual polarization GNSS-R over sea ice[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2012, 50(6): 2112-2121.
- [20] FABRA F. GNSS-R as a source of opportunity for remote sensing of the cryosphere[D]. Barcelona: Universitat Politècnica de Catalunya(UPC), 2013.
- [21] ZHANG Y, GUO J J, YUAN G L, et al. Sea ice study based on GNSS-R signal[J]. Global Positioning System (China), 2013, 38(2): 1-7.
- [22] ZHANG Y, MENG W T, GU Q M, et al. Detection of Bohai bay sea ice using GPS-reflected signals[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing, 2015, 8(1): 39-46.
- [23] 张阳. 基于北斗卫星反射信号的海面高度测量方法研究[D]. 北京:北京化工大学, 2015.
ZHANG Y. Study on sea surface height measurement based on Beidou satellite reflection signal[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2015 (in Chinese).
- [24] 白伟华. GNSS-R 海洋遥感技术研究[D]. 北京:中国科学院研究生院, 2008.
BAI W H. Study of the GNSS-R ocean remote sensing technique[D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2008 (in Chinese).

作者简介:

张云 男,博士,博士生导师。主要研究方向:导航系统的高精度定位原理研究、导航系统的反射信号的海洋遥感技术研究和导航遥感技术的海洋应用产品的研究与开发。

谢向芳 女,硕士研究生。主要研究方向:GNSS-R 海冰检测。

孟婉婷 女,硕士,助理工程师。主要研究方向:基于 GNSS-R 技术的海冰反演和测高反演。

杨树瑚 男,博士,讲师。主要研究方向:南极冰盖的电磁探测反演。

Bohai coastal sea ice detection using BeiDou GEO satellite reflected signals

ZHANG Yun^{1,*}, XIE Xiangfang¹, MENG Wanting¹, YANG Shuhu¹, GAO Qiang², WANG Wei³

(1. College of Information Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;

2. Tianjin Binhai New Area Meteorological Bureau, Tianjin 300480, China;

3. Tianjin Institute of Meteorological Sciences, Tianjin 300074, China)

Abstract: With the development of global navigation satellite system reflected signals (GNSS-R), its application to sea ice detection has increased recently. The angular speed of BeiDou geostationary earth orbit (GEO) satellite is small and the angle of elevation varies for only 3–4 degrees. Therefore, the space position of the specular reflection point at the same observation site is stable. The stable elevation of BeiDou GEO satellite can increase the time resolution of sea ice detection. In this paper, two experiments were performed in Bohai Bay of China to detect coastal sea ice using BeiDou GEO satellite reflected signals on January 24, 2015 and from January 30 to February 4, 2016. This paper applies the feasibility of long time continuous detection of coastal sea ice by the Beidou GEO B1 reflection signal. The first experimental results showed that sea ice concentration is correlated with the polarization ratio of Beidou GEO satellites C01 and C03. The second experimental results show that there is a positive correlation between the sea ice polarization ratio detected by GPS GEO satellites C01 and C02 and C03, and the relative values of C01, C02 and C03 polarization ratio to atmospheric temperature are 0.61, 0.72 and 0.57, respectively.

Keywords: BeiDou navigation satellite system; geostationary earth orbit (GEO) satellite; reflected signals; polarization ratio; sea ice detection

Received: 2017-03-14; Accepted: 2017-06-16; Published online: 2017-10-17 18:17

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171017.1817.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41376178, 41401489, 41506213)

* Corresponding author. E-mail: y-zhang@shou.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0384

新型台阶缝冷却结构的气动及冷却特性

吴宏*, 杨登文

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 为了抑制气膜冷却过程中耦合涡的产生,提出了一种切向出流台阶缝冷却结构,并对其在涡轮导叶吸力面、压力面上布置时的气动性能及冷却特性进行了数值研究。结果表明:在吸力面叶栅通道喉部附近布置时仅使总压损失增加约2%;在压力面布置则能使总压损失、能量损失在低吹风比工况各降低约2.5%,同时出口气流角的增加不到0.1%,而且损失系数和出口气流角对吹风比的变化也不敏感。吸力面、压力面缝后冷却效率均较高,在高吹风比工况平均都有约8%轴向弦长的叶片表面冷却效率接近1.0。

关键词: 涡轮导叶; 气膜冷却; 耦合涡; 台阶缝槽; 气动损失; 冷却效率; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0264-09

作为燃气涡轮发动机的重要热端部件,涡轮导向器叶片直接承受燃烧室出口高温燃气的冲刷,必须采取气膜冷却等热防护措施以保证发动机安全可靠地工作。然而,现有气膜冷却大都通过一定倾角的孔或缝将冷气腔中的冷气引到叶片表面^[1-5],不可避免地会使出流冷气具有垂直于壁面的法向速度分量,而法向速度分量的存在会与主流相互作用产生反向旋转的耦合涡对,降低冷气对壁面的覆盖,增加冷气与主流的掺混,极大地削弱气膜冷却效果^[6-7]。冷气切向出流便能从根本上消除法向速度分量。现有气膜冷却结构中仅尾缘半劈缝能实现该方式的冷气出流^[8-11],但半劈缝需削除尾缘压力面,对缝口下游叶片外形改变较大,无法在叶片前缘及弦中区布置。为此,本文提出了一种新型台阶缝结构(详见计算模型部分),通过圆弧过渡实现缝口下游叶片型面的恢复,使台阶缝能在叶片表面其他位置布置。冷气沿缝口处叶片表面切线流出,经过2次圆弧过渡后到达叶片表面,流动方向也再次回到当地叶

片表面切线方向。由于冷气流方向与主流平行,不会形成耦合涡,冷气可以较长久地覆盖在叶片表面。同时,冷气沿展向的分布也较均匀,有效降低了叶片径向温度梯度。台阶缝不连续的气动外形会对叶栅性能造成影响,但这种具有较高冷却性能的结构对叶片的气动性能会造成怎样的影响,能否同时具有较好的气动及冷却特性? 本文将通过数值模拟对其进行深入研究。

在叶片尾缘半劈缝对叶栅气动性能影响方面,侯伟涛和乔渭阳^[8]对压力面半劈缝尾缘冷却下的跨声速涡轮叶栅气动性能进行了数值模拟,发现冷气喷射使压力面尾缘激波系由1道强激波变为3道弱激波,最佳情况下能量损失系数降低48%,叶栅性能得到显著改善。杨林等^[9]也得出了类似结论,同时指出,压力面劈缝使尾缘厚度降低,减小了尾迹宽度,降低了冷气与主流的掺混损失。石德永等^[10]通过计算分析了不同叶盆尾缘厚度对涡轮性能的影响,结果表明,随着叶盆尾缘厚度增加,涡轮效率和涡轮流量都降低,涡轮功则

收稿日期: 2017-06-06; 录用日期: 2017-09-22; 网络出版时间: 2017-10-18 15:23

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171018.1523.002.html

* 通信作者: E-mail: wuhong@buaa.edu.cn

引用格式: 吴宏, 杨登文. 新型台阶缝冷却结构的气动及冷却特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 264-272.

WU H, YANG D W. Aerodynamic and cooling performance of a novel step-shaped slot film cooling geometry [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 264-272 (in Chinese).

变化不大。高炎等^[11]也研究了开缝唇厚的影响,结果表明,唇厚增加使主流流体远离冷却壁面,减弱了对壁面的直接冲击,改善了尾缘开缝出口区域的气膜冷却效果,但会使主流能量损失和总压损失增大。以上研究都表明台阶缝冷气流出对叶栅气动性能影响较大,但这种阶梯式的表面结构在叶片前缘及中部的应用还未见报道。为此,本文以C3X涡轮导叶作为标准叶型,并在其吸力面和压力面上靠近前缘、叶中及尾缘等6个典型位置设置该缝冷却结构,对其气动性能及冷却特性随吹风比的变化进行数值研究。基础叶型之所以选择C3X,是因为该叶型拥有较完整的、接近真实发动机工作状态下的叶片冷却实验数据,便于进行数值模拟方法校核以及计算工况选定^[12-13]。

1 计算模型

台阶缝冷却结构如图1所示。基于平面叶栅的周期性,本文只选取一个叶栅通道作为计算模型(见图2)。 x 坐标方向定义为轴向, y 方向为周向, z 方向为径向。叶栅通道长度283 mm,叶片栅距117.73 mm,叶高76.2 mm,弦长144.93 mm,安装角 59.89° 。分别在叶片吸力面、压力面上沿弦长方向的6个不同位置处布置该台阶缝,缝位置分布如图3所示,其中吸力面位置2位于叶栅通道喉部附近。吸力面3个位置对应的轴向弦长分别为40%、65%、84%,压力面3个位置对应的轴向弦长分别为16%、47%、77%。台阶缝高0.5 mm,唇口厚度也为0.5 mm,连接叶片表面型线的过渡圆弧半径在吸力面3个位置处分别为25、43、44 mm,在压力面3个位置处则分别为65、57、51 mm。该缝对叶片型线的改变约占叶片总弧长的3.5%。

叶栅通道主流入口总压321 700 Pa,总温783 K,湍流度8.3%;出口静压190 200 Pa^[12];冷

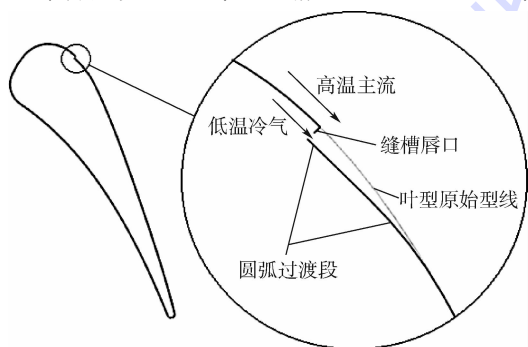


图1 新型台阶缝冷却结构示意图

Fig.1 Schematic of proposed step-shaped slot film cooling configuration

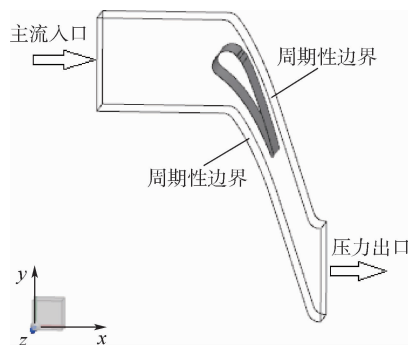


图2 计算模型

Fig.2 Computational model

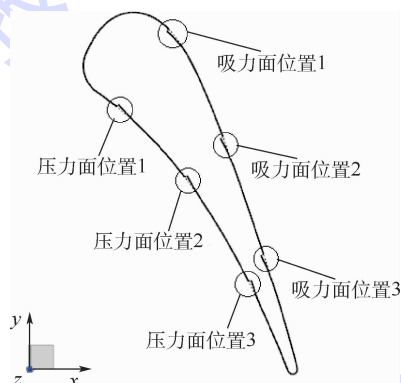


图3 台阶缝位置分布示意图

Fig.3 Schematic of distribution locations of step-shaped slot on the vane

气总温400 K。主流和冷气工质均为理想可压燃气。

2 计算方法

本文采用ANSYS CFX求解稳态三维黏性雷诺平均Navier-Stokes方程,湍流模型参照文献[8-9]选用基于 $k-\omega$ 的SST。对流项的空间离散采用高阶格式,解收敛的标准是各项残差小于 1.0×10^{-5} 。由于该缝结构末端通过圆弧过渡到原始叶型表面,采用结构化网格划分时该处网格质量将会较低,所以本文采用了整体非结构化网格。为满足湍流模型对网格节点的要求,对叶片表面及通道上下端壁网格进行加密,同时在壁面拉伸11层边界层网格,并使 $y^+ < 1$ 。此外,对叶片前缘、尾缘以及台阶缝出口附近的网格也进行了局部加密(见图4)。经网格无关性检验后,最终网格节点总数约400万。

边界条件设置为:主流进口、冷气进口均给定总压总温,出口给静压,计算过程中通过不断改变缝口冷气总压以得到不同吹风比工况。叶片表面、通道上下端壁均设定为绝热无滑移壁面,通道两侧面为平移周期性边界。

为验证数值计算方法的准确性与合理性,采

用本文计算方法、湍流模型及网格划分对前缘及下游带气膜冷却的 C3X 叶型实验^[13]进行数值模拟,并将计算结果与实验数据进行对比(见图5)。图5左侧为压力面,右侧为吸力面,虚线为文献[13]中实验叶片前缘、压力面和吸力面上的气膜孔排位置。可以看出,计算结果与实验数据沿流向的变化趋势一致,但计算结果整体低于实验数据。这主要是因为计算模型中的径向冷却通道是直接在一侧给冷气进口,而不是实验中通过管路供气,所以计算模型内冷通道的换热会强于实验模型,导致叶片整体温度比实验测量值低。另外,压力面、吸力面计算结果的最大偏差均在7%左右,且都出现在靠尾缘的位置。通过以上分析可以看出,本文的数值模拟方法可以较准确地预测带冷气出流的叶栅流动及换热规律。

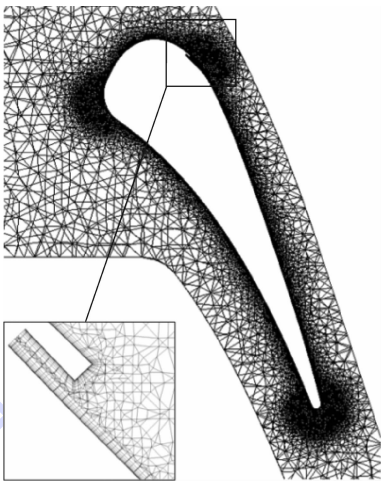


图4 计算网格示意图

Fig. 4 Schematic of computational mesh

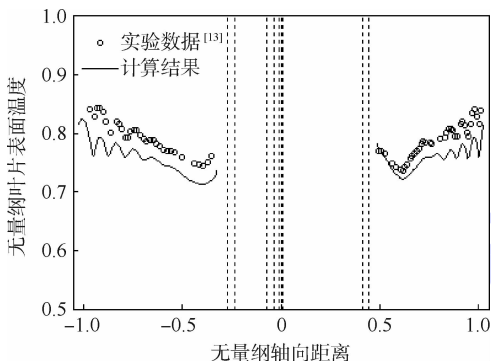


图5 数值计算方法验证

Fig. 5 Verification of numerical calculation methods

3 结果与分析

3.1 台阶缝性能评价指标

冷气出流会改变壁面的气动外形,并与主流发生掺混。为了评价台阶缝结构的气动性能,参

照文献[14],本文分别采用布置台阶缝前后叶栅总压损失系数和能量损失系数的相对变化作为衡量指标。同时,导叶出口气流角的相对变化也被选作重要参考。

叶栅总压损失系数定义为

$$\psi = \frac{p_{t0} - p_{t1}}{\frac{1}{2}(\rho u^2)_1} \quad (1)$$

叶栅能量损失系数定义为

$$\zeta = 1 - \left[1 - \left(\frac{p_{s1}}{p_{t1}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] (\dot{m}_\infty T_{t\infty} + \dot{m}_c T_{tc}) / \left\{ \dot{m}_\infty T_{t\infty} \left[1 - \left(\frac{p_{s1}}{p_{t0}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] + \dot{m}_c T_{tc} \left[1 - \left(\frac{p_{s1}}{p_{tc}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] \right\} \quad (2)$$

式中: p_{s1} 为叶栅出口气流平均静压; p_{t1} 为叶栅出口气流平均总压; p_{t0} 为叶栅进口气流平均总压; p_{tc} 为缝出口冷气平均总压; \dot{m}_∞ 为叶栅进口气流流量; \dot{m}_c 为缝出口冷气流量; $T_{t\infty}$ 为叶栅进口气流平均总温; T_{tc} 为缝出口冷气平均总温; κ 为比热比,取入口截面和出口截面的平均值; $(\rho u^2)_1/2$ 为叶栅出口气流平均动压头。由此可以看出,能量损失系数考虑了冷气射流的影响,而总压损失系数则没有。

另外,选用冷却效率评价该台阶缝结构的冷却特性,定义为

$$\eta = \frac{T_{t\infty} - T_{aw}}{T_{t\infty} - T_{tc}} \quad (3)$$

式中: T_{aw} 为叶片表面绝热壁温。

3.2 台阶缝冷却结构对叶栅气动性能的影响

图6(a)、(b)分别为吹风比约为3.0时,叶片吸力面、压力面位置1处台阶缝缝口局部流场分布。可以看出,冷气出流方向几乎始终与叶片表面平行,避免了法向速度分量的出现,有效抑制了耦合涡的形成,降低了与主流的掺混以及对叶片型面的影响。但是,主流在吸力面台阶缝唇口后形成回流,回流区大小与唇口厚度相当,高温主流与低温冷气在此发生强烈掺混;主流在压力面台阶缝唇口后则回流较小,与冷气的掺混也较弱。受低压回流区的影响,叶片吸力面、压力面壁面附近处主流流线均在缝口后向叶片表面偏转,且压力面主流流线偏转更大,偏转后主流流向变为与冷气相同。主流其他区域受冷气射流的影响则较小。

图7(a)为吸力面位置1布置台阶缝时,叶片

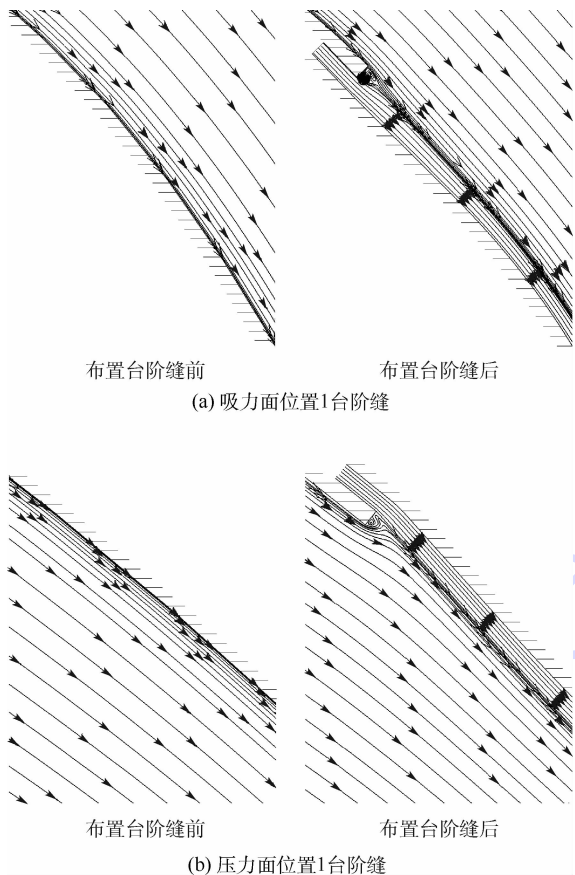


图 6 台阶缝缝口局部流场示意图

Fig. 6 Schematic of local flow field around step-shaped slot film cooling configuration

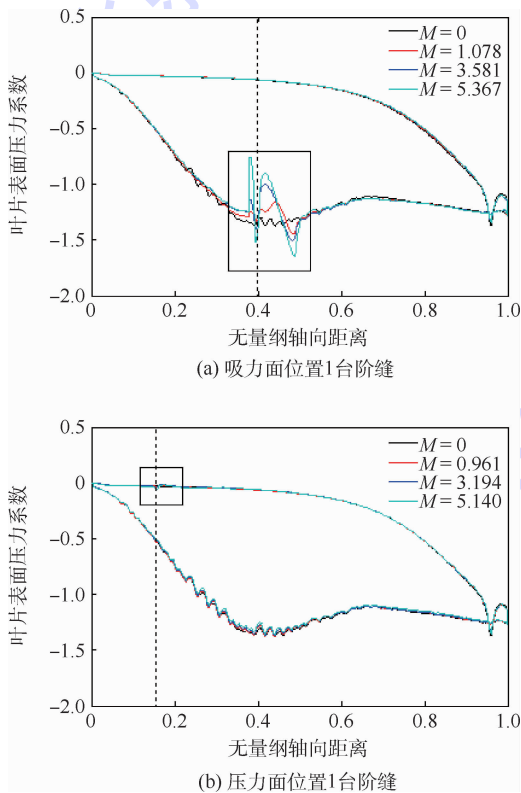


图 7 台阶缝对叶片表面压力系数的影响

Fig. 7 Effect of coolant injection from step-shaped slot on blade pressure coefficient

表面压力系数受吹风比 M 变化的影响。图中虚线表示缝口位置。可以看出,相对于未布置台阶缝时,布置台阶缝之后的叶片表面压力系数只在冷气射流出口附近发生剧烈变化,其他区域则与无冷却时保持一致。通过局部放大图(见图 8(a),图中虚线表示缝口位置)可以看出,受台阶缝冷气喷射的影响,缝前叶片表面压力系数先是急剧升高,而后再快速回落,在吹风比较大时甚至回落到比无缝情形低的压力;随着叶栅通道在台阶缝缝口处突扩而后再逐渐恢复,缝后叶片表面压力系数呈现出先快速升高,再缓慢降低,最后逐渐恢复到布置台阶缝之前的水平。在上述过程中,随着吹风比增大,叶片表面压力系数变化幅度明显加大,台阶缝冷气出流对叶片面静压分布的影响也增大。

叶片吸力面位置 2 和 3 布置台阶缝之后对叶片表面压力系数的影响均与吸力面位置 1 时相似,但由于台阶缝所处叶片型面曲率以及相对叶栅通道喉部位置的不同,缝口附近的叶片表面压力系数变化也呈现出一些差异(见图 8(b)、(c))。可以看出,由于吸力面位置 2 和 3 分处叶栅通道喉部及下游,主流缓慢减速,压力有所回升,导致吸力面位置 2 缝前压力回落值在吹风比较大时还会略低于无缝情形,吸力面位置 3 时则不会。同时,由于所处叶片型面曲率较小,吸力面位置 2 和 3 台阶缝冷气出流后基本上紧贴壁面流动,提高了壁面附近流速,降低了表面静压,导致缝后叶片表面压力系数在较长的弦向距离上都低于无缝情形。此外,在各吹风比下,吸力面位置 2 和 3 缝口附近叶片表面压力系数变化幅值以及受影响的叶片表面区域范围都很接近,且都明显小于吸力面位置 1 情形。

图 7(b)为压力面位置 1 布置台阶缝时,叶片表面压力系数受吹风比变化的影响。可以看出,冷气射流也只影响缝口附近的压力分布,但相对于吸力面布置时,在压力面上布置台阶缝对叶片表面压力系数的影响要小得多。通过局部放大图(见图 8(d))可以看出,受台阶缝冷气喷射的影响,缝前叶片表面压力系数急剧降低,且降低幅度随吹风比的增大而增加;缝后叶片表面压力系数变化规律则与吸力面情形一致,受影响的叶片表面区域范围也与吸力面位置 1 接近,但叶片表面压力系数变化幅度却低很多。压力面位置 2 和 3 布置台阶缝之后对叶片表面压力系数的影响也都与此类似(缝口附近叶片表面压力系数分布分别如图 8(e)、(f)所示),但由于所处弦向位置不

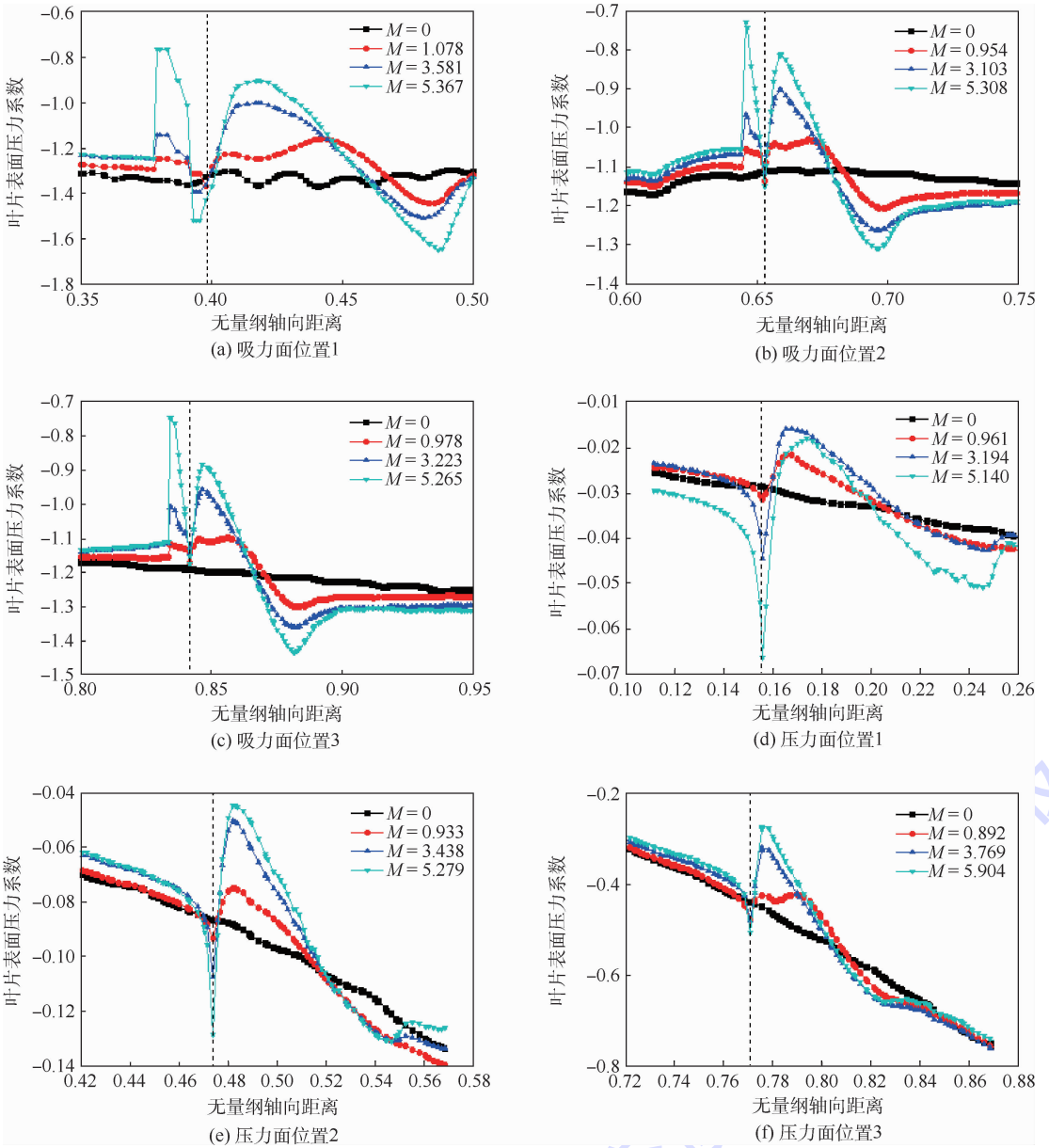


图8 台阶缝缝口附近叶片表面压力系数

Fig. 8 Blade pressure coefficient around step-shaped slot film cooling configuration

同,流道逐渐收缩,主流不断加速,相对于压力面位置1时,压力面位置2、3台阶缝冷气射流所导致的缝口附近叶片表面压力系数变化幅度依次增大,而所影响的叶片表面区域范围则依次缩小。

图9(a)、(b)、(c)分别为叶片吸力面3个位置布置台阶缝冷却结构时,叶栅总压损失、能量损失以及出口气流角随吹风比的相对变化。可以看出,吸力面位置1由于处在吸力面转折区,冷气出流对压力分布的改变较大,相对于无缝情形,总压损失在各吹风比下都增加了6.5%左右,而能量损失在吹风比小于3.5时也增加了约2.5%,但随着吹风比进一步增大,能量损失大幅升高。这主要是因为能量损失系数考虑了冷气与主流掺混引起的损失,而总压损失系数则没有。此外,总压

损失系数也未计入冷气带来的能量,当冷气带入的总压较大时,还会减少叶栅通道的总压损失。另外,吸力面位置1缝冷气出流所影响的区域距离叶片尾缘较远,所以对出口气流角的改变也较小。吸力面位置2和3分处叶栅通道喉部及下游,缝冷气出流对压力分布的影响都较小,但由于受影响的区域靠近叶片尾缘,所以随着吹风比增大,出口气流角的相对变化也逐渐增加。受冷气带入能量的影响,吸力面位置2布置台阶缝之后叶栅总压损失相比无缝时只增加了约2%,同时,喉部后主流突然扩压,强化了对台阶缝唇口后主流回流的抑制,减弱了主流与冷气的掺混,使得能量损失基本保持不变。吸力面位置3则由于距离尾缘较近,冷气出流后不久即与主流强烈掺混,使总压

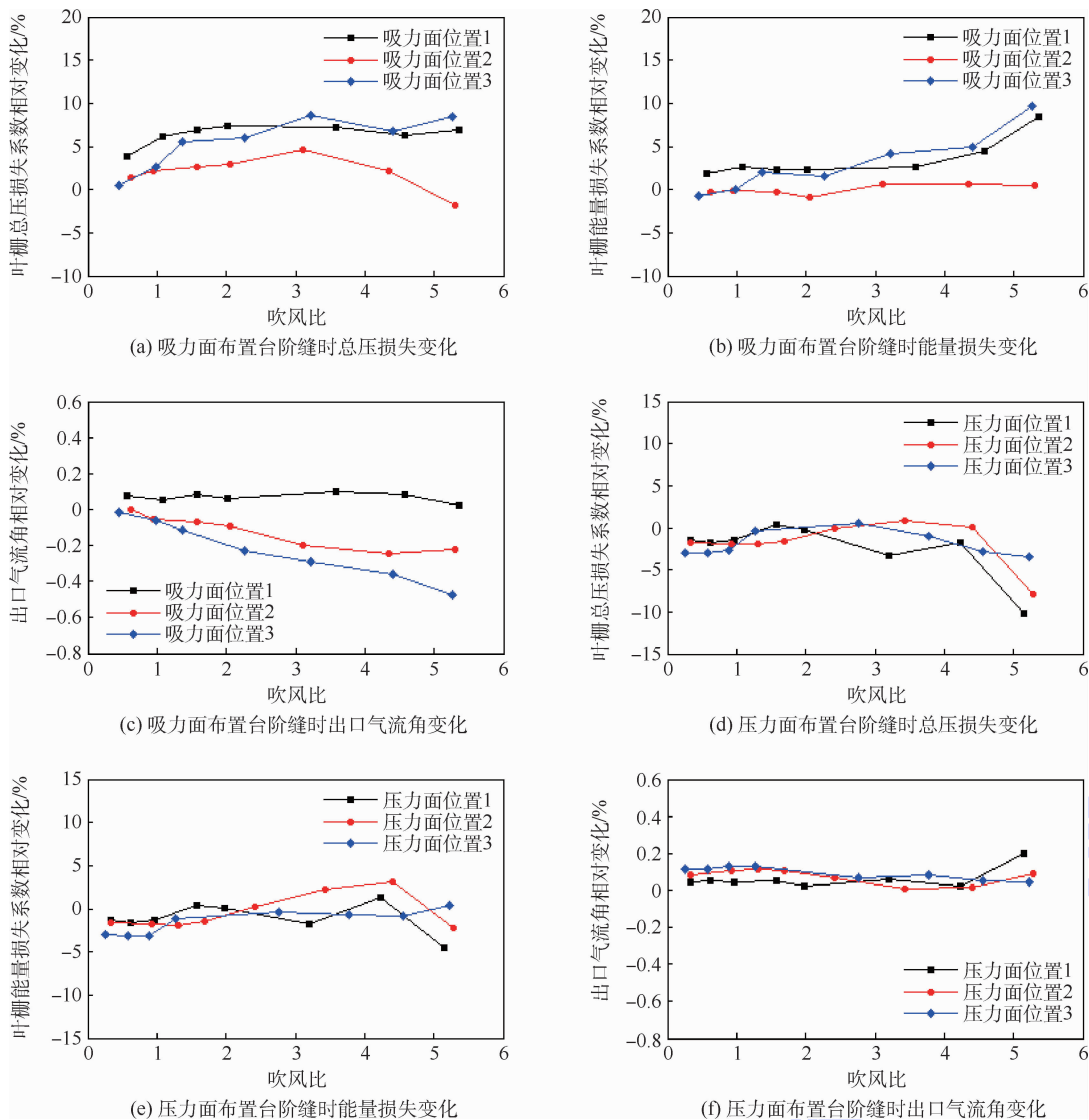


图 9 叶片表面布置台阶缝对叶栅气动性能的影响

Fig. 9 Effect of coolant injection from step-shaped slot on vane surface on cascade aerodynamic performance

损失和能量损失都随吹风比的增大而明显增加。

图 9(d)、(e)、(f) 分别为叶片压力面 3 个位置布置台阶缝冷却结构时,叶栅总压损失、能量损失以及出口气流角随吹风比的相对变化。可以看出,由于 3 个位置均处在叶栅通道收缩段,主流持续加速使得缝后冷气射流对压力分布的影响都较小,同时受冷气带入能量的影响,叶栅气动损失相对于无缝时出现了降低。在吹风比小于 4.0 时,总压损失平均减小 1.5% 左右,能量损失也平均减小约 1%,而出口气流角的相对变化还不到 0.1%。随着吹风比进一步增大,总压损失、能量损失显著降低,但由于叶片尾缘后主流与冷气掺混增加,出口气流角开始大幅变化,所以高吹风比的工程意义并不大。

3.3 台阶缝结构的冷却特性

图 10 和图 11 分别为叶片吸力面、压力面布

置台阶缝时冷却效率随吹风比的变化。图中横坐标“无量纲轴向距离”为叶高中截面缝出口下游叶片表面各点距前缘驻点的轴向距离与叶片轴向弦长之比。从图 10 可以看出,随着吹风比增大,吸力面各位置缝后冷却效率均明显提高。当吹风比大于 3.0 时,吸力面位置 1 和 3 处缝后冷气出现了轻微的“脱离-再附”,而吸力面位置 2 由于受喉口主流的较强压制,几乎观察不到冷气脱离叶片壁面的现象。另外,吸力面位置 1 由于所处叶片型面曲率较大^[15],同时附近主流也正不断加速,所以当吹风比较高时,缝口下游较长的叶片表面上都会有冷气覆盖,吸力面位置 2 和 3 则由于所处叶片型面曲率较小,同时都靠叶栅通道喉部下游,所以缝后冷气覆盖都较短。例如,当吹风比大于 3.0 时,吸力面位置 1 处缝后约有 10% 轴向弦长的叶片表面冷却效率接近 1.0,而吸力面

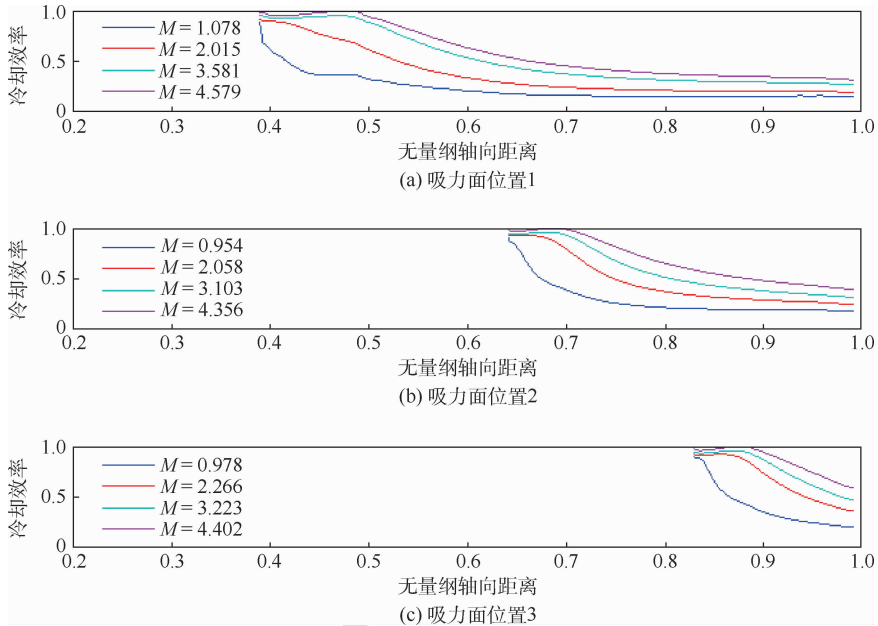


图 10 叶片吸力面布置台阶缝时,叶高中部叶片表面上冷却效率随吹风比的变化

Fig. 10 Variation of mid-span film cooling effectiveness of suction-side step-shaped slot with blowing ratio

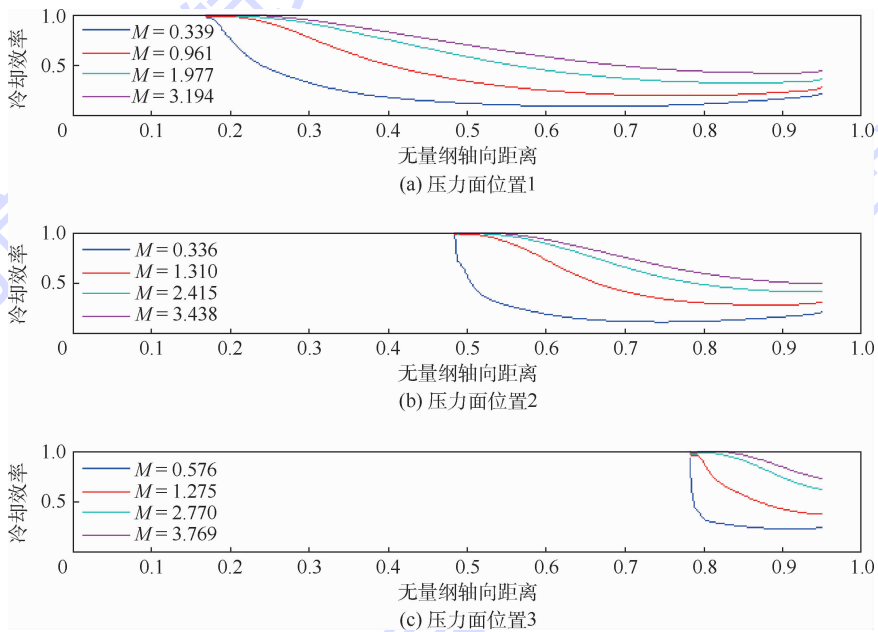


图 11 叶片压力面布置台阶缝时,叶高中部叶片表面上冷却效率随吹风比的变化

Fig. 11 Variation of mid-span film cooling effectiveness of pressure-side step-shaped slot with blowing ratio

位置 2 和 3 则分别只有约 7%、6%。

从图 11 也可以看出,随着吹风比增大,各压力面位置缝后冷却效率也都显著提高。但由于 3 个位置均受加速主流的压制,都没有出现冷气脱离壁面的情况,而且冷气对叶片表面的覆盖较好,冷却效率沿流下降缓慢,平均冷却效率也高于同吹风比的吸力面台阶缝。例如,当吹风比大于 3.0 时,压力面位置 1、2、3 处缝后分别约有 13%、10% 和 7% 轴向弦长的叶片表面冷却效率接近 1.0。此外,压力面位置 1 和 2 由于距离叶栅通道

喉部较远,随着流道收缩,温度升高后的冷气逐渐紧贴叶片表面流动,导致冷却效率在 70% 轴向弦长后又出现了缓慢回升。

4 结 论

1) 台阶缝冷气切向出流,消除了垂直于壁面的法向速度分量,有效抑制了耦合涡的产生,使冷气可以长久地覆盖在叶片表面;在吹风比较大时,平均都有约 8% 轴向弦长的叶片表面冷却效率接近 1.0。

2) 无论在吸力面还是压力面布置,台阶缝冷气喷射只影响缝口附近的叶片表面压力系数,其他区域则与无缝时一致;随着吹风比的增加,冷气喷射对压力系数的影响加大。吸力面冷气喷射对压力系数的影响远大于压力面情形。

3) 主流在吸力面台阶缝唇口后形成回流,回流区大小与唇口厚度相当;主流在压力面台阶缝唇口后则回流较小。在吸力面叶栅通道喉部附近布置台阶缝几乎不会影响叶栅能量损失和出口气流角,总压损失也只增加约 2%;在压力面布置还能减少气动损失,能量损失、总压损失在低吹风比时均能降低 2.5% 左右,而出口气流角的增加不到 0.1%。此时,损失系数、出口气流角对吹风比的变化都不敏感。

4) 该台阶缝结构在实际叶片上的气动性能及冷却特性还受来流不均匀性、叶栅通道涡等因素的影响,因此要实际应用还需要对其布置位置及结构参数等进行调整和优化。

参考文献 (References)

[1] GOLDSTEIN R J. Filmcooling[J]. *Advances in Heat Transfer*, 1971,7:321-379.

[2] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(4):441-453.

[3] KUSTERER K,BOHN D,SUGIMOTO T,etal. Double-jet ejection of cooling air for improved film cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(4):809-815.

[4] HEIDMANN J D,EKKAD S. A novel antivortex turbine film-cooling hole concept[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(3):031020.

[5] ELY M J,JUBRAN B A. A numerical study on improving large angle film cooling performance through the use of sister holes [J]. *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, 2009, 55(7):634-653.

[6] HAVEN B A,KUROSAKA M. Kidney and anti-kidney vortices in crossflow jets [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 352(1):27-64.

[7] BERNSDORF S,ROSE M G,ABHARI R S. Modeling of film cooling-Part 1: Experimental study of flow structure[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 128(1):141-149.

[8] 侯伟涛,乔渭阳. 尾缘冷却跨声速涡轮气动特性的数值模拟

[J]. *推进技术*, 2010, 31(5):567-571.

HOU W T, QIAO W Y. Numerical simulation of the trailing edge cooled transonic turbine aerodynamic characteristic [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5):567-571 (in Chinese).

[9] 杨林,曾军,谭洪川,等. 大膨胀比跨声速涡轮流动结构及损失的数值研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(5):632-640.

YANG L, ZENG J, TAN H C, et al. Numerical study of flow structure and loss of large expansion ratio transonic turbine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(5):632-640 (in Chinese).

[10] 石德永,宋文艳,浮强. 导向器叶片尾缘厚度对涡轮性能影响研究[J]. *机械设计与制造*, 2013(11):102-104.

SHI D Y, SONG W Y, FU Q. Research of stator trailing edge thickness effects on turbine performance[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2013(11):102-104 (in Chinese).

[11] 高炎,晏鑫,李军. 燃气透平叶片尾缘开缝结构冷却性能的数值研究[J]. *西安交通大学学报*, 2016, 50(3):29-37.

GAO Y, YAN X, LI J. Numerical investigation on the cooling performance of trailing edge cutback in gas turbine blade[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong Univeristy*, 2016, 50(3):29-37 (in Chinese).

[12] HYLTON L D, MILLEC M S, TURNER E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over surface of turbine vanes; NASA-CR-168015 [R]. Washington, D. C.; NASA, 1983.

[13] HYLTON L D, NIRMALAN V, SULTANIAN B K, et al. The effect of leading edge and downstream film cooling on turbine vane heat transfer; NASA-CR-182133 [R]. Washington, D. C.; NASA, 1988.

[14] 姚玉. 收敛缝形孔气膜冷却特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.

YAO Y. Research on film cooling characteristic of converging slot hole [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).

[15] MAYLE R E, KOPPER F C, BLAIR M F, et al. Effect of streamline curvature on film cooling[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1977, 99(1):77-82.

作者简介:

吴宏 男,博士,教授。主要研究方向:航空发动机高温部件冷却技术。

杨登文 男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机高温部件冷却技术。

Aerodynamic and cooling performance of a novel step-shaped slot film cooling geometry

WU Hong^{*}, YANG Dengwen

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

Abstract: In order to permanently reduce the coupling vortices in film cooling, a novel step-shaped slot cooling geometry with tangential coolant ejection was introduced and its aerodynamic and cooling performance was numerically investigated. The effects of slot location at the suction and pressure side of a turbine vane and cooling air blowing ratio on these performances were also analyzed. The results show that slot injection from the suction side near-throat region only increases the total pressure loss by about 2%, while injection from the pressure side decreases both the kinetic loss and total pressure loss by about 2.5% with the air exit angle increasing less than 0.1% for low blowing ratios. Meanwhile, the loss coefficient and the air exit angle are not sensitive to the variation of blowing ratios. Additionally, cooling effectiveness downstream of the slot on both suction side and pressure side is rather high and it reaches almost 1.0 for about 8% axial chord of the vane surface on average in high blowing ratio cases.

Keywords: turbine vane; film cooling; coupling vortices; step-shaped slot; aerodynamic loss; cooling effectiveness; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0087

带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律

赵曜^{1,*}, 李璞^{1,2}, 刘娟¹, 陈喆¹, 刘向东³

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 国防科学技术大学, 长沙 410073;

3. 北京理工大学 自动化学院, 北京 100081)



摘 要: 针对导弹对地面静止目标的打击问题,提出了一种三维有限时间滑模制导律。利用 Lyapunov 方法证明了该制导律能够控制导弹以期望的纵向和侧向碰撞角对目标进行精确打击。该方法具有以下 4 点优势:无需对系统模型作解耦或线性化处理,可以同时同时对纵向和侧向碰撞角进行约束,可以得到解析的制导指令,闭环系统对外部扰动和参数不确定性具有不敏感特性。仿真结果验证了该制导方法能够保证较高的终端精度和较强的鲁棒性。

关键词: 制导; 碰撞角约束; 滑模控制; 非线性; 鲁棒性

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0273-07

末制导的首要任务是控制导弹精确命中目标,随着科技的日新月异,现代军事应用对末制导技术的性能要求也日益提高。在某些特定的情况下,为了增强打击的毁伤效果或发挥导弹所携弹头的最大杀伤能力,往往需要导弹从指定的方向、以特定的姿态对目标进行打击,因而产生了带碰撞角度约束的制导问题^[1]。

由于形式简单、所需的信息量少,比例制导在实际工程领域得到了广泛的应用^[2-4]。然而传统的比例制导方法只能实现末端脱靶量为零,对于碰撞角约束要求无法满足。为了解决上述问题,学者们提出了多种改进的比例制导方法^[5-9]。一种较为典型的方法是偏置的比例制导。这类方法是在传统的比例制导律的基础上添加一个时变偏置项以消除碰撞角误差^[5-6]。然而,偏置的比例制导在对目标进行追尾打击时性能会急剧下降^[9]。另一种改进的比例制导方法是通过在线更新比例系数得到的。文献[7]针对高超声速滑翔飞行器打击地面静止目标提出了一种自适应三

维末制导律,该制导律的比例系数以特定的闭环形式进行连续更新,使得导弹的弹道倾角和偏角末值均满足期望要求。然而在初始指向误差较大的情况下,文献[7]的方法会给制导初段带来巨大的诱导阻力并导致较长的飞行时间。为了解决该问题,Ratnoo 和 Ghose^[8]在制导初始段设计了一种定向制导,该制导律也是比例系数随时间变化的比例制导。文献[9]进一步对该方法进行了扩展,使其能够打击常值速度目标。然而文献[8-9]中提出的制导方法仅能应用于二维平面。

作为一种变结构控制方法,滑模控制对模型不确定性和外部扰动有着较强的鲁棒性,因而在末制导系统设计中得到了广泛的应用。周荻等^[10]针对寻的导弹提出了一种自适应滑模制导律,并分别通过理论分析和数值仿真验证了制导律对参数摄动的鲁棒性。然而,该制导律并未考虑碰撞角约束。Shima^[11]基于滑模控制提出了一种拦截角度约束制导律,该制导律能够应用于对目标进行迎头打击、尾追打击和弹头追踪打击等

收稿日期: 2017-02-21; 录用日期: 2017-05-05; 网络出版时间: 2017-07-05 11:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170705.1150.002.html

* 通信作者: E-mail: shine3y9r@126.com

引用格式: 赵曜, 李璞, 刘娟, 等. 带碰撞角约束的三维有限时间滑模制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 273-279.
ZHAO Y, LI P, LIU J, et al. Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 273-279 (in Chinese).

情形。文献[12]进一步考虑了时变的加速度边界约束,对 Shima^[11]的制导律进行了扩展研究。但是该制导方法并未考虑导弹的气动特性。Hou 和 Duan^[13]基于自适应滑模控制方法设计了整合的制导控制策略,并通过非线性导弹模型对制导律的有效性进行了验证。但是该制导律仅研究了弹目在同一二维平面的情形,并且可实现的碰撞角范围非常有限。因此,需要进一步研究可实现碰撞角范围更广且能应用于三维空间的滑模制导方法。

彭双春等^[14]结合微分几何和李群方法的优点,设计了一种三维制导律,但是该方法精度对制导参数的优化结果较为敏感。文献[15]利用变结构控制方法设计了鲁棒制导律,然而该方法设计时忽略了导弹的动态特性。基于非线性最优控制理论,文献[16]提出了一种模型预测静态规划三维制导律,该制导方法不仅能够满足期望的终端约束,也能使制导指令最小化。然而,应用该方法需要首先提供指令初解,然后通过在线优化得到实际制导指令,且优化的收敛速度与初解精度直接相关。文献[17]基于状态相关黎卡提方程方法设计了带碰撞角约束的三维制导律,该方法虽然不需要提供初解信息,但是仍需在线求解状态相关黎卡提方程,计算量较大,不利于弹上计算机求解。

本文基于导弹的非线性运动学和动力学模型提出了一种三维有限时间滑模制导方法,实现了以期望的碰撞角对地面静止目标的打击要求。首先根据终端约束条件设计了滑模函数,然后利用 Lyapunov 方法得到了解析的制导律并证明了闭环系统的稳定性。本文提出的制导方法具有以下优势:①无需对模型作解耦或线性化处理;②纵向和侧向平面碰撞角约束均能满足且可实现的碰撞角范围较大;③得到了解析的制导指令,在线计算量小;④闭环系统对外界扰动和参数不确定性不敏感。

1 系统模型

导弹三维质点运动学模型^[17]为

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V \sin \gamma \\ \dot{z} = -V \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{V} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{a_y - g \cos \gamma}{V} \\ \dot{\chi} = -\frac{a_z}{V \cos \gamma} \end{cases} \quad (1)$$

式中:\$(x, y, z)\$为导弹质心位置坐标;\$V, \gamma\$和\$\chi\$分别为导弹的速度、弹道倾角和弹道偏角;\$D\$为阻力;\$g\$为重力加速度;\$m\$为导弹质量;\$a_y\$和\$a_z\$分别为导弹法向和侧向加速度,与导弹速度矢量垂直,因而只改变导弹的速度方向,不改变速度大小。令\$(x_f, y_f, z_f)\$为目标的位置坐标,\$\gamma_f\$和\$\chi_f\$分别为纵向和侧向期望的碰撞角末值。带碰撞角约束的三维末制导问题可描述为:设计制导律,使得脱靶量和碰撞角误差在导弹落地时刻同时收敛为0,即设计\$a_y, a_z\$,使得下式成立:

$$\begin{cases} \lim_{y \rightarrow y_f} (x, z) = (x_f, z_f) \\ \lim_{y \rightarrow y_f} (\gamma, \chi) = (\gamma_f, \chi_f) \end{cases} \quad (2)$$

2 制导律设计

首先,构造2个新变量\$\lambda_1\$和\$\xi_1\$,具体形式如下所示:

$$\begin{cases} \lambda_1 = x - x_f + \cot \gamma_f \cos \chi_f (Y - Y_f) \\ \xi_1 = z - z_f - \cot \gamma_f \sin \chi_f (Y - Y_f) \end{cases} \quad (3)$$

式中:\$Y = y_0 - y, y_0\$为导弹初始高度值;因为\$Y\$仅与高度信息相关,因此称其为“伪高度变量”;\$Y_f\$为\$Y\$的末值。

以\$Y\$为自变量对式(3)求微分,可得

$$\begin{cases} \lambda_2 = \lambda_1' = -\cot \gamma \cos \chi + \cot \gamma_f \cos \chi_f \\ \xi_2 = \xi_1' = \cot \gamma \sin \chi - \cot \gamma_f \sin \chi_f \end{cases} \quad (4)$$

由式(3)和式(4)容易得到以下结论:如果\$\lambda_1, \xi_1, \lambda_2\$和\$\xi_2\$4个变量在\$Y \rightarrow Y_f\$时(即\$y \rightarrow y_f\$时)同时收敛为0,则有\$x = x_f, z = z_f, \gamma = \gamma_f, \chi = \chi_f\$,期望的设计指标(见式(2))也就得到了满足。

基于上述结论进行带碰撞角约束的有限时间滑模制导律设计,首先给出以下定理:

定理1 考虑一变量\$\sigma_1\$,将其对\$Y\$求导得到\$\sigma_2\$。如果将\$\sigma_2\$作为控制量,且其具有如下形式:

$$\sigma_2 = -\frac{n\sigma_1}{Y_f - Y} \quad n > 1 \quad (5)$$

则\$\sigma_1\$和\$\sigma_2\$将会在\$Y = Y_f\$时同时收敛为0。

证明 由式(5),可得到如下等式关系:

$$\sigma_2 = \sigma_1' = \frac{d\sigma_1}{dY} = -\frac{n\sigma_1}{Y_f - Y} \quad (6)$$

通过调整变量位置,可将式(6)整理成如下形式:

$$\frac{1}{\sigma_1} d\sigma_1 = -n \frac{1}{Y_f - Y} dY \quad (7)$$

假设式(7)的初始状态为\$(Y_b, \sigma_{1b})\$。则将式(7)从\$(Y_b, \sigma_{1b})\$积分到未来某状态点\$(Y, \sigma_1)\$可得

$$\int_{\sigma_{1b}}^{\sigma_1} \frac{1}{\sigma_1} d\sigma_1 = -n \int_{Y_b}^Y \frac{1}{Y_f - Y} dY \quad (8)$$

由式(8)可推得

$$\ln \frac{\sigma_1}{\sigma_{1b}} = \ln \frac{(Y_f - Y)^n}{(Y_f - Y_b)^n} \quad (9)$$

将式(9)两边取指数运算,即可得到 σ_1 的解析表达式如下:

$$\sigma_1 = \frac{\sigma_{1b}}{(Y_f - Y_b)^n} (Y_f - Y)^n \quad (10)$$

再将式(10)对 Y 求微分,可进一步得到 σ_2 的解析表达式:

$$\sigma_2 = -\frac{n\sigma_{1b}}{(Y_f - Y_b)^n} (Y_f - Y)^{n-1} \quad (11)$$

由式(10)和式(11)可以看出,如果 $n > 1$ 成立,则在 $Y = Y_f$ 时 σ_1 和 σ_2 将会同时收敛到0。

通过以上定理可以发现,式(5)给出了 σ_2 的一条合理的变化轨迹,即如果 σ_2 按照式(5)定义的轨迹变化,则 σ_1 和 σ_2 将会在 $Y = Y_f$ 时同时收敛为0。因此,制导律的设计目标可以转化为通过设计控制器使得 λ_2 和 ξ_2 均按照式(5)定义的轨迹变化来实现。

设计有限时间滑模控制器来实现上述指标要求。首先对 λ_2 和 ξ_2 再求一次微分,可以得到如下等式:

$$\begin{cases} \lambda_2' = \frac{\cos \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \sin \chi \\ \xi_2' = -\frac{\sin \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \cos \chi \end{cases} \quad (12)$$

令式(12)中的 γ', χ' 为辅助控制量,实际控制量 a_1, a_2 可由辅助控制量求得。利用式(3)和式(4)中的变量 $\lambda_1, \xi_1, \lambda_2, \xi_2$, 设计如下的滑模函数:

$$\begin{cases} S_1 = \lambda_2 + \frac{n\lambda_1}{Y_f - Y} \\ S_2 = \xi_2 + \frac{n\xi_1}{Y_f - Y} \end{cases} \quad (13)$$

将式(13)对 Y 求导,有

$$S_1' = \lambda_2' + \frac{n\lambda_2}{Y_f - Y} + \frac{n\lambda_1}{(Y_f - Y)^2} = \frac{\cos \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \sin \chi + \frac{n\lambda_2}{Y_f - Y} + \frac{n\lambda_1}{(Y_f - Y)^2} \quad (14)$$

$$S_2' = \xi_2' + \frac{n\xi_2}{Y_f - Y} + \frac{n\xi_1}{(Y_f - Y)^2} = -\frac{\sin \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \cos \chi + \frac{n\xi_2}{Y_f - Y} + \frac{n\xi_1}{(Y_f - Y)^2} \quad (15)$$

令式(14)和式(15)均等于0,联立求解可得到如下等效控制:

$$\begin{cases} \gamma'_{eq} = -n \sin^2 \gamma \left[\frac{\lambda_2 \cos \chi - \xi_2 \sin \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \cos \chi - \xi_1 \sin \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] \\ \chi'_{eq} = -n \tan \gamma \left[\frac{\lambda_2 \sin \chi + \xi_2 \cos \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \sin \chi + \xi_1 \cos \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] \end{cases} \quad (16)$$

选择如下的 Lyapunov 函数:

$$\begin{cases} V_1 = \frac{1}{2} S_1^2 \\ V_2 = \frac{1}{2} S_2^2 \end{cases} \quad (17)$$

将式(17)对 Y 求导,可得

$$\begin{cases} V_1' = S_1 \left[\frac{\cos \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \sin \chi + \frac{n\lambda_2}{Y_f - Y} + \frac{n\lambda_1}{(Y_f - Y)^2} \right] \\ V_2' = S_2 \left[-\frac{\sin \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma' + \chi' \cot \gamma \cos \chi + \frac{n\xi_2}{Y_f - Y} + \frac{n\xi_1}{(Y_f - Y)^2} \right] \end{cases} \quad (18)$$

选取如下形式的控制量:

$$\begin{cases} \gamma' = \gamma'_{eq} + \gamma'_{dis} \\ \chi' = \chi'_{eq} + \chi'_{dis} \end{cases} \quad (19)$$

式中:等效控制量 γ'_{eq} 和 χ'_{eq} 由式(16)给出; γ'_{dis} 和 χ'_{dis} 为切换控制量。

将式(19)代入式(18),经整理可得

$$\begin{cases} V_1' = S_1 \left(\frac{\cos \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma'_{dis} + \chi'_{dis} \cot \gamma \sin \chi \right) \\ V_2' = S_2 \left(-\frac{\sin \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma'_{dis} + \chi'_{dis} \cot \gamma \cos \chi \right) \end{cases} \quad (20)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论,若 $V_1' \leq 0$ 且 $V_2' \leq 0$, 则闭环系统稳定。因此,可令

$$\begin{cases} \frac{\cos \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma'_{dis} + \chi'_{dis} \cot \gamma \sin \chi = -k_1 \operatorname{sgn}(S_1) \\ -\frac{\sin \chi}{\sin^2 \gamma} \gamma'_{dis} + \chi'_{dis} \cot \gamma \cos \chi = -k_2 \operatorname{sgn}(S_2) \end{cases} \quad (21)$$

求解式(21),可得

$$\begin{cases} \gamma'_{dis} = -\sin^2 \gamma (k_1 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_1) - k_2 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_2)) \\ \chi'_{dis} = -\tan \gamma (k_1 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_1) + k_2 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_2)) \end{cases} \quad (22)$$

式中: k_1, k_2 为切换增益。将式(16)和式(22)代

入式(19)即可得到辅助控制量为

$$\begin{cases} \gamma' = -n \sin^2 \gamma \left[\frac{\lambda_2 \cos \chi - \xi_2 \sin \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \cos \chi - \xi_1 \sin \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] - \\ \sin^2 \gamma (k_1 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_1) - k_2 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_2)) \\ \chi' = -n \tan \gamma \left[\frac{\lambda_2 \sin \chi + \xi_2 \cos \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \sin \chi + \xi_1 \cos \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] - \\ \tan \gamma (k_1 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_1) + k_2 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_2)) \end{cases} \quad (23)$$

进一步将式(23)结果代入式(14)和式(15), 可得

$$\begin{cases} S_1' = -k_1 \operatorname{sgn}(S_1) \\ S_2' = -k_2 \operatorname{sgn}(S_2) \end{cases} \quad (24)$$

从式(24)可以看出, 参数 k_1 和 k_2 的物理意义分别为滑模函数 S_1 和 S_2 接近滑模面的速率。因此, 可将切换增益设计如下:

$$\begin{cases} k_1 = \frac{|S_1(0)|}{Y_b} \\ k_2 = \frac{|S_2(0)|}{Y_b} \end{cases} \quad (25)$$

其中: $Y_b = pY_f, p \in (0, 1)$, 因此有 $Y_b < Y_f$ 。滑模函数 S_1 和 S_2 将在 $Y = Y_b$ 时收敛到零, 即 $Y \in [Y_b, Y_f]$ 时, 有 $S_1 = S_2 = 0$ 。由上述结论可知, 设计的控制律式(23)可使得 λ_2 和 ξ_2 在 $Y \in [Y_b, Y_f]$ 时均按照式(5)定义的轨迹变化。进而由定理1可知 $\lambda_1, \xi_1, \lambda_2$ 和 ξ_2 4个变量在 $Y = Y_f$ 时同时收敛为0, 将式(3)和式(4)代入求解, 易得 $\lim_{y \rightarrow y_f} (x, z) = (x_f, z_f), \lim_{y \rightarrow y_f} (\gamma, \chi) = (\gamma_f, \chi_f)$, 即满足了期望的设计指标式(2)。因此, 可得到结论: 在控制律式(23)作用下, 导弹能以期望的弹道倾角和弹道偏角对目标进行精确打击。

结合式(1)和式(23), 可得到如下带碰撞角约束的三维制导律:

$$\begin{cases} a_y = g \cos \gamma + V^2 \sin^5 \gamma \left\{ n \left[\frac{\lambda_2 \cos \chi - \xi_2 \sin \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \cos \chi - \xi_1 \sin \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] + k_1 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_1) - k_2 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_2) \right\} \\ a_z = -V^2 \sin^2 \gamma \left\{ n \left[\frac{\lambda_2 \sin \chi + \xi_2 \cos \chi}{Y_f - Y} + \frac{\lambda_1 \sin \chi + \xi_1 \cos \chi}{(Y_f - Y)^2} \right] + k_1 \sin \chi \operatorname{sgn}(S_1) + k_2 \cos \chi \operatorname{sgn}(S_2) \right\} \end{cases} \quad (26)$$

在制导律式(26)作用下, 系统状态在达到滑模面之后会沿着滑模面继续滑动, 此时控制律中的切换函数会引起抖振现象。为了抑制抖振, 采用了饱和函数法, 即用连续的饱和函数 $\operatorname{sat}(S)$ 去近似切换函数 $\operatorname{sgn}(S)$ 。饱和函数选择为如下形式:

$$\operatorname{sat}(S) = \begin{cases} \varepsilon^{-1} S & |S| \leq \varepsilon \\ \operatorname{sgn}(S) & |S| > \varepsilon \end{cases} \quad (27)$$

式中: ε 为边界层厚度, 其值需要折中选择。边界层厚度越大, 对抖振的抑制效果也越好, 但是相应的静态误差也会越大; 边界层厚度越小, 对抖振抑制效果越弱, 但是相应的静态误差也会越小。

3 数值仿真

本节通过数值仿真验证本文所提制导律的有效性, 导弹气动数据取自文献[18]。导弹在三维空间中的初始位置坐标为 $(x_0, y_0, z_0) = (0, 3, 3)$ km, 初始速度为 $V_0 = 600$ m/s, 目标位置坐标为 $(x_f, y_f, z_f) = (10, 0, 1)$ km。制导参数选择为 $n = 3, p = 0.3, \varepsilon = 0.001$ 。需要指出本节所有的仿真算例均考虑了一阶自动驾驶仪滞后特性, 滞后时间选为0.3 s。仿真结束条件设定为 $y = 0$ m, 即导弹落地时刻。

首先选择了不同的初始发射角进行仿真。其中, 发射角 (γ_0, χ_0) 分别选为 $(-5^\circ, 0^\circ), (-15^\circ, 30^\circ)$ 和 $(-30^\circ, -30^\circ)$, 碰撞角 (γ_f, χ_f) 选择为 $(-60^\circ, 30^\circ)$ 。仿真结果如图1所示。

从以上结果可以看出, 虽然导弹的初始发射方向不同, 但最终均能以期望的碰撞角对目标实现精确打击。对于 (γ_0, χ_0) 为 $(-15^\circ, 30^\circ)$ 和 $(-30^\circ, -30^\circ)$ 的算例, 由于初始指向误差较大, 因此在初始时刻通过较大的法向和侧向过载对导弹的指向进行了修正。当导弹的弹道倾角和弹道偏角进入合理的范围内时, 过载幅值也下降到较小的范围。此外, 通过滑模函数变化曲线可以发现, 虽然到达滑模面的时间不同, 但是只要在碰撞时刻之前到达滑模面, 期望的终端约束就能得到满足。

然后通过蒙特卡罗仿真验证有限时间滑模制导律对外界扰动和参数不确定性的鲁棒性。导弹的初始发射角 (γ_0, χ_0) 和期望的碰撞角 (γ_f, χ_f) 分别选择为 $(-5^\circ, 10^\circ)$ 和 $(-70^\circ, 60^\circ)$ 。仿真中, 在制导指令输入端加入范围为 $\pm 20\%$ 指令幅值的随机干扰作为外部扰动。此外, 参数不确定性通过施加范围为大气密度标称值 $\pm 5\%$ 的随机噪声来实现。进行1000次的蒙特卡罗仿真, 得到结果如图2所示。

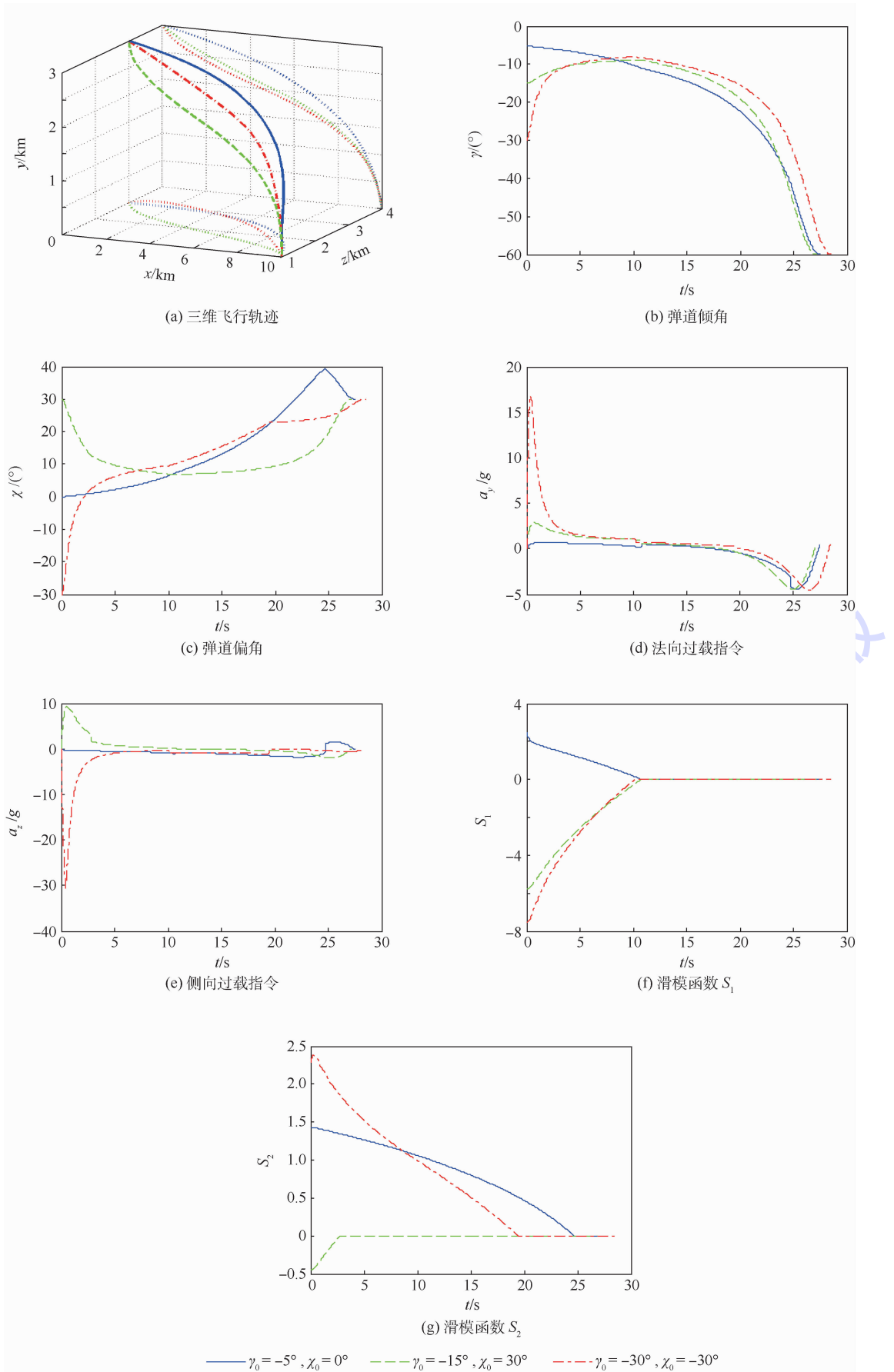


图1 不同发射角条件下仿真结果

Fig. 1 Simulation results with different launch angles

由于仿真结束条件设定为 $y=0$, 因此, 脱靶量可由 x 坐标和 z 坐标的末值分布来体现。图 2(a) 给出了脱靶量的蒙特卡罗仿真结果, 可以看出 1000 次蒙特卡罗仿真碰撞点的 x 坐标和 z 坐标范围分别在 (9 999.94, 10 000.06) m 和 (999.997, 1000.003) m 之间, 说明脱靶量非常小。碰撞角的蒙特卡罗仿真结果可参见图 2(b)。从该结果可以看出, 弹道倾角和弹道偏角的末值范围分别在

($-70.2^\circ, -69.8^\circ$) 和 ($59.2^\circ, 60.9^\circ$) 之间, 因此, 碰撞角误差也非常小。该组仿真结果验证了本文所提制导方法能够保证较高的终端精度。

为了进一步验证本方法的鲁棒性优势, 图 3 中给出了应用文献 [17] 制导律得到的蒙特卡罗仿真结果。对比图 2 和图 3 可以发现, 相较于文献 [17] 的方法, 本文方法对外部扰动和模型不确定性具有更强的鲁棒性。

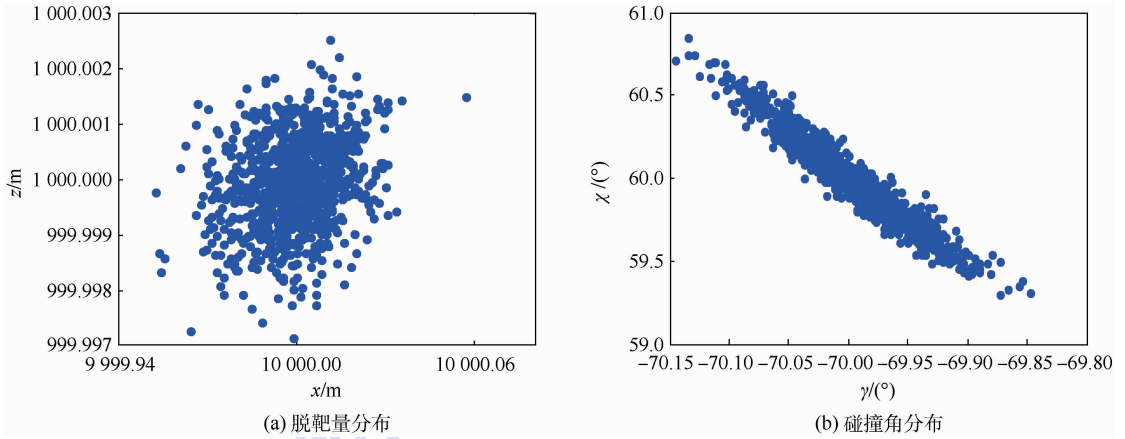


图 2 本文制导律蒙特卡罗仿真结果

Fig. 2 Results of Monte Carlo simulation with proposed guidance law

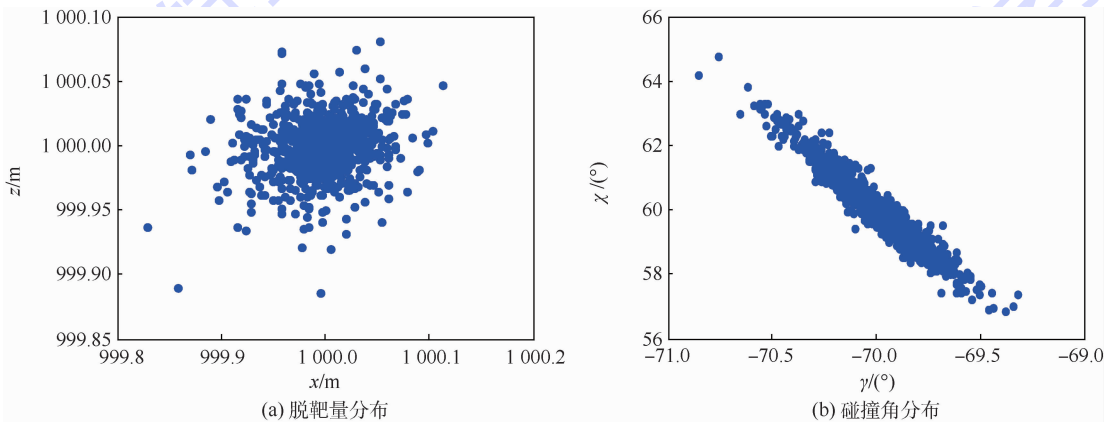


图 3 文献 [17] 制导律蒙特卡罗仿真结果

Fig. 3 Results of Monte Carlo simulation with guidance law in Ref. [17]

4 结论

本文提出了一种三维有限时间滑模制导律, 不仅实现了导弹对地面静止目标的精确打击, 也实现了对纵向和侧向碰撞角的约束。该制导方法无需对系统模型进行解耦或线性化处理, 制导律形式简单且需求信息量较少。数值仿真结果验证了该制导律能保证很高的终端精度, 且对初始指向误差、外界扰动及参数不确定性具有较强的鲁棒性。在今后研究中, 还需将该制导方法扩展到打击机动目标的情形。

参考文献 (References)

- [1] KIM M, GRIDER K V. Terminal guidance for impact attitude angle constrained flight trajectories[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1973, 9(6): 852-859.
- [2] SIOURIS G M. Missile guidance and control systems[M]. Berlin: Springer, 2003.
- [3] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 4th ed. Reston: AIAA, 2002.
- [4] GHAW S N, GHOSE D. Pure proportional navigation against time-varying target maneuvers[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1996, 32(3): 1336-1346.
- [5] KIM B S, LEE J G, HAN H S. Biased PNG law for impact with

- angular constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277-288.
- [6] JEONG S K, CHO S J, KIM E G. Angle constraint biased PNG [C] // Proceedings of 5th Asian Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 1849-1854.
- [7] LU P, DOMAN D B, SCHIERMAN J D. Adaptive terminal guidance for hypervelocity impact in specified direction [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(2): 269-278.
- [8] RATNOO A, GHOSE D. Impact angle constrained interception of stationary targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1816-1821.
- [9] RATNOO A, GHOSE D. Impact angle constrained guidance against nonstationary nonmaneuvering targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 269-275.
- [10] ZHOU D, MU C D, XU W L. Adaptive sliding-mode guidance of a homing missile [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589-594.
- [11] SHIMA T. Intercept-angle guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(2): 484-492.
- [12] TAUB I, SHIMA T. Intercept angle missile guidance under time varying acceleration bounds [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 686-699.
- [13] HOU M Z, DUAN G R. Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(2): 162-168.
- [14] 彭双春, 潘亮, 韩大鹏, 等. 一种新型三维制导律设计的非线性方法 [J]. 航空学报, 2010, 31(10): 2018-2025.
- PENG S C, PAN L, HAN D P, et al. A new 3D guidance law based on nonlinear method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 2018-2025 (in Chinese).
- [15] 余文学, 周凤岐. 三维非线性变结构寻的制导律 [J]. 宇航学报, 2004, 25(6): 681-685.
- SHE W X, ZHOU F Q. High precision 3-D nonlinear variable structure guidance law for homing missile [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(6): 681-685 (in Chinese).
- [16] OZA H B, PADHI R. Impact-angle-constrained suboptimal model predictive static programming guidance of air-to-ground missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(1): 153-164.
- [17] RATNOO A, GHOSE D. State-dependent Riccati-equation-based guidance law for impact-angle-constrained trajectories [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(1): 320-325.
- [18] IMADO F, KURODA T, TAHK M J. A new missile guidance algorithm against a maneuvering target [C] // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 1998: 145-153.

作者简介:

赵曜 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 制导及精度总体设计。

Finite-time sliding mode control based 3D guidance law with impact angle constraints

ZHAO Yao^{1,*}, LI Pu^{1,2}, LIU Juan¹, CHEN Zhe¹, LIU Xiangdong³

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

3. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To deal with the guidance problem of missile for intercepting ground fixed targets, a three-dimensional finite-time sliding mode control based guidance law is proposed in this paper. It is proved by the Lyapunov theory that the guidance law can steer the missile to intercept target with the desired impact angles in both azimuth and elevation. The guidance law has four advantages. First, model decoupling or model linearization is not needed in this work; second, the impact angles in both longitudinal and horizontal can be controlled; third, the guidance command can be analytically derived; fourth, the closed-loop system is insensitive to external disturbance as well as parameter uncertainty. The simulation results show that high terminal accuracy and good robustness can be achieved by the proposed guidance law.

Keywords: guidance; impact angle constraints; sliding mode control; nonlinear; robustness

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0097



一种爬壁机器人动力学建模方法

徐亚茹, 刘荣*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 基于 Udwadia-Kalaba 方程建立了双腔体吸附、轮式移动爬壁机器人的解析动力学模型。将系统的预定轨迹视为系统的约束关系,巧妙地将其融合到爬壁机器人动力学建模过程中;在不出现拉格朗日乘子的条件下,获得了满足约束所需附加力矩的解析表达式及系统的解析动力学方程;采用 Baumgarte 约束违约稳定法抑制了由于初始条件与约束方程不相容而导致的约束违约现象。爬壁机器人的广义坐标变量变化规律和运行轨迹的数值仿真结果证明了本文建模方法的可行性和有效性。

关键词: 爬壁机器人; 约束; 动力学建模; Udwadia-Kalaba 方程; Baumgarte 约束违约稳定法

中图分类号: TH113

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0280-06

对于爬壁机器人来说,建立精确的运动学和动力学模型是保证完成所有预定目标的基础。Xu 等^[1]建立了爬缆机器人的运动学和动力学模型; Provancher 等^[2]建立了可切换各种表面的 city-climber 的动力学模型; Nam 等^[3]采用拉格朗日方程推导出磁吸附柔性多体爬壁机器人的动力学模型。然而,上述建模过程是繁琐复杂的。事实上,创建沿预定轨迹移动的爬壁机器人的动力学模型也属于约束多体系统动力学建模的范畴。获得爬壁机器人精确动力学模型是实现其高品质运动控制的关键所在,进而保证爬壁机器人能够精准地沿预定轨迹运行,高精度地完成指定任务。约束多体系统传统的建模方法基于拉格朗日方程,其中拉格朗日乘子的数值解需要根据给定的初始条件求解得出^[4]。另外,还有很多其他的建模方法,如: Hamel 方程,需要准速度辅助求解; Kane 方程,需要一组广义伪速度辅助求解^[5]; Gibbs-Appell 方程,需要伪速度和伪加速度辅助求解^[6]; Poincaré 方程,需要使用一组伪速度辅助

求解。值得说明的是,以上几种方程均只得到数值解。

1992年,由 Udwadia 和 Kalaba^[7]提出的 Udwadia-Kalaba 方程可建立约束多体系统的解析动力学方程,该方法可以相对简单地建立完整约束和非完整约束下系统的运动方程,在不出现拉格朗日乘子的条件下,得出附加力矩的解析求法,成为分析动力学领域的一个重要突破,并凭借其在表达上的简洁性及一般性在各个领域得到了广泛应用,如卫星系统^[8]、工业机械臂^[9]、并联机械臂^[10]、柔性多体系统^[11]以及机器鱼^[12]等领域。

为此,本文基于 Udwadia-Kalaba 方程的建模思想,针对爬壁机器人动力学建模问题,将施加系统的预定轨迹视为系统的约束关系,并融合到系统的动力学建模过程中,从而获得爬壁机器人在预定轨迹下所需附加力矩的解析表达式及系统的解析动力学方程。然而,当初始条件与约束方程不相容时,出现了约束违约现象,采用 Baumgarte 稳定性方法^[13]以达到减小误差的目的,最终获得

收稿日期: 2017-02-27; 录用日期: 2017-04-24; 网络出版时间: 2017-06-07 10:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170607.1009.002.html

* 通信作者。E-mail: rliu@buaa.edu.cn

引用格式: 徐亚茹, 刘荣. 一种爬壁机器人动力学建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 280-285.

XU Y R, LIU R. An approach for dynamic modeling of climbing robot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 280-285 (in Chinese).

修正的爬壁机器人解析动力学模型,并通过数值仿真验证了该模型的正确性。

1 Udwadia-Kalaba 方程

Udwadia-Kalaba 方程建模过程需要 3 步^[14]:

①利用拉格朗日方法建立未受约束系统的动力学方程;②描述系统所受约束的关系式;③利用 Udwadia-Kalaba 方程建立系统动力学方程。

1) 未受约束多体系统动力学方程

若未受约束多体系统用 n 维广义坐标 $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ \dots \ q_n]^T \in \mathbf{R}^n$ 描述,其动力学方程描述为

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}, t) \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \quad (1)$$

式中: $\mathbf{M}(\mathbf{q}, t) \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为质量矩阵; $\mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \in \mathbf{R}^n$ 为广义主动力矩阵; $\dot{\mathbf{q}} \in \mathbf{R}^n$ 为广义速度; $\ddot{\mathbf{q}} \in \mathbf{R}^n$ 为广义加速度。

2) 约束描述

假设该系统受到 p 个约束作用,约束函数为

$$\varphi_i(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) = 0 \quad i = 1, 2, \dots, p \quad (2)$$

式(2)简化为

$$\Phi = [\varphi_1 \ \varphi_2 \ \dots \ \varphi_p]^T = \mathbf{0} \quad (3)$$

假设约束式(3)具有充足的光滑度,不可积分约束对时间 t 求 1 次导数,可积分约束对时间 t 求 2 次导数,则约束方程表示为

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{b}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{A}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \in \mathbf{R}^{p \times n}$ 为约束矩阵; $\mathbf{b}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \in \mathbf{R}^p$ 为 p 维矢量。

3) 约束多体系统动力学方程

由于上述约束的存在,产生了附加力矩,使得系统的动力学方程变为

$$\mathbf{M}(\mathbf{q}, t) \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) + \mathbf{Q}^c(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \quad (5)$$

式中: $\mathbf{Q}^c(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \in \mathbf{R}^n$ 为附加力矩。

获得附加力矩的解析表达式是约束多体系统建模的重要目的,Udwadia 和 Kalaba^[15] 给出了该问题的解:

$$\mathbf{Q}^c = \mathbf{M}^{\frac{1}{2}} \mathbf{B}^+ (\mathbf{b} - \mathbf{A} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}) \quad (6)$$

式中: $\mathbf{B}(\mathbf{q}, t) := \mathbf{A}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \mathbf{M}^{-\frac{1}{2}}(\mathbf{q}, t)$;上标“+”表示 M-P 逆。

因此,约束多体系统的解析动力学方程称为 Udwadia-Kalaba 方程,具有如下形式:

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{Q} + \mathbf{M}^{\frac{1}{2}} \mathbf{B}^+ (\mathbf{b} - \mathbf{A} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}) \quad (7)$$

按标准拉格朗日乘子形式,约束多体系统动力学方程可写为如下形式:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & -\mathbf{A}^T \\ \mathbf{A} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q} \\ \mathbf{b} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中:拉格朗日乘子 $\lambda = (\mathbf{A} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{A}^T)^{-1} (\mathbf{b} - \mathbf{A} \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q})$ 。

2 爬壁机器人动力学建模

本文所研究的爬壁机器人采用双腔体负压吸附方式吸附于墙壁,驱动电机采用左右两侧后置式分布,通过同步带驱动同侧的从动轮,形成四轮滑动转向机构,实现机器人的直行与转弯。为简化建模过程,作如下假设:①机器人的几何中心与质心重合;②轮子上无滑移运动;③忽略轮子的转动惯量以及轮子与墙壁之间的滑动摩擦力;④密封圈与墙壁之间的摩擦力关于机器人几何中心呈均匀对称分布。

图 1 为爬壁机器人的示意图。图中: xOy 为系统全局坐标系; $\mathbf{q} = [x, y, \theta]^T$ 为系统的广义坐标变量; c 为质心; v 为移动速度; θ 为方向角; F_L 和 F_R 分别为左、右电机产生的力; f 为密封圈与墙壁之间的摩擦力; G_1 为重力在 v 方向上的分力; J 为绕质心的转动惯量; d 为左、右轮距质心的距离。

1) 动力学建模

① 根据牛顿第二定律,可得如下方程:

$$m\dot{v} = F_R + F_L - G_1 - f \quad (9)$$

式中: m 为爬壁机器人质量; $F_R = \tau_R/r$, $F_L = \tau_L/r$, τ_L 和 τ_R 分别为左、右电机驱动力矩, r 为轮子半径; $G_1 = mg \sin \theta$; $f = (1 - k) \mu_M F_s$, $F_s = PS$, k 为驱动轮压力系数,即驱动轮所受压力与整个机器人所受压力之比, μ_M 为轮子与墙壁之间的摩擦系数, P 为大气压与密封圈内气压的差值, S 为密封圈有效吸附面积。

爬壁机器人的移动速度描述为

$$v = \dot{x} \cos \theta + \dot{y} \sin \theta \quad (10)$$

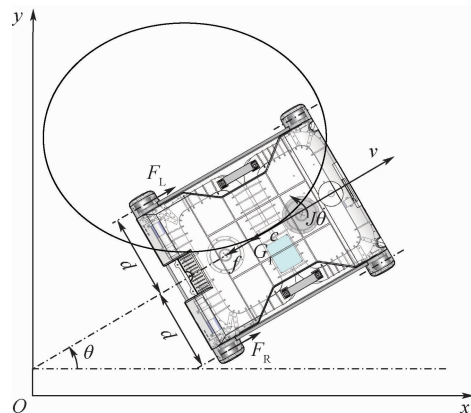


图 1 爬壁机器人示意图

Fig. 1 Schematic of climbing robot

对式(10)一次求导,得加速度为

$$\dot{v} = \ddot{x}\cos\theta + \ddot{y}\sin\theta - \dot{x}\dot{\theta}\sin\theta + \dot{y}\dot{\theta}\cos\theta \quad (11)$$

式中: \dot{x} 和 \dot{y} 分别为爬壁机器人的质心在 x 和 y 方向上的速度; \ddot{x} 和 \ddot{y} 分别为爬壁机器人的质心在 x 和 y 方向上的加速度。

将式(11)代入式(9),推导出如下方程:

$$\ddot{x}mr\cos\theta + \ddot{y}mr\sin\theta = \dot{\theta}\dot{x}mr\sin\theta - \dot{\theta}\dot{y}mr\cos\theta + \tau_R + \tau_L - fr - mgr\sin\theta \quad (12)$$

② 根据力矩平衡原则,可得

$$J\ddot{\theta} = F_R d - F_L d \quad (13)$$

或等价于

$$\frac{Jr}{d}\ddot{\theta} = \tau_R - \tau_L \quad (14)$$

③ 爬壁机器人的固有约束表示为

$$\dot{x}\sin\theta - \dot{y}\cos\theta = 0 \quad (15)$$

对式(15)一次求导,得

$$\ddot{x}\sin\theta - \ddot{y}\cos\theta = -\dot{\theta}\dot{x}\cos\theta - \dot{\theta}\dot{y}\sin\theta \quad (16)$$

至此,将式(12)、式(14)和式(16)表示为如下矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} mrcos\theta & mrsin\theta & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Jr}{d} \\ \sin\theta & -\cos\theta & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{x}mr\sin\theta - \dot{\theta}\dot{y}mr\cos\theta - fr - mgr\sin\theta \\ 0 \\ -\dot{\theta}\dot{x}\cos\theta - \dot{\theta}\dot{y}\sin\theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_R \\ \tau_L \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(17)可简化为

$$M\ddot{q} = Q + Q^c \quad (18)$$

式中:

$$M = \begin{bmatrix} mrcos\theta & mrsin\theta & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Jr}{d} \\ \sin\theta & -\cos\theta & 0 \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{x}mr\sin\theta - \dot{\theta}\dot{y}mr\cos\theta - fr - mgr\sin\theta \\ 0 \\ -\dot{\theta}\dot{x}\cos\theta - \dot{\theta}\dot{y}\sin\theta \end{bmatrix}$$

$$Q^c = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_R \\ \tau_L \end{bmatrix}$$

2) 轨迹约束描述

爬壁机器人沿着预定轨迹移动以完成指定任

务。假设轨迹约束可描述为

$$\begin{cases} x = 10\sin t \\ y = -6\cos t \end{cases} \quad (19)$$

对式(19)两次求导,并结合式(4),有

$$A\ddot{q} = b \quad (20)$$

式中:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$b = \begin{bmatrix} -10\sin t \\ 6\cos t \end{bmatrix}$$

3) 附加力矩解析表达式

结合式(6),附加力矩 Q^c 表示为

$$Q^c = M^{\frac{1}{2}}(AM^{-\frac{1}{2}})^+ (b - AM^{-1}Q) = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_R \\ \tau_L \end{bmatrix} = \delta\tau \quad (21)$$

$$\text{式中: } \delta = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & -1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

因此,可得电机驱动力矩 τ 为

$$\tau = \delta^+ M^{\frac{1}{2}}(AM^{-\frac{1}{2}})^+ (b - AM^{-1}Q) \quad (22)$$

3 数值仿真与分析

理论上,在任意时刻零阶和一阶的广义变量的初始值必须满足约束方程及其一阶导数。然而,初始条件与约束方程不相容的情况更为常见^[16]。基于此,假设初始条件为: $x(0) = 0, y(0) = -5.98, \theta(0) = 0; \dot{x}(0) = 9.95, \dot{y}(0) = 0, \dot{\theta}(0) = 0.5$ 。仿真参数为: $m = 5 \text{ kg}, J = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, r = 0.027 \text{ m}, d = 0.3 \text{ m}, \mu_M = 0.8, k = 0.53, P = 2.5 \text{ kPa}, S = 0.06 \text{ m}^2$ 。仿真结果如图2~图4所示。

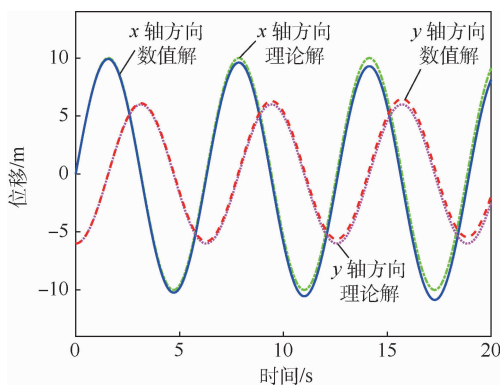


图2 位移的数值解与理论解对比

Fig. 2 Comparison of displacements between numerical values and theoretical values

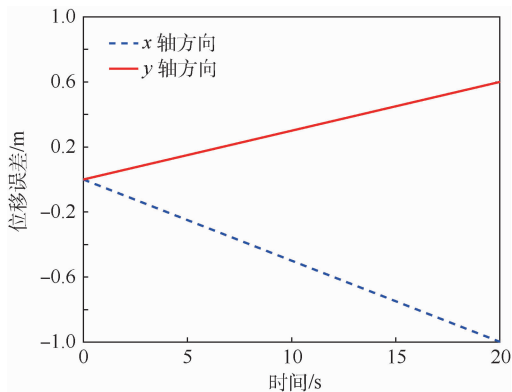


图3 位移的数值解与理论解的误差
Fig.3 Displacement errors between numerical values and theoretical values

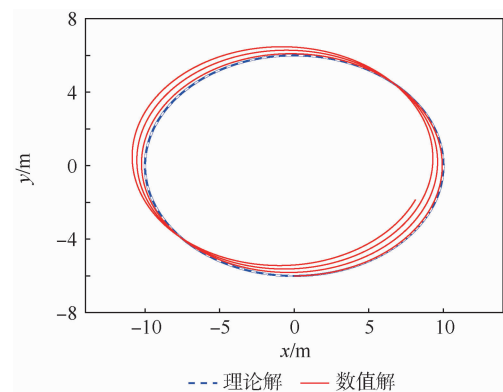


图4 运行轨迹的数值解与理论解对比
Fig.4 Comparison of trajectories between numerical values and theoretical values

图2为 x 轴方向和 y 轴方向位移的数值解与理论解对比示意图。图3为位移的数值解与理论解之间的误差示意图, x 轴和 y 轴方向最大的位移误差分别达到 -1.0 m 和 0.6 m , 相比较 $x = 10\text{ m}$ 和 $y = 6\text{ m}$, 这是不容忽视的, 而且这些误差随时间递增。图4所示的运行轨迹的数值解与理论解也有较明显的偏离。因此, 有必要考虑减小误差。

4 约束违约抑制

初始条件与约束方程不相容将导致约束违约, 通常使得仿真结果与实际情况相差较大, 因此需要修正动力学方程。

Baumgarte 约束违约稳定法利用反馈控制理论, 将位移约束和速度约束引入加速度约束方程, 通过约束修正得到稳定化的动力学方程。开环二阶微分约束方程, $\ddot{\Phi} = 0$, 被其稳定形式(即闭环形式)所代替:

$$\ddot{\Phi} + \alpha\dot{\Phi} + \beta\Phi = 0 \quad (23)$$

式中: $\alpha\dot{\Phi}$ 和 $\beta\Phi$ 可看作控制项, $\alpha = \text{diag} \{ \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_p \}$, $\beta = \text{diag} \{ \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_p \}$ 。如果 $\alpha_i > 0$, $\beta_i > 0$, 则 Φ 渐近趋于 0 。此时约束多体系统动力学方程可写为

$$\begin{bmatrix} M & -A^T \\ A & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ b - \alpha\dot{\Phi} - \beta\Phi \end{bmatrix} \quad (24)$$

则式(23)可转化为

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -10\sin t - \alpha_1(\dot{x} - 10\cos t) - \beta_1(x - 10\sin t) \\ 6\cos t - \alpha_2(\dot{y} - 6\sin t) - \beta_2(y + 6\cos t) \end{bmatrix} \quad (25)$$

初始条件与约束方程不相容的前提下, 获得较为精确的系统的动力学方程, 快速选择合适的 Baumgarte 参数成为关键问题。Baumgarte 强调 α 和 β 参数可根据经验恰当选取^[13]。为简单起见, 选取 $\alpha_1 = \alpha_2 = 10$, $\beta_1 = \beta_2 = 300$ 。仿真结果如图5~图9所示。

图5为 x 轴方向和 y 轴方向修正数值解与理论解的对比示意图。图6为位移误差的数值解与修正数值解对比示意图, 与图3相比, x 轴和 y 轴方向的位移误差的修正数值解均稳定在 $-0.002 \sim 0.002\text{ m}$ 内。如图7所示, 修正后的运行轨迹的整体效果得到了很大改善。图8为满足轨迹约束的附加力矩, 图9为电机驱动力矩示意图, 图中实线和虚线分别表示左电机和右电机的驱动力矩。

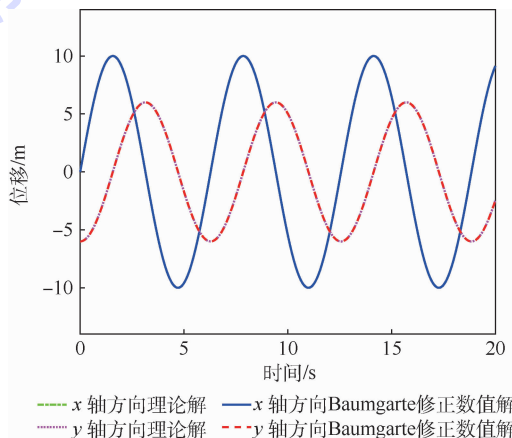


图5 位移的修正数值解和理论解对比
Fig.5 Comparison of displacements between modified numerical values and theoretical values

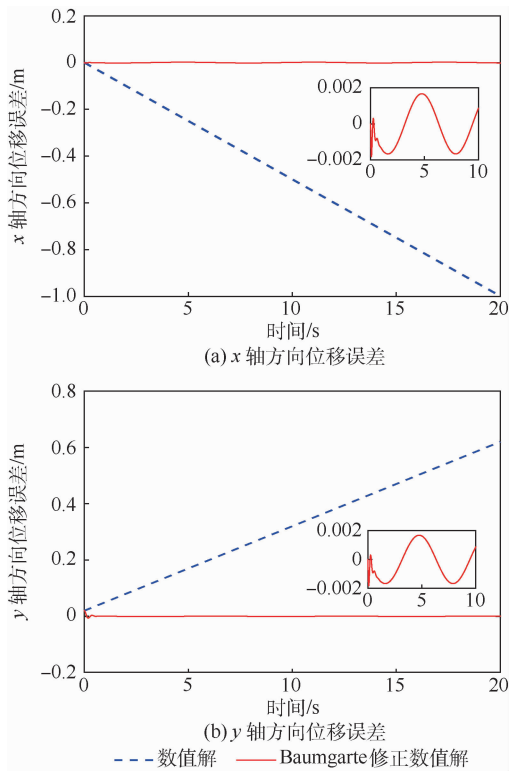


图6 位移误差的数值解与修正数值解对比

Fig.6 Comparison of displacement errors between numerical values and modified numerical values

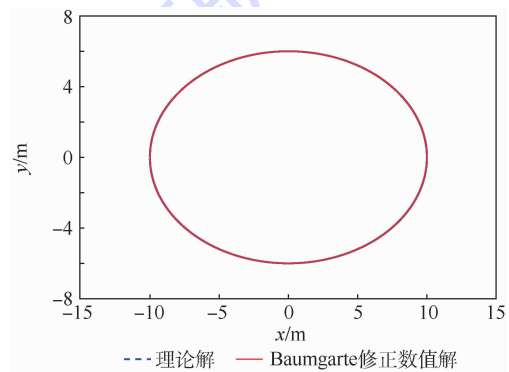


图7 运行轨迹的修正数值解与理论解对比

Fig.7 Comparison of trajectories between modified numerical values and theoretical values

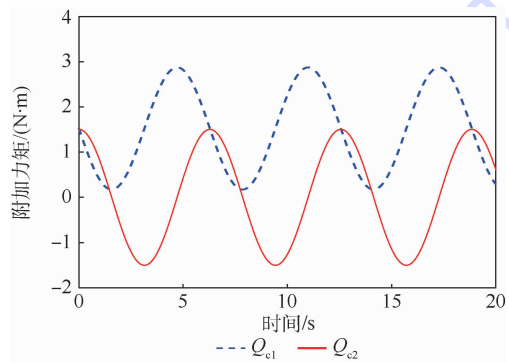


图8 附加力矩示意图

Fig.8 Schematic of additional torques

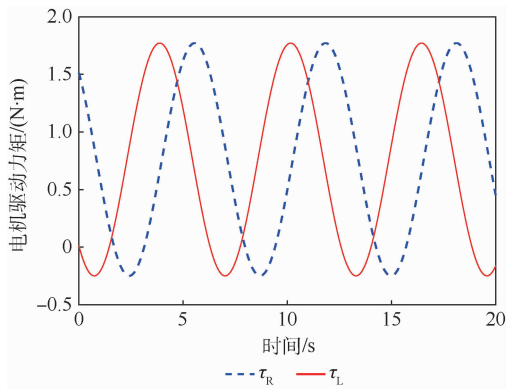


图9 电机驱动力矩示意图

Fig.9 Schematic of driving torque generated by motors

5 结论

1) 应用 Udwadia-Kalaba 建模理论,在不引入拉格朗日乘子等额外参数的情况下,获得附加力矩的解析表达式和系统的解析动力学方程。

2) 采用 Baumgarte 约束违约稳定法有效地抑制约束违约,使得爬壁机器人运行轨迹能够很好地贴近系统预定的目标,具有较高精度。

3) 研究表明,本文建模方法可以快速、高效地建立爬壁机器人的动力学模型。

然而,摩擦力是影响爬壁机器人动力学建模效果的关键因素之一。因此,下一步工作将研究如何将摩擦力这一非线性因素融合到爬壁机器人动力学建模过程中。

参考文献 (References)

[1] XU F, SHEN J, JIANG G P. Kinematic and dynamic analysis of a cable-climbing robot [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2015, 12(7) : 1-17.

[2] PROVANCHER W R, JENSEN-SEGAL S I, FEHLBERG M A. ROCR: An energy-efficient dynamic wall-climbing robot [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2011, 16(5) : 897-906.

[3] NAM S, OH J, LEE G, et al. Dynamic analysis during internal transition of a compliant multi-body climbing robot with magnetic adhesion [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, 28(12) : 5175-5187.

[4] BRAUN D J, GOLDFARB M. Eliminating constraint drift in the numerical simulation of constrained dynamical systems [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2009, 198(37) : 3151-3160.

[5] PAN D, GAO F, MIAO Y. Dynamic research and analyses of a novel exoskeleton walking with humanoid gaits [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2014, 228(9) : 1501-1511.

[6] KORAYEM M H, SHAFEI A M. A new approach for dynamic modeling of n-viscoelastic-link robotic manipulators mounted on

- a mobile base [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 79 (4) : 2767-2786.
- [7] UDWADIA F E, KALABA R E. A new perspective on constrained motion [J]. *Proceedings: Mathematical and Physical Sciences*, 1992, 439 (1906) : 407-410.
- [8] CHO H, YU A. New approach to satellite formation-keeping: Exact solution to the full nonlinear problem [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2009, 22 (4) : 445-455.
- [9] LIU J, LIU R. Dynamic modeling of dual-arm cooperating manipulators based on Udwadia-Kalaba equation [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2016, 8 (7) : 1-10.
- [10] HUANG J, CHEN Y H, ZHONG Z. Udwadia-Kalaba approach for parallel manipulator dynamics [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2013, 135 (6) : 1012-1030.
- [11] PENNESTRI E, VALENTINI P P, DE FALCO D. An application of the Udwadia-Kalaba dynamic formulation to flexible multibody systems [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2010, 347 (1) : 173-194.
- [12] ZHAO H, ZHEN S, CHEN Y H. Dynamic modeling and simulation of multi-body systems using the Udwadia-Kalaba theory [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 26 (5) : 839-850.
- [13] BAUMGARTE J. Stabilization of constraints and integrals of motion in dynamical systems [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1972, 1 (1) : 1-16.
- [14] SCHUTTE A, UDWADIA F. New approach to the modeling of complex multibody dynamical systems [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2011, 78 (2) : 856-875.
- [15] UDWADIA F E, KALABA R E. What is the general form of the explicit equations of motion for constrained mechanical systems [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2002, 69 (3) : 335-339.
- [16] CHO H, UDWADIA F E. Explicit solution to the full nonlinear problem for satellite formation-keeping [J]. *Acta Astronautica*, 2010, 67 (3) : 369-387.

作者简介:

徐亚茹 女, 博士研究生。主要研究方向: 爬壁机器人动力学及控制。

刘荣 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 爬壁机器人、工业机器人。

An approach for dynamic modeling of climbing robot

XU Yaru, LIU Rong*

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

Abstract: With the aim of dynamic modeling of the climbing robot with dual-cavity structure and wheeled locomotion mechanism, an analytical dynamic model based on the Udwadia-Kalaba equation is established. The desired trajectory, which is regarded as constraints imposed on the system, is integrated into the dynamic modeling process of climbing robot dexterously. The explicit expression of additional torques required to satisfy constraints and explicit dynamic equation of the system without Lagrange multiplier are obtained. However, constraint violation arises when the initial conditions are incompatible with the constraint equations. Baumgarte's constraint violation stabilization method is considered for constraint violation suppression. The simulations of the varying law of the generalized coordinate variables and the trajectories are performed to demonstrate that this modeling method is feasible and effective.

Keywords: climbing robot; constraints; dynamic modeling; Udwadia-Kalaba equation; Baumgarte's constraint violation stabilization method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0044

飞翼布局飞机低阶等效拟配方法



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: 特殊的操稳特性导致常规飞机的低阶等效拟配方法不完全适用于飞翼布局飞机。为保证飞翼布局飞机低阶等效拟配的准确性与成功率,对飞翼布局飞机与常规飞机在气动特性、操纵特性、控制系统设计等方面的差异进行了分析,开展了飞翼布局飞机低阶等效拟配方法研究。通过频域特性分析研究了拟配频率范围对拟配结果的影响;综合飞机的时域响应与拟配结果,对比了常用的方波、“3211”、扫频信号对飞翼布局飞机的适用性,结果表明方波信号更适用于飞翼布局飞机;通过仿真分析了指令信号强度对飞翼布局飞机拟配效果的影响;提出了横向与航向激励指令信号联合适配设计的方法,从而获得更高的横航向拟配成功率。

关键词: 飞翼; 低阶等效; 指令设计; 飞行品质评定; 频域方法

中图分类号: V212.1; V271.9

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0286-09

飞翼布局飞机取消了水平和垂直安定面,三轴稳定性明显下降;且多采用升降副翼、阻力式方向舵等新型操纵舵面,操纵特性存在较强的非线性以及多轴耦合性^[1-2]。为确保飞行安全,其控制系统更加复杂,在进行飞行品质评定时往往需通过低阶等效拟配方法来获取相应的评定参数。由于飞翼布局飞机在气动特性、操纵特性、控制系统设计等方面与常规飞机差异较大,在实际工程应用中,常规高增稳飞机常用的低阶等效拟配方法并不完全适用,易导致低阶等效拟配的准确性与成功率下降。

目前,国外^[3-5]与国内^[6-9]不乏对常规高增稳飞机低阶等效方法与飞翼布局飞机飞行品质方面^[10-13]的相关研究,但目前尚未见有针对飞翼布局飞机低阶等效拟配方法方面的研究成果报道,导致开展飞翼布局飞机低阶等效拟配时缺少相应的理论参考。针对上述情形,本文对飞翼布局飞

机的特性进行了分析,进而开展了适用于飞翼布局飞机的低阶等效系统拟配方法研究,针对其与常规飞机的区别对拟配方法提出了相应的修正建议。

1 低阶等效拟配原理

高阶系统的低阶等效系统是指,当2个系统在相同的初始条件下,受到同样的外界激励作用,在一定的频率范围或时间区段内,相应输出量的差值在某个指标下达到最小,则称该低阶系统是满足某些条件的高阶系统的低阶等效系统^[14]。

飞翼布局飞机经控制增稳后通常不会出现明显的长周期模态运动特性,飞机飞行品质评定时无需对其长周期运动模态特性进行评定,因此,对飞翼布局飞机进行飞行品质评定时可仅对短周期运动模态进行分析。根据 MIL-STD-1797^[15],评价短周期俯仰响应的飞行品质时,采用如下拟配模型:

收稿日期: 2017-01-24; 录用日期: 2017-04-24; 网络出版时间: 2017-05-27 15:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170527.1524.001.html

*通信作者: E-mail: wlx_c818@163.com

引用格式: 丛斌, 王立新. 飞翼布局飞机低阶等效拟配方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 286-294.

CONG B, WANG L X. Low-order equivalent matching methods for aircraft with flying wings [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 286-294 (in Chinese).

$$\begin{cases} \frac{q}{F}(s) = \frac{K_q \left(s + \frac{1}{T_\theta} \right)}{s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} e^{-\tau_{e\theta}s} \\ \frac{n_z}{F}(s) = \frac{K_{N_z}}{s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} e^{-\tau_{N_z}s} \end{cases} \quad (1)$$

式中: F 为纵向杆力或杆位移; q 为俯仰角速率; n_z 为法向过载; K_q 和 K_{N_z} 为等效传递函数的增益; ω_{sp} 与 ζ_{sp} 分别为短周期自然频率与阻尼; T_θ 为等效短周期分子时间常数; $\tau_{e\theta}$ 和 τ_{N_z} 为传递函数等效延迟时间; s 为拉氏变换后的变量符号。

横航向采用如下低阶等效模型进行拟配:

$$\begin{cases} \frac{\phi}{F_a}(s) = \frac{K_\phi (s^2 + 2\zeta_\phi \omega_\phi s + \omega_\phi^2)}{(s + 1/T_R)(s + 1/T_s)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} e^{-\tau_{ep}s} \\ \frac{\beta}{F_r}(s) = \frac{K_\beta (s + 1/T_{\beta 1})(s + 1/T_{\beta 2})(s + 1/T_{\beta 3})}{(s + 1/T_R)(s + 1/T_s)(s^2 + 2\zeta_d \omega_d s + \omega_d^2)} e^{-\tau_{e\beta}s} \end{cases} \quad (2)$$

式中: F_a 为横向杆力或杆位移; F_r 为偏航轴操纵力或位移; ϕ 为滚转角; β 为侧滑角; K_ϕ 和 K_β 为等效传递函数的增益; τ_{ep} 和 $\tau_{e\beta}$ 为传递函数的等效延迟时间; ζ_ϕ 为滚转轴等效分子阻尼比; ω_ϕ 为滚转轴等效分子自然频率; $T_{\beta 1}$ 、 $T_{\beta 2}$ 、 $T_{\beta 3}$ 为航向轴等效分子时间常数; T_R 为滚转模态时间常数; T_s 为螺旋模态时间常数; ζ_d 为荷兰滚模态阻尼比; ω_d 为荷兰滚模态自然频率。

低阶等效模型的参数可以通过频域或时域拟配方法得到。飞机在特定频率范围内的特性对飞行品质等级的影响非常明显,采用频域方法可以突出高阶闭环飞翼飞机在主要频率范围内的特性表征;且飞机频率特性的图形(如伯德图)与拟配参数间的关系较直观,能够比较方便地确定参数并形成低阶等效模型,故飞行品质规范与诸多文献都建议优先采用频域方法来求取飞机等效系统的参数^[14]。

频域方法的主要思路为,假设高阶系统的频率特性的幅值和相角分别为 $G_{HOS}(j\omega_i)$ 和 $\phi_{HOS}(j\omega_i)$,求解出的低阶等效系统频率特性的幅值和相角分别为 $G_{LOES}(j\omega_i)$ 和 $\phi_{LOES}(j\omega_i)$,寻求低阶等效系统中的相关参数,使下述指标函数最小:

$$M = \sum_{i=1}^{20} (\Delta G^2(j\omega_i) + K\Delta\phi^2(j\omega_i)) = \sum_{i=1}^{20} [(G_{HOS}(j\omega_i) - G_{LOES}(j\omega_i))^2 + K(\phi_{HOS}(j\omega_i) - \phi_{LOES}(j\omega_i))^2] \quad (3)$$

式中: $\Delta G(j\omega_i)$ 为给定离散点上高阶系统与低阶系统频率特性的幅值差,dB; $\Delta\phi(j\omega_i)$ 为相应的相角差,rad; K 为幅值误差和相角误差之间的加权系数; M 为失配参数,用来表征低阶等效系统与高阶系统的近似程度。一般而言,失配参数越小,近似程度越高,反之,近似程度越低。在评价低阶等效系统的拟配效果时,通常若失配参数 $M \leq 20$,则认为拟配效果良好^[14];若失配参数 $20 < M \leq 100$,则建议采用失配包络方法进行进一步的评价,如果各离散点处的误差均在失配包络线内,可认为拟配效果较好,而若存在离散点的误差超出包络线范围的情况,则认为拟配效果不佳,求得的系统不适合作为高阶系统的低阶等效系统;如果 $M > 100$,则通常认为拟配效果不好。

失配参数用于对低阶等效系统与高阶系统间的整体误差进行评价,而失配包络法则用于对各离散点的误差进行综合评价。图1中的点划线为失配包络线,通常飞行员对飞机系统动态响应最敏感的频段(1~4 rad/s)包络线范围较窄,而在其他频段包络线范围较宽。采用失配包络法时,如果在各离散点处误差处于包络范围内,则认为拟配结果是合理的。

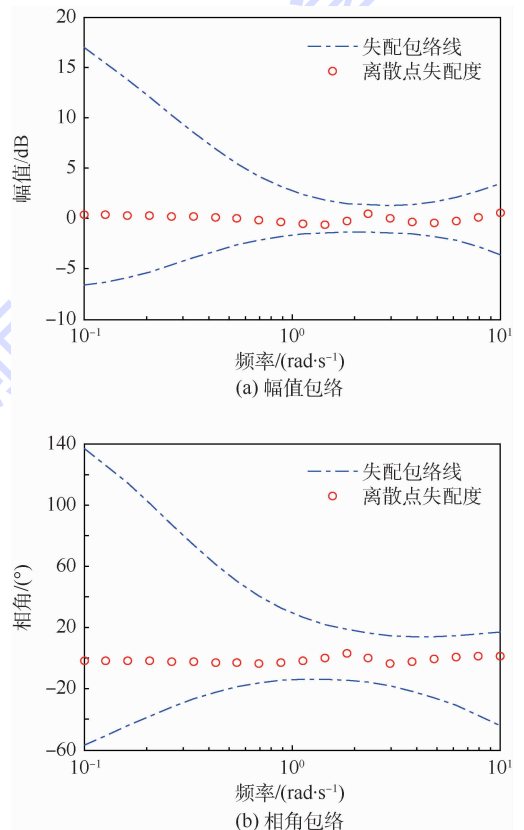


图1 失配包络曲线

Fig. 1 Mismatched envelope curves

2 飞翼布局飞机运动特性

本文以某中等展弦比的飞翼布局飞机作为算例,计算所用原始数据均来源于中国空气动力研究与发展中心的风洞试验结果。

飞翼布局飞机的主要特点如下:

1) 横航向稳定性较差

横航向静稳定性主要由机翼与垂尾提供,飞翼布局飞机横航向静稳定性与常规飞机相近,但因没有垂尾,其横航向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 值略小于常规飞机;由于取消了垂尾,飞翼布局飞机的航向静稳定导数 $C_{n\beta}$ 的值远小于常规飞机,且航向呈弱静不稳定特性;此外,其 $|C_{n\beta}/C_{l\beta}|$ 的数值远小于常规飞机,横航向稳定参数适配性较差,导致飞翼布局飞机的横航向响应特性与常规飞机相比有较大差别。进行横航向低阶等效拟配时,为了较好地激发飞机的运动模态,需结合飞翼布局飞机的响应特性开展激励指令信号联合适配设计。

2) 三轴转动惯量较大

飞翼布局飞机采用全翼设计,机身质量分布相对分散,其三轴转动惯量相对同等尺寸、质量的常规飞机较大,对运动激励指令信号的响应能力相对较差,易导致低阶等效指令无法较好地激励出相应的运动模态。进行低阶等效拟配时应选取可充分激发飞翼布局飞机运动模态的指令信号。

3) 舵面操纵分配

飞翼布局飞机通常采用多组升降副翼控制俯仰与滚转轴运动,升降副翼联动偏转实现俯仰操纵,差动偏转实现滚转操纵,完成同一操纵任务时可能具有多组操纵方案;阻力式方向舵偏转时会产生操纵耦合力矩,进行操纵时需升降副翼进行补偿^[16],操纵布局如图2所示。为对飞机的有效控制,通常需设计控制分配模块。飞翼布局飞机的三轴操纵输入与三轴操纵舵面偏角不再成对应关系,其操纵输入指令通过控制系统直接控制对应轴的运动参数。

为保证飞翼布局飞机符合飞行员的操纵习惯,算例飞机纵向杆指令对应飞机迎角指令,

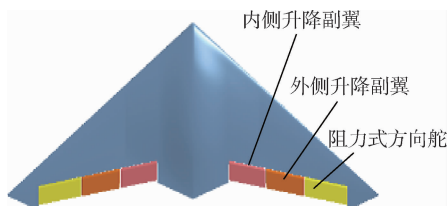


图2 算例飞翼布局飞机

Fig. 2 Example aircraft with flying wing

横向杆指令对应滚转角速率指令,偏航轴输入指令对应侧滑角指令,操纵输入指令与飞行状态指令近似呈线性关系。在下文中,为便于开展时域特性分析,绘图时统一将操纵输入指令转化为对应的运动状态指令。

4) 气动与控制系统非线性

飞翼布局飞机气动力和舵面操纵效能非线性特性明显,一般多采用滑模、动态逆等非线性控制系统实现飞翼布局飞机的飞行控制^[17]。

算例飞机采用非线性动态逆飞行控制系统设计方法的总体结构如图3所示,图中: Y_c 为指令实际响应; ω_r 为实际角速度响应; $\dot{\omega}_c$ 为指令对应角加速度指令; $B^{m \times n}$ 为控制矩阵。整个飞行控制系统分为指令生成、指令解算、指令分配3个模块。指令生成模块将操纵指令 Y_c 通过期望参考模型生成适合飞行品质要求的参考指令 Y_r ; 指令解算模块根据飞行状态、飞机的运动特性和刚体转动特性解算生成任务所需的三轴力矩 M_c ; 指令分配模块由相关优化方法将解算所得三轴力矩分配到相应的操纵舵面 δ_c 。

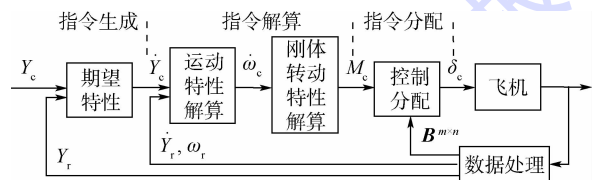


图3 非线性动态逆飞行控制系统结构

Fig. 3 Architecture of nonlinear dynamic inverse flight control system

为满足飞行品质的要求,令迎角、侧滑角的期望响应与指令之间的关系应符合二阶动态特性,滚转角速率期望响应与指令之间的关系应满足相应快速性指标的一阶动态特性,系统的期望模型如下所示:

$$\begin{cases} \frac{\alpha}{\alpha_c} = \frac{\omega_\alpha^2}{s^2 + 2\zeta_\alpha \omega_\alpha s + \omega_\alpha^2} \\ \frac{\beta}{\beta_c} = \frac{\omega_\beta^2}{s^2 + 2\zeta_\beta \omega_\beta s + \omega_\beta^2} \\ \frac{p}{p_c} = \frac{1}{T_p s + 1} \end{cases} \quad (4)$$

式中: α 为迎角; α_c 为迎角指令; β_c 为侧滑角指令; p 与 p_c 分别为滚转角速率响应与指令; ζ_α 与 ω_α 分别为迎角响应的阻尼与自然频率; ζ_β 与 ω_β 分别为侧滑角响应的阻尼与自然频率; T_p 为滚转角速率响应的一阶时间常数。本文中迎角响应参考模型的阻尼取为 0.7, 自然频率取为 4 rad/s; 侧滑角响应参考模型的阻尼取为 0.7, 自然频率取

为 3 rad/s;滚转角速率响应参考模型的一阶时间常数取为 0.33 s。非线性控制系统根据飞机响应与参考模型响应的差值解算控制指令,使飞翼布局飞机高阶系统的时域响应呈现与低阶等效参考模型相近的特性。

与线性控制系统在参考状态点附近控制系统参数相对固定不同,非线性控制系统在响应过程中根据不同时刻飞机运动参数与参考模型运动之差实时解算,等价于控制参数实时改变,系统非线性更强,运动特性更为复杂,导致飞翼布局飞机对拟配指令的强度更为敏感。此外,飞翼布局飞机纵横向操纵耦合也会为运动响应引入不期望的附加运动模态,对系统的频域响应特性产生明显的影响,使其在特定频段内拟配的准确性与成功率下降。

3 拟配频率范围选取

在进行飞机纵向短周期与横航向低阶等效拟配时,MIL-STD-1797^[15]建议拟配的频率范围选为 0.1 ~ 10 rad/s^[17],而在实际工程应用中,拟配频率范围可根据飞机的特点进行适当地调整^[9,11]。

飞翼布局飞机的非线性控制系统会对飞机的运动响应引入附加模态。图 4 为算例飞机在高度 5000 m、飞行速度 0.6 Ma 飞行状态下的纵向时域响应经傅里叶变换后在 0.1 ~ 10 rad/s 频率范围内的 q/F 伯德图。从图中可以看出,其幅值曲线在大于 0.5 rad/s 的频率范围内与典型二阶系统频域特性相近,而低频段有不规则的突起。算例飞机在高增益控制系统作用下并无明显长周期运动,该段凸起并非长周期运动引起,而是非线性系统在跟踪参考模型过程的附加模态产生的。拟配的本质是通过参数优化方法求取一组参数使优化目标(失配参数)为极小值,低频区域的不规则段使 0.1 ~ 10 rad/s 频率范围内高阶系统的频域特性与典型二阶频域特性相差较大,如式(1)中的 q/F 低阶等效模型在 0.1 ~ 10 rad/s 频率范围拟配结果与实际相差较大,以该拟配结果作为评定参数所得的飞行品质评定结果会与实际的响应特性及操纵感受有较大偏差。

针对上述情形有 2 种解决方法:一种是根据高阶系统频域特性修改低阶等效拟配模型,另一种是修正拟配频率范围。MIL-STD-1797^[15]中短周期飞行品质评定的 CAP 准则与等效参数准则均以短周期自然频率 ω_{sp} 、阻尼 ζ_{sp} 与等效短周期分子时间常数 T_0 等作为反映短周期飞行品质的主要参数,而通常飞机的短周期自然频率设计范围也接近 1 ~ 4 rad/s,评定准则中对于飞行员不敏

感的低频段与高频段特性的关注度不高。针对低频段或高频段模态特性建立阶次更高的等效模型对于开展飞行品质的评定研究实用性意义不大,且该方法通用性较差、过程复杂;而修正拟配频率方法可在不改变系统频域特性的基础上较为准确地求取关注段的特性参数,实现简单,工程实用性相对更高。因此,建议在拟配计算时根据频域曲线对拟配频率范围进行取舍,去除受附加模态影响导致非线性明显的频段,求取飞行品质评定关注段的等效参数。将拟配频率范围缩小为 0.5 ~ 10 rad/s 后,算例飞机的 q/F 伯德图如图 5 所示。可以看出,摒除了低频段附加模态的干扰后,图中的曲线更符合典型二阶模型的频域特性。

表 1 为以上述 2 种频率范围进行纵向低阶等效拟配所得结果的对比,从表中可以看出,修正拟配频率后所得的失配参数更小;将拟配结果

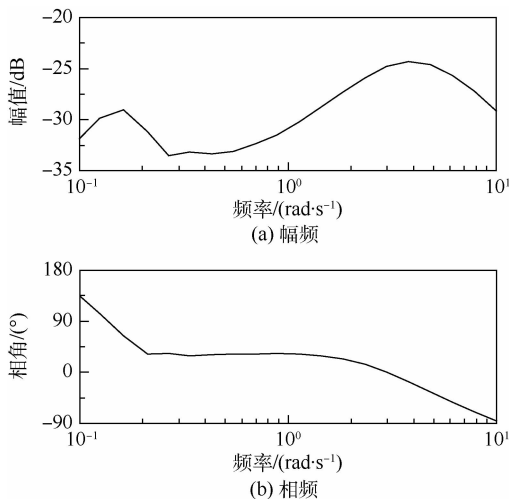


图 4 算例飞机 q/F 伯德图

Fig. 4 q/F Bode diagrams of example aircraft

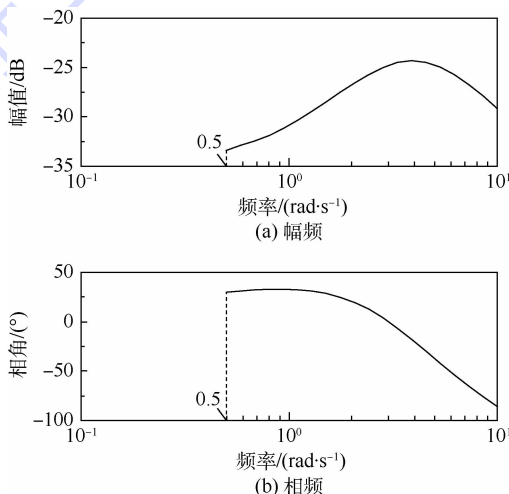


图 5 缩小拟配频率范围后的算例飞机 q/F 伯德图
Fig. 5 q/F Bode diagrams of example aircraft after frequency range reduction

表1 算例飞机不同拟配频率范围下的纵向低阶等效拟配结果

Table 1 Longitudinal low-order equivalent matching results of example aircraft under different matching frequency ranges

拟配频率/ (rad · s ⁻¹)	T_θ/s	ζ_{sp}	$\omega_{sp}/$ (rad · s ⁻¹)	$\tau_{e\theta}/s$	τ_{Nz}/s	M
0.1 ~ 10	-0.1	75.5	75.5	0.14	0.08	1 558.9
0.5 ~ 10	0.66	0.77	3.96	0.04	0.03	1.7

中的短周期自然频率和阻尼与控制系统参考模型的设计值对比后可以看出,修正拟配频率范围后的结果与参考模型更接近,准确性与可靠性相对更高。

飞机横向往低阶等效模型的传递函数阶次较高,包含比例、惯性、一阶微分、二阶微分、振荡等众多环节,拟配过程可调整的参数多,较容易得到合适的拟配结果,因而其拟配结果受拟配频率范围影响较小;而纵向短周期低阶等效模型传递函数阶次较低,仅包括比例、振荡、一阶微分等环节,可调整的参数较少,附加模态的影响会导致系统失配参数明显增大,因而其拟配结果受拟配频率范围影响明显。

综上,在对飞翼布局飞机的纵向拟配过程中,应首先对飞机的频域特性进行分析,在保证驾驶员最敏感、最为关注的 1 ~ 4 rad/s 频段内拟配准确度的前提下,选出符合二阶特性的区段,确定合理的拟配频率范围。

4 激励指令信号设计

4.1 指令信号形式选择

常规飞机常用的指令信号包括方波、“3211”及扫频信号,其中方波信号属于短时指令信号,“3211”与扫频信号属于长时指令信号^[7]。为分析3种指令信号对飞翼布局飞机的适用性,分别对算例飞机在上述3种指令信号作用下的响应进行仿真及低阶等效拟配。

图6为算例飞机高度5 000 m、飞行速度0.6Ma飞行状态下对3种指令信号的迎角响应曲线。由于飞翼布局飞机对指令信号的响应能力相对常规飞机较差,其对短时指令信号的响应相对较好。从图中可以看出,算例飞机对于方波信号的响应曲线最接近参考模型,二者间主要区别在于响应时延;“3211”信号响应曲线的极值略小于参考模型曲线,飞机未能充分跟踪参考模型;对于扫频信号,其响应曲线与参考模型的响应曲线差异较显著。

表2为3种指令信号响应低阶等效拟配的结果,从表中可以看出,对于飞翼布局飞机,以方波、“3211”信号作为指令可得出拟配结果,失配参数均小于20,其中方波信号得到的失配参数较小;将短周期自然频率与阻尼拟配结果与参考模型参数对比后可看出,方波信号的拟配结果更接近控制系统的参考模型参数;而采用扫频信号由于时域响应差异过大,其拟配结果失配度非常大,且所得拟配参数不合理。

综上,由于飞翼布局飞机响应能力较差,对属于短时指令的方波信号的跟踪效果相对最好,

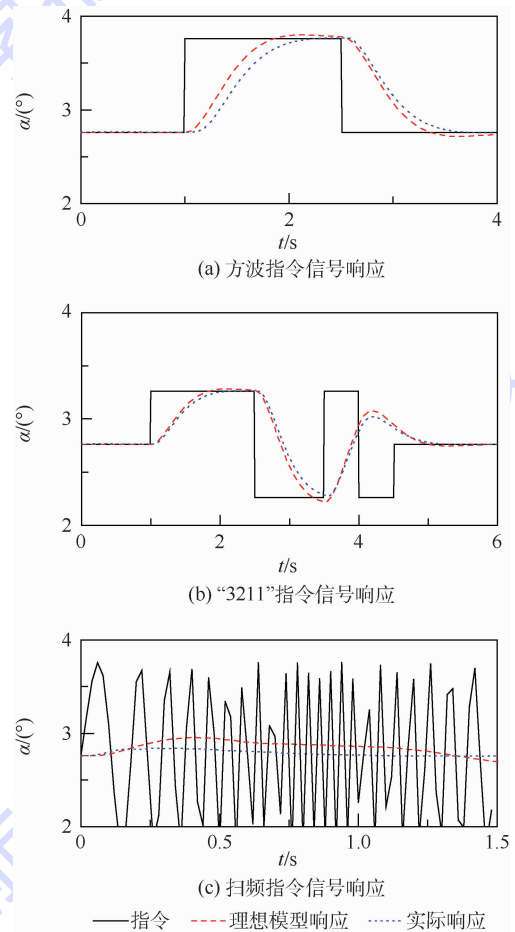


图6 算例飞机对3种指令信号的迎角响应曲线
Fig. 6 Angle of attack response curves of example aircraft to three types of command signals

表2 算例飞机不同指令信号下的纵向低阶等效拟配结果

Table 2 Longitudinal low-order equivalent matching results of example aircraft under different command signals

指令信号	T_θ/s	ζ_{sp}	$\omega_{sp}/$ (rad · s ⁻¹)	$\tau_{e\theta}/s$	τ_{Nz}/s	M
方波	0.66	0.77	3.96	0.04	0.03	1.7
3211	0.69	0.83	4.29	0.04	0.05	10.7
扫频	3.59	253	85	0.17	-0.02	5 324

采用方波信号更有利于实现对飞翼布局飞机运动模态的充分激励,因此,方波信号对于飞翼布局飞机低阶等效拟配的适用性较强。

4.2 指令信号强度设计

对于线性程度较高的系统,指令信号强度对运动响应的影响相对较小,而对于系统非线性程度较高的飞翼布局飞机,指令信号强度过强对拟配过程会产生不利影响。

指令信号的强度主要由信号幅值与时长决定。以纵向为例,分别对算例飞机在高度 5000 m、飞行速度 0.6Ma 飞行状态下以不同幅值与不同时长的方波指令信号激励下的飞行进行了数学仿真及拟配。

图 7 为算例飞机对等效指令幅值为 1° 与 3° 的纵向方波指令信号的迎角响应曲线。从图中可以看出,等效指令幅值为 1° 时,算例飞机的响应曲线与参考模型的响应曲线较为接近;当等效指令幅值为 3° 时,飞机的响应与参考模型的响应曲线相比出现了明显的超调,响应的延迟也显著增强。过强的指令会导致飞翼布局飞机的运动状态有较大的变化,造成各时段内飞机的响应特性间相差较大,增大了以统一的低阶等效模型反映高阶系统全部特性的难度,不利于完成低阶等效拟配。

表 3 为算例飞机采用不同强度方波指令信号进行低阶等效拟配的结果,从表中可看出,指令幅值过大会导致失配参数超出 100,拟配效果较差。

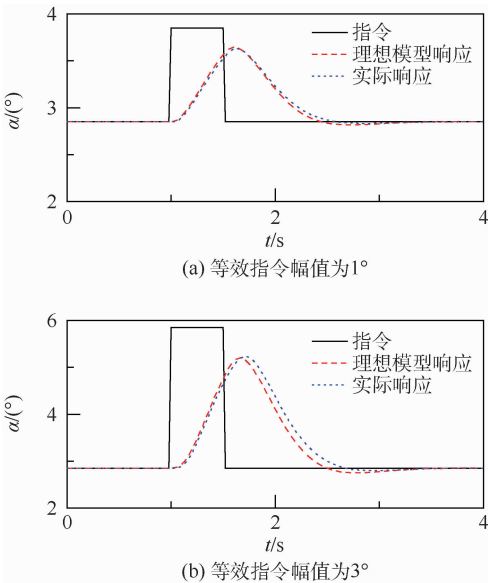


图 7 算例飞机不同强度下方波指令信号的迎角响应曲线

Fig.7 Angle of attack response curves of example aircraft at different strength of square wave command signal

表 4 为算例飞机采用不同指令时长时方波指令信号进行低阶等效拟配的结果。同样地,指令时长过长会导致失配参数超出 100,拟配效果较差。

因此,在对飞翼布局飞机进行低阶等效拟配时,应结合飞机的响应特性对指令幅值与时长进行综合设计,指令强度不宜设计得过强。

表 3 算例飞机不同强度下方波指令信号的纵向低阶等效拟配结果

Table 3 Longitudinal low-order equivalent matching results of example aircraft under different strength of square wave command signal

幅值	T_θ/s	ζ_{sp}	$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\tau_{e\theta}/s$	τ_{Nz}/s	M
1	0.66	0.77	3.97	0.05	0.03	1.7
2	1.59	153	185	0.07	0.07	2 449

表 4 算例飞机不同指令时长下方波指令信号的纵向低阶等效拟配结果

Table 4 Longitudinal low-order equivalent matching results of example aircraft under different frequency commands of square wave signal

指令时长/s	T_θ/s	ζ_{sp}	$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\tau_{e\theta}/s$	τ_{Nz}/s	M
1	0.66	0.77	3.97	0.05	0.03	1.7
3	0.84	0.60	3.22	0.08	0.10	238.4

4.3 横航向激励指令信号联合适配设计

飞机横航向运动存在耦合,即飞机执行滚转轴指令时会引起偏航轴的运动,反之亦然。在进行低阶等效的双拟配过程中,飞机同时在偏航与滚转指令下运动,两指令的响应之间存在相互干扰,不利于横航向拟配的准确性。因此,在进行横航向拟配时,需对拟配指令进行设计,尽量保证飞机在滚转轴和偏航轴均有较好的响应特性。

图 8 为算例飞机在高度 5000 m、飞行速度 0.6 Ma 飞行状态下,正滚转轴输入指令与正偏航轴输入指令(等效为 $\beta_c = 3^\circ, p_c = 0.15 \text{ rad/s}$)作用下的响应曲线。正滚转会引发正侧滑,从图中可以看出,在正滚转轴响应引发的耦合效应影响下,飞机的侧滑角响应相对理想模型产生了超调,拟配所得低阶等效系统的失配参数超过 100,拟配结果较差(见表 5)。而从图 9 中看出,在负滚转轴输入与正偏航轴输入指令(等效为 $\beta_c = 3^\circ, p_c = -0.15 \text{ rad/s}$)作用下,两轴响应均较好,拟配所得低阶等效系统的失配参数较小;将拟配结果的滚转时间常数、荷兰滚阻尼和自然频率与横航向响应理想模型设计值比较后可看出,同号指令结果要更接近理想模型设计值(见表 5)。这是由于飞

翼布局飞机本体航向弱静不稳定,滚转响应引起的耦合侧滑角不易及时消除,滚转轴指令与偏航轴指令同号会引起侧滑角响应产生较大的超

调。因此,飞翼布局飞机横航向低阶等效拟配时,建议使用滚转轴与偏航轴反号的指令,以保证飞机在滚转轴和偏航轴均有较好的响应特性。

此外,由于飞翼布局飞机横向静稳定性弱于常规飞机,侧滑角引起的滚转力矩相对较小;而其航向静稳定系数与阻尼远小于常规飞机,滚转轴指令对偏航轴的影响相对较强。因此,飞翼布局飞机的偏航轴指令强度不宜过低,以保证滚转轴指令对偏航轴产生的耦合效应不会对偏航轴的指令响应产生过大的干扰。图10为算例飞机在小幅值的偏航轴指令(等效为 $\beta_c = 0.5^\circ, p_c = -0.15 \text{ rad/s}$)作用下的响应曲线。负滚转指令会引发左侧滑趋势,算例飞机的侧滑角指令的响应受滚转轴耦合作用抑制,与参考模型响应相比幅值明显减小。不同强度偏航轴指令下的拟配结果如表6所示,可以看出当偏航轴指令过弱时,其所得低阶等效系统的失配参数超过100,拟配结果较差。

综上,在设计横航向拟配指令时,应针对飞翼布局飞机的横航向响应特性开展联合适配

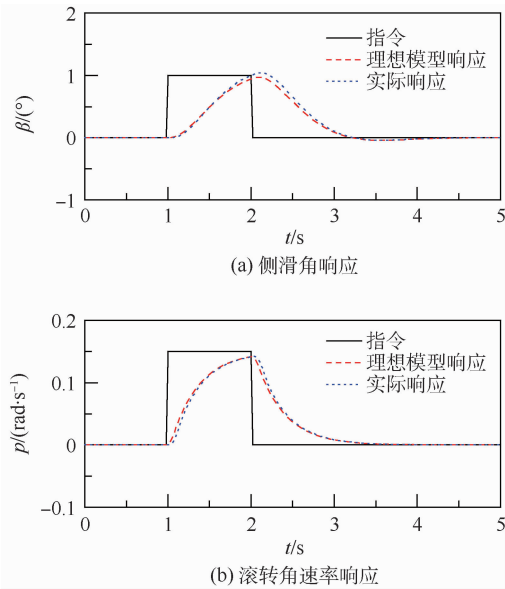


图8 算例飞机同号指令响应曲线

Fig.8 Response curves of same-sign commands of example aircraft

表5 算例飞机不同指令下横航向低阶等效拟配结果
Table 5 Lateral and directional low-order equivalent matching results of example aircraft under different commands

指令类型	T_R/s	T_s/s	ζ_d	$\omega_d/(rad \cdot s^{-1})$	τ_{ep}/s	M
同号指令	0.001	332.1	0.69	3.29	0.16	105.3
异号指令	0.27	500	0.69	4.24	0.07	4.6

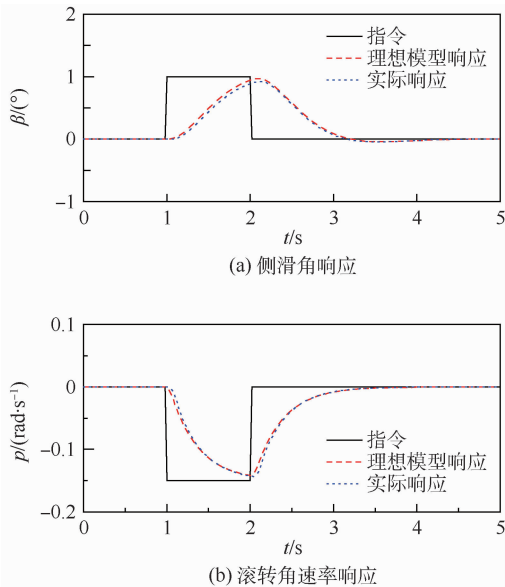


图9 算例飞机异号指令响应曲线

Fig.9 Response curves of contrary-sign commands of example aircraft

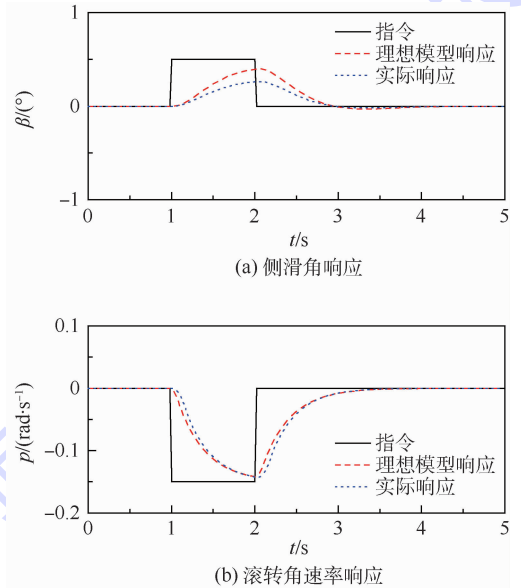


图10 算例飞机小幅值偏航轴指令响应曲线

Fig.10 Response curves of small-amplitude yaw axis commands of example aircraft

表6 算例飞机不同偏航轴指令下横航向低阶等效拟配结果

Table 6 Lateral and directional low-order equivalent matching results of example aircraft under different yaw axis commands

$\beta_c/(^\circ)$	T_R/s	T_s/s	ζ_d	$\omega_d/(rad \cdot s^{-1})$	τ_{ep}/s	M
0.5	0.01	193.4	0.97	2.81	0.15	108
3	0.27	500	0.69	4.24	0.07	4.6

设计,使滚转轴与偏航轴的指令反号,且设计偏航轴指令有足够的强度,以保证飞机在滚转轴和偏航轴均有较好的响应特性。

5 结 论

1) 飞翼布局飞机的纵向频域特性会显著地受到系统非线性特性的影响,实际纵向拟配过程中,应对其频域特性进行分析,确定合理的拟配频域区段。

2) 飞翼布局飞机响应能力较差,对属于短时指令方波信号的跟踪效果相对较好,方波信号对于飞翼布局飞机低阶等效拟配适用性最强。

3) 飞翼布局飞机气动特性与控制系统均呈非线性特点,指令信号的指令强度不宜过强。

4) 飞翼布局飞机横航向拟配时,建议使滚转轴与偏航轴的指令反号,且设计偏航轴指令有足够的强度,以保证飞机在滚转轴和偏航轴均具有较好的响应特性。

参考文献 (References)

- [1] 马松辉,吴成富,陈怀民. 飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学,2006,24(3):19-21.
MA S H, WU C F, CHEN H M. Study on stability and maneuverability of flying wing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3):19-21 (in Chinese).
- [2] 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).
- [3] JOHN H. History of low-order equivalent systems for aircraft flying qualities[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4):577-583.
- [4] EUGENE A. Low-order equivalent system identification for the Tu-144LL supersonic transport aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(2):354-362.
- [5] JOHN H, PALOS V. History of low order equivalent systems for aircraft handling qualities analysis and design[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003:1-13.
- [6] 谭文倩,张曙光. 飞机横航向等效拟配模型的对比研究[J]. 飞行力学,2003,21(4):14-18.
TAN W Q, ZHANG S G. Research on the models of lateral and directional equivalent matching for an aircraft[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(4):14-18 (in Chinese).
- [7] 崔益华,韩意新,陈永亮. 电传飞机低阶等效系统频域辨识新方法[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(3):432-437.
CUI Y H, HAN Y X, CHEN Y L. New frequency domain identification method for FBW aircraft based on low order equivalent system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3):432-437 (in Chinese).
- [8] 冀翔,夏洁. 基于短时傅里叶变换的飞控纵向频域等效拟配[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(7):872-876.
JI X, XIA J. Longitudinal frequency-domain equivalent matching method for flight control system based on short time Fourier transform[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7):872-876 (in Chinese).
- [9] 张勇. 低阶等效系统方法的发展历史[J]. 飞行力学,2011,29(6):1-3.
ZHANG Y. Development history of low order equivalent systems for aircraft handling qualities analysis and design[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(6):1-3 (in Chinese).
- [10] 何明胜. 飞行品质分析中的低阶等效模型研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2006:1-8.
HE M S. Research on low-order equivalent model in aircraft handling qualities[D]. Xi'an: Xidian University, 2006:1-8 (in Chinese).
- [11] 田海燕. 飞行品质中低阶等效系统的研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2008:1-12.
TIAN H Y. Research on low-order equivalent system in aircraft handling qualities[D]. Xi'an: Xidian University, 2008:1-12 (in Chinese).
- [12] 李森,王立新,李林. 小展弦比飞翼构型作战飞机短周期品质评定方法[J]. 飞行力学,2009,27(5):21-27.
LI M, WANG L X, LI L. Qualities assesses criterion of short period mode for flying wings with low aspect-ratio[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(5):21-27 (in Chinese).
- [13] 李林,王立新. 大展弦比飞翼作战飞机横航向飞行品质特性[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(6):661-664.
LI L, WANG L X. Lateral-directional flying quality characteristics of high aspect-ratio combat flying wings[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6):661-664 (in Chinese).
- [14] 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).
- [15] Department of Defence. Flying qualities of piloted aircraft: MIL-STD-1797[S]. Washington, D. C.: Department of Defence, 1990.
- [16] 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).
- [17] MA C, WANG L X. Flying-wing aircraft control allocation[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2009.

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。

Low-order equivalent matching methods for aircraft with flying wings

CONG Bin, WANG Lixin*

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

Abstract: The low-order equivalent methods are aimed at conventional aircraft. They are not suitable for aircraft with flying wings as a result of flying wings' new handling and stability characteristics. To improve the accuracy and success rate of low-order equivalent matching for aircraft with flying wings, the differences between aircraft with flying wings and conventional aircraft in aerodynamic characteristics, manipulation characteristics, and control system design, are analyzed, and then the research on low-order equivalent methods for aircraft with flying wings is undertaken. The influence of matching frequency range on matching result is obtained via frequency domain characteristic analysis. Square wave signal, 3211 signal, and chirp signal are widely used as input signals for low-order equivalent matching. Their applicability is tested in time domain responses and matching results, and the results show that the square wave signal is most suitable for aircraft with flying wings. The influence of signal strength on matching results is investigated via simulation and analysis. A joint-design method is proposed, in which both directional motions and lateral motions are included in lateral-directional motivating command design. The new method can improve success rate for lateral-directional low-order matching.

Keywords: flying wing; low-order equivalent; command design; flight quality evaluation; frequency domain method

Received: 2017-01-24; Accepted: 2017-04-24; Published online: 2017-05-27 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170527.1524.001.html

* Corresponding author. E-mail: wlx_c818@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0047

基于变步长离散随机集的风险 不确定性分析方法



段永胜, 赵继广*, 陈鹏, 赵蓓蕾, 吕潇磊

(装备学院 装备发展战略研究所, 北京 101416)

摘 要: 针对信息不一致、不完整下的风险评估不确定性难以刻画与传播问题, 提出一种基于变步长离散随机集理论的风险混合不确定性分析方法。将各类不完整、不精确信息转化为随机集刻画框架, 在随机集理论框架下建立了统一的混合不确定性传播模型, 利用随机扩张原理, 计算出风险的不确定性包络曲线。为解决不一致冲突信息的不确定性合成, 采用D-S证据合成原则实现多源不确定性的融合。为减小不确定性传播截尾相对误差, 提出一种不确定性变量分布的变步长离散随机集刻画策略, 并给出了基于变步长离散随机集理论的混合不确定性传播实施步骤。通过一个质量-弹簧-阻尼非线性物理与现象响应模型, 验证了方法的有效性和可用性。

关键词: 风险评估; 随机集理论; D-S证据理论; 混合不确定性; 相对误差

中图分类号: V419+.9; O211.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0295-10

在系统工程安全风险评估与决策过程中, 不确定性问题受到广泛关注^[1-2], 其作为定量安全风险评估的一项重要内容, 可以确定影响工程系统安全性的关键因素, 同时为风险决策与系统优化设计提供指导。不确定性包括2类^[3]: 一类是由系统内部变异等行为偶然性产生的随机不确定性; 另一类是由系统测量误差或专家知识的缺乏产生的认知不确定性。Ferson和Ginzburg^[4]指出有必要提出一种能够充分刻画随机与认知不确定性的数学方法, 并指出安全风险评估面临的4个严峻问题: ①如何更加可信地描述可用信息; ②如何说明不确定性传播过程中参数之间的依赖性、相关性, 传统的随机独立性假设产生过于乐观的评估结果; ③如何选择合适的不确定性传播框架^[5]; ④如何利用随机与认知不确定性传播结果, 辅助风险决策^[6]。

不确定性参数除了具有客观变量随机性外, 同时还存在信息不完整、不精确性, 如统计数据 and 专家信息等^[7]。近30年来, 各种不确定性分析理论出现, 明确地将不完整性与随机性区分开来, 如非可加集合函数, 将集值与概率相结合, 如Walley^[8]提出的不精确概率, 由概率函数组成的集合描述部分缺失概率信息。Dempster^[9]在随机集的基础上提出更加具有约束性的理论——证据理论, 由集值描述不完整信息, 后经Shafer^[10]和Smets^[11]完善, 形成主观非统计模式下的不确定性理论。再后来, 出现了更具约束性的理论框架——可能性理论, 该理论以可能性测度表征参数的不精确性, 模糊集为其典型代表^[12]。可能性理论也可解释为嵌套的随机集, 使得不完整概率信息以连续函数表示并被分解为模糊区间的形式。

收稿日期: 2017-02-03; 录用日期: 2017-03-17; 网络出版时间: 2017-04-13 17:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170413.1748.006.html

*通信作者。E-mail: jiguang_zhao@aliyun.com

引用格式: 段永胜, 赵继广, 陈鹏, 等. 基于变步长离散随机集的风险不确定性分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 295-304. DUAN Y S, ZHAO J G, CHEN P, et al. Analysis method on risk uncertainty based on variable step discrete random set [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 295-304 (in Chinese).

概率论作为常用的不确定性刻画与传播工具,其有效性受到许多学者的质疑^[7,13-14];另外,当数据不充分、信息不完整时,单一概率无法有效刻画认知不确定性。对此,Zadeh^[12]提出模糊集理论,在此基础上 Yager^[15]进一步提出模糊测度以刻画认知不确定性;Flage 等^[16]提出将概率与模糊集相结合的不确定性分析框架,并应用于故障树传播不确定性;Helton 等^[17]采用证据理论描述认知不确定性参数,并对参数敏感性进行了分析;Wang 和 Qiu^[7]提出一种随机与区间数相结合的不确定性传播框架,分析稳态情形下的热传导不确定性问题。当风险模型中同时存在随机与认知不确定性时,Guyonnet 等^[18]提出一种概率与可能性分布相结合的混合不确定性分析框架;Tonon^[19]提出基于随机集理论传播认知不确定性,对比了不同离散精度下相对误差对不确定性传播的影响。上述方法,只考虑1种或2种理论的结合来刻画传播随机与认知不确定性,并没有将异类不确定性信息建立统一的理论框架来研究混合不确定性传播问题。

离散随机集是一种广义的随机变量,离散随机集描述的是对区间的概率指配,且区间值比点值更具描述不精确性的能力。因此,随机集理论框架同时具备刻画参数的随机与认知不确定性。为此,针对上述 Ferson 和 Ginzburg^[4]提出的问题①和③,本文提出基于变步长离散随机集的风险混合不确定分析方法,同时给出异类不确定性信息的统一随机集刻画框架,设计了一种变步长不确定性信息的随机焦元配置策略,对比分析了2种离散化策略,并进行讨论分析。针对不一致信息采用 Dempster-Shafer (D-S) 证据理论融合多源冲突信息。通过数值算例验证了本文方法的有效性和可行性。

1 不确定性刻画方法

1.1 随机集理论

随机集具有较强的不确定性信息处理能力。首先,随机集是指取值为集合的随机元,是概率论中随机变量概念的推广,因此具备描述事件的随机属性,即随机不确定性。另外,随机集的取值为集合或者区间数值,区别于概率论中的点值变量,具有描述不精确性的能力,具备描述主观知识的能力。又由于随机集不必知道概率分布中的方差、均值以及统计模型等信息,因此具备描述由于知识不完整情形下的主观不确定性,即认知不确定性能力。

在此,给出随机集的基本理论^[20]:

$(\Omega, \sigma_\Omega, P_\Omega)$ 为一概率空间,设实数域内非空集合 X 及其幂集 $\mathcal{P}(X)$, $(\mathcal{F}, \sigma_{\mathcal{F}})$ 为可测空间, $\mathcal{F} \subseteq \mathcal{P}(X)$ 。随机集 $\tilde{\Gamma}$ 为 $\sigma_\Omega - \sigma_{\mathcal{F}}$ 上的可测映射: $\tilde{\Gamma}: \Omega \rightarrow \mathcal{F}, \omega \mapsto \tilde{\Gamma}(\omega)$, 定义 $\gamma := \tilde{\Gamma}(\omega) \in \mathcal{F}$ 为焦元, \mathcal{F} 为焦集。映射 $\tilde{\Gamma}$ 在 (Γ, σ_Γ) 生成的概率测度, 定义为 $P_\Gamma := P_\Omega \circ \tilde{\Gamma}^{-1}$, 即事件 $\mathcal{R} \in \sigma_{\mathcal{F}}$ 有概率 $P_\Gamma(\mathcal{R}) = P_\Omega\{\omega: \tilde{\Gamma}(\omega) \in \mathcal{R}\}$ 。随机集是一集值随机变量, 当 \mathcal{F} 的基数 $|\mathcal{F}| < \infty$ 时, 随机集 $\tilde{\Gamma}$ 称为有限随机集。

当 \mathcal{F} 中元素 F 为单点时, 随机集 $\tilde{\Gamma}$ 退化为随机变量, $\tilde{\Gamma}(\omega) = \tilde{X}(\omega)$, 随机集 $\tilde{\Gamma}$ 的精确概率 $P_X(F)$ 无法获取, 其上、下界概率可由 Dempster^[9] 信度函数和似真函数计算:

$$B_{el(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) = P_\Omega(\omega: \tilde{\Gamma}(\omega) \subseteq F, \Gamma(\omega) \neq \emptyset) = P_\Gamma\{\gamma: \gamma \subseteq F, \gamma \neq \emptyset\} \quad (1)$$

$$P_{1(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) = P_\Omega(\omega: \tilde{\Gamma}(\omega) \cap F \neq \emptyset) = P_\Gamma\{\gamma: \gamma \cap F \neq \emptyset\} \quad (2)$$

且有

$$B_{el(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) \leq P_X(F) \leq P_{1(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) \quad (3)$$

当 F 确定时, F^c 为 F 的补, 式(3)等号成立。显然, 信度函数和似真函数是一双重模糊测度, 满足如下关系:

$$B_{el(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) = 1 - P_{1(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F^c) \quad (4)$$

$$P_{1(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F^c) = 1 - B_{el(\mathcal{F}, P_\Gamma)}(F) \quad (5)$$

当 $\tilde{\Gamma}: \Omega \rightarrow \mathcal{F}$ 为有限随机集时, 随机集 $\tilde{\Gamma}$ 与 D-S 证据体 (\mathcal{F}_n, m) , $\mathcal{F}_n = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}$ 同构^[21], 式(1)与式(2)可写为

$$B_{el(\mathcal{F}, m)}(F) = \sum_{j=1, A_j \subseteq F}^n m(A_j) \quad (6)$$

$$P_{1(\mathcal{F}, m)}(F) = \sum_{j=1, A_j \cap F \neq \emptyset}^n m(A_j) \quad (7)$$

为处理变量之间的相互关系, 引入随机关系 $X = \otimes_{i=1}^d X_i$, 随机关系 (\mathcal{R}, ρ) 是定义在边缘随机集 (\mathcal{F}^i, m^i) 上的笛卡尔乘积:

$$(\mathcal{F}, m) = (A_{j_1, j_2, \dots, j_d} = \otimes_{i=1}^d A_{j_i}, m_{j_1, j_2, \dots, j_d} = f(m^1, m^2, \dots, m^d))$$

$$\mathcal{F}^i = \{A_{j_i}^i, j_i = 1, 2, \dots, n_i\}, i = 1, 2, \dots, d$$

映射 f 考虑了边缘随机集的依赖性, 若 (\mathcal{F}^i, m^i) 相互独立时, $m(A_{j_1, j_2, \dots, j_d}) = \prod_{i=1}^d m^i(A_{j_i}^i)$ 。

已知映射 $g: X \rightarrow Y$, 随机集 (\mathcal{F}, m) 经映射 g 并利用扩展原则得到原像 (\mathcal{R}, ρ) ^[22]:

$$\mathcal{R} = \{R_j = g(A_i), A_i \in \mathcal{F}\} \quad (8)$$

$$\rho(R_j) = \sum_{A_i: R_j = g(A_i)} m(A_i) \quad (9)$$

式中: R_j 为 \mathcal{R} 的焦元; $A_i \in \mathcal{F}$ 为 d -维笛卡儿乘积。 R_j 的计算涉及到一个全局优化问题,通常采用顶点法、采样法和优化法等^[23]。

根据文献[20]对随机集与概率包络上下界的关系,有如下关系:

$$F_{\text{up}} = P_1(\{y' \in Y, y' \in y\}) = \sum_{R_k: y \geq \inf(R_k)} \rho(R_k) \quad (10)$$

$$F_{\text{low}} = B_{\text{el}}(\{y' \in Y, y' \in y\}) = \sum_{R_k: y \geq \sup(R_k)} \rho(R_k) \quad (11)$$

式中: Y 为随机集 (\mathcal{R}, ρ) 的辨识框架。

1.2 D-S 证据理论

n 个相互独立的元素命题集构成辨识框架 Θ , Θ 的幂集合 2^Θ 中含有元素的个数为 2^N , 记为^[9]

$$2^\Theta = \{\emptyset, \{x_1\}, \{x_2\}, \dots, \{x_n\}, \{x_1, x_2\}, \dots, \{x_1, x_n\}, \dots, \Theta\} \quad (12)$$

定义 1 已知存在辨识框架 Θ , 则定义信度函数 B_{el} 如下:

$$\begin{cases} B_{\text{el}}(\emptyset) = 0 \\ \sum_{A \subseteq \Theta} m(A) = 1 \end{cases} \quad (13)$$

$$B_{\text{el}}(B) = \sum_{i=1}^n m(A_i) \quad A_i \subseteq B \quad (14)$$

式中: $B_{\text{el}}(B)$ 为所有包含于 B 的元素信度之和。

定义 2 已知存在辨识框架 Θ , 则定义似真函数 P_1 如下:

$$P_1(\emptyset) = 0 \quad (15)$$

$$P_1(B) = \sum_{i=1}^n m(A_i) \quad A_i \cap B \neq \emptyset \quad (16)$$

在概率理论框架下,事件 A 的概率与其补集之和等于 1; 在证据理论框架下,事件 A 的信度与其信度补集之和小于 1。其次,信度函数与似真函数存在以下关系:

$$P_1(A) = 1 - B_{\text{el}}(\bar{A}) \quad (17)$$

$$B_{\text{el}}(A) = 1 - P_1(\bar{A}) \quad (18)$$

m_1 与 m_2 为相互独立的信度函数, X 与 Y 合成新的证据焦元采用加法原则生成一个新的概率分配 (BPA)^[24], D-S 证据合成规则为^[25]:

$$m(C) = \frac{\sum_{X \cap Y = C} m_1(X) m_2(Y)}{1 - K} \quad (19)$$

$$K = \sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X) m_2(Y) \quad (20)$$

式中: K 为 m_1 与 m_2 的冲突系数; $K=0$ 时, m_1 与 m_2 无冲突; $K=1$ 时, m_1 与 m_2 完全冲突。

2 混合不确定性的随机集刻画

Dubois 等^[26] 提出将概率分布转化为可能性分布,然后在可能性框架下进行统一处理。反之, Oussalah^[27] 提出将可能性分布转为概率分布的思路。但是,将概率分布转化为可能性分布将丢失信息,同理,可能性分布转化为概率分布将增加额外信息,且丢失和增加的信息无法量化与获取,因此有必要提出一种通用的不确定性信息分析框架,本文提出采用随机集理论作为混合不确定性传播理论框架,将异类不确定性信息转化为统一的随机集来刻画。

2.1 概率分布的随机集刻画

概率密度函数 $P_{\text{DF}}(x)$, x 为变量且有界表示为 $[\tilde{m}, \tilde{n}]$ 。将 $[\tilde{m}, \tilde{n}]$ 分为 k 个子区间,表示为 $\Psi = \{\varphi_i = [\tilde{m}_i, \tilde{n}_i], i \in [1, 2, \dots, k]\}$, 且假设辨识框架 Θ , 其焦元集为 $\Delta_i = \{A_i = (x \in \varphi_i)\}$, 则其焦元的 BPA 为^[28]

$$m(A_i) = \int_{x \in \varphi_i} P_{\text{DF}}(x) dx = \int_{\tilde{m}_i}^{\tilde{n}_i} P_{\text{DF}}(x) dx \quad (21)$$

若 x 为无界参数,即 $x \in \mathbf{R}$, 记为 $I_x = [-\infty, +\infty]$, 则需要估计一个区间

$$I_x = [\tilde{m}, \tilde{n}] \quad -\infty < \tilde{m} < \tilde{n} < +\infty \quad (22)$$

使得 x 以极高的概率包含于 I_x 。若记

$$\Delta I = I_x / I_x \quad (23)$$

则根据实际需要确定限值 $\delta \geq 0$, 使

$$P(x \in \Delta I) \leq \delta \quad (24)$$

然后,再按以上 x 有界的方法将概率分布信息转化为随机集表示。

2.2 概率包络的随机集刻画

概率分布参数在不精确情形下,通常采用区间值的描述。例如已知 x 服从正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$, 其中 $\mu \in [\alpha, \beta]$, $\sigma \in [\chi, \gamma]$, 则概率分布曲线变为概率包络 (p-box) 的形式。

设参数 x 的累积概率分布函数为 $C_{\text{DF}}(x)$, 其概率包络上界为 $\bar{C}_{\text{DF}}(x)$, 下界为 $\underline{C}_{\text{DF}}(x)$, 则可通过平均离散法 (Averaging Discretization Method, ADM) 或外离散法 (Outer Discretization Method, ODM) 把概率包络信息转化为随机集表示^[19]。

2.2.1 平均离散法

将 p-box 上、下界 $\bar{C}_{\text{DF}}(x)$ 、 $\underline{C}_{\text{DF}}(x)$ 的 CDF 轴值域 $[0, 1]$ 离散化为 n 个子区间,各区间长度 $M_j > 0 (j=1, 2, \dots, n)$, 且 $M_0 = 0$, 则 x 的第 j 个焦

元为区间数值

$$A_j = \left[\bar{C}_{DF}^{-1} \left(\sum_{s=0}^{j-1} M_s + \frac{M_j}{2} \right), \underline{C}_{DF}^{-1} \left(\sum_{s=0}^{j-1} M_s + \frac{M_j}{2} \right) \right] \quad (25)$$

BPA 为

$$m_j = M_j \quad (26)$$

若 n 个子区间距离相等, 即 $M_j = 1/n$, 则相应的随机集焦元和 BPA 为

$$A_j = \left\{ \bar{C}_{DF}^{-1} \left[\frac{1}{n} \left(j - \frac{1}{2} \right) \right], \underline{C}_{DF}^{-1} \left[\frac{1}{n} \left(j - \frac{1}{2} \right) \right] \right\} \quad (27)$$

$$m_j = M_j = 1/n \quad (28)$$

2.2.2 外离散法

将 p-box 上、下界 $\bar{C}_{DF}(x)$ 、 $\underline{C}_{DF}(x)$ 的值域 $[0, 1]$ 离散化为 n 个子区间, 各区间长度 $M_j > 0$ ($j=1, 2, \dots, n$), 且 $M_0=0$, 则 x 的第 j 个焦元为

$$A_j = \left[\bar{C}_{DF}^{-1} \left(\sum_{s=0}^{j-1} M_s \right), \underline{C}_{DF}^{-1} \left(\sum_{s=0}^{j-1} M_s \right) \right] \quad (29)$$

同理, BPA 分配为

$$m_j = M_j \quad (30)$$

式中: $\bar{C}_{DF}^{-1}(0) = \lim_{x \rightarrow 0^+} \bar{C}_{DF}^{-1}(x)$; $\underline{C}_{DF}^{-1}(0) = \lim_{x \rightarrow 0^+} \underline{C}_{DF}^{-1}(x)$ 。

若 n 个子区间距离相等, 即

$$M_j = 1/n \quad (31)$$

则离散化后的随机集焦元和 BPA 分配为

$$A_j = \left[\bar{C}_{DF}^{-1} \left(\frac{j-1}{n} \right), \underline{C}_{DF}^{-1} \left(\frac{j-1}{n} \right) \right] \quad (32)$$

$$m_j = M_j = 1/n \quad (33)$$

表 1 参数 x 的证据区间信息

Table 1 Evidence interval information of parameter x

区间信息	焦元 1	焦元 2	焦元 3
区间 1	$m([0.5, 1.0]) = 0.3$	$m([1.0, 1.4]) = 0.2$	$m([1.2, 2.0]) = 0.5$
区间 2	$m([0.6, 1.0]) = 0.2$	$m([0.5, 1.4]) = 0.4$	$m([1.0, 2.0]) = 0.4$

表 2 参数 x 的联合证据区间信息

Table 2 Combination of evidence interval information of parameter x

焦元 A	[0.6, 1.0]	[0.5, 1.0]	[1.0, 1.4]	[1.2, 1.4]	[1.2, 2.0]
$m(A)$	0.0811	0.1622	0.2162	0.2703	0.2703

3 混合不确定性传播方法

3.1 离散随机集步长配置策略

文献[19]分析了基于随机集的可靠性分析方法, 采用均匀离散步长将概率包络分布信息转化为随机集的处理框架, 但存在截尾相对误差大的不足。为此, 本文提出一种不确定性变量分布

2.3 可能性分布的随机集刻画

Florea 等^[29]系统地研究了可能性分布到随机集的描述过程, 并给出了对应的距离测度判据。

设 u 为定义在离散域 Θ 上的模糊集, α_i 为模糊隶属函数 $\mu_u(\theta)$ 的象, $\theta \subseteq \Theta$, 且有

$$0 < \alpha_0 < \alpha_1 < \dots < \alpha_M \leq 1 \quad (34)$$

则模糊集 u 的随机集描述为 (\mathcal{F}_i, m_i) , 且

$$\begin{cases} \mathcal{F}_i = \{ \theta \in \Theta \mid \mu_u(\theta) \geq \alpha_i, 1 \leq i \leq M \} \\ m_i = \frac{\alpha_i - \alpha_{i-1}}{\alpha_i} \end{cases} \quad (35)$$

若 u 为定义在连续域 Θ 上的模糊集, 先将 Θ 离散为 M 个嵌套焦元, 再用上述离散法将 $\mu_u(\theta)$ 表示为随机集描述。

2.4 区间分布的随机集刻画

针对单一区间分布信息 $A = [a, b]$, 可作为独立焦元来处理, 且有 $m(A) = 1$, 当有 n 个区间分布信息时, 且区间信度未知, 则每一区间信息作为一个独立焦元 A_i , $m(A_i) = 1/n$ 。若区间信息的信度不等, 通常采用 D-S 证据合成公式对信度区间信息进行融合。例如: 对参数 x , 给出 2 组区间信息描述, 如表 1 所示。

利用式(19)的 D-S 证据合成公式对区间信息进行合成, 结果如表 2 所示。

当区间信息存在高度不一致时, D-S 证据合成公式存在合成悖论难题, 针对这一问题, 许多学者做了改进, 确保冲突信息的合成结果更为合理。

的变步长离散化方法, 步长分配原则确保变量分布在截尾部分具有相对较密的离散点, 不失一般性, 给出具有对称特性的正态累积分布为例说明, 具体步骤如下:

步骤 1 正态分布的累计分布包络曲线上、下界 \bar{C}_{DF} 、 \underline{C}_{DF} , 如图 1 所示, 取值域 1/2 为分界点, 设离散区间数为 n 。

步骤 2 以分界点下半部分 $[0, 1/2]$ 为例, 区间 $[\underline{C}_{DF(0)}, \underline{C}_{DF(1/2)}]$ 与 $[\bar{C}_{DF(0)}, \bar{C}_{DF(1/2)}]$ 各离散为 $n/2$ 个区间, 与坐标轴交点为 α_i , $0 = \alpha_1 < \alpha_2 < \dots < \alpha_{n/2} = 1/2$ 。

步骤 3 焦元区间 $A_i = [\bar{C}_{DF}^{-1}(\alpha_i), \underline{C}_{DF}^{-1}(\alpha_{i+1})]$, 其 BPA 为 $M_i = \alpha_{i+1} - \alpha_i$, 不失一般性, 设焦元区

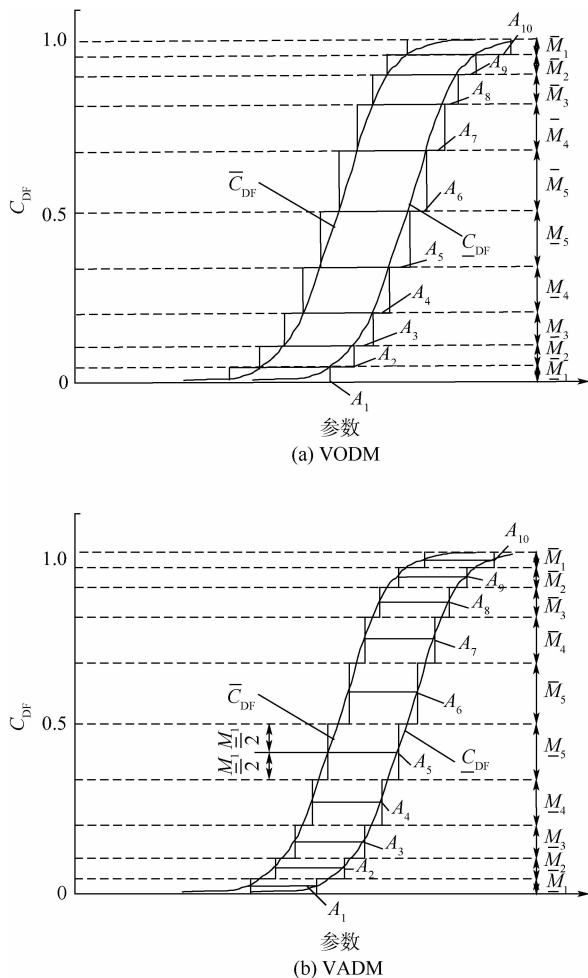


图 1 p-box 的离散化方法

Fig. 1 Discretization method of p-box

间呈等差数列分布,且 $\alpha_1 = d$,则

$$\underline{M}_i = \frac{i}{n(n-1)} \quad 1 \leq i \leq n/2 \quad (36)$$

图 1(a)和(b)分别为 p-box 的变步长外离散法(VODM)与变步长平均离散法(VADM)随机集刻画,其中, $n = 10$ 。

3.2 混合不确定性传播框架

工程系统风险评估中,各种类型的不完整、不精确信息通常采用不同理论框架进行刻画与处理。随机集同时具备处理随机性与不完整信息的能力,在随机集理论框架下构建风险的统一模型。设系统的风险模型为

$$R = \varphi(X, U) \quad (37)$$

式中: X 为确定性变量; U 为不确定性变量,受不完整、不精确性的影响,既包含随机不确定性变量又包含认知不确定性变量,其描述可为随机变量、可能性变量、区间变量、证据变量等。采用基于随机集的混合不确定性刻画方法将 U 用随机集表示为 (ζ_{ui}, M_{ui}) ,则

$$U = [(\zeta_{u1}, M_{u1}), (\zeta_{u2}, M_{u2}), \dots, (\zeta_{uN}, M_{uN})] \quad (38)$$

由于确定性变量已知,式(37)可写为

$$R = \varphi'(U) \quad (39)$$

若不确定性变量存在不一致、冲突,在随机集描述框架下,采用 D-S 证据合成公式融合冲突信息。假设 (\mathcal{F}_i, M_{ui}) , $i = 1, 2, 3$ 是来自 U_1, U_2 和 U_3 的随机集描述,则通过式(19)和式(20)得融合后的随机集元为

$$\begin{cases} M_U(A) = \frac{\sum_{A=B \cap C \cap D} M_{U_1}(B)M_{U_2}(C)M_{U_3}(D)}{1 - K} \\ K = \sum_{B \cap C \cap D = \emptyset} M_{U_1}(B)M_{U_2}(C)M_{U_3}(D) \end{cases} \quad (40)$$

在此,给出基于离散变步长随机集的混合不确定性传播框架如图 2 所示。

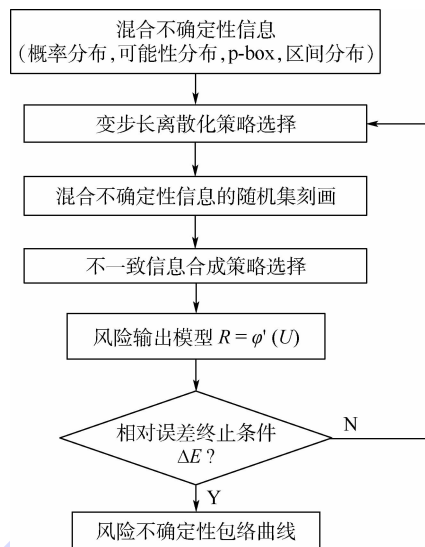


图 2 混合不确定性传播框架流程

Fig. 2 Flowchart of hybrid uncertainty propagation

步骤 1 混合不确定性信息获取,包括概率分布、可能性分布、p-box 以及区间分布信息等。

步骤 2 选择合理的变步长离散化策略,对步骤 1 获取的混合不确定性信息统一进行随机集刻画,并在随机集框架下,针对不一致冲突信息进行合成策略选择与不确定性信息融合。

步骤 3 采用随机扩展原则进行混合不确定性传播,传播模型为 $R = \varphi'(U)$,输入随机集向量为 $U = [(\zeta_{u1}, M_{u1}), (\zeta_{u2}, M_{u2}), \dots, (\zeta_{uN}, M_{uN})]$ 。

步骤 4 判断相对误差 ΔE ,如果不满足要求,则重新进行不确定性信息的离散策略优化。

步骤 5 若符合要求,计算风险不确定性包络曲线。

为表征风险包络曲线的不确定性度, Kolmogorov 和 Fomin^[30] 给出了定量化的计算公式:

$$d(f, g) = \int_{-\infty}^{\infty} |f(k) - g(k)| dk \quad (41)$$

式中: f, g 为风险包络曲线函数。

为描述改变离散策略对输出不确定性的影响, 定义风险包络相对误差:

$$\Delta E_{\text{inf}}^{A-B} = [(\inf R_A - \inf R_B) / \inf R_A] \times 100\% \quad (42)$$

$$\Delta E_{\text{sup}}^{A-B} = [(\sup R_A - \sup R_B) / \sup R_A] \times 100\% \quad (43)$$

式中: $\inf R_A$ 与 $\inf R_B$ 分别为离散策略 A 与离散策略 B 下输出不确定性包络下界; $\sup R_A$ 与 $\sup R_B$ 分别为离散策略 A 与离散策略 B 下输出不确定性包络上界。

4 实例分析

4.1 质量-弹簧-阻尼系统模型

质量-弹簧-阻尼系统如图 3 所示, 激励为 $Y \cos(\omega t)$, 相应函数为^[31]

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = Y \cos(\omega t) \quad (44)$$

式中: m 为振荡器的质量; c 为阻尼系数; k 为弹性系数; Y 和 ω 分别为载荷幅度和频率。系统的稳态放大系数为

$$D_s = \frac{k}{\sqrt{(k - m\omega^2)^2 + (c\omega)^2}} \quad (45)$$

其中: 参数 m, c, k 与 ω 互相独立, m 与 k 为概率分布, c 为区间分布, ω 为可能性分布。

各参数具体信息如下: m 服从对称三角概率分布, 其中 $m_{\text{min}} = 10, m_{\text{mod}} = 11, m_{\text{max}} = 12$ 。 c 服从区间分布且相互独立, $c_1 = [5, 10], c_2 = [15, 20], c_3 = [25, 25]$ 。 k 来自 3 个独立的三角概率分布, 且三角概率分布如表 3 所示。表 3 中, min 表示概率分布下界, mod 表示概率分布众数, max 表示概率分布上界。 ω 服从可能性分布, 且有 $\omega_l = [2, 2.3], \omega_m = [2.5, 2.7], \omega_r = [3, 3.5]$; 其中, 下标 l 表示可能性分布下界, m 表示可能性分布最大可能值, r 表示可能性分布上界。

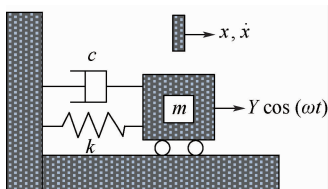


图 3 质量-弹簧-阻尼系统

Fig. 3 Mass-spring-damper system

表 3 不确定性参数 k

Table 3 Uncertainty parameter k

参数	min	mod	max
k_1	[100, 110]	[160, 170]	[210, 220]
k_2	[90, 110]	[150, 180]	[210, 220]
k_3	[80, 120]	[130, 180]	[200, 230]

4.2 混合不确定性信息的随机集刻画

为分析 D_s 的不确定性, 需要将 4.1 节中 4 类不确定性参数转化为随机集描述, 并计算其焦元及其 BPA。

对概率分布参数 m , 按照 2.1 节方法, 将 $[m_{\text{min}}, m_{\text{max}}]$ 离散为 n 个子区间 $A_{m,i} = [a_i, b_i]$, 每一个子区间 $[a_i, b_i]$ 为随机集焦元; 并定义 $p(m)$ 为 m 的概率密度函数 (PDF), $F_m(m)$ 为 m 的累计分布函数, 则焦元 $A_{m,i}$ 的 BPA 为

$$M_m(A_{m,i}) = \int_{A_{m,i}} p(m) dm = F_m(b_i) - F_m(a_i) \quad (46)$$

为对比不同离散精度对不确定性传播的影响, 设离散精度 n 分别等于 10 和 20, 得到 m 的随机集焦元及其 BPA 如图 4(a) 和 (b) 所示, 表 4 为 $n = 10$ 时的随机集焦元及其 BPA。

区间参数 c 的随机集刻画下, 焦元 $A_{c,1} = [5, 10], A_{c,2} = [5, 10], A_{c,3} = [5, 10]$, 且区间参数相互独立, 其 BPA 分配相等, 即 $m(A_{c,1}) = m(A_{c,1}) = m(A_{c,1}) = 1/3$ 。

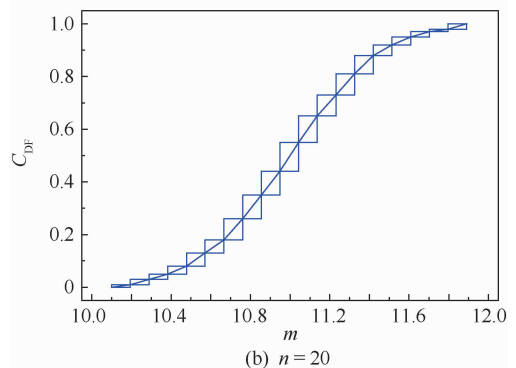
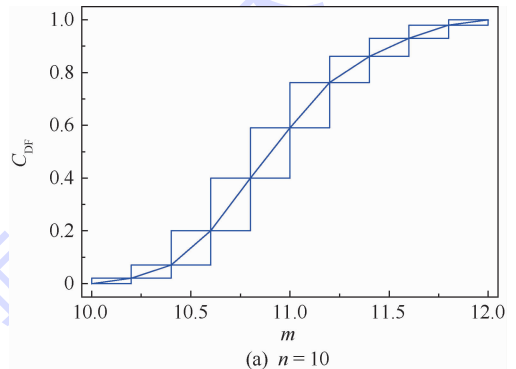


图 4 参数 m 的随机集刻画

Fig. 4 Random set representation of parameter m

表 4 参数 m 的焦元及其 BPATable 4 Focal elements and BPA of parameter m

参数	$A_{m,i}$	$M_m(A_{m,i})$	参数	$A_{m,i}$	$M_m(A_{m,i})$
1	[10,10.2]	0.01	6	[11,11.2]	0.18
2	[10.2,10.4]	0.05	7	[11.2,11.4]	0.16
3	[10.4,10.6]	0.11	8	[11.4,11.6]	0.12
4	[10.6,10.8]	0.15	9	[11.6,11.8]	0.08
5	[10.8,11]	0.17	10	[11.8,12]	0.02

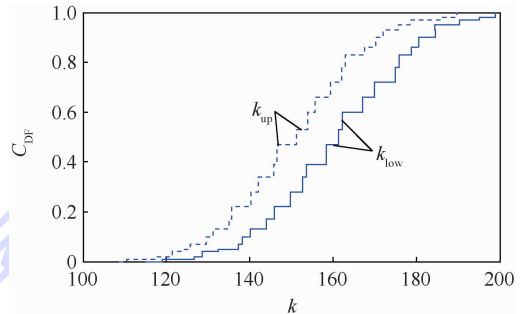
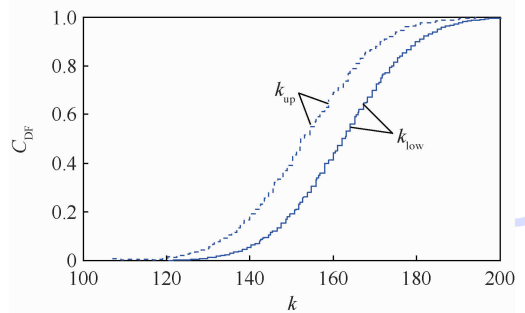
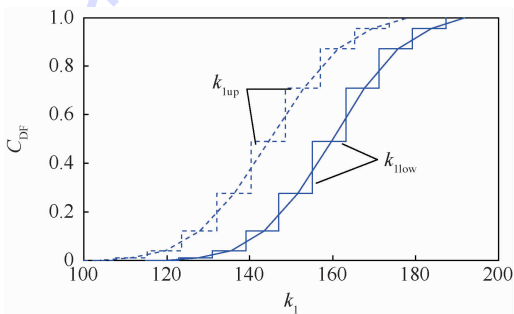
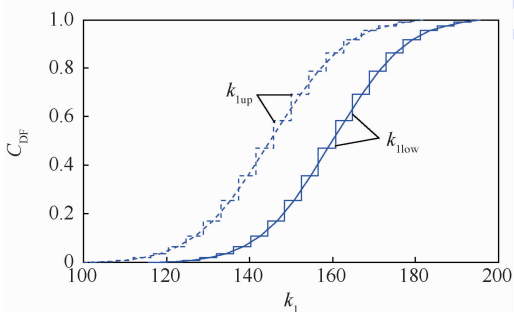
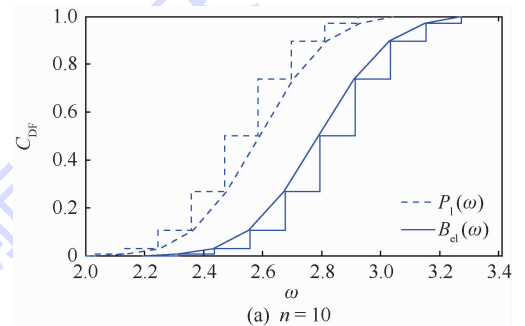
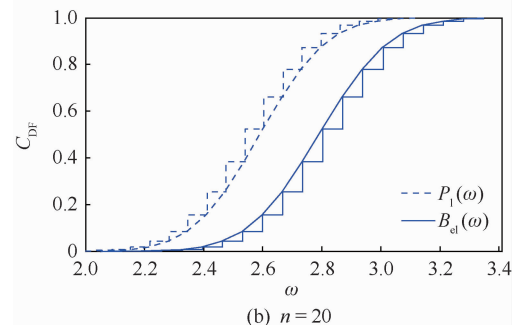
对参数 k , 首先将 3 个参数 k 由概率分布离散为随机集的代表形式, 每一个参数离散化后由 B_{el} 和 P_1 构成不确定性包络曲线, 然后对参数 k 的包络曲线依 p-box 转化为随机集。参数 k_1 按照 VADM 法得到随机集包络曲线如图 5(a) 和(b) 所示。

同理, 可计算出 k_2 和 k_3 的随机集刻画。在此需要指出, 对概率包络曲线的离散化是通过离散 CDF 轴实现随机集的刻画。而单一概率分布曲线通过离散目标参数坐标轴, 且单一概率分布较高离散精度刻画下的随机集包含于较低离散精度刻画下的随机集, 经随机扩展原则映射后其结果具有同样包含属性^[19]。而概率包络的随机集离散化, 随机集的包含性与离散精度无关, 因此仅仅通过提高离散精度来减小不确定性的目的并不可取。

由于参数 k 同时具备不精确性和不一致性, 在随机集描述框架下, 对 k_1 、 k_2 和 k_3 采用 D-S 证据理论进行不确定性合成, 通过式(19)合成

后的随机集刻画, 图 6(a) 和 (b) 给出了基于 VADM 法的随机集刻画, 当 $n = 10$ 时, 产生 55 个焦元, $n = 20$ 时, 产生 216 个焦元。

对频率参数 ω , 同时受不一致和不精确性影响, VODM 法分别得到 ω 的随机集刻画如图 7(a) 和(b) 所示。

(a) $n = 10$ (b) $n = 20$ 图 6 参数 k 的 VADM 法随机集刻画Fig. 6 Random set representation of parameter k based on VADM(a) $n = 10$ (b) $n = 20$ 图 5 参数 k_1 的 VADM 法随机集刻画Fig. 5 Random set representation of parameter k_1 based on VADM(a) $n = 10$ (b) $n = 20$ 图 7 参数 ω 的 VODM 法随机集刻画Fig. 7 Random set representation of parameter ω based on VODM

4.3 结果分析

在此,得到4个不确定性参数的随机焦元及其BPA。分别采用均匀与变步长离散化方法,通过式(8)和式(9)、以及式(9)与随机映射得到不同离散精度、不同离散步长策略下 D_s 的不确定性输出包络曲线如图8和图9所示,以及 D_s 的期

望 μ 与不确定性测度 d 如表5所示。另外,为对比分析不同离散策略对输出 D_s 的影响,给出部分 D_s 包络曲线下界及其相对误差如表6和表7。

1) 对比图8和图9,并结合表5数据得出,离散步长分配策略不变情况下,提高离散精度可提高随机焦元的取值精细程度,但是对不确定性测度影响较小。如采用VODM法,离散精度提高一倍时,焦元数目提高17.3倍,相对误差变化仅为0.42%。

2) 由图8、图9以及表6得出,不确定性输出相对误差于包络曲线左侧截尾部分最大,其原因是在均匀步长离散化策略下,离散随机集与原包络曲线的误差造成。为减小截尾误差需通过配置更多的离散点来逐渐逼近原包络曲线,但是,随着离散点的增多,产生的计算代价呈指数增长,因此,在不增加离散点的情况下优化离散步长策略很有必要。另外,当 $D_s < 4$ 时,相对误差 $\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}$ 为负;当 $D_s \geq 4$ 时,相对误差 $\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}$ 为正,得出当输入随机集的包含关系未知时,仅仅提高离散精度,并不能解决输出不确定性的包含关系。

3) 通过对比表6和表7,离散步长不改变情况下,通过改变离散步长分配策略, D_s 输出不确定性相对误差可有效减小,其中,VODM法减小29.5%,VADM法减小23.7%。同时改变离散步长和离散步长分配策略情况下,VODM法相对误差减小33.4%,VADM法相对误差减小25.3%。

4) 由图8和图9可以看出,ADM法不确定性测度小于ODM法输出的不确定性测度,ODM法输出不确定性包络曲线完全包络ADM法输

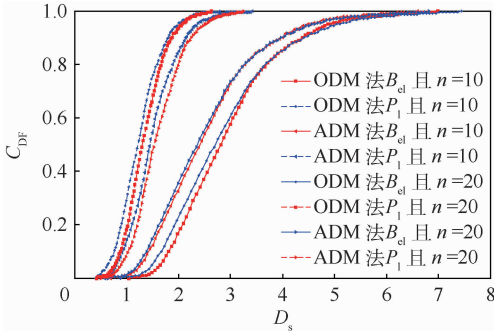


图8 均匀步长离散策略下系统 D_s 响应

Fig. 8 Response of system D_s under uniform step discretization strategy

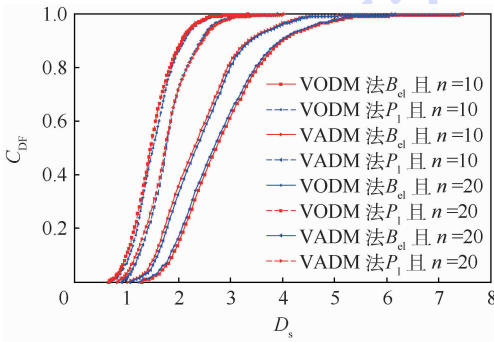


图9 变步长离散策略下系统 D_s 响应

Fig. 9 Response of system D_s under variable step discretization strategy

表5 不同离散策略下期望 μ 及其不确定性测度 d

Table 5 Expectation μ and uncertainty measure d under different discretization strategies

离散策略	μ	d	离散策略	μ	d
ODM($n=10$)	[1.217 1, 2.716 9]	2.538	ODM($n=20$)	[1.221 8, 2.708 5]	2.374
VODM($n=10$)	[1.305 7, 2.693 4]	2.515	VODM($n=20$)	[1.307 4, 2.682 1]	2.297
ADM($n=10$)	[1.450 2, 2.399 6]	2.137	ADM($n=20$)	[1.455 7, 2.396 2]	2.029
VADM($n=10$)	[1.542 2, 2.373 2]	2.028	VADM($n=20$)	[1.544 1, 2.366 8]	1.912

表6 均匀步长离散策略下 D_s 的下界及其相对误差 $\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}$

Table 6 Lowerbound of D_s and relative errors $\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}$ under uniform step discretization strategy

D_s	ODM			ADM		
	$n=10$	$n=20$	$\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}/\%$	$n=10$	$n=20$	$\Delta E_{\text{inf}}^{A-B}/\%$
1.3	0.033 6	0.035 2	-4.7	0.110 3	0.114 6	-3.90
1.5	0.095 4	0.097 8	-2.52	0.140 1	0.143 1	-2.14
2	0.312 5	0.316 6	-1.31	0.351 5	0.351 8	-0.09
3	0.665 3	0.669 0	-0.56	0.715 4	0.717 8	-0.34
4	0.962 1	0.961 9	0.08	0.905 0	0.904 5	0.05
5	0.975 5	0.975 2	0.02	0.975 2	0.975 0	0.01

表 7 变步长离散策略下 D_s 的下界及其相对误差 ΔE_{inf}^{A-B}

Table 7 Lowerbound of D_s and relative errors ΔE_{inf}^{A-B} under variable step discretization strategy

D_s	VODM			VADM		
	$n = 10$	$n = 20$	$\Delta E_{inf}^{A-B} / \%$	$n = 10$	$n = 20$	$\Delta E_{inf}^{A-B} / \%$
1.3	0.043 5	0.044 7	-2.76	0.136 5	0.138 2	-1.26
1.5	0.112 3	0.113 3	-0.89	0.157 1	0.158 4	-0.83
2	0.335 7	0.338 1	-0.71	0.371 5	0.373 5	-0.54
3	0.622 8	0.626 2	-0.55	0.816 3	0.818 7	-0.29
4	0.916 5	0.916 1	0.03	0.951 4	0.951 1	0.03
5	0.979 4	0.979 0	0.02	0.987 2	0.987 0	0.01

出不确定性包络曲线,无论是通过提高离散精度还是改变离散步长分配策略,此包络性质不变,即 ODM 分析法产生较保守的不确定性估计。

5 结 论

定量风险评估中不确定性刻画与传播对工程系统风险决策、安全性设计具有极其重要的意义。

1) 本文针对参数信息不完整、不一致性,建立了基于随机集理论的统一不确定性传播框架,实现了异类信息统一刻画与传播。

2) 为减小截尾相对误差,提出了一种变步长随机焦元分配策略,通过对比分析,合理选择离散点与步长配置,可有效减小截尾相对误差。

3) 若要得到更加保守的评估或设计结果,可采用 ODM 离散化方法;若要得到更加精细化的焦元刻画以及较小不确定性测度,可采用 ADM 法,并通过提高离散精度与改变离散步长策略实现。

4) 通过非线性机械系统位移响应物理与现象模型算例,验证了本文所提方法的可行性与有效性,该方法可以被用于其它工程实际问题的风险与可靠性评估不确定性分析,有一定的工程应用价值。

参考文献 (References)

[1] GIANP P H. Decision making under uncertainty comprising complete ignorance and probability[J]. International Journal of Approximate Reasoning,2015,62:27-45.

[2] SONG S,LU Z,LI W, et al. The uncertainty importance measures of the structural system in view of mixed uncertain variables[J]. Fuzzy Sets & Systems,2014,243:25-35.

[3] HELTON J C. Uncertainty and sensitivity analysis in the presence of stochastic and subjective uncertainty[J]. Journal of Statistical Computation & Simulation,2007,57(1):3-76.

[4] FERSON S,GINZBURG L R. Different methods are needed to propagate ignorance and variability[J]. Reliability Engineering & System Safety,1996,54(2):133-144.

[5] BAUDRIT C. Comparing methods for joint objective and subjective uncertainty propagation with an example in risk assessment [C] // Proceedings of 4th International Symposium on Imprecise Probabilities and Their Application (ISIPTA ' 05),2005: 31-40.

[6] GUYONNET D,BAUDRIT C,DUBOIS D. Postprocessing the hybrid method for addressing uncertainty in risk assessments [J]. Journal of Environmental Engineering,2005,131(12): 1750-1754.

[7] WANG C,QIU Z. Hybrid uncertain analysis for steady-state heat conduction with random and interval parameters[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer,2015,80(80): 319-328.

[8] WALLEY P. Statistical reasoning with imprecise probabilities [M]. London:Chapman and Hall,1991:12-231.

[9] DEMPSTER A P. Upper and lower probabilities induced by a multi-valued mapping [J]. Annals of Mathematical Statistics, 1967,38(2):325-339.

[10] SHAFER G. A mathematical theory of evidence [J]. Technometrics,1978,20(1):1-242.

[11] SMETS P. The normative representation of quantified beliefs by belief functions [J]. Artificial Intelligence,1997,92(1-2): 229-242.

[12] ZADEH L A. Fuzzy sets as a basis for a theory of possibility [J]. Fuzzy Sets & Systems,1978,1(1):3-28.

[13] BAUDRIT C,COUSO I,DUBOIS D, et al. Joint propagation of probability and possibility in risk analysis: Towards a formal framework [J]. International Journal of Approximate Reasoning, 2007,45(1):82-105.

[14] AVEN T. On how to define, understand and describe risk [J]. Reliability Engineering & System Safety,2010,95(6):623-631.

[15] YAGER R R. Uncertainty representation using fuzzy measures [J]. IEEE Transactions on Systems Man & Cybernetics Part B (Cybernetics),2002,32(1):13-20.

[16] FLAGE R,BARALDI P,ZIO E, et al. Probability and possibility-based representations of uncertainty in fault tree analysis [J]. Risk Analysis,2013,33(1):121-133.

[17] HELTON J C,JOHNSON J D, OBERKAMPF W L, et al. Sensitivity analysis in conjunction with evidence theory representations of epistemic uncertainty [J]. Reliability Engineering & System Safety,2006,91(10):1414-1434.

[18] GUYONNET D,BOURGINE B,DUBOIS D, et al. Hybrid approach for addressing uncertainty in risk assessments [J]. Jour-

- nal of Environmental Engineering, 2003, 129(1):68-78.
- [19] TONON F. Using random set theory to propagate epistemic uncertainty through a mechanical system[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 85(1):169-181.
- [20] MOLCHANOV I. Theory of random sets[M]. Berlin: Springer, 2006:31-210.
- [21] BERNARDINI A. What are the random and fuzzy sets and how to use them for uncertainty modelling in engineering systems[M]. Berlin: Springer, 1999:63-125.
- [22] DUBOIS D, PRADE H. Random sets and fuzzy interval analysis[J]. Fuzzy Sets & Systems, 1991, 42(1):87-101.
- [23] ALVAREZ D A. On the calculation of the bounds of probability of events using infinite random sets[J]. International Journal of Approximate Reasoning, 2006, 43(3):241-267.
- [24] SADIQ R, NAJJARAN H, KLEINER Y. Investigating evidential reasoning for the interpretation of microbial water quality in a distribution network[J]. Stochastic Environmental Research and Risk Assessment, 2006, 21(1):63-73.
- [25] GRABISCH M. Dempster-Shafer and possibility theory[M]. Berlin: Springer, 2016:377-437.
- [26] DUBOIS D, FOULLLOY L, MAURIS G, et al. Probability-possibility transformations, triangular fuzzy sets, and probabilistic inequalities[J]. Reliable Computing, 2004, 10(4):273-297.
- [27] OUSSALAH M. On the probability/possibility transformations: A comparative analysis[J]. International Journal of General System, 2000, 29(5):671-718.
- [28] 锁斌, 程永生, 曾超, 等. 基于证据理论的异类信息统一表示与建模[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(1):6-11.
- SUO B, CHENG Y S, ZENG C, et al. Unified method of describing and modeling heterogeneous information based on evidence theory[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(1):6-11 (in Chinese).
- [29] FLOREA M C, JOUSSELME A L, GRENIER D, et al. Approximation techniques for the transformation of fuzzy sets into random sets[J]. Fuzzy Sets & Systems, 2008, 159(3):270-288.
- [30] KOLMOGOROVA N, FOMIN S. Elements of the theory of functions and functional analysis. Vol. 1, Metric and normed spaces[M]. Rochester: Graylock Press, 1957:372-389.
- [31] OBERKAMPF W L, HELTON J C, JOSLYN C A, et al. Challenge problems: Uncertainty in system response given uncertain parameters[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 85(1):11-19.

作者简介:

段永胜 男, 博士研究生。主要研究方向: 航天任务分析与设计。

赵继广 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航天任务总体。

Analysis method on risk uncertainty based on variable step discrete random set

DUAN Yongsheng, ZHAO Jiguang*, CHEN Peng, ZHAO Beilei, LYU Xiaolei

(Equipment Development Strategy Research Institute, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: In view of hybrid uncertainty presentation and propagation considering the dissonance and imprecision of information in risk assessment, a hybrid uncertainty analysis method based on variable step discrete random set theory was proposed. All kinds of incomplete and dissonant knowledge was represented with random set framework, a unified hybrid uncertainty propagation model was built using random extension principle, and uncertainty envelope curves of risk was calculated at the same time. To solve the uncertainty combination problem of dissonant and conflict informations, D-S evidence combination principle was used to merge multisource uncertainty informations. For reducing the tail relative error, a variable step discrete random set presentation strategy of uncertainty variables was proposed, and the analysis procedure of hybrid uncertainty propagation was put forward based on variable step discrete random set theory. In conclusion, a physics and phenomena response model of a mass-spring-damper system was taken to verify the effectiveness and feasibility of the proposed method.

Keywords: risk assessment; random set theory; D-S evidence theory; hybrid uncertainty; relative error

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0078



基于 QPSO 混合算法的变循环 发动机建模方法

肖红亮¹, 李华聪^{1,*}, 李嘉¹, 王淑红², 彭凯¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中国航发西安动力控制科技有限公司, 西安 700077)

摘 要: 针对变循环发动机非线性部件模型共同工作方程组求解时初值选取对收敛速度和精度的影响问题, 提出一种基于量子粒子群优化(QPSO)算法与 Broyden 拟牛顿法混合的求解思路。首先, 对变循环发动机(VCE)进行变几何特性分析以及反向传播(BP)神经网络下的外涵道稳态特性分析基础上, 建立反映变几何特性以及模式切换等全状态部件模型。其次, 以该模型性能计算为基准, 提出了一种基于 QPSO 的 Broyden 拟牛顿混合算法来达到发动机共同工作平衡要求, 通过发散系数实现混合算法的切换, 以改善单一 Broyden 拟牛顿法对初值选取的依赖性同时提高 QPSO 算法的求解效率。通过高阶非线性方程组的仿真验证了算法的有效性、求解效率以及精度。最后, 进行 VCE 部件模型稳态、动态仿真计算, 结果表明: 与 GasTurb 性能计算结果对比可以看出发动机速度特性、高度特性等变化趋势与 GasTurb 基本一致, 且误差均小于 2%; 基于 QPSO 的 Broyden 拟牛顿混合算法可有效快速地完成 VCE 部件模型的求解; 所建 VCE 部件模型能够有效实现该新型发动机的性能模拟分析。

关键词: 变循环发动机(VCE); 变几何特性; 外涵道; 非线性方程组求解; 量子粒子群优化(QPSO); Broyden 拟牛顿法

中图分类号: V235.16; TP183

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0305-11

变循环发动机(Variable Cycle Engine, VCE)至今已有 50 多年的探索研究与发展历程, 其涡喷工作模式下的大推力、超声速巡航能力以及涡扇工作模式下亚声速巡航的低耗油率可满足新一代战斗机充足的推力要求^[1-3]。美国已持续开展了多项 VCE 研究计划, 研制了 F120 和 F136 两款 VCE^[4-7]。与国外的研究成果相比, 国内关于 VCE 的研究还处于探索阶段, 其性能仿真方面仍需要进一步的研究^[8-11]。其中, VCE 的部件级模型是研究其性能的基础, 部件模型的求解收敛性、计算效率是其性能研究的重点与热点。

变循环发动机本身结构复杂, 在传统双轴涡

扇发动机部件级模型的基础上, 需要引入核心驱动风扇级和可变面积涵道等, 因此变循环发动机的共同工作方程需要适应新的部件气路平衡, 双外涵与单外涵的变气路特性便增加了非线性模型建立的难度。现在常用的非线性模型求解方法有: 牛顿-拉夫逊(Newton-Raphson)法、 $N+1$ 残量法, 以及其他优化算法等。而上述传统方法虽然能够满足位于初值方程解附近邻域的快速收敛, 但无法保证全局收敛性, 对初值具有较强的依赖性。其中, Newton-Raphson 法需要在迭代每一步中多次进行发动机部件特性迭代和雅可比矩阵的求解, 导致计算量很大。此外, 现代优化算法中所

收稿日期: 2017-02-21; 录用日期: 2017-06-05; 网络出版时间: 2017-07-14 18:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170714.1850.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51506176); 航空科学基金(6141B090302); 中央高校基本科研业务费专项资金(G2017KY0003)

* 通信作者. E-mail: lihuacong@nwpu.edu.cn

引用格式: 肖红亮, 李华聪, 李嘉, 等. 基于 QPSO 混合算法的变循环发动机建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 305-315. XIAO H L, LI H C, LI J, et al. Modeling method of variable cycle engine based on QPSO hybrid algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 305-315 (in Chinese).

提出的粒子群优化 (Particle Swarm Optimization, PSO) 算法、遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 和反向传播 (Back Propagation, BP) 神经网络算法等虽具有高概率的全局收敛性, 但求解效率很低, 无法满足发动机模型求解的实时性。当前, 越来越多的科研人员关注航空发动机部件模型求解问题且取得了一定的成果。文献[12-13]分别提出了基于 GA 及混合 GA 的发动机模型求解方法。该方法与传统方法相比, 改善了求解收敛性, 但运算量依旧过大, 且求解效率较低。文献[14]将 BP 神经网络算法与 Newton-Raphson 法结合, 在一定程度上提高了模型的求解效率, 改善了收敛性, 但神经网络对样本训练要求高, 训练样本不易获得, 并且对于复杂的优化问题, 算法极易陷入局部极小值。文献[15-16]分别提出了基于粒子群算法与 $N+1$ 残量法、Newton-Raphson 法的混合粒子群算法, 有效地解决了求解效率问题, 但其中所采用的传统粒子群算法收敛性较差, 无法达到发动机的实时性要求且求解过程中容易陷入局部最优解。关于混合算法仍有很多研究成果, 文献[17]提出了一种基于改进后 PSO 算法和 Newton-Raphson 法混合算法, 但 PSO 算法随机性不高, 并且不能保证以概率 1 收敛至全局最优。此外, 该算法未进行 2 种算法混合的结点做实时判断, 可能会使粒子群算法迭代的次数过多, 从而降低求解效率。因此, 为改善上述求解中遇到的问题, 基于量子粒子群优化 (Quantum PSO, QPSO) 算法和 Broyden 拟牛顿法的优点, 提出了基于发散系数作为切换条件的混合算法方案, 并将该方法应用于 VCE (本文所研究的均指核心驱动风扇级 (Core Drive Fan Stage, CDFS) 双涵道 VCE, 下文统称为变循环航空发动机) 的部件模型建模中。

1 问题描述

VCE 部件级稳态和过渡态总体性能模型的收敛性主要取决于如下几个因素: ①初值的影响; ②控制规律的影响; ③部件特性的影响。VCE 模型求解问题可看作一类有约束的优化问题, 优化问题的三要素为: 优化变量、约束条件、目标函数。在优化问题求解中, 传统的牛顿法及其各种改进方法均为梯度优化法, 该类方法全局收敛的条件是目标函数为凸函数和由约束条件限制的可行域为凸集。控制规律与部件特性主要是对可行域范围和凹凸性有影响, 进而影响模型求解的收敛性。此外, 由于 VCE 模型平衡方程组为非线性方程组, 其目标函数并非严格的凸函数, 因此初值的选

取对模型求解过程的收敛性有很大的影响。

Broyden 拟牛顿法是 Newton-Raphson 法的一种改进算法, 可用于 VCE 模型平衡方程组的求解, 该算法只需在迭代过程的第 1 步计算雅可比矩阵的特点使得其计算效率高于 Newton-Raphson 法。Broyden 拟牛顿法迭代计算能够收敛的前提是目标函数为凸函数。采用 Broyden 拟牛顿法进行求解时当自变量误差非均匀或误差较大时会是计算陷入局部最优值或趋于发散, 进而导致模型求解过程中初值选取不合理时迭代计算无法收敛到给定精度或迭代中收敛一致性较差。图 1 以 3 阶非线性方程组为例, 给出了不同初值选取对 Broyden 拟牛顿法求解收敛性影响分析, 其中 x_i^j 为第 i 个初值点下的第 j 步迭代点。当初值点为 x_1^0 时迭代陷入局部最优解, 初值点为 x_2^0 时迭代过程发散, 初值点为 x_3^0 时迭代过程收敛。图 2 以 3 阶非线性方程组为例给出了收敛一致性的说明, 迭代第 3 步时趋于发散, 误差增大, 迭代后期又趋于收敛, 即收敛一致性较差。其中, 收敛一致性较差会使得发动机模型求解过程中自变量参数易迭代到发动机部件特性图外, 即自变量迭代到可行域范围之外, 进而使得模型求解无法继续进行。

基于上述分析, 智能优化算法不依赖于目标函数是否为凸函数的特点使其具有全局收敛性, 但智能算法迭代计算效率较低的缺点使其不适合直接应用于 VCE 模型求解计算。利用智能算法的全局收敛性对 Broyden 拟牛顿法进行改进是一种思路, 但是在混合算法的设计中如何平衡智能算法与 Broyden 拟牛顿法, 进而提高混合算法整体计算效率是需要解决的问题。本文给出一种

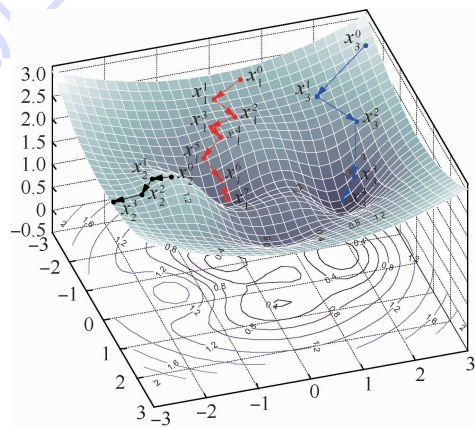


图 1 初值选取对 Broyden 拟牛顿法求解收敛性的影响

Fig. 1 Influence of initial value selection on solving convergence of Broyden quasi-Newton method

采用 QPSO 算法对 Broyden 拟牛顿法进行修正的混合算法,通过引入体现自变量误差均匀性和误差变化趋势的发散系数来判断迭代过程的收敛趋势以提高混合算法的收敛性和收敛一致性。

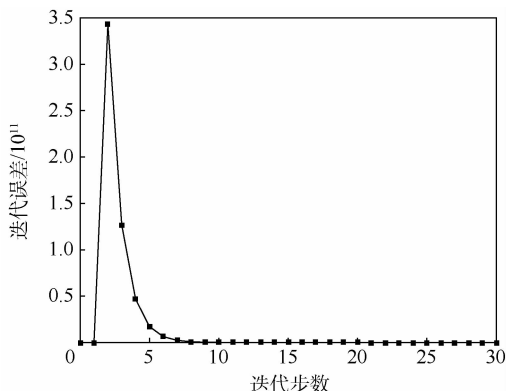


图2 初值选取对 Broyden 拟牛顿法收敛一致性的影响

Fig.2 Influence of initial value selection on convergence consistency of Broyden quasi-Newton method

2 变循环航空发动机非线性模型建模方法

2.1 VCE 变几何特性

变循环航空发动机的多个可调几何部件对其性能影响很大,如:压气机可调叶片角度、涡轮导叶可调角度以及其他可调变量,有必要将变几何特性的表征应用于发动机非线性模型中。目前,变几何特性计算方法很多,主要分为已知结构参数的计算方法和未知结构参数的经验公式计算方法。对于 VCE 而言,国内仍没有相关的结构参数等,需要采用相关变几何特性经验计算方法。参考德国 MTU 公司开发的燃气涡轮发动机计算软件(GasTurb)软件中的变几何特性的处理方法^[18],引入修正系数将求解方法改为

$$w = w_{\text{map}} (1 + \theta a_{\text{VG}}/100) \quad (1)$$

$$\pi = (\pi_{\text{map}} - 1) (1 + \theta b_{\text{VG}}/100) + 1 \quad (2)$$

$$\eta = \eta_{\text{map}} (1 - \theta^2 c_{\text{VG}}/100) \quad (3)$$

$$a_{\text{VG}} = \delta w / \delta \theta \quad (4)$$

$$b_{\text{VG}} = \delta (\pi - 1) / \delta \theta \quad (5)$$

$$c_{\text{VG}} = \delta \eta / \delta \theta \quad (6)$$

式中: a_{VG} 、 b_{VG} 、 c_{VG} 分别为质量流量、压比、效率的修正系数,分别反映了导流角度 θ 对质量流量 w 、压比 π 及效率 η 变化的影响; w_{map} 、 π_{map} 、 η_{map} 分别为由发动机部件特性图插值得到的质量流量、压比及效率; δw 为质量流量增量、 $\delta(\pi - 1)$ 为压比增量、 $\delta \eta$ 为效率增量; $\delta \theta$ 为导流角度增量。由于

传统方法取各系数取为定值,而忽视了换算转速变化、性能参数变化对压比和效率的影响。该方法通过引入修正系数实现了变化趋势的改善,从而建立了性能参数随角度的变化率。

由于有限的资源,因此,将现有的3组不同角度特性作为数据源,将换算转速和角度变化作为输入,采用多维样条拟合方法提取影响系数的变化规律。首先将已有的变几何角度分别为 -26° 、 0° 、 16° 的3组特性数据作为数据模型,在定转速下求取不同角度对应的质量流量、压比和效率变化率并依次求取各个换算转速的变化率数据。然后采用样条拟合方法分别提取角度变化、换算转速变化时压比、效率以及质量流量影响效率的变化趋势,将一维样条拟合方法实现多维化。最后根据提取换算转速、角度变化时的变化率数据,通过变几何特性计算公式求取各个特性数据。

此处以压气机特性为例,计算可调静子叶片角度为 10° 时的特性数据。图3给出了所采用修正方法与传统方法(修正系数 K 为定值)的对比结果。

由图3可以看出,正后的压气机特性与传统方法趋势一致,且不同换算转速与角度变化时,变化趋势不同。同时,压气机角度增大时,随着质量流量的增大,压比变化幅度增大。而无论角度开大或关小,效率都是下降的,且程度不一,面积开大的减小量小于面积关小的减少量。

特性数据计算结果为建立反映变几何特性的变循环航空发动机部件模型提供数据基础。同时,采用修正的变几何特性计算方法同样可以用来计算 CDFS 与可变导向器角度的涡轮等部件特性。

2.2 VCE 外涵道特性匹配分析

变循环航空发动机通过调节模式选择活门(Model Select Valve, MSV)、前可调涵道引射器(Front Variable Area Bypass Injector, FVABI)、后可调涵道引射器(Rear Variable Area Bypass Injector, RVABI)的面积来实现外涵与内涵之间的质量流量与静压匹配,这3个活门是影响变循环航空发动机模式切换的重要部件,从而通过气路的重新分配来满足不同工作模式的推力与耗油率需求。图4所示为外涵道结构示意图。

图5给出了副外涵的 CFD 仿真结果。图5所示为模式选择活门为 5° 时,进口总压分别为356.24和351.091 kPa 工况下的副外涵道与 CDFS 涵道流场计算结果。由图5可以看出:①模式选择活门面积一定时,总压恢复系数随着进口总

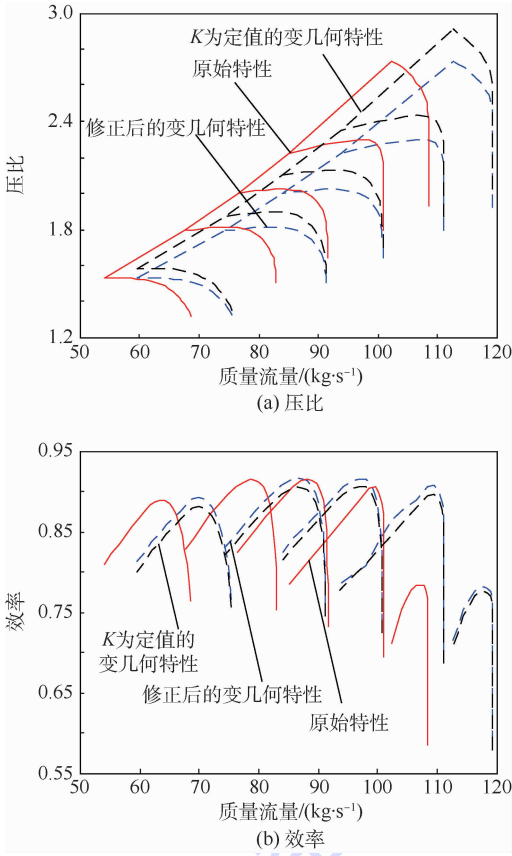


图3 可调静子叶片角度为 10° 时,变几何特性修正计算与传统方法结果对比

Fig. 3 Comparison of variable geometry characteristic correcting calculation results with results of traditional method when adjustable stator blade angle is 10°

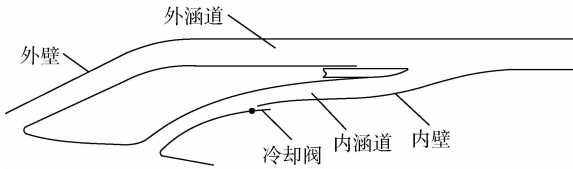
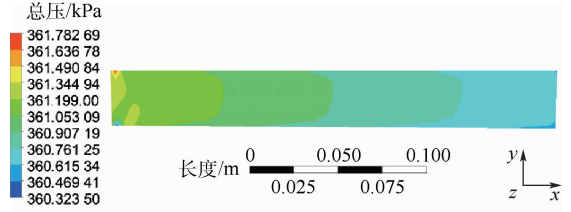


图4 变循环航空发动机外涵道结构示意图

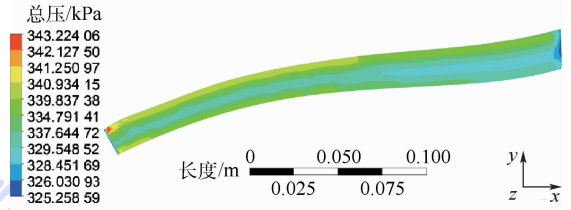
Fig. 4 Schematic diagram of external duct structure of variable cycle aero-engine

压降低而降低,且降低的趋势更大;②当进口总压维持不变时,模式选择活门开大,流入外涵的质量流量变大,但是总压恢复系数降低,且降低的趋势更大;③当偏离设计点的活门开度时,副外涵的压力损失较大。CDFS涵道的分析方法与副外涵一致。

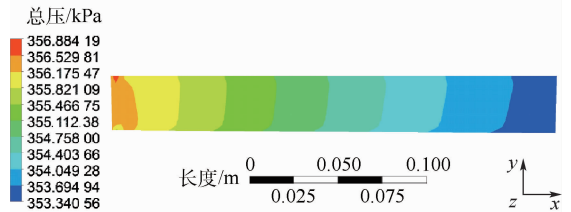
根据流场计算结果,分别将模式选择活门面积、进口气流总压以及静压作为输入,将外涵道的总压损失系数作为目标输出,通过BP神经网络智能映射出函数关系。其中,建立了输入层2层,输出层1层,隐层学习层10层,输出学习层1层



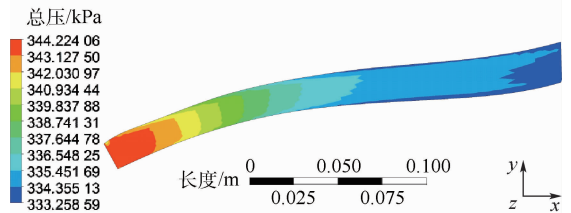
(a) 进口总压为356.24 kPa时,副外涵流场CFD仿真



(b) 进口总压356.24 kPa时,CDFS涵道流场CFD仿真



(c) 进口总压351.091 kPa时,副外涵流场CFD仿真



(d) 进口总压351.091 kPa时,CDFS涵道流场CFD仿真

图5 模式选择活门为 5° 时,进口总压分别为356.24和351.091 kPa工况时,副外涵道与CDFSH涵道流场计算结果

Fig. 5 Flow field calculation results of vice external duct and CDFS duct at total import pressure of 356.24 and 351.091 kPa when mode of valve 5° is selected

的transig函数神经网络结构。

在上述基础上,进行外涵道模式选择活门角度、进口总压与总压恢复系数的映射函数样本训练,神经网络训练结果如图6所示。

由图6可以看出,神经网络训练收敛速度很快且吻合度很高,所采用的BP神经网络能够很好的实现模式选择活门角度、进口总压与涵道总压恢复系数的映射,最终建立的多维映射关系如下:

$$n_0 = I_w x - b \tag{7}$$

$$y_0 = \text{tansig}(n_0) = 2 / (1 + e^{-2n_0}) - 1 \tag{8}$$

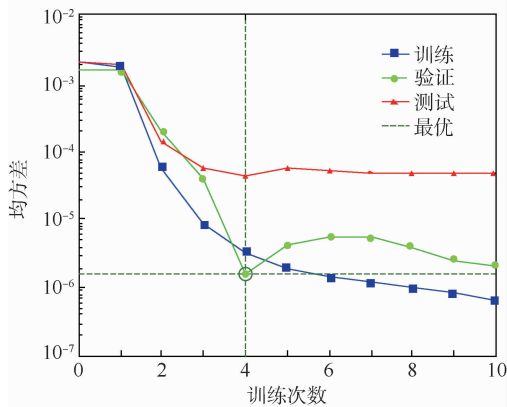


图 6 神经网络训练结果

Fig. 6 Neural network training results

$$n_1 = L_w y_0 - b \quad (9)$$

$$y_{out} = \text{tansig}(n_1) = 2 / (1 + e^{-2n_1}) - 1 \quad (10)$$

式中: n_0 和 n_1 分别为隐含层节点、输出层节点; I_w 和 L_w 分别为隐含层学习参数、输出层学习参数; y_0 和 y_{out} 分别为隐含层输出、输出层输出; b 为修正参数。

3 基于 QPSO 的混合算法

3.1 混合算法方案

基于 QPSO 的混合算法由 QPSO 算法和 Broyden 拟牛顿法混合构成。混合算法在非线性方程组迭代求解过程的初期,采用 Broyden 拟牛顿法进行计算,并通过发散系数判断是否趋于发散。若迭代过程趋于发散则混合算法切换为 QPSO 算法进行迭代计算,并判断发散趋势。当迭代过程再次趋于收敛时,混合算法切换到 Broyden 拟牛顿法。反复进行以上过程直到迭代误差达到要求精度时完成计算过程。图 7 给出了基于 QPSO 的混合算法求解方案。基于 QPSO 的混合算法保留 Broyden 拟牛顿法超线性的收敛速度,同时采用 QPSO 算法对其进行优化弥补了 Broyden 拟牛顿法对初值较依赖且不具有全局收敛性的缺点。同时,通过引入发散系数判断迭代过程的是否趋于发散,并以此为依据实现混合算法中 2 种算法的合理切换,以降低求解过程中 QPSO 算法低效性对混合算法整体效率的影响。

其中,一般求解时采取 Broyden 拟牛顿法计算公式如下:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{x}(k) - \lambda \mathbf{B}(k)^{-1} \mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) \quad (11)$$

$$\mathbf{B}(k+1) = \mathbf{B}(k) + (\mathbf{Y}(k) - \mathbf{B}(k) \mathbf{q}(k)) \frac{\mathbf{q}(k)^T}{\mathbf{q}(k)^T \mathbf{q}(k)} \quad (12)$$

$$\mathbf{B}(0) = \mathbf{Jacobi}(0) \quad (13)$$

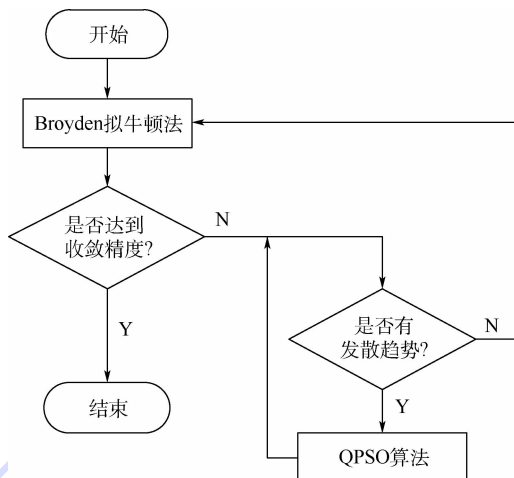


图 7 基于 QPSO 的混合算法求解方案

Fig. 7 Hybrid algorithm solution based on QPSO

$$\mathbf{q}(k) = \mathbf{x}(k+1) - \mathbf{x}(k) \quad (14)$$

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(k+1)) - \mathbf{f}(\mathbf{x}(k)) \quad (15)$$

式中: λ 为迭代步长,通常取 1; $\mathbf{x}(k) = [\mathbf{x}_1(k) \ \mathbf{x}_2(k) \ \dots \ \mathbf{x}_M(k)]^T$ 为第 k 代粒子位置; $\mathbf{B}(k)$ 、 \mathbf{f} 、 $\mathbf{Y}(k)$ 、 $\mathbf{q}(k)$ 分别为修正函数、非线性系统、迭代误差、自变量增量; $\mathbf{Jacobi}(0)$ 为迭代过程初始状态的雅可比矩阵。

当混合算法判断计算趋于设定的发散边界时,采取 QPSO 算法,以下具体给出 QPSO 算法。

设定种群规模为 M ,进行 N 维优化问题的求解,公式如下:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{r}(k) \pm \alpha(k) |\mathbf{mbest}(k) - \mathbf{x}(k)| \ln \frac{1}{u} \quad (16)$$

式中: $\alpha(k)$ 为第 k 代的收缩扩张因子,该参数是 QPSO 算法一个非常重要的参数,该参数设置是否合理直接影响算法性能; u 为 $[0, 1]$ 之间的随机数; $\mathbf{mbest}(k)$ 为第 k 代平均最好位置; $\mathbf{r}(k) = [\mathbf{r}_1(k) \ \mathbf{r}_2(k) \ \dots \ \mathbf{r}_M(k)]^T$ 为第 k 代时粒子的吸引子,第 i 个粒子的第 k 代的吸引子为

$$\mathbf{r}_i(k) = (\beta_1 \mathbf{P}_i(k) + \beta_2 \mathbf{G}(k)) / (\beta_1 + \beta_2) \quad (17)$$

其中: β_1 、 β_2 为 $[0, 1]$ 之间的随机数; $\mathbf{P}_i(k)$ 为第 i 个粒子的第 k 代的局部最好位置; $\mathbf{G}(k)$ 为第 k 代时的全局最好位置。

$$\mathbf{P}_i(k) = \begin{cases} \mathbf{P}_i(k-1) & f(\mathbf{x}_i(k)) \geq f(\mathbf{P}_i(k-1)) \\ \mathbf{x}_i(k) & f(\mathbf{x}_i(k)) < f(\mathbf{P}_i(k-1)) \end{cases} \quad (18)$$

$$\mathbf{G}(k) = \min \{f(\mathbf{P}_1(k)), f(\mathbf{P}_{i+1}(k)), \dots, f(\mathbf{P}_M(k))\} \quad (19)$$

$\text{mbest}(k)$ 计算公式如下:

$$\text{mbest}(k) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M P_i(k) = \left(\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M P_{i,1}(k), \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M P_{i,2}(k), \dots, \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M P_{i,N}(k) \right) \quad (20)$$

此处针对 QPSO 算法中的收缩扩张因子给出一种分段线性变化取值策略:

$$\alpha(k) = \begin{cases} 1 - 0.5 \frac{k}{\text{Iter}_{\min}} & k \leq \text{Iter}_{\min} \\ 0.8 & k > \text{Iter}_{\min} \end{cases} \quad (21)$$

式中: Iter_{\min} 一般取最大迭代次数的 25% 左右。

基于上述 2 种方法,按图 7 给出的混合求解方案,依据发散系数对 2 种求解方法进行混合切换。该发散系数如下:

$$\gamma(k) = \frac{\|\mathbf{e}(k) - \bar{\mathbf{e}}(k)\| \cdot \|\mathbf{e}(k)\|}{\|\mathbf{e}(k-1)\|} \quad (22)$$

$$\bar{\mathbf{e}}(k) = \left[\frac{\sum_{i=1}^N e_i(k)}{N} \quad \frac{\sum_{i=1}^N e_i(k)}{N} \quad \dots \quad \frac{\sum_{i=1}^N e_i(k)}{N} \right]_{1 \times N}^T \quad (23)$$

式中: $\mathbf{e}(k)$ 为第 k 步迭代误差 $\mathbf{e}(k) = f(\mathbf{x}(k))$; $e_i(k)$ 为迭代计算第 k 步自变量第 i 个分量的误差值。

$\gamma(k)$ 中 $\|\mathbf{e}(k) - \bar{\mathbf{e}}(k)\|$ 分量表征了迭代过程中误差均匀程度, $\|\mathbf{e}(k)\|/\|\mathbf{e}(k-1)\|$ 分量表征了误差的变化趋势。混合算法中通过发散系数判

断迭代过程收敛情况,设定合理的发散系数阈值进行算法的切换。QPSO 算法具有全局收敛性,但单步计算耗时较长,且在迭代过程后期效率较低,因此,发散系数阈值的设定要使混合算法尽量减少 QPSO 算法计算步数同时保证收敛性。通过大量仿真结果表明,发散系数阈值取迭代初始误差的 20% 时,混合算法综合性能最佳。

3.2 收敛性及求解效率分析

在不同初始值条件下,基于混合算法、QPSO 算法、Broyden 拟牛顿法等对某 7 阶非线性方程组进行求解,其收敛性及求解效率对比结果如图 8 所示。

图 8(a) 所示的初始误差条件下,给定初值误差较大且不均匀, Broyden 拟牛顿法发散, QPSO 算法经过 52 步迭代达到收敛精度,混合算法经过 28 步迭代达到收敛精度。混合算法迭代过程中发散系数变化如图 8(b) 所示,混合算法迭代初期,发散系数较大,超过阈值(初始误差的 20%) 采用 QPSO 算法。迭代计算第 5 步时发散系数减小到小于阈值混合算法切换到 Broyden 拟牛顿法,由于总误差依然很大,迭代计算到第 11 步之后发散系数增大并在第 15 步时超过阈值,迭代过程趋于发散,此时混合算法再次切换到 QPSO 算法。经过 QPSO 算法 8 步迭代,在第 23 步时发散系数小于阈值,此时混合算法切换到 Broyden 拟牛顿法经过 6 步迭代完成求解过程。

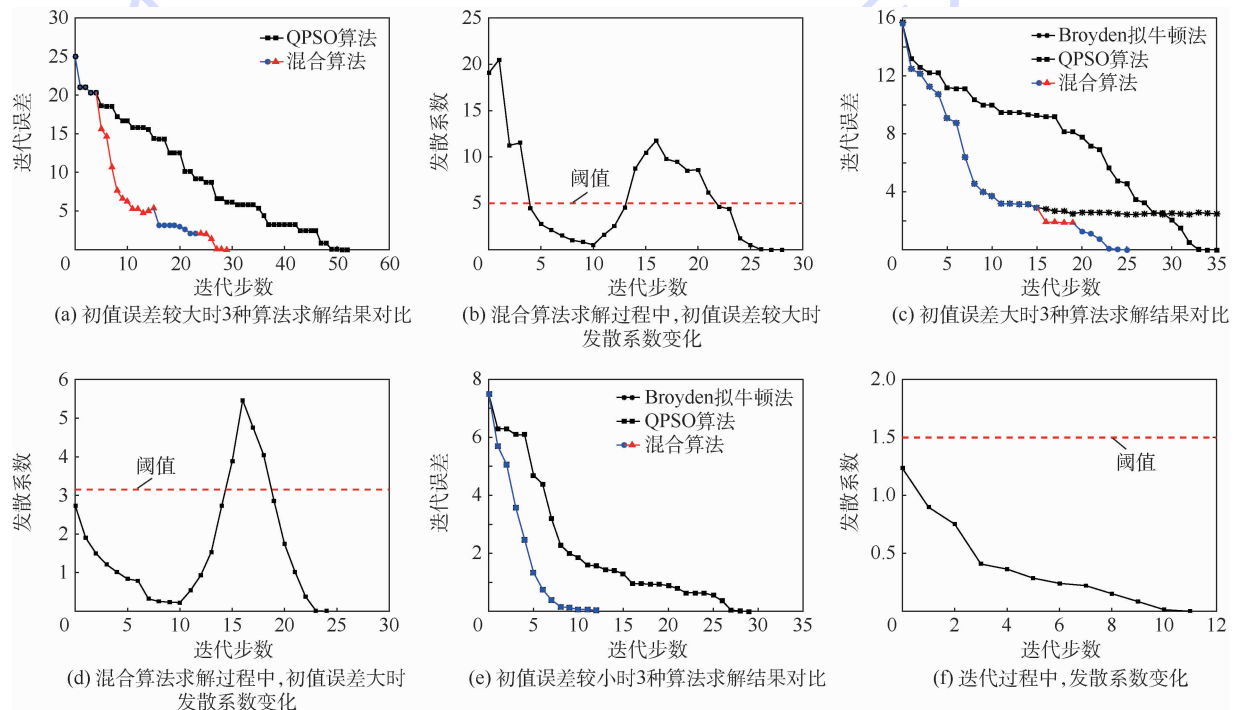


图 8 高阶非线性方程组求解结果对比

Fig. 8 Comparison of solving results of high-order nonlinear equations

图 8(c) 所示的初始误差条件下,在第 15 步时, Broyden 拟顿法陷入局部最优解, QPSO 算法经过 35 步达到误差精度要求,而混合算法经过 25 步计算达到误差精度要求。图 8(d) 可以看出,由于前 14 步迭代中发散系数小于阈值,因此采用 Broyden 拟顿法计算。在第 15 步时发散系数大于阈值,切换至 QPSO 算法,经过 4 步迭代发散系数再次小于阈值,此时混合算法再切换到 Broyden 拟顿法,并经过 6 步迭代达到收敛要求。

图 8(e) 所示给定初始误差下, QPSO 算法经过 29 步迭代达到收敛,混合算法、Broyden 拟顿法经过 12 步迭代达到收敛。在该初值下,混合算法发散系数始终小于阈值,可一直基于 Broyden 拟顿法进行求解。

通过上述算例表明,基于 QPSO 的混合算法求解方案通过引入发散系数有效的反映迭代过程的收敛趋势,以此为依据实现算法之间的合理切换,在保证收敛性的同时提高了算法的求解效率。综上所述,提出的混合算法能够有效完成非线性方程组的求解。

4 仿真分析

4.1 初猜值及共同工作方程组选取

VCE 在整机建模时,选取以下 7 个变量作为初猜值:低压转子转速 n_L 、高压转子转速 n_H 、前段风扇压比系数 ZF、核心机驱动风扇级压比系数 ZCDFs、压气机压比系数 ZC、高压涡轮压比系数 ZHT、低压涡轮压比系数 ZLT。因此,共同工作方程为

$$\begin{cases} e_1 = (N_{LT}\eta_{ML} - N_F)/N_{LT}\eta_{ML} \\ e_2 = (N_{HT}\eta_{MH} - N_{CDFs} - N_C)/N_{HT}\eta_{MH} \\ e_3 = (WG_{41} - WA_{31} - WFB)/WG_{41} \\ e_4 = (WG_{45} - WG_{44})/WG_{45} \\ e_5 = (Ps_{125} - Ps_{225})/Ps_{125} \\ e_6 = (Ps_{63} - Ps_{163})/Ps_{63} \\ e_7 = (P_{7R} - P_7)/P_{7R} \end{cases} \quad (24)$$

式中: N_F 、 N_{CDFs} 、 N_C 为风扇、CDFs、压气机消耗功率; N_{HT} 、 N_{LT} 分别为高压涡轮、低压涡轮输出功率; η_{MH} 、 η_{ML} 分别为高、低压转子机械效率; WFB 为主燃油流量; WA_{31} 、 WG_{41} 、 WG_{44} 、 WG_{45} 分别为压气机出口截面空气流量、高压涡轮进口燃气流量、高压涡轮出口燃气流量、低压涡轮进口燃气流量; Ps_{225} 、 Ps_{125} 、 Ps_{63} 、 Ps_{163} 分别为副外涵出口静压、CDFs 涵道截面静压、后混合室入口内涵静压、混合室入口外涵静压; P_7 、 P_{7R} 分别为尾喷管进口总

压、尾喷管进口反压。

4.2 基于混合算法的 VCE 模型验证

将基于 QPSO 的混合算法应用于 VCE 模型求解中,迭代误差精度设为 10^{-6} 。选取的单涵与双涵设计点参数与 GasTurb10 软件一致,如表 1 所示。

图 9 为固定燃烧室出口总温条件下,所建立的部件模型与 GasTurb10 的性能计算结果对比,分别给出了高度特性与速度特性仿真结果, H 为高度, Ma 为马赫数。从图中可以看出,所建模型的速度特性与高度特性仿真特性变化趋势与 GasTurb10 性能趋势基本一致,且误差均不大于 2%。

仿真结果表明,所提出的混合算法能够实现变循环航空发动机部件模型求解和性能计算,且求解精度满足要求。

表 1 设计点参数

Table 1 Design point parameters

参 数	参 数 值	
	双涵模式	单涵模式
低压转子转速 PCNF	100	100
高压转子转速 PCNC	100	100
风扇叶尖压比 PRF_tip	3.5	3.5
风扇叶根压比 PRF_root	3.2	3.2
CDFS 压比 PRCDFs	1.3	1.3
压气机压比 PRC	6	6
燃烧室总温 T4/K	1850	1850
高压涡轮落压比 PRHT	2.763 489	2.795 642
低压涡轮落压比 PRLT	1.915 404	1.703 737
前涵道比 BYPASS1	0.3	0
后涵道比 BYPASS2	0.3	0.4

4.3 VCE 稳态、动态特性分析

通过与 GasTurb 性能仿真结果的对比验证了所建模型的有效性后,对 VCE 模型进行性能分析。图 10 给出固定高压转子转速时,不同稳态点在单涵工作模式和双涵工作模式的净推力和耗油率性能仿真结果。

图 10 所示的仿真结果充分表明,所建立的变循环航空发动机部件模型能够有效反映其不同工作模式的性能。在相同的环境条件下,单涵模式的净推力大于双涵模式;同时,双涵模式燃油消耗小于单涵模式,上述对比充分反映了变循环航空发动机的结构及性能特点。

此外,对变循环航空发动机进行了动态特性仿真分析。图 11 给出了 $H = 8 \text{ km}$ 、 $Ma = 0.9$ 的双涵工作模式仿真结果;图 12 给出了 $H = 12 \text{ km}$ 、 $Ma = 1.5$ 时单涵工作模式仿真结果。其中,控制器采用了比例-积分-微分 (Proportion-Integration-

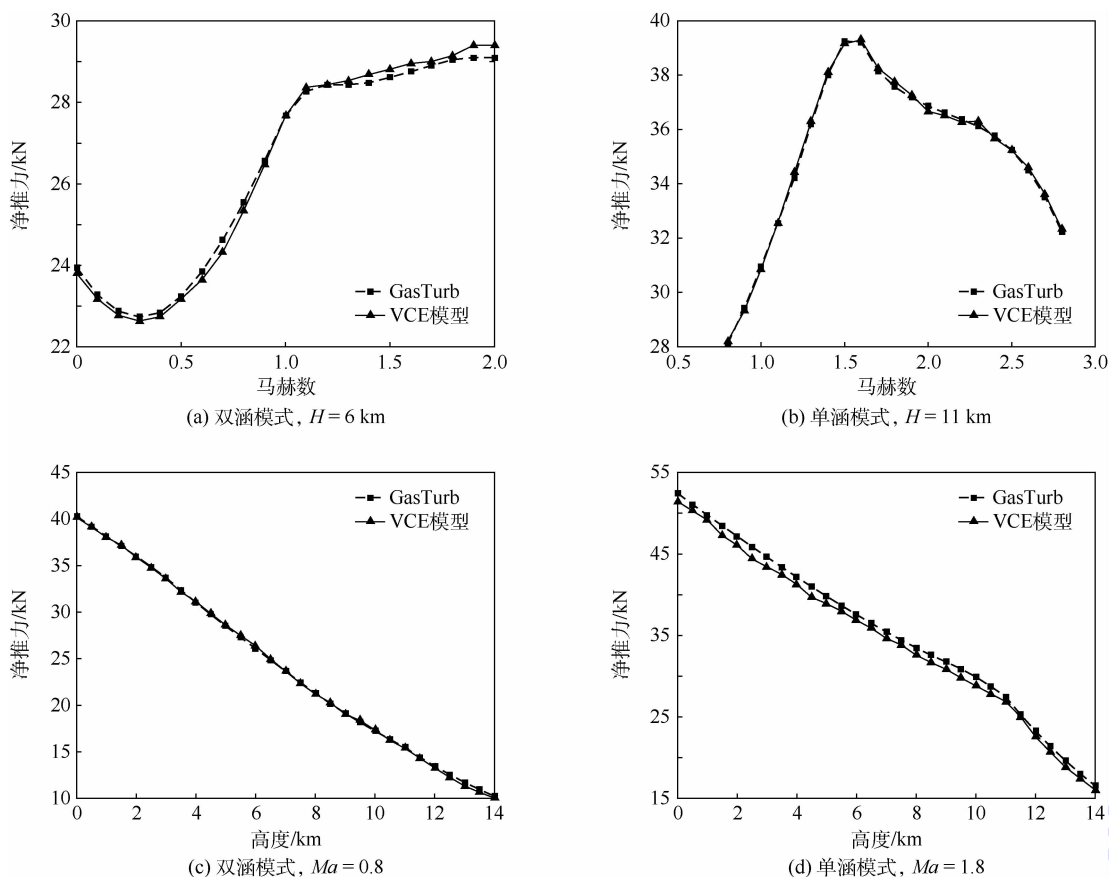


图9 双涵及单涵模式下不同高度及马赫数的速度及高度特性仿真结果对比

Fig. 9 Comparison of simulation results of velocity and height characteristics at different height and Mach numbers in double-duct and single-duct modes

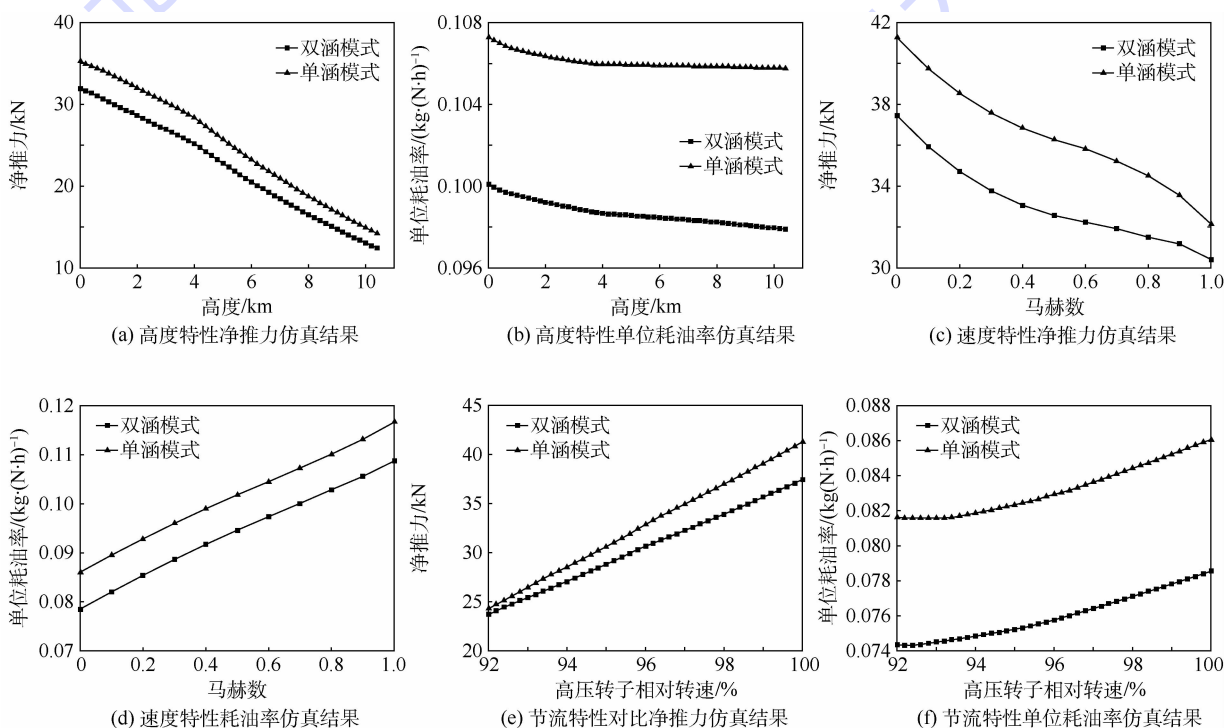


图10 单、双涵模式工作VCE稳态特性对比

Fig. 10 Comparison of steady-state characteristics of variable-cycle engines between single-duct and double-duct working modes

Differentiation, PID) 控制器(由于研究重点和篇幅限制,此处不过多说明)。

图 12 可以看出,所建立部件模型能够很好的

变循环航空发动机的动态特性,如:亚音速时发动机的双涵工作性能、超音速时发动机的单涵工作性能等。

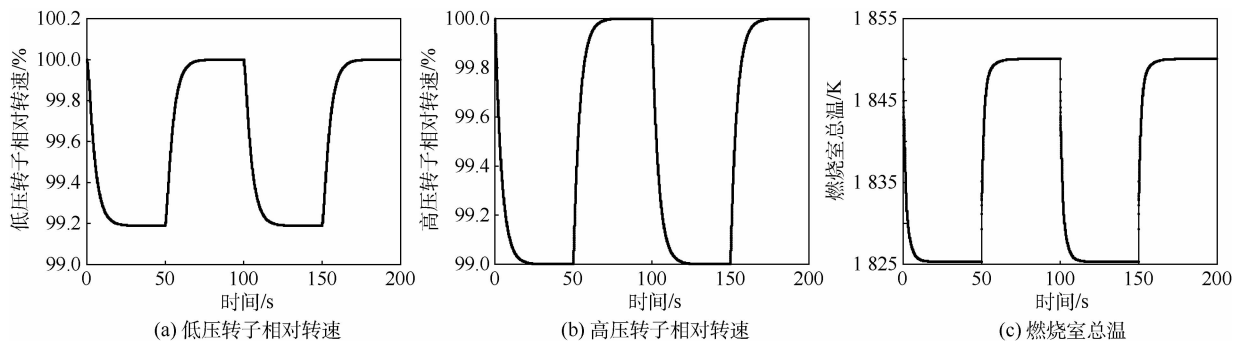


图 11 $H = 8 \text{ km}, Ma = 0.9$ 的双涵工作模式动态仿真结果

Fig. 11 Dynamic simulation results of double-duct working mode when $H = 8 \text{ km}$ and $Ma = 0.9$

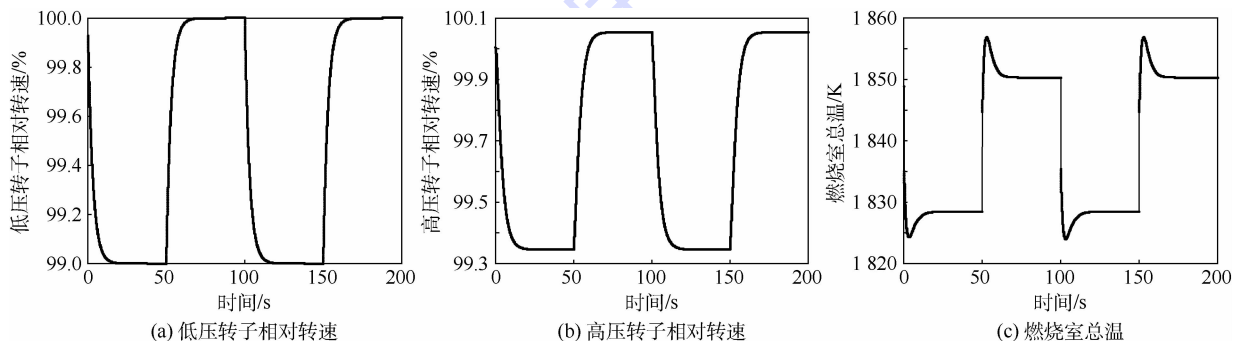


图 12 $H = 12 \text{ km}, Ma = 1.5$ 的单涵工作模式动态仿真结果

Fig. 12 Dynamic simulation results of single-duct working mode when $H = 12 \text{ km}$ and $Ma = 1.5$

5 结 论

以某型双转子、双涵道混合排气式变循环航空发动机为对象,给出了基于变几何特性修正方法和 BP 神经网络的部件建模方法,并将基于 QPSO 的混合算法应用在变循环航空发动机模型的非线性方程组求解中。

1) 完成了对变几何部件的特性分析,同时基于 BP 神经网络方法建立了外涵道进口压力、活门角度以及总压恢复系数之间的稳态映射关系。

2) 提出了基于 QPSO 的混合算法求解方案,通过引入发散系数实现混合算法的切换,以改善 Broyden 拟牛顿法对初值选取的依赖性同时提高混合算法的求解效率。通过对构造的某高阶非线性方程组求解验证算法的有效性和求解效率。结果表明所设计混合算法能够很好的完成非线性方程组的求解。其收敛性优于 Broyden 拟牛顿法,求解效率高于单一的 QPSO 算法,且折中考虑的综合性能优于上述 2 种方法。

3) 对所建立的变循环航空发动机进行了验证并对其性能进行了仿真分析。结果表明:所建

立的变循环航空发动机部件模型其高度特性、速度特性与 GasTurb 仿真结果趋势一直,且误差均不大于 2%,符合精度要求。其次,基于混合求解算法所建立的 VCE 模型能够有效反映其稳态、动态特性,且复合 VCE 的结构及工作特点。

参考文献 (References)

[1] 姚艳玲,黄春峰. 先进变循环发动机技术研究[J]. 航空制造技术, 2012(23):106-109.
YAO Y L, HUANG C F. Research on advanced variable cycle engine [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012 (23):106-109 (in Chinese).

[2] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008:65-68.
FAN S Q. Aeroengine control [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008:65-68 (in Chinese).

[3] KREBS J N, ALLAN R D. Supersonic propulsion—1970 to 1977: AIAA-1977-0832[R]. Reston: AIAA, 1977.

[4] ALLAN R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program: AIAA-1979-1311 [R]. Reston: AIAA, 1979.

[5] FRENCH M W, ALLEN G L. NASA VCE test bed engine aerodynamic performance characteristics and test results: AIAA-1981-1594[R]. Reston: AIAA, 1981.

- [6] US Navy instigates variable-cycle engine programme[EB/OL]. [2017-02-21]. Jane's Defence Weekly, 2011.
- [7] SIMMONS R J. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated third stream[D]. Columbus: The Ohio State University, 2009.
- [8] JOHN R. Real-time simulation of F100-PW-100 turbofan engine using the hybrid computer; NASA TMX-3261 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1975.
- [9] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Z W, WANG Z X, HUANG H C, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315 (in Chinese).
- [10] 苟学中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
GOU X Z, ZHOU W X, HUANG J Q. Component-level modeling technology for variable cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111 (in Chinese).
- [11] 王元, 李秋红, 黄向华. 变循环发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 954-960.
WANG Y, LI Q H, HUANG X H. Research of variable cycle engine modeling techniques [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 954-960 (in Chinese).
- [12] 苏三买, 廉小纯. 遗传算法在航空发动机非线性数学模型中的应用[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 237-240.
SU S M, LIAN X C. Application of genetic algorithm in aero-engine nonlinear mathematical models [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 237-240 (in Chinese).
- [13] 苏三买, 陈永琴. 基于混合遗传算法的航空发动机数学模型解法[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 661-664.
SU S M, CHEN Y Q. Hybrid genetic algorithm in solving aero-engine nonlinear mathematical model [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 661-664 (in Chinese).
- [14] 杨伟, 冯雷星, 彭靖波, 等. 求解航空发动机数学模型的混合智能方法[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 614-616.
YANG W, FENG L X, PENG J B, et al. An intelligent algorithm for solution of nonlinear mathematical model for aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 614-616 (in Chinese).
- [15] 骆广琦, 刘波, 宋岷源. 基于混合粒子群算法的航空发动机数学模型解法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 5-8.
LUO G Q, LIU B, SONG D Y. Hybrid particle swarm optimization in solving aero-engine nonlinear mathematical model [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 5-8 (in Chinese).
- [16] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2011.
YIN D W. Algorithms for solving aero-engine nonlinear mathematical model and parameter estimation in performance-seeking control [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese).
- [17] 白洋, 段黎明, 柳林, 等. 基于改进的混合粒子群算法的变循环发动机模型求解[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1694-1700.
BAI Y, DUAN L M, LIU L, et al. Solving variable cycle engine model based on improved hybrid particle swarm optimization [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(12): 1694-1700 (in Chinese).
- [18] KURZKE J. GasTurb 12 user's manual: Design and off-design performance of gas turbines [M]. Friedrichshafen: MTU Company, 2012: 79-81.

作者简介:

肖红亮 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机建模及控制。

李华聪 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空发动机控制、先进控制理论。

Modeling method of variable cycle engine based on QPSO hybrid algorithm

XIAO Hongliang¹, LI Huacong^{1,*}, LI Jia¹, WANG Shuhong², PENG Kai¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AVIC Xi'an Aero-engine Controls Technology Co., Ltd., Xi'an 700077, China)

Abstract: A new hybrid algorithm which is based on quantum particle swarm optimization (QPSO) algorithm and Broyden quasi-Newton algorithm was proposed to reduce the effect of initial value selection on convergence speed and accuracy in solving the variable cycle engine (VCE) model. Firstly, based on the analysis of the VCE geometrical characteristics and the analysis of the steady-state characteristics of the external duct through backpropagation (BP) neural network method, a component model was established which can reflect variable geometry property and mode switching and other states of the VCE. Secondly, based on the model performance calculation, a QPSO based Broyden quasi-Newton hybrid algorithm was used to solve the VCE model cooperating equations, which improved the convergence and calculation efficiency of the hybrid algorithm by introducing the divergence coefficient to combine the two single algorithms. The effectiveness, efficiency and accuracy of the algorithm were verified by the simulation of high-order nonlinear equations. Finally, the steady state and dynamic simulation of VCE component model were carried out. The results of VCE model show that, compared with the results of GasTurb performance calculation, the trends of velocity characteristics and altitude characteristics are basically the same with those of GasTurb, the error between VCE model and GasTurb is less than 2%. The hybrid algorithm based on QPSO and Broyden quasi-Newton algorithm can solve the VCE model efficiently and quickly. The established VCE model can be used for performance simulation and analysis.

Keywords: variable cycle engine (VCE); variable geometry characteristics; external duct; solving nonlinear equations; quantum particle swarm optimization (QPSO); Broyden quasi-Newton method

Received: 2017-02-21; **Accepted:** 2017-06-05; **Published online:** 2017-07-14 18:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170714.1850.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51506176); Aeronautical Science Foundation of China (6141B090302); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (G2017KY0003)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0091

基于 SST 和 Bayes 的初始备件需求确定方法



董骁雄, 陈云翔*, 项华春, 白洋

(空军工程大学 装备管理与安全工程学院, 西安 710051)

摘 要: 随着使用环境的变化, 研制阶段制定的初始备件方案常常无法满足装备部署部队后的保障要求。针对该情况, 引入了相似系统理论(SST)和 Bayes 方法, 根据相似系统理论初步确定备件的初始失效率, 依据装备在使用中的寿命分布类型, 取出对应的共轭先验分布, 利用最大熵方法求取超参数, 运用 Bayes 理论得到后验失效率, 综合初始失效率和后验失效率确定初始备件需求。算例结果表明该方法满足实际应用要求, 是初始备件需求预测可靠而有效的方法。

关键词: 初始备件; 相似系统理论(SST); Bayes; 需求; 失效率

中图分类号: V215.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0316-06

初始备件(initial spares)的概念源于 MIL-STD-961E(1)^[1], 是指从设备/系统部署开始到主要库存控制机构或保障机构达到能向设备/系统提供有效的寿命周期保障之前, 为保障现场和基地的初始保障能力而采购的备件。初始备件对装备形成初始作战能力具有重要意义。

对于初始备件来说, 因为掌握的信息量少, 缺乏备件的故障率信息, 对于其需求的确定较为困难。目前常用的初始备件需求预测方法有: 相似产品预计法^[2-4]、备件保障概率法^[5-7]、备件需求量概率分布预计法^[8-9]等, 这些方法已经在工程中得到了应用。但是随着装备部署部队, 其可靠性会随着使用环境的变化发生改变, 研制阶段确定的初始备件需求常常无法满足装备部署部队后的保障要求, 影响了装备的完好率。

针对上述情况, 为了提高初始备件需求预测精度, 本文引入了相似系统理论(Similarity System Theory, SST)和 Bayes 方法。首先, 提出基于特征

重要性的系统相似度量方法, 初步确定备件的初始失效率; 然后, 以装备首次部署初期的实际故障数据为先验信息, 结合装备使用阶段的备件消耗特性, 利用 Bayes 方法得到后验失效率, 最后, 综合初始失效率和后验失效率确定初始备件需求, 尝试为初始备件需求确定问题提供一种新的方法。

1 备件需求量分析

参考国军标 GJB 4355—2002^[10], 已知零部件在装备中的单机安装数 N , 累积工作时间 t , 失效率 λ 和备件保障概率 P 。备件需求量的基本计算公式为

$$P = \sum_{j=0}^s \frac{(N\lambda t)^j}{j!} \exp(-N\lambda t) \quad x_i = 0, 1, \dots, N \quad (1)$$

式中: s 为装备中某零部件的备件需求量; P 为在规定保障时间内, 需要该备件时, 不缺件(能得到它)的概率; j 为递增符号, j 从 0 开始逐一增加,

收稿日期: 2017-02-22; 录用日期: 2017-04-24; 网络出版时间: 2017-05-18 17:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170518.1733.004.html

基金项目: 国防预研项目(51327020104)

*通信作者: E-mail: cyx87793@163.com

引用格式: 董骁雄, 陈云翔, 项华春, 等. 基于 SST 和 Bayes 的初始备件需求确定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 316-321. DONG X X, CHEN Y X, XIANG H C, et al. Determination method of initial spares requirement based on SST and Bayes theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 316-321 (in Chinese).

直至某 s 值,使得 $P \geq$ 规定的保障概率,该 s 值即为所求备件需求量。

由此可见,当装备中的单机安装数 N ,累积工作时间 t 和备件保障概率 P 确定的情况下,失效率 λ 决定备件的需求量。

2 初始备件配置方案分析

装备部署部队后使用环境随之改变,研制阶段确定的初始备件需求常常难以满足装备部署部队初期的保障要求。使用方亟需对初始备件需求方案进行调整。由此可见,初始备件的配置是一个逐步调整和优化的过程。为了能够及时准确地对初始备件需求方案进行优化调整,需要利用装备部署初期的可靠性数据,对研制阶段估计的失效率进行修正。

本文基于 SST 和 Bayes 方法给出初始备件方

案调整优化方法。SST 是根据功能相似装备在使用中所得到的经验(数据),对新设计装备的失效率参数进行估计,这种方法适用于具有相似可靠性数据的新装备在研制阶段用以预计其失效率。Bayes 方法综合利用研制阶段的可靠性试验数据和使用阶段的可靠性数据对装备失效率进行估计,在可靠性评估中得到了广泛的应用。综合 2 种方法对备件失效率进行估计,进而确定装备初始备件需求。

3 初始备件需求确定方法

3.1 总体思路

首先根据 SST 初步确定备件的初始失效率;然后在实际使用数据的基础上,运用 Bayes 方法得到后验失效率,最后综合初始失效率和后验失效率,进而确定初始备件需求。总体思路如图 1 所示。

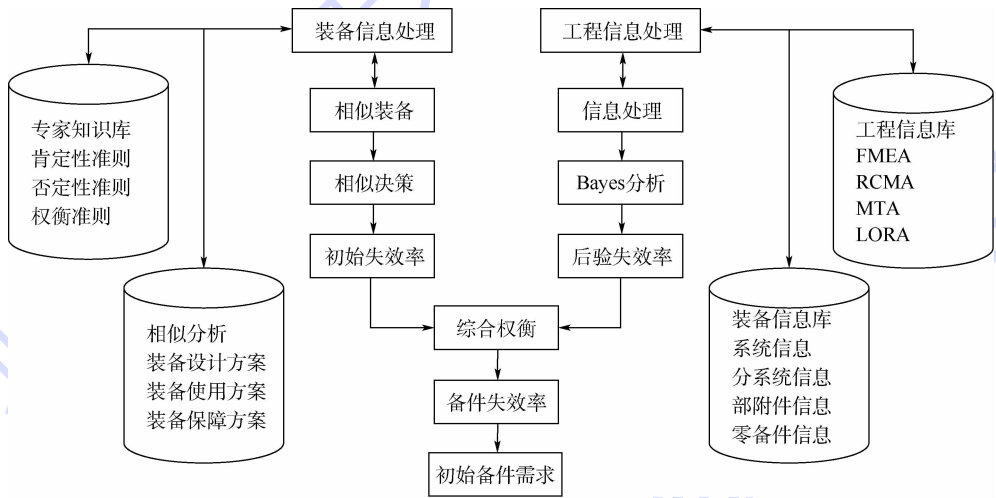


图 1 总体思路

Fig. 1 General idea

3.2 基于 SST 的备件初始失效率确定

20 世纪 90 年代,周美立和王浣尘^[11-12]提出了 SST,计算系统相似度的新理论。SST 为备件初始失效率的确定提供了一种可靠方法。

定义 1 相似要素:假设要素 $a_i (i = 1, 2, \dots, K)$ 属于系统 A , 要素 $b_j (j = 1, 2, \dots, L)$ 属于系统 B , 系统 A, B 有共同的属性(特征) S , 且在数值上存在差异,则称要素 a_i 和 b_j 为相似系统 A, B 间的相似要素。

定义 2 相似元:如果系统 A, B 间存在对应的相似要素 (a_i, b_j) , 该集合便构成一个相似单元,称为相似元,记为 $u(a_i, b_j)$ 。

若系统 A, B 间有 n 个相似元素,则 2 个相似元构成的集合,记为 U , 则有 $U = (u_1, u_2, \dots, u_n)$, 在相似系统 A, B 中元素数量一定条件下,系

统间相似元素的多少直接决定着由元素数量确定的相似程度,记为 Q_n , 即

$$Q_n = \frac{n}{K + L - n} \quad (2)$$

设相似元素有 m 个共有相似特征,依次为 S_1, S_2, \dots, S_m 。相似特征可用特征函数 $U_j(x_i)$ 表示,考虑相似元 u_i , 记 $U_j(a_i)$ 为元素 a_i 中特征 S_j 所对应的值, $U_j(b_i)$ 为元素 b_i 中特征 S_j 所对应的值,特征值的确定要依据元素的具体属性和特征而定。用 n 维空间度量,对应特征值比例系数记为

$$r_{ij} = \frac{\min(U_j(a_i), U_j(b_i))}{\max(U_j(a_i), U_j(b_i))} \quad (3)$$

式中: $0 \leq r_{ij} \leq 1, i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, m$, 对于相似元素一切特征 S_j 都有 $U_j(a_i) = U_j(b_i)$, 则 $r_{ij} = 1$ 。

假定相似元素共有 m 个特征,对于第 i 个相似元的 m 个特征值的比例系数可分别记为 $r_{i1}, r_{i2}, \dots, r_{im}$ 。设相似要素 a_i, b_i 的特征数目分别为 k, l , 相似元素值记为 $q(u_i)_n$, 则有

$$q(u_i)_n = \frac{m}{k+l-m} \quad (4)$$

每个特征对元素相似的影响程度不同,取特征权重为 d_1, d_2, \dots, d_m , 则相似元素的特征相似程度记为 $q(u_i)_s$, 则有

$$q(u_i)_s = d_1 r_{i1} + d_2 r_{i2} + \dots + d_m r_{im} = \sum_{j=1}^m d_j r_{ij} \quad (5)$$

对于元素整体相似度,元素间有数量相似度,元素内有特征相似程度,根据典型并合算法^[13],可给出相似元相似度 $q(u_i)$ 的计算式如下:

$$q(u_i) = q(u_i)_n q(u_i)_s = \frac{m}{k+l-m} \sum_{j=1}^m d_j r_{ij} \quad (6)$$

式中: $0 \leq q(u_i) \leq 1, 0 \leq d_j \leq 1, \sum_{j=1}^m d_j = 1$ 。

针对系统相似度,每一相似元值对系统相似度的影响可以不同,取特征权重数分别为 p_1, p_2, \dots, p_m , 给出相似元数值确定的相似度,记为 Q_c , 即

$$Q_c = p_1 q(u_1) + p_2 q(u_2) + \dots + p_m q(u_m) = \sum_{i=1}^m p_i q(u_i) \quad (7)$$

对于系统整体相似而言,系统间有数量相似度,系统内有元素相似程度,根据典型并合算法^[13],得到系统相似度的计算式如下:

$$Q = Q_n Q_c = \frac{n}{K+L-n} \sum_{i=1}^m p_i q(u_i) \quad (8)$$

假设 2 个系统的相似度为 Q , Q 反映了新系统对老系统的继承性,设老系统的失效率为 λ_c , 则新系统的初始失效率为

$$\lambda_f = k_c \lambda_c \quad (9)$$

式中: k_c 为修正因子,可根据系统的相似度 Q_c 结合工程信息和专家经验来确定。

3.3 基于 Bayes 方法的备件后验失效率确定

Bayes 方法的核心是 Bayes 定理^[14]。Bayes 定理可以实现通过收集到的数据对已有信息的更新。先验分布代表了试验前对待估参数的初始估计。在得到数据试验之后,可以利用“新的信息”对先验分布进行更新。由于更新后待估参数的概率分布反映了在得到实验数据之后对参数的认识,所以该分布被称为后验分布,数学上, Bayes 定理可表示为

$$p(\theta|y) = \frac{f(y|\theta)p(\theta)}{m(y)} \quad (10)$$

式中: $p(\theta|y)$ 为后验密度函数, $p(\cdot|\cdot)$ 用来表示条件密度函数和; $m(y) = \int_{\Theta} f(y|\theta)p(\theta)d\theta$ 为数据的边沿密度函数, Θ 为 θ 的取值空间, $f(y|\theta)$ 为数据的抽样密度函数, $p(\theta)$ 为先验密度函数, $p(\cdot)$ 用来表示密度函数。

由于式(10)中的 $m(y)$ 与模型参数 θ 无关,因此,在式(10)中, $m(y)$ 被视为比例常数的一部分,并没有直接出现。将式(10)写为概率密度函数的形式,则有

$$p(\theta|y) \propto f(y|\theta)p(\theta) \quad (11)$$

式中:符号“ \propto ”表示两边仅相差一个不依赖于 θ 的常数因子。

通过上述分析可知, Bayes 方法的核心是找到恰当的先验分布,如何确定先验分布的选取符合实际与否,可以通过共轭先验分布法确定。常用的先验分布及其共轭分布如表 1 所示。

假设备件寿命服从指数分布 $\text{Exponential}(\lambda)$, 它的故障分布密度函数为 $f(t) = \lambda e^{-\lambda t}$, 得到定数截尾的前 r 个失效时刻 $t_1 \leq t_2 \leq \dots \leq t_r$ (样本的前 r 个顺序统计量), 似然函数为

$$L(\lambda|t_1, t_2, \dots, t_r) = \frac{n!}{(n-r)!} e^{-\lambda \sum_{i=1}^r t_i} \lambda^r \quad (12)$$

式中: $T = \sum_{i=1}^r t_i + (n-r)t_r$ 。满足平均故障间隔时间 $M = 1/\lambda$; 由表 1 可知,指数分布中失效率 λ 的常用先验分布为 Gamma 分布。具有如下的概率密度函数:

$$P(\lambda|\alpha, \beta) = \frac{\beta^\alpha}{\Gamma(\alpha)} \lambda^{\alpha-1} \exp(-\beta\lambda) \quad (13)$$

式中: $\alpha > 0$ 为形状参数; $\beta > 0$ 为尺度参数; 均值和

表 1 常用的先验分布及其共轭分布

Table 1 Commonly-used prior distribution and its conjugate distribution

先验分布(参数)	共轭分布
Binomial(π)	Beta
Exponential(λ)	Gamma
Gamma(λ)	Gamma
Multinomial(π)	Dirichlet
Multivariate Normal(μ, Σ)	Normal Inverse Wishart
Negative Binomial(π)	Beta
Normal(μ, σ 已知)	Normal
Normal(σ, μ 已知)	Inverse Gamma
Normal(μ, σ)	Normal Inverse Gamma
Pareto(β)	Gamma
Poisson(λ)	Gamma
Uniform($0, \beta$)	Pareto

方差分别为 $E(\lambda) = \alpha/\beta$ 和 $\text{Var}(\lambda) = \alpha/\beta^2$ 。

可知 $E(\lambda) = \frac{1}{M} = \frac{\alpha}{\beta}$, 则可推出

$$\beta = \alpha M \tag{14}$$

先验分布中的未知参数称为超参数, 怎样通过先验信息求得超参数是使用 Bayes 方法必须研究的问题。本文采用最大熵原则来确定 2 个超参数。

$$H(\lambda) = - \int_0^{+\infty} f(\lambda) \ln(f(\lambda)) d\lambda = - \int_0^{+\infty} \frac{\beta^\alpha}{\Gamma(\alpha)} \lambda^{\alpha-1} \exp(-\beta\lambda) \cdot \ln\left(\frac{\beta^\alpha}{\Gamma(\alpha)} \lambda^{\alpha-1} \exp(-\beta\lambda)\right) d\lambda \tag{15}$$

当 $\alpha = 1$ 时, 熵 $H(\lambda)$ 的值达到最大^[15], 此时 $\beta = M$, 相应的先验分布为

$$\pi(\lambda) \propto \lambda^{\alpha-1} e^{-\beta\lambda} \tag{16}$$

此时, 后验分布为

$$h(\lambda | t_1, t_2, \dots, t_r) \propto \lambda^{\alpha+r-1} e^{-\lambda(T+\beta)} \tag{17}$$

从式(17)出发, 可得 λ 的 Bayes 估计为

$$\hat{\lambda} = E(\lambda | t_1, t_2, \dots, t_r) = \frac{\alpha + r}{\beta + T} \tag{18}$$

3.4 备件失效率组合预测模型

备件失效率组合预测模型为

$$\hat{\lambda} = w_1 \hat{\lambda}_1 + w_2 \hat{\lambda}_2 \tag{19}$$

式中: w_1 、 w_2 分别为初始失效率 $\hat{\lambda}_1$ 、后验失效率 $\hat{\lambda}_2$ 的权重系数, $w_1 + w_2 = 1$ 。

此时, 当装备中的单机安装数 N , 累积工作

时间 t 以及备件保障概率 P 全部确定以后, 通过式(1)便能够确定使用阶段的初始备件需求量 s 。

4 实例分析

某种新设计的教练机, 发动机系统某备件 L_{LRU} (外场可更换单元) 由 9 个 S_{SRU} (内场可更换单元) 构成 (单机安装数均为 1), 构建失效率相似分析指标体系如图 2 所示。收集到同类机种的可靠性预计值, 如表 2 所示。

以 S_{SRU1} 为例, 由工程研制信息和专家经验来确定特征权数和相似元相似度, 利用相似系统原理计算失效率相似度, 假设新设计的教练机和同类机种具有相同的失效率影响因素集, 即 $k = L = n = 8$, 结果如表 2 所示。

据式(2)~式(8)计算出新老设备之间的失效率相似度为 0.93, 同理可得其他 S_{SRU} 的失效率相似度, 参考文献[10]中的算例, 根据系统的相似度 Q_i , 结合工程信息和专家经验得到平均故障间隔时间 M 预计值如表 3 所示。

通过 SST 计算出 $M = 292.05$, 相应的初始失效率为 0.00342。在保障时间 $t_0 = 600$ h 和备件保障概率 $P = 0.86$ 的情况下, 根据式(1)可以得到初始备件需求量为 4 个。

假设收集到 20 台该型装备运行到 100 h 的故障数据, 具体如表 4 所示。

注意到有 15 台装备未发生故障, 利用 Bayes

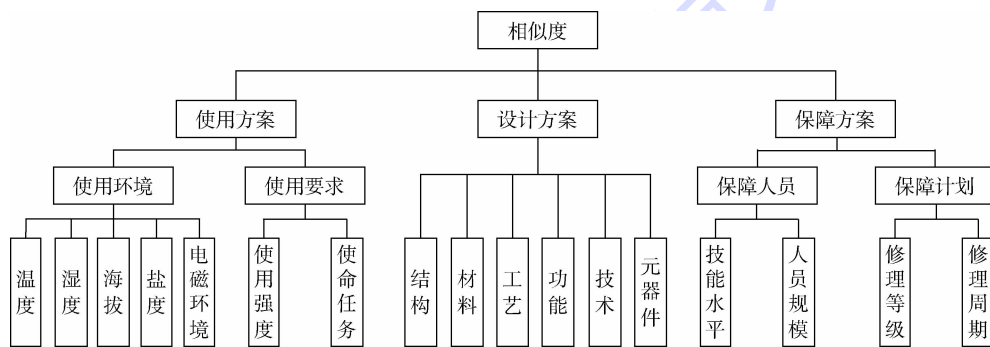


图 2 失效率相似分析指标体系

Fig. 2 Failure rate similar analysis index system

表 2 S_{SRU1} 备件相似性分析

Table 2 Spare parts similarity analysis of S_{SRU1}

失效率影响因素	使用环境	使用强度	使命任务	结构	材料	功能	保障人员	保障计划
特征权数 β_i	0.2	0.1	0.15	0.1	0.1	0.15	0.1	0.1
相似元相似度 $q(u_i)$	0.98	0.91	0.95	0.94	0.85	0.95	0.88	0.91

注: 失效率相似度为 0.93。

表3 统计数据及预计值

Table 3 Statistical data and expected value

设备名称	老产品的 M/h	相似度	预计的 M/h	$\lambda/10^{-4}$	备注
S_{SRU1}	1192.8	0.93	1800	5.56	选用新型号,可靠性大大提高
S_{SRU2}	6262	0.92	6262	1.60	选用老产品
S_{SRU3}	2087.3	0.86	2087.3	4.79	选用老产品
S_{SRU4}	863.7	0.89	863.7	11.6	选用老产品
S_{SRU5}	6000	0.91	6500	1.54	在老产品的基础上,局部改进
S_{SRU6}	15530	0.93	15530	0.644	选用老产品
S_{SRU7}	6520	0.85	7000	1.43	在老产品的基础上,局部改进
S_{SRU8}	1578.2	0.88	2400	4.17	选用新型号,可靠性大大提高
S_{SRU9}	3400	0.94	3400	2.94	选用老产品
L_{LRU}	253.3		292.05	3.42	

表4 故障时刻数据

Table 4 Failure time data

装备序号	1	2	3	4	5
故障时刻	9.28	25.8	39.6	56.8	77.4

方法处理该组数据,可以得到后验失效率为0.00301。取初始失效率的权重系数 w_1 和后验失效率的权重系数 w_2 均为0.5。得到备件失效率为0.003215。在保障时间 $t_0 = 600$ h 和保障概率 $P = 0.86$ 的情况下利用式(1)可以确定该组件应配置3件备件就能满足装备部署初期的保障要求。

5 结论

1) 采用基于特征重要性的系统相似度度量方法,初步确定备件的初始失效率,使用 SST 充分利用相似装备的数据信息来确定初始失效率,比单纯使用试验数据更合理。

2) 采用 Bayes 方法,以装备的实际使用数据为依据,得到备件的后验失效率,该方法反应了装备的独有特性,计算简便,可以推广到其他常见分布。

3) 综合考虑初始失效率和后验失效率确定装备的初始备件需求。该方法在确定初始备件需求的过程中,实现了主观与客观相结合,全面考虑了研制阶段影响初始备件需求的主要因素,既合理地反映了新装备的独有特性,又有效地综合了历史信息,提高了初始备件需求预测精度。

参考文献 (References)

- [1] U. S. Department of Defense. Defense and program-unique specifications format and content; MIL-STD-961E(1) [S]. Washington, D. C. : U. S. Department of Defense, 2008:130-135.
- [2] 夏秀峰,董彦军. 基于改进马尔科夫模型的航空备件需求预测[J]. 兵工自动化, 2013, 32(11): 39-43.
XIA X F, DONG Y J. Demand prediction for spare parts of avia-
- [3] 徐宗昌,张永强,呼凯凯,等. 备件携行量研究方法综述[J]. 航空学报, 2016, 20(4): 944-948.
XU Z C, ZHANG Y Q, HU K K, et al. Survey on amount configuration methods of carrying spare parts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 20(4): 944-948 (in Chinese).
- [4] 徐飞,杨士英,魏祥生,等. 基于改进灰色预测模型的雷达备件消耗预测[J]. 雷达科学与技术, 2015, 13(6): 610-615.
XU F, YANG S Y, WEI X S, et al. The forecast of radar spare part consumption based on the improved gray forecasting model [J]. Radar Science and Technology, 2015, 13(6): 610-615 (in Chinese).
- [5] 林国宝,黄照协,王齐. 基于保障概率的初始备件需求预测方法研究[J]. 计算机与数字工程, 2015, 43(2): 249-251.
LIN G B, HUANG Z X, WANG Q. Initial spare parts forecast method based on supportability [J]. Computer & Digital Engineering, 2015, 43(2): 249-251 (in Chinese).
- [6] 周伟,郭波,张涛. 两级供应关系装备常用备件初始配置模型[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(1): 90-93.
ZHOU W, GUO B, ZHANG T. Initial configuration model for common equipment parts based on two class supply relationship [J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(1): 90-93 (in Chinese).
- [7] 肖波平,康锐,王乃超. 民航初始备件方案的优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(9): 1057-1061.
XIAO B P, KANG R, WANG N C. Optimal of initial spares scenario in civil aviation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautic and Astronautic, 2010, 36(9): 1057-1061 (in Chinese).
- [8] 谢君,王红卫. 基于更新过程的多阶段备件需求模型[J]. 海军工程大学学报, 2009, 21(1): 1-4.
XIE J, WANG H W. Calculation models of spare demand for multi-period inventory system based on renewal process [J]. Journal of Naval University of Engineering, 2009, 21(1): 1-4 (in Chinese).
- [9] BLANCHARD B S. Logistics engineering and management [M]. 6th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2004: 36-96.
- [10] 中国人民解放军总装备部. 备件供应规划要求: GJB 4355—2002 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2003.
PLA General Armament Department. Spares provisioning requirements: GJB 4355—2002 [S]. Beijing: PLA General Ar-

- mament Department,2003(in Chinese).
- [11] ZHOU M L. Principles and practice of similarity system theory [J]. International Journal of General Systems, 1994, 23 (1): 39-48.
- [12] 周美立,王浣尘. 相似系统的分析与度量[J]. 系统工程, 1996,14(4):1-4.
ZHOU M L, WANG H C. An analysis and measure of similar systems[J]. System Engineering, 1996, 14 (4): 1-4 (in Chinese).
- [13] 王浣尘. 可行性研究和多目标决策[M]. 北京: 机械工业出版社,1986:15-22.
WANG H C. The feasibility study and multi-objective decision [M]. Beijing: China Machine Press, 1986: 15-22 (in Chinese).
- [14] HAMADA M S, WILSON A G, REESE C S, et al. Bayesian reliability[M]. Berlin: Springer,2008:12-16.
- [15] 李贤平. 概率论基础[M]. 北京: 高等教育出版社,2010: 212-214.
- LI X P. The basic of probability theory [M]. Beijing: Higher Education Press,2010: 212-214(in Chinese).
- 作者简介:**
董骁雄 男,博士研究生。主要研究方向:装备可靠性与系统工程。
陈云翔 男,博士,教授。主要研究方向:装备发展论证、装备维修保障。
项华春 男,博士,副教授。主要研究方向:装备可靠性与系统工程。
白洋 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:装备系统工程。

Determination method of initial spares requirement based on SST and Bayes theory

DONG Xiaoxiong, CHEN Yunxiang*, XIANG Huachun, BAI Yang

(Equipment Management & Safety Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: With the changes of use environment, the initial spares plan cannot meet the equipment support requirement when the equipment is disposed. Aimed at this situation, similarity system theory (SST) and Bayes method are introduced. According to the similarity system theory, the initial failure rate of spare parts is preliminarily determined. Then, the corresponding conjugate prior distribution is taken out based on the life distribution type in the aviation equipment which is in use. The maximum entropy method is used to calculate the maximum parameters and the Bayes theory is used to obtain posterior failure rate. Finally, the initial failure rate and posterior failure rate are combined to determine the initial demand for aviation spares. Numerical example results show that the method satisfies the requirement of practical application, which is a reliable and effective demand prediction method for the initial spares.

Keywords: initial spares; similarity system theory (SST); Bayes; requirement; failure rate

Received: 2017-02-22; Accepted: 2017-04-24; Published online: 2017-05-18 17:33

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170518.1733.004.html

Foundation item: National Defence Pre-research Foundation (51327020104)

* Corresponding author. E-mail: cyx87793@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0092

涡轮增压流体静压轴承性能计算与试验研究

杜家磊, 闫攀运, 梁国柱*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)



摘 要: 针对重复使用液体火箭发动机涡轮增压器, 设计了试验用流体静压轴承, 利用不可压层流润滑雷诺方程的线性性质, 对轴承液膜压力进行数值求解, 计算分析了分别采用水和液氮作为润滑介质时, 轴承的承载力和流量特性与偏心率和供给压力的关系; 进行了轴承的节流孔流量特性和水润滑试验。结果表明: 静压轴承短孔(非典型小孔)节流器的流量系数远超出常用的小孔节流器流量系数的参考范围; 在相同的工况下, 数值计算得到的水润滑和液氮润滑静压轴承的质量流量相差很小; 高速水润滑试验中, 主轴在轴承中浮起后的位置主要由供给压力决定, 在 0~30000 r/min 的转速范围内轴承没有明显的动压效应; 数值计算和试验结果均表明静压轴承的质量流量与偏心率基本无关。水和液氮润滑静压轴承性能数值计算和水润滑试验结果为进一步的液氮低温润滑试验奠定了基础。

关键词: 液体火箭发动机; 涡轮增压器; 流体静压轴承; 水润滑; 液氮润滑

中图分类号: V434; TH117

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0322-11

重复使用是航天运载动力系统的发展方向, 作为液体火箭发动机的“心脏”, 涡轮增压器的性能和可靠性与发动机的重复使用性能密切相关, 而支撑涡轮增压器主轴的轴承是限制涡轮增压器重复使用性能的关键因素之一。传统的滚动轴承在火箭发动机涡轮增压器中低温、低黏度、高速、重载环境下的严重磨损问题和 DN 值的限制, 使之不能满足重复使用涡轮增压器的要求^[1]。流体静压轴承在理想条件下没有磨损, 而且没有 DN 值的限制, 能够提供滚动轴承技术无法获得的寿命和速度特性, 因而成为重复使用液体火箭发动机涡轮增压器研究的关键部件之一^[2-3]。

针对流体静压轴承在液体火箭发动机涡轮增压器中低温低黏环境下的应用, 国内外展开过一系列的理论和试验研究。国外最早在 20 世纪 60 年代, Reddecliff 和 Vohr^[4]进行了液氢、液氧润滑静

压轴承的静态特性试验, 液氢润滑轴承转速最高达到 40 000 r/min, 液氧润滑轴承转速达到 30 000 r/min, 经过多次模拟涡轮增压器启动—关机工作过程的试验之后, 轴承状态依然完好。在 20 世纪 90 年代, San Andres 等^[5]通过数值计算和试验方法研究了采用黏度较低的水作为润滑介质时, 流体静压轴承在高速条件下的承载力、流量、刚度和阻尼特性。之后 Yang 等^[6]以航天飞机主发动机涡轮增压器为应用背景, 采用绝热和等温模型研究了液氧润滑静压轴承的性能, 结果显示 2 种模型计算的轴承性能接近, 但轴承温升会同时对润滑介质物性和轴承结构造成影响。作为重复使用发动机涡轮增压器的关键储备技术之一, 日本的 Ohta 等^[7]设计了便于安装的剖分式流体静压轴承, 并安装到 LE-5 发动机液氢涡轮增压器进行了试验, 得到了较好的试验结果。法国的 Edeline 等^[8]以低成

收稿日期: 2017-02-22; 录用日期: 2017-06-23; 网络出版时间: 2017-10-17 18:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171017.1837.002.html

* 通信作者. E-mail: lgz@buaa.edu.cn

引用格式: 杜家磊, 闫攀运, 梁国柱. 涡轮增压流体静压轴承性能计算与试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 322-332. DU J L, YAN P Y, LIANG G Z. Performance calculation and experimental study on a hydrostatic journal bearing for turbopumps[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 322-332 (in Chinese).

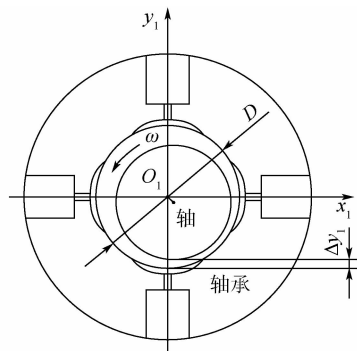
本可重复使用火箭发动机为应用背景,设计了采用流体静压轴承支撑的发动机液氢涡轮泵验证机,并成功进行了试验。2012年,日本的 Oike 等^[9]用液氮作为润滑介质对内径为 60 mm 的动静压轴承的稳定性进行了试验研究,最高转速达 75 000 r/min,其结果表明在转速低于 60 000 r/min 时轴承有足够的稳定裕度。国内以液体火箭发动机为应用背景的流体静压轴承研究主要有:戴学余等^[10]计算分析了不同结构形式的动静压轴承在水、液氧等低黏度介质润滑下的性能,为在低温环境下工作的动静压轴承的设计和试验提供了参考。张国渊等^[11-12]进行了流体动静压轴承水润滑试验研究,最高转速接近 20 000 r/min,验证了水润滑动静压轴承在高速、高压下的工作能力,在后续研究中还通过数值方法分析了低温介质润滑下气液两相流对静压轴承性能的影响。

与用油作为润滑介质在常温下工作的流体静压轴承相比,氢氧发动机涡轮泵中的静压轴承用低温、低黏的推进剂液氢或液氧作为润滑介质,其工作条件与油润滑有很大不同,因而其性能特性和设计方法与前者也有较大差异。对传统的油润滑动静压轴承,国内外都已有较为完善的研究,但对低温、低黏介质润滑的动静压轴承,相比较而言,国内的相关研究特别是试验研究不够充分。

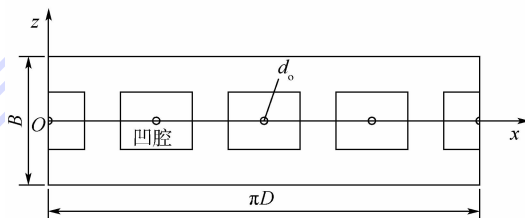
本文以液体火箭发动机涡轮泵为应用背景,对低温、低黏度介质润滑下的流体静压轴承性能展开研究。首先,设计一个 4 腔结构的流体静压径向轴承,通过数值方法求解流体润滑雷诺方程,对分别采用水和液氮作为润滑介质时轴承的静态性能特性进行计算分析,为开展水和液氮润滑的试验研究提供指导。然后,设计建造流体静压轴承试验系统,用水作为润滑介质进行试验。最后,将水润滑试验结果与数值计算结果进行对比分析,为进行进一步液氮低温润滑试验奠定基础。

1 数值计算

本文所研究流体静压轴承的结构形式及周向展开的润滑液膜流场示意图如图 1 所示。图 1(a)轴颈在轴承中的运动用坐标系 $O_1x_1y_1$ 表示, ω 为轴颈角速度, Δy_1 为主轴的浮起量,图 1(b)展开后的液膜流场用坐标系 Oxz 表示。轴承周向均布 4 个相同尺寸的节流孔,与轴承内表面的 4 个凹腔相联。外部系统供给一定压力的润滑介质,经节流孔流入凹腔,再流入轴与轴承之间的间隙形成润滑液膜,为主轴提供支撑。轴承的主要结构参数如表 1 所示。



(a) 流体静压轴承



(b) 液膜流场

图 1 流体静压轴承及液膜流场示意图

Fig. 1 Schematic of hydrostatic journal bearing and fluid film field

表 1 轴承的主要参数

Table 1 Main parameters of bearing

参数	数值
轴承内径 D/mm	20
轴承宽度 B/mm	14
平均半径间隙 $h_0/\mu\text{m}$	35
节流孔直径 d_0/mm	0.64
凹腔数目 n	4

1.1 计算模型

根据流体润滑理论,流体静压轴承润滑液膜的稳态压力分布满足雷诺方程^[13]

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \cdot \frac{\partial p}{\partial z} \right) = 6 \frac{\partial(\rho h U)}{\partial x} \quad (1)$$

式中: ρ 为润滑介质密度; p 为润滑液膜压力; h 为液膜厚度; μ 为润滑介质动力黏度; U 为轴颈表面的线速度。

对本文所研究的水和液氮润滑的流体静压轴承,在数值计算中引入以下假设:润滑介质的密度和黏度均为常数,轴承液膜中的流态为层流。

计算中引入以下无量纲参数: $H = \frac{h}{h_0} = 1 + \varepsilon \cos \varphi$, $\varepsilon = \frac{e}{h_0}$, $P = \frac{p - p_a}{p_s - p_a}$, $X = \frac{x}{R}$, $Z = \frac{z}{R}$, $\omega = \frac{U}{R}$, $\Lambda = \frac{6\mu(\omega R)R}{(p_s - p_a)h_0^2}$ 。其中: H 为无量纲液膜厚度; ε 为偏心率; φ 为相对最大液膜厚度处的角度; e 为偏心距; P 为无量纲液膜压力; p_s 为供给压力; p_a

为环境压力; X 和 Z 为液膜流场无量纲坐标; $R = D/2$ 为轴承半径; Λ 为无量纲系数。对式(1)进行无量纲化可得

$$\frac{\partial}{\partial X} \left(H^3 \frac{\partial P}{\partial X} \right) + \frac{\partial}{\partial Z} \left(H^3 \frac{\partial P}{\partial Z} \right) = \Lambda \frac{\partial H}{\partial X} \quad (2)$$

对流体静压润滑,式(2)的边界条件为:①轴承两侧出口边界: $P = 0$; ②轴承凹腔压力边界: $P_R = P_{Ri}$; ③对称边界条件: $(dP/dZ)_0 = 0$; ④周期边界条件: $P(0, Z) = P(2\pi, Z)$ 。其中: P_R 为凹腔压力; P_{Ri} 为轴承第 i 个凹腔内的压力,需根据凹腔流入和流出的流量平衡条件确定。

1.2 计算方法

与流体动压润滑相比,静压润滑雷诺方程求解的难点在于凹腔内压力边界条件的处理,各凹腔内压力需根据流量平衡条件确定。对此,多数的流体静压数值求解采用的方法是在液膜压力分布迭代循环的外层引入流量平衡的迭代循环。这种方法的缺点在于每迭代修正一次凹腔压力后,都需要重新迭代求解液膜压力分布,计算量较大,且在偏心率较大时收敛性不好。针对气体静压润滑中同样的问题,文献[14]提出采用优化算法求解静压气体润滑雷诺方程,在一定程度上解决了偏心率较大时不收敛的问题。

本文在文献[15]的基础上,利用式(2)所示线性雷诺方程解的可加性,将各凹腔内压力边界条件分开处理,得到不同凹腔压力下的液膜压力分布,再根据凹腔的流量平衡方程,仅通过一次迭代求出各凹腔压力对整个液膜压力分布的影响因子,最后将计算结果叠加得到液膜压力分布。

根据线性方程解的可加性,将式(2)中的凹腔压力边界条件分开处理,则液膜无量纲压力分布可表示为

$$P(X, Z) = \sum_{j=1}^n \alpha_j P_j(X, Z) + P_A(X, Z) \quad (3)$$

式中: α_j 为各凹腔压力影响因子; 压力分布 P_j 和 P_A 分别根据以下控制方程计算。

压力分布 P_j 的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial X} \left(H^3 \frac{\partial P_j}{\partial X} \right) + \frac{\partial}{\partial Z} \left(H^3 \frac{\partial P_j}{\partial Z} \right) = 0 \quad j = 1 \sim n \quad (4)$$

边界条件为式(2)的①、③、④及 $P_{Rj} = 1$, 其他 $P_R = 0$ 。

压力分布 P_A 的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial X} \left(H^3 \frac{\partial P_A}{\partial X} \right) + \frac{\partial}{\partial Z} \left(H^3 \frac{\partial P_A}{\partial Z} \right) = \Lambda \frac{\partial H}{\partial X} \quad (5)$$

边界条件为式(2)的①、③、④及所有 $P_R = 0$ 。式(4)和式(5)中凹腔的压力边界 P_R 是已知

的,可直接对方程进行中心差分离散,迭代求出 $P_j (j = 1 \sim n)$ 和 P_A , 其求解过程可参考文献[13]。

在式(3)的无量纲压力分布 P 下,轴承的第 i 个凹腔流出的质量流量可表示为

$$Q_{out,i} = \sum_{j=1}^n \alpha_j Q_{ij} + Q_{Ai} \quad i = 1 \sim n \quad (6)$$

式中: Q_{ij} 和 Q_{Ai} 分别为

$$\begin{cases} Q_{ij} = \oint_{L_i} \left(-\frac{\rho h^3}{12\mu} \nabla p_j \right) \cdot \xi dl \\ Q_{Ai} = \oint_{L_i} \left(\frac{1}{2} \rho h U - \frac{\rho h^3}{12\mu} \nabla p_A \right) \cdot \xi dl \end{cases} \quad i, j = 1 \sim n \quad (7)$$

其中: L_i 为包围凹腔 i 的凹腔边缘; ξ 为垂直于凹腔边缘的单位向量; U 为轴颈表面速度矢量; p_j 和 p_A 分别为 P_j 和 P_A 的有量纲形式。

在式(3)的无量纲压力分布 P 下,综合式(3)~式(5)可知,轴承的第 i 个凹腔内的无量纲压力为 α_i , 则经节流孔流入凹腔的质量流量可表示为

$$Q_{in,i} = C_d A \sqrt{2\rho(p_s - p_a)(1 - \alpha_i)} \quad (8)$$

式中: A 为节流孔面积; C_d 为流量系数。

此处需特别指出的是,在前期数值计算分析中发现流量系数对轴承性能计算结果有较大影响,故本文针对节流孔的流量特性进行了试验研究,拟合出流量系数用于数值计算。后文将给出流量特性的试验结果。

在得出凹腔流入和流出流量关系式之后,根据凹腔的流量平衡条件 $Q_{out,i} = Q_{in,i} (i = 1 \sim n)$, 可得关于凹腔压力影响因子 α_i 的方程组。对本文所研究轴承,其流量平衡方程组为

$$\begin{cases} Q_{11}\alpha_1 + Q_{12}\alpha_2 + Q_{13}\alpha_3 + Q_{14}\alpha_4 + Q_{A1} = Q_{in,1}(\alpha_1) \\ Q_{21}\alpha_1 + Q_{22}\alpha_2 + Q_{23}\alpha_3 + Q_{24}\alpha_4 + Q_{A2} = Q_{in,2}(\alpha_2) \\ Q_{31}\alpha_1 + Q_{32}\alpha_2 + Q_{33}\alpha_3 + Q_{34}\alpha_4 + Q_{A3} = Q_{in,3}(\alpha_3) \\ Q_{41}\alpha_1 + Q_{42}\alpha_2 + Q_{43}\alpha_3 + Q_{44}\alpha_4 + Q_{A4} = Q_{in,4}(\alpha_4) \end{cases} \quad (9)$$

式中: Q_{ij} 已知, $Q_{in,i}$ 与影响因子 α_i 有关,方程组非线性,可采用迭代方法求出 $\alpha_i (i = 1 \sim n)$ 。

在以上求解的基础上,将压力分布 P_j 、 P_A 和影响因子 α_i 代入式(3),即可得轴承液膜的无量纲压力分布 $P(X, Z)$, 积分可求出轴承的承载力 W , 轴承的质量流量 Q_m 可根据式(6)或式(8)得出。以上求解过程对应的数值计算流程图如图2所示。

综合以上数值求解过程,式(4)和式(5)均为给定凹腔压力下的液膜压力分布求解,仅需一次迭代过程,凹腔内的流量平衡通过迭代式(9)实现。与一般的在流量平衡迭代循环内嵌套液膜压

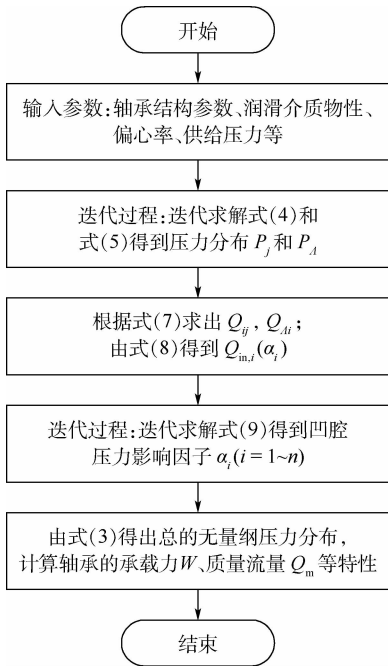


图 2 数值计算流程图

Fig. 2 Flowchart of numerical calculation

力分布迭代循环的方法相比, 本文所采用方法避免了迭代循环的嵌套, 计算量较小。其局限性在于仅适用于求解线性雷诺方程, 对非线性雷诺方程不适用。

1.3 计算结果与分析

在以液氢-液氧火箭发动机涡轮泵为应用背景的流体静压轴承研究中, 通常采用成本低、危险性小的水和液氮作为模拟润滑介质进行基础试验研究。本节针对图 1 所示轴承, 采用 1.2 节中的数值计算方法, 计算分析了分别采用水和液氮作为润滑介质时, 轴承的静态承载力和流量特性随偏心率 and 供给压力的变化, 为相应的试验研究提供参考。

在计算分析轴承特性与偏心率的关系时, 考虑到涡轮泵工作压力较高, 设定供给压力保持 4.0 MPa 不变; 计算轴承特性随供给压力的变化情况时, 考虑到偏心率过小时轴承的承载力很小, 不能很好区分 2 种润滑介质的不同, 而偏心率过大与轴承的实际工作状态有较大差异, 故选取具有代表性的偏心率为 0.5 进行计算。

在数值计算中, 所采用的水和液氮的相关物性参数如表 2 所示^[16]。

表 2 润滑介质物性参数^[16]

Table 2 Physical property parameters of lubricants^[16]

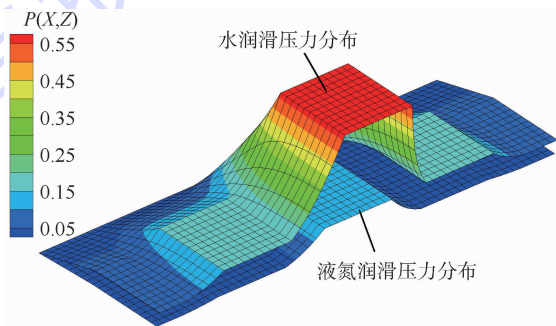
润滑介质	温度/K	密度/(kg·m ⁻³)	黏度/(10 ⁻⁶ Pa·s)
水	293	998.2	1005
液氮	77	807.7	163

1.3.1 压力分布对比

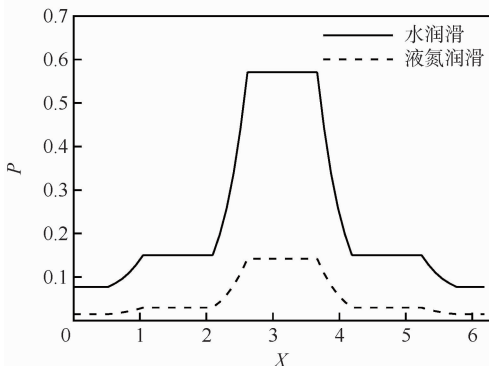
为直观比较不同润滑介质下流体静压轴承液

膜的压力分布情况, 图 3 给出了供给压力为 4.0 MPa, 偏心率为 0.5 的条件下, 水和液氮润滑时轴承液膜的无量纲压力分布情况。

从图 3 中看出, 在给定的供给压力和偏心率下, 水润滑液膜压力明显高于液氮润滑时的压力, 这主要是因为液氮的黏度小于水的黏度, 液氮在轴承间隙的流动阻力远低于水的流阻。图 3(b) 中轴承间隙最小位置 ($X = 3.14$) 处的凹腔压力明显高于两侧压力, 这说明静压轴承的静态承载力主要取决于间隙最小处凹腔的压力。



(a) Ox 轴上半流场二维压力分布



(b) 沿 Ox 轴的压力分布

图 3 轴承液膜压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of bearing fluid film

1.3.2 承载力特性

流体静压轴承的承载力是其主要特性之一, 图 4(a)、(b) 分别给出了承载力与偏心率和供给压力的关系。

从图 4 可以看出, 在给定供给压力和偏心率的条件下, 水润滑轴承的承载力明显大于液氮润滑时的承载力, 这在图 3 中压力分布图上表现为水润滑液膜的压力高于液氮润滑液膜压力。

从图 4(a) 可以看出, 在所计算的偏心率范围内, 随着偏心率的增大, 轴承的承载力也逐渐增大。在偏心率小于 0.5 时, 水润滑承载力变化曲线的斜率明显大于液氮润滑时的斜率。这说明在

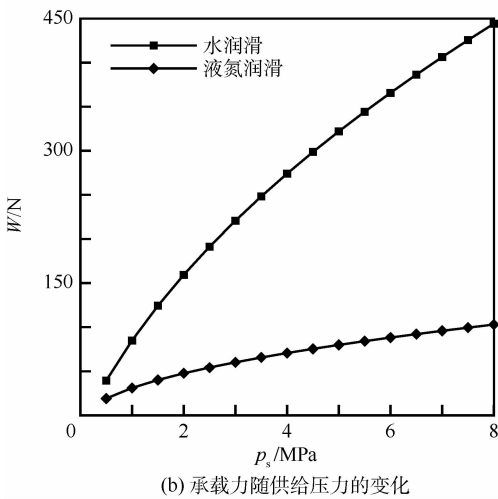
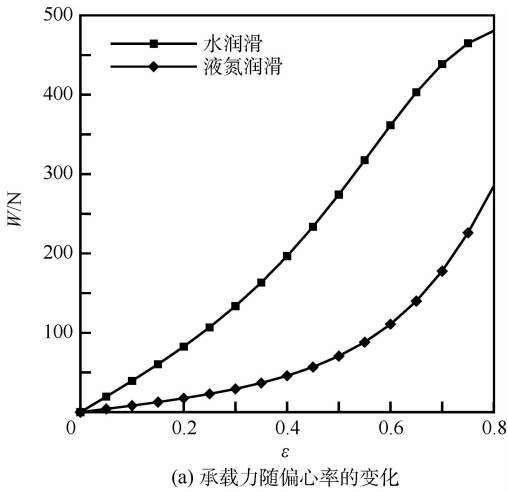


图4 水和液氮润滑轴承的承载力特性

Fig. 4 Load capacity characteristics of bearing lubricated with water and liquid nitrogen

偏心率较小时,轴承在水润滑下的静刚度要大于在液氮润滑下的静刚度。这主要是因为本文中轴承节流孔的节流流阻与轴承间隙流阻之比不仅与偏心率有关,而且与润滑介质的密度和黏度有关,因此轴承刚度会随着供给压力、偏心率、密度和黏度的变化而改变,且变化规律不是单调的。

从图4(b)看出,水和液氮润滑下轴承的承载力都随着供给压力的升高而增大。在相同的压力增量下,水润滑轴承承载力的增量明显大于液氮润滑时的增量。这说明水润滑静压轴承的承载力对供给压力的变化比液氮润滑时更加敏感。

1.3.3 流量特性

流体静压轴承的流量特性对试验中供应系统供给能力的设计具有指导意义,图5中给出了轴承流量与偏心率和供给压力的关系。

从图5可看出,相同工况下水和液氮润滑的质量流量非常接近。从定性分析的角度来看,这主要是因为:液氮的黏度小于水的黏度,在流过轴

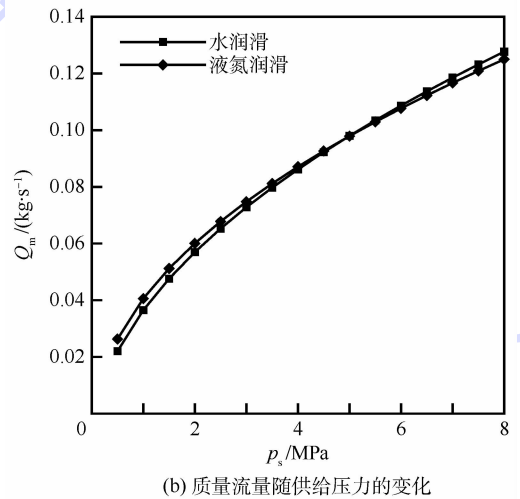
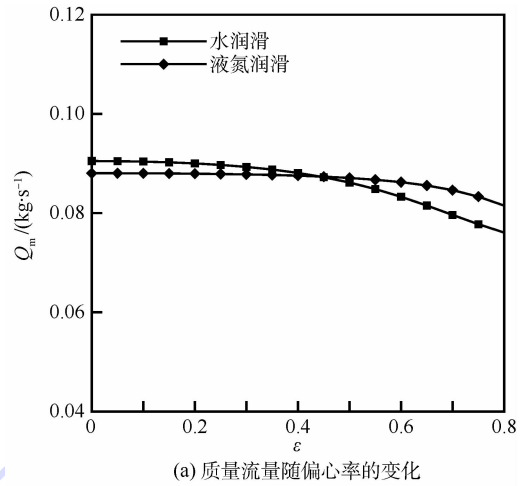


图5 水和液氮润滑轴承的流量特性

Fig. 5 Flow characteristics of bearing lubricated with water and liquid nitrogen

承间隙时液氮的流阻较小,因此其体积流量应大于水的流量;但又因液氮的密度小于水的密度,因此两者的质量流量较为接近。

从图5(a)看出,随着偏心率的增大,水和液氮润滑的质量流量总体呈减小趋势。在计算的偏心率变化范围内,水和液氮的质量流量的最大变化量在8%以内。因此,流体静压轴承试验系统的设计中,可以认为轴承的质量流量与偏心率无关。从图5(b)看出,水和液氮润滑时轴承的流量均随供给压力的增加而增大。

综合图5可知,在相同的供给压力和偏心率下,水和液氮润滑的质量流量十分接近,这对在水润滑试验的基础上进行液氮低温润滑试验具有指导意义。

2 轴承试验系统

2.1 流体静压轴承试验台

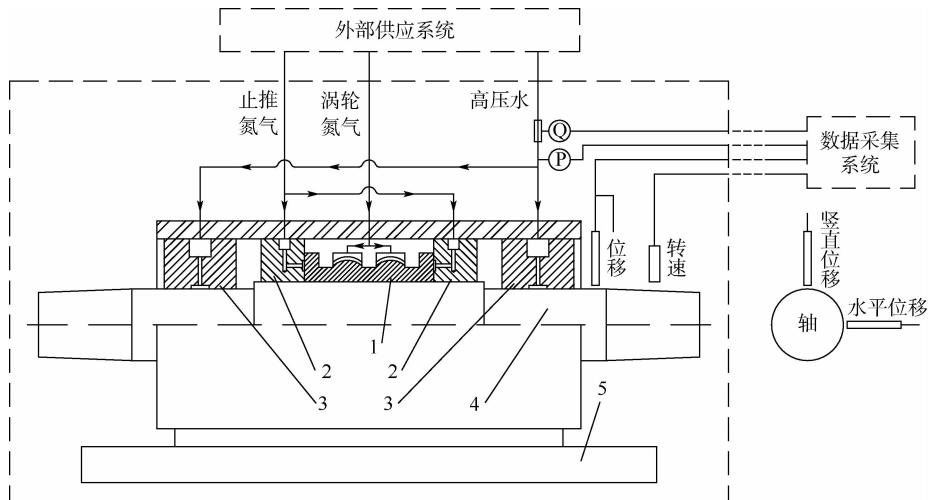
流体静压轴承试验系统示意图如图6所示。

其中轴承试验台为对称结构,主轴由 2 个完全相同的图 1 所示的流体静压轴承支撑,采用气动涡轮驱动主轴旋转,在涡轮两侧安装有气体止推轴承,以控制主轴的轴向运动。

2.2 外部供应及测量系统

试验台的外部供应系统包括高压氮气供应系统和高压水供应系统。气体供应系统的高压氮气

经过配气台调节后,用于涡轮、气体止推轴承和水的增压;高压水供应系统用于常温下流体静压轴承的水润滑试验,试验中为获得稳定且连续可调的供水压力,首先将水注入高压储罐,然后用高压氮气来给储罐中水增压后供给到流体静压轴承。测量系统主要采集测量主轴的径向位移、转速,轴承的供给压力、流量等数据。



1—气动涡轮; 2—气体止推轴承; 3—试验流体静压轴承; 4—主轴; 5—基座。

图 6 流体静压轴承试验系统示意图

Fig. 6 Schematic of hydrostatic journal bearing test system

3 试验结果与分析

3.1 节流孔流量特性试验

流体静压润滑的数值计算中,准确的节流孔流量模型是提高轴承性能计算准确性的基础。静压轴承设计中常用的固定节流孔流量模型通常有小孔节流器(薄壁孔)和毛细管节流器(毛细孔)流量模型,但本文在水润滑静压轴承数值计算与试验测量的流量对比中发现:若直接按照小孔节流器或毛细管节流器流量模型进行计算,数值计算与试验结果存在较大差异。针对本文中的节流孔,分析采用上述 2 种模型计算结果不准确主要有 2 方面原因:①节流孔尺寸既非典型的薄壁孔也不是典型的毛细孔;②本文所研究润滑介质的黏度较低,节流孔中流态与一般的油润滑有较大差异。因此,本文用水对实际加工轴承的节流孔进行了流量特性试验。

如图 1 所示,本文所研究流体静压轴承有 4 个相同尺寸的节流孔(孔长为 2.2 mm),流量特性试验时用质量流量计测量了不同压差 Δp 下 4 个节流孔的总流量如表 3 所示。

本文中轴承节流孔(长径比 3.4)属于非典型小孔,其尺寸不在《机械设计手册》^[17] 静压轴承

表 3 流量特性试验结果

Table 3 Results of flow characteristics test

测点	第 1 次试验		第 2 次试验		第 3 次试验	
	$\Delta p / \text{MPa}$	$Q_m / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	$\Delta p / \text{MPa}$	$Q_m / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	$\Delta p / \text{MPa}$	$Q_m / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$
1	0.99	0.0497	0.91	0.0490	0.95	0.0509
2	1.81	0.0693	1.74	0.0682	1.80	0.0695
3	2.76	0.0854	2.76	0.0852	2.72	0.0849
4	3.67	0.0978	3.71	0.0984	3.74	0.0985
5	4.59	0.1085	4.61	0.1093	4.59	0.1091

设计中小孔节流和毛细管节流模型的适用范围。但根据液压系统中的相关理论,该尺寸的小孔可称之为短孔,其流量可按薄壁孔流量公式计算^[18],流量系数需另取。故以下按照薄壁小孔的流量公式来拟合流量系数。从薄壁孔流量公式可知,流量与 $\Delta p^{0.5}$ 是线性关系,根据表 3 中试验测量结果绘制出流量与 $\Delta p^{0.5}$ 的关系曲线如图 7 所示。

从图 7 中可以看出,3 次试验测量结果与拟合直线基本完全重合,说明测量流量与 $\Delta p^{0.5}$ 具有较好的线性关系,从而确定本文所研究轴承节流孔的流量公式符合

$$Q_m = C_d \frac{\pi d_o^2}{4} \sqrt{2\rho\Delta p}$$

式中: d_o 的单位为 m; ρ 的单位为 kg/m^3 ; Δp 的单

位为 Pa。

根据试验结果拟合流量系数时,注意到试验中测量流量为轴承中 4 个节流孔的总流量。在实际加工中 4 个节流孔的直径不能保证完全相同,但实际测量发现,节流孔直径之间相差很小(在 5% 以内),因此可以认为 4 个节流孔的流量系数相同。在计算中取 4 个节流孔的实际直径的均方根值,认为各节流孔尺寸相同。表 1 中节流孔直径即为实际直径的均方根值。

从图 7 中的拟合直线可计算得到流量系数 $C_d = 0.877$,这一流量系数远超出了静压轴承设计中小孔节流器(薄壁孔)的流量系数 0.6 ~ 0.7^[17] 的范围。本文中数值计算部分涉及节流特性的计算均是采用此次试验拟合的流量系数。

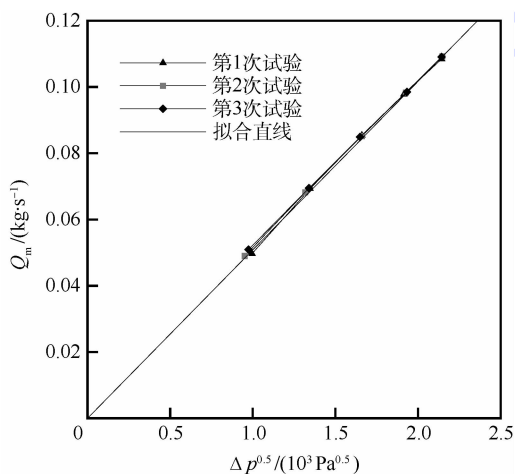


图 7 节流孔流量系数拟合

Fig. 7 Orifice flow coefficient fitting

3.2 静态特性试验

静态特性试验中,首先在主轴的两端添加一定质量的载荷,然后给轴承供给一定压力的润滑介质,同时测量供给压力、流量和主轴位移的变化,研究分析轴承的静态特性。因图 6 所示试验台具有对称结构,试验中 2 个静压轴承的工作状态基本相同,因此,在试验结果分析时可将载荷、流量等参数等效到单个轴承进行研究。以下分析中未特别说明时,载荷和流量都是针对单个轴承。

与数值计算中直接研究轴承特性随偏心率和供给压力的变化关系不同,在具体试验中,考虑到测量给定偏心率下轴承的承载力和流量的试验方法因操作的复杂性可能引起较大的试验偏差,本文通过研究给定载荷下,主轴的浮起量(或偏心率)随供给压力的变化,来分析流体静压轴承的承载力特性;同时测量轴承流量的变化,分析润滑介质流量与偏心率和供给压力之间的关系。

在主轴空载的情况下,转子作用在轴承上的

载荷为 0.4 kg。图 8 给出了主轴空载和两端分别增加 0.5 kg 的载荷时,计算得到的偏心率随供给压力的变化曲线与试验结果的对比。图 9 中给出了在不同载荷条件下,试验测得的轴承质量流量随供给压力的变化曲线与数值计算的偏心率为 0 时质量流量随供给压力变化曲线的对比。

从图 8 看出,在 2 种载荷条件下,数值计算与试验得到的偏心率随供给压力的变化趋势相同。在 2 种载荷下,主轴都是在供给压力提高到一定值后迅速浮起,之后继续提高供给压力,偏心率变化很小。

空载时,试验与数值计算的偏心率相差最大为 0.07 左右,即位移相差 2.5 μm;在供给压力小于 0.5 MPa 时,偏心率对供给压力的变化十分敏感,在供给压力大于 0.5 MPa 时,主轴的偏心率小于 0.2,且对供给压力的变化不敏感,说明主轴

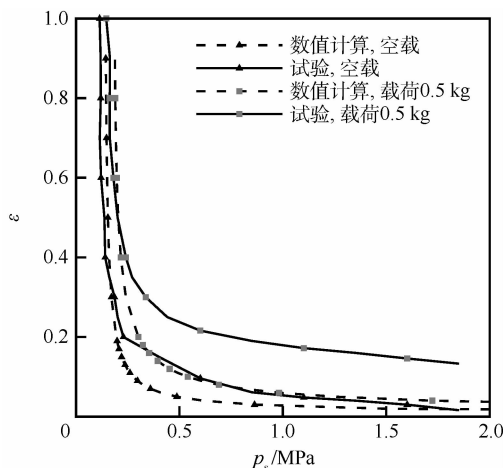


图 8 不同载荷下偏心率与供给压力的关系

Fig. 8 Eccentricity ratio versus supply pressure under different load conditions

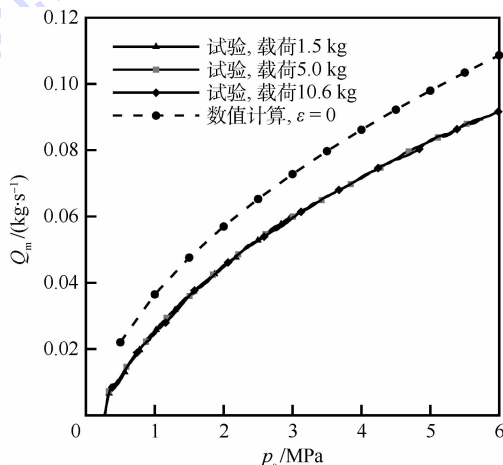


图 9 不同载荷下质量流量与供给压力的关系

Fig. 9 Mass flow rate versus supply pressure under different load conditions

已完全浮起。载荷为 0.5 kg 时,数值计算与试验结果的变化趋势一致,但供给压力大于 0.3 MPa 时,两者有较大差异,试验测量的偏心率值比数值计算结果大 0.1 左右,即位移相差 $3.5 \mu\text{m}$ 。这可能是加载之后主轴有一定弯曲变形,从而使得主轴浮起后测得的浮起量比实际值要小。

从图 9 可以看出,试验测得的不同载荷条件下轴承流量随供给压力变化的曲线基本完全重合。根据分析可知,供给压力相同时,载荷不同则主轴的偏心率不同,这说明不同偏心率下供给压力相同则水润滑轴承流量相同,这与之前的理论分析一致,说明了水润滑轴承的流量与偏心率基本无关。从图 9 中数值计算与试验结果的对比来看,相同供给压力下数值计算得到的流量与试验测量流量有一定差距,但总体变化趋势一致,计算得到的质量流量与试验结果的最大相差 0.016 kg/s 。

3.3 动态特性初步试验

在水润滑静态试验的基础上,进行了主轴空

载条件下的动态转动试验。试验中,先将轴承供水压力提高到约 1.6 MPa,使主轴完全浮起,再开启止推轴承供气,然后给涡轮供气,逐渐提高主轴的转速,测量主轴在水平和垂直方向的位移,研究主轴的位移变化情况。

在试验中实际测得的不同转速 N 下测点处的轴心轨迹如图 10 所示,图中 x_s 和 y_s 分别为传感器测得的水平和垂直方向的轴心位移。图 10(a)、(b)中轴心轨迹凸出的尖角,可能是由轴的加工缺陷造成的;图 10(c)、(d)所示轨迹与图 10(a)、(b)相比有明显棱角,这主要是因数据采集过程中采样频率固定,随着转速的不断提高,在一个旋转周期内采集的点变少,因此得到的轨迹不够平滑。从图 10 中可以看出:轴心轨迹接近椭圆形,并且随着转速的提高轴心轨迹也不断扩大,根据分析这主要是由转子所受不平衡力引起的;但涡动轨迹的中心,即主轴的平衡位置基本保持不变。

为分析在转速变化过程中主轴平衡位置的

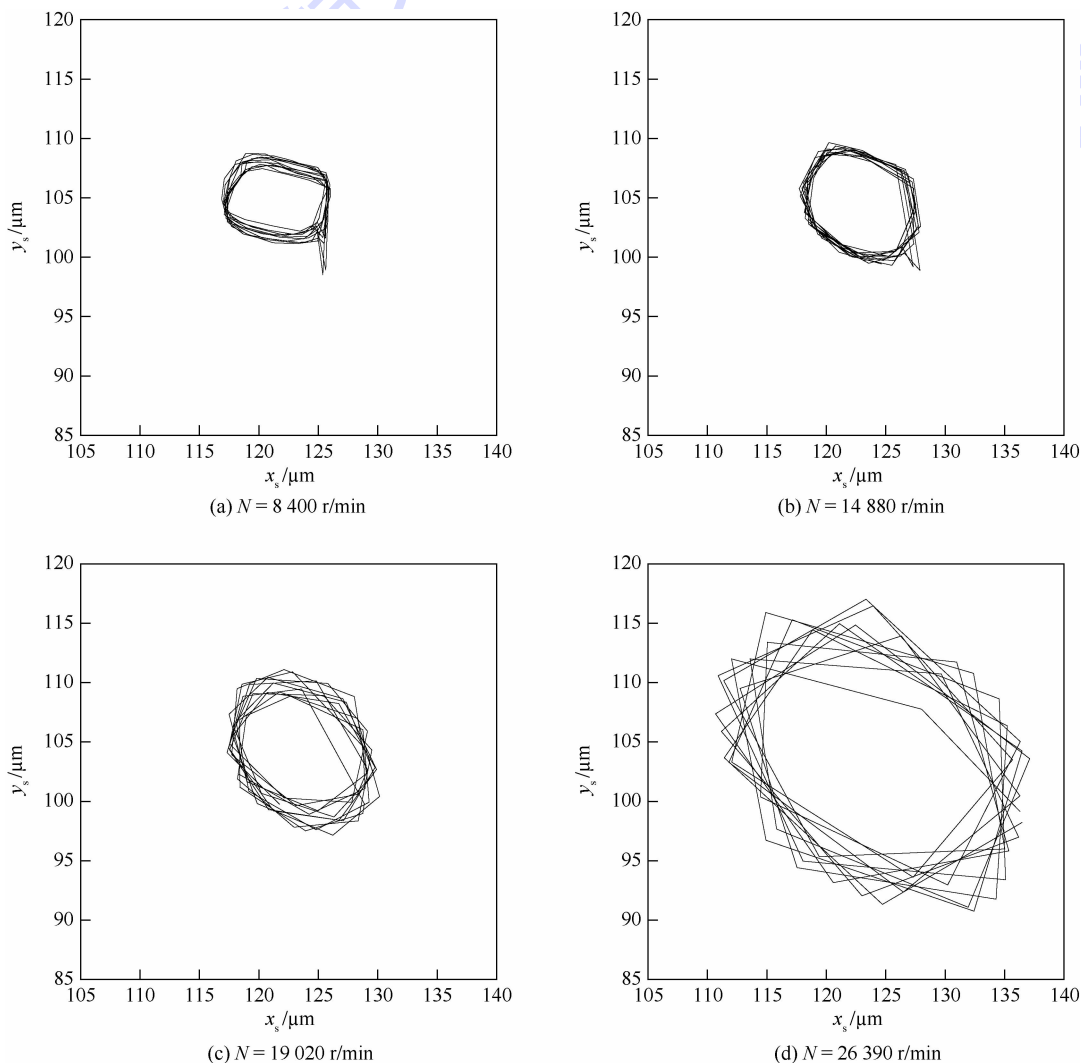


图 10 不同转速下的轴心轨迹

Fig. 10 Shaft center orbits at different rotational speeds

变化情况,同时消除测点处轴的加工误差和噪声信号的影响,可对测得的位移信号进行处理,分析主轴平均浮起量的变化。图 11 给出了整个 0 ~ 30 000 r/min 的动态试验中,主轴平均浮起量 $\Delta \bar{y}_1$ 和转速的变化曲线。

从图 11 可以看出,在 30 s 左右供水压力提高后主轴迅速浮起,浮起量在 32 μm 左右,接近平均半径间隙 35 μm ,说明主轴浮起状态良好。在 90 s 左右主轴转速从 0 开始逐渐增大,在 230 s 左右达到 30 000 r/min,转速保持一段时间后开始逐渐减速到 0,之后随着供给压力的降低主轴也落回原位。

为分析试验中供给压力对主轴平衡位置的影响,图 12 中给出了主轴平均浮起量随供给压力的变化曲线。从图中可以看出,供给压力在 0.2 MPa 时,主轴基本完全浮起,但为保证试验中轴承的刚度以提高稳定性,最终将供给压力提高到约

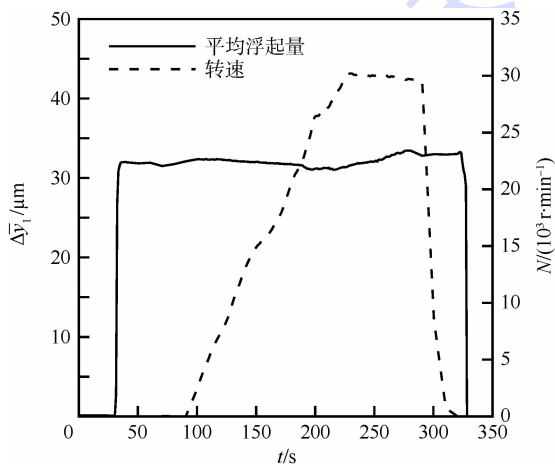


图 11 平均浮起量和转速随时间的变化

Fig. 11 Averaged floating displacement and rotational speed versus time

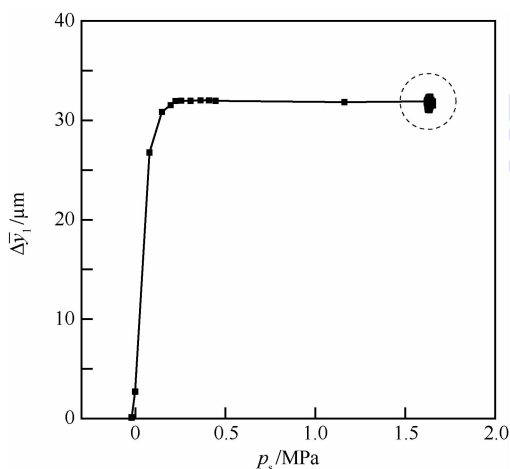


图 12 平均浮起量与供给压力的关系

Fig. 12 Averaged floating displacement versus supply pressure

1.6 MPa。图中虚线圆内聚集点即为轴转动过程中的平衡位置点。

为分析试验中主轴平衡位置与转速之间的关系,图 13 给出了转速从 0 逐渐提高到最大值的过程中,主轴平均浮起量随转速变化的曲线。图中转速为 0 时浮起量从 0 增大到约 32 μm 的部分为主轴随供给压力增加而逐渐浮起的过程,在分析平衡位置与转速关系时不予考虑。从图中可以看出转速从 0 增大到 30 000 r/min 时,主轴平均浮起量的变化量小于 1.5 μm 。这说明主轴完全浮起之后,在转速逐渐提高过程中,轴的平衡位置基本保持不变。

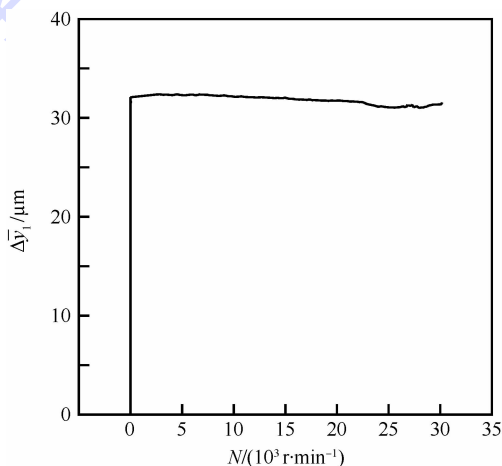


图 13 平均浮起量与转速的关系

Fig. 13 Averaged floating displacement versus rotational speed

综合以上图 10 ~ 图 13 可知,主轴在流体静压轴承中浮起后的平衡位置主要由供给压力决定;对本文中轴承,在 0 ~ 30 000 r/min 的转速范围内,随着转速的提高,轴的平衡位置基本保持不变,这说明没有明显的动压效应;但从图 10 可看出,因转子不平衡质量的影响,随着转速的提高,轴心的涡动轨迹有扩大的趋势,在其他工况不变的情况下,进一步提高转速可能导致主轴与轴承的碰摩失稳。

4 结论

1) 根据水润滑轴承流量特性试验,短孔节流器的流量可按照薄壁孔的流量公式进行计算,但其流量系数远超出静压轴承设计中常用的小孔节流器(薄壁孔)流量系数的参考范围。

2) 就本文研究条件,在相同工况下,计算得到的水润滑时轴承的静态承载力大于液氮润滑时的承载力,但两者的质量流量较为接近。

3) 在本文计算条件下,偏心率小于 0.5 时,

轴承在水润滑下的静刚度要大于在液氮润滑下的静刚度。

4) 计算和试验结果均显示,静压轴承的质量流量主要由供给压力决定,与偏心率基本无关。

5) 主轴在轴承中浮起后的平衡位置主要由供给压力决定,在转速为 0 ~ 30 000 r/min 的水润滑试验中,随着转速提高主轴的平衡位置基本不变,说明没有明显的动压效应。

参考文献 (References)

- [1] VAN HOOSER K, BRADLEY D P. Space shuttle main engine—the relentless pursuit of improvement: AIAA-2011-7159 [R]. Reston: AIAA, 2011.
- [2] 王松岭, 张建斌. 浅谈发动机涡轮泵动静压轴承研究状况 [J]. 机械制造与自动化, 2006, 35(3): 7-8.
WANG S L, ZHANG J B. Discussion of the research status of hybrid bearing on LH2/LO2 engine turbopump of rocket [J]. Machine Building & Automation, 2006, 35(3): 7-8 (in Chinese).
- [3] 苗旭升, 李斌, 黄智勇. 发动机涡轮泵流体动静压轴承应用分析 [J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 1-4.
MIAO X S, LI B, HUANG Z Y. Application analysis of liquid hybrid bearing for engine turbopumps [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2004, 30(6): 1-4 (in Chinese).
- [4] REDDECLIFF J M, VOHR J H. Hydrostatic bearings for cryogenic rocket engine turbopumps [J]. Journal of Lubrication Technology, 1969, 91(3): 557-575.
- [5] SAN ANDRES L, CHILDS D, YANG Z. Turbulent-flow hydrostatic bearings: Analysis and experimental results [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1995, 37(8): 815-829.
- [6] YANG Z, SAN ANDRES L, CHILDS D W. Thermal effects in liquid oxygen hydrostatic journal bearings [J]. Tribology Transactions, 1996, 39(3): 654-662.
- [7] OHTA T, KITAMURA A, OGATA H. LH2 turbopump test with hydrostatic bearing [C] // 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999: 1-6.
- [8] EDELINE E, FAYOLLE P, FONTEYN P, et al. Development and testing of a fluid film bearing LH2 turbopump demonstrator [C] // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 1-7.
- [9] OIKE M, KIKUCHI M, TAKADA S, et al. Robustness of cryogenic hybrid journal bearings [J]. Tribology Online, 2012, 7(3): 171-178.
- [10] 戴学余, 苗旭升, 富彦丽, 等. 几种低粘度润滑介质下动静压轴承的性能分析 [J]. 润滑与密封, 2004(3): 10-13.
DAI X Y, MIAO X S, FU Y L, et al. Analysis of a hybrid bearing with several low-viscosity fluids [J]. Lubrication Engineering, 2004(3): 10-13 (in Chinese).
- [11] 张国渊, 袁小阳, 苗旭升, 等. 水润滑高速动静压轴承试验研究 [J]. 摩擦学学报, 2006, 26(3): 238-241.
ZHANG G Y, YUAN X Y, MIAO X S, et al. Experiment for water-lubricated high-speed hydrostatic journal bearings [J]. Tribology, 2006, 26(3): 238-241 (in Chinese).
- [12] 张国渊, 袁小阳. 基于混合均质模型的气液两相流润滑动静压轴承性能分析 [J]. 低温工程, 2010(2): 8-13.
ZHANG G Y, YUAN X Y. Performance analysis of hybrid journal bearings in two phase flow based on liquid-vapor mixture model [J]. Cryogenics, 2010(2): 8-13 (in Chinese).
- [13] 张直明. 滑动轴承的流体动力润滑理论 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1986: 46-63.
ZHANG Z M. Hydrodynamic lubrication theory of sliding bearings [M]. Beijing: Higher Education Press, 1986: 46-63 (in Chinese).
- [14] 闫攀运, 梁国柱. POWELL 优化算法在混合气体轴承数值计算中的应用 [J]. 润滑与密封, 2013, 38(8): 96-100.
YAN P Y, LIANG G Z. Application of POWELL optimization algorithm in numerical calculation of hybrid gas bearing [J]. Lubrication Engineering, 2013, 38(8): 96-100 (in Chinese).
- [15] CASTELLI V, SHAPIRO W. Improved method for numerical solutions of the general incompressible fluid film lubrication problem [J]. Journal of Lubrication Technology, 1967, 89(2): 211-218.
- [16] 陈国邦, 包锐, 黄永华. 低温工程技术: 数据卷 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2005: 41-42.
CHEN G B, BAO R, HUANG Y H. Cryogenic engineering technology: Data volume [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2005: 41-42 (in Chinese).
- [17] 闻邦椿. 机械设计手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 13-82.
WEN B C. Machine design handbook [M]. Beijing: China Machine Press, 2010: 13-82 (in Chinese).
- [18] 詹永麒. 液压传动 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1999: 28.
ZHAN Y Q. Hydraulic transmission [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 1999: 28 (in Chinese).

作者简介:

杜家磊 男, 博士研究生。主要研究方向: 液体火箭发动机涡轮泵。

梁国柱 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 固体及液体火箭发动机设计、试验和仿真。

Performance calculation and experimental study on a hydrostatic journal bearing for turbopumps

DU Jialei, YAN Panyun, LIANG Guozhu*

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

Abstract: An experimental hydrostatic journal bearing intended for the reusable liquid rocket engine turbopump was designed and investigated through numerical calculation and experiments. The Reynolds equation for incompressible laminar fluid was numerically solved based on its linear characteristic and the static performance (load capacity and mass flow rate) of the bearing lubricated with water and liquid nitrogen versus eccentricity ratio and supply pressure was calculated and analyzed. The flow characteristic of the bearing restrictor was studied through experiment and the bearing lubricated with water was also tested. The flow characteristic experiment of the restrictor shows that the flow coefficient of this non-typical restrictor is much larger than that of orifice restrictors. The numerical results show that the mass flow rates of the bearing lubricated with water and liquid nitrogen are very close to each other under the present research condition. The high-speed water lubrication experiment indicates that the equilibrium position of the shaft in the bearing is mainly determined by the supply pressure and the bearing shows no obvious hydrodynamic effect in the speed range of 0 ~ 30 000 r/min. Both numerical and experimental results show that the mass flow rate of the hydrostatic journal bearing is largely independent of the eccentricity ratio. The numerical results of the bearing lubricated with water and liquid nitrogen, together with the water lubrication experimental results provide a reference for further cryogenic lubrication experiments.

Keywords: liquid rocket engine; turbopump; hydrostatic journal bearing; water lubrication; liquid nitrogen lubrication

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0109

气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响



徐王强, 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: 现代高性能战斗机均采用放宽静稳定性的布局构型,需通过先进飞行控制的设计来保证其闭环飞机在全飞行包线内均具有优良的动态特性。受到舵面操纵特性的限制,飞行控制系统(FCS)的能力是有限的,即飞机本体的气动参数需满足一定的要求才能保证闭环系统的飞行品质。本文建立了研究本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性影响规律的方法,采用等效参数准则,以基于模型参考动态逆控制律的某放宽静稳定飞机为算例,计算分析了不同本体气动参数取值大小对闭环飞机短周期模态特性的影响规律。结果表明,升降舵操纵效能是影响闭环飞机短周期模态特性的主要因素,本体气动参数需满足一定的适配关系才能保证闭环飞机具有优良的短周期飞行品质。研究方法和结果对于放宽静稳定性飞机的本体设计与飞行控制系统设计等都具有很好的参考价值。

关键词: 本体气动参数; 舵面效能; 短周期模态特性; 模型参考动态逆; 飞行品质

中图分类号: V212.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0333-09

为了提高飞机的作战效能,现代高性能战斗机均采用了放宽静稳定性的设计技术^[1-3]。这类高增益闭环飞机的动态特性由本体气动参数和飞行控制系统共同决定^[4]。受到飞行控制系统的能力限制,并不是任何构型的飞机都能通过飞行控制系统设计来最终获得满意的动态特性。对于高增益闭环飞机,飞行控制系统控制飞机的过程与驾驶员人工驾驶飞机的过程是相似的。首先需要测量飞机的飞行状态并根据输入指令进行比较计算,输出控制信号给执行机构驱动操纵舵面,进而产生气动力和气动力矩来控制飞机^[2],也即等效地改变了飞机的本体气动参数。若飞机的气动舵面操纵效能不足,不能提供相应的控制力及控制力矩,则飞机的本体气动参数取值将对闭环飞机的飞行品质产生较大影响。因此,飞机的本体气动参数取值与闭环高阶飞机飞行品质等级之间存在着一定的对应关系。为了保证采用飞控系统

的高阶飞机具有良好的动态响应特性,需合理地设计并确定飞机本体气动参数的取值范围。

在开展飞机本体气动参数与闭环飞机飞行品质等级间的关系研究时,若采用常用的PID控制方法来设计飞机的控制律,飞机的本体气动参数与飞行控制律参数是互相耦合的,即每次更改飞机的本体参数都需要重新设计飞行控制律参数^[5]。而飞机本体参数与飞行控制律参数的变化都会导致闭环飞机的飞行品质发生变化。因此,无法确定闭环飞机的飞行品质变化是由飞机的本体气动参数变化还是由飞行控制系统的参数改变所导致的,也即无法开展飞机本体气动参数对闭环飞机飞行品质的影响规律研究。参考模型非线性动态逆控制律直接以闭环飞机的飞行品质为设计目标,本体气动参数直接应用于内环反馈,飞行控制系统直接计算飞机获得期望响应特性所需要的操纵力矩。因此,在本文研究中,采用模型

收稿日期: 2017-03-02; 录用日期: 2017-06-02; 网络出版时间: 2017-08-31 14:18

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170831.1418.003.html

* 通信作者. E-mail: wlx_c818@163.com

引用格式: 徐王强, 王立新. 气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 333-341.

XU W Q, WANG L X. Influence of aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 333-341 (in Chinese).

参考动态逆方法来设计飞机的控制律,更改飞机本体气动参数时,则不需要调整已设计的飞行控制律参数^[6],飞机本体气动参数与飞行控制律参数之间是解耦的,即可将飞机的本体气动参数视为独立的变量,方便地开展飞机本体气动参数与闭环飞机飞行品质等级间的关系研究。

在闭环飞机短周期模态飞行品质研究方面,目前多集中于时域与频域的评估方法及飞控系统的设计对短周期模态特性的影响等方面^[7-12]。文献[13]研究了控制律参数与闭环飞机飞行品质的对应关系。文献[14]开展了纵向舵面偏转速率大小对飞机短周期模态品质等级影响的相关研究。在本体气动参数对飞机飞行品质的影响研究方面,目前的研究多集中于本体气动参数对无飞行控制系统的开环飞机的飞行品质的影响。鲜有通过高增益闭环飞机飞行品质的设计要求,来确定飞机本体气动参数取值大小的研究成果报道。本文以 F-16 飞机为算例对象,研究了本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响关系,并建立了闭环飞机保持该模态获得一级飞行品质的本体气动参数适配集合,以供设计此类飞机时参考。

1 飞行品质评定准则与研究方法

1.1 短周期模态特性评定准则与评定方法

短周期模态是飞机纵向最重要的运动模态之一,对飞机的稳定性、操纵性以及机动性等均有较大影响。参照 MIL-STD-1797A 飞行品质规范^[15],有多种评定飞机短周期模态特性的准则,包括 CAP 准则、等效参数准则、带宽准则、Neal-Smith 准则和 Chalk 准则等。

其中 CAP 准则与等效参数准则意义类似,都是基于低阶等效系统的飞行品质评定准则,反映飞机轨迹与姿态之间的协调关系;Gibson 准则没有严格的量化等级限制,只能进行飞行品质的定性评定;Neal-Smith 准则采用了 McRuer 驾驶员模型,其模型参数具有不确定性。故本文研究时选用等效参数准则进行闭环飞机短周期模态特性的评定。

等效参数准则依据低阶等效参数 $\omega_{sp} T_{\theta_2}$ 及短周期阻尼比 ξ_{sp} 、等效时间延迟 τ_e 等来评定飞机的短周期模态特性。其中: ω_{sp} 和 $1/T_{\theta_2}$ 分别为短周期频率和短周期轨迹响应频率,表示飞机姿态与轨迹之间的跟随关系, $\omega_{sp} T_{\theta_2}$ 表示飞机在短周期频率处的俯仰姿态响应与轨迹响应的滞后时间; ξ_{sp} 表示飞机的阻尼特性; τ_e 表示飞机在短周期频

率处的俯仰姿态响应与指令的滞后时间。

为了求取闭环飞机的低阶等效参数,需采用低阶等效方法获得与高阶闭环飞机具有一致动态特性的低阶等效系统。MIL-STD-1797A^[15] 在附录 B 中给出了一种基于频域响应特性拟合的低阶等效方法。其具体方法如下:

首先,将高阶闭环飞机的时域数据转换为频域数据,获得高阶闭环飞机的频域响应特征。

其次,建立飞机短周期模态的低阶等效模型,包括俯仰角速率对应纵向杆力或杆位移的传递函数与法向过载对应纵向杆力或杆位移的传递函数,如式(1)所示。

$$\begin{cases} \frac{q(s)}{F_s(s)} = \frac{K_q(s + 1/T_{\theta_2})}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} e^{-\tau_{\theta}} \\ \frac{n_z(s)}{F_s(s)} = \frac{K_{n_z}}{s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2} e^{-\tau_{n_z}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: q 为俯仰角速率; n_z 为法向过载; F_s 为纵向操纵位移或操纵力; K_q 和 K_{n_z} 为增益; τ_{θ} 和 τ_{n_z} 为短周期时间延迟。

寻求低阶等效模型中的有关参数,使式(2)的指标函数为最小。

$$M = \sum_{i=1}^{20} [\Delta G^2(j\omega_i) + K\Delta\phi^2(j\omega_i)] \quad (2)$$

式中: ω_i 为给定的拟配离散点频率,可通过将 0.1 ~ 10 rad/s 进行 20 等分获得; $\Delta G(j\omega_i)$ 为给定离散点上高阶系统与低阶系统频率特性的幅值误差, dB; $\Delta\phi(j\omega_i)$ 为相应的相角误差, ($^{\circ}$); K 为幅值误差和相角误差之间的加权系数,为了使 1 dB 的幅值误差与 1° 的相角误差在等效系统中占有相同的比重,通常选取 $K = 0.0175$; M 为失配度,用来表征低阶系统与高阶系统的近似程度,失配度越小,近似程度越高;反之,近似程度越低。

最后,对低阶等效系统的特征参数进行效果评价。若失配度 $M < 20$,或在各离散频率处,高阶闭环飞机与低阶等效系统的相角与幅值误差满足失配包络图^[15]的要求,则该次低阶等效的结果是可信的。

至此,基于低阶等效方法获得闭环飞机的等效参数,采用等效参数准则进行评定,即可完成对闭环飞机短周期模态特性的评定。

1.2 研究方法

不适宜的本体气动参数设计会增大飞行控制系统的控制难度,使闭环飞机不能获得理想的短周期动态特性。本文建立了确定飞机本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性影响规律的研究方法:①选取对闭环飞机短周期模态特性影响较大

的气动参数;②采用参考模型非线性动态逆控制方法来设计飞行控制系统,改善闭环飞机的动态特性;③选取对飞行品质要求严格的飞行状态点;④对闭环飞机的纵向短周期模态特性进行量化等级评定;⑤修改飞机本体关键气动参数取值,并对新的闭环飞机的短周期模态特性进行评定;⑥重复步骤⑤,对比分析不同本体气动参数取值对闭环飞机短周期模态特性的影响规律。具体研究方法如图 1 所示。

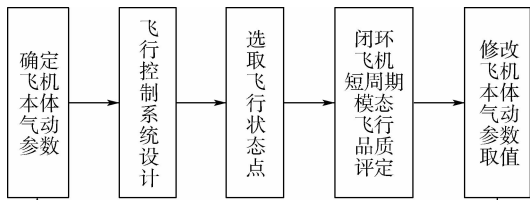


图 1 本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性影响规律研究流程

Fig. 1 Process for analyzing influence rules of aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft

2 算例与结果分析

2.1 算例对象

选取采用了放宽静稳定性设计的 F-16 飞机作为研究算例,其具体数学模型参见文献[16-17]。

2.1.1 模型参考动态逆

为了解决常规飞行控制系统设计时需要针对不同本体气动参数进行调参的问题,本文选择了一种基于理想模型的模型参考动态逆控制系统^[6],其结构如图 2 所示。驾驶员输入指令通过理想参考模型生成理想跟踪指令 ω_{ref} ,与飞机状态反馈信号 ω_s 综合后通过 PI 补偿器及 $\omega_{s,c}$ 坐标转换生成动态逆内回路的输入指令 ω_c ,通过非线性动态逆内回路计算获得最终的控制变量 u 输入飞机,控制其运动。

图中 $\omega_s = [p_s, q_s, r_s]^T$ 表示三轴姿态角速率在

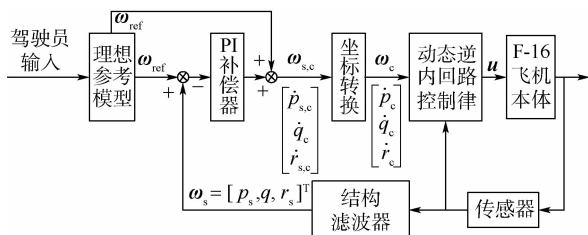


图 2 模型参考动态逆结构

Fig. 2 Model reference dynamic inversion structure

稳定轴系上的投影, $\omega_{s,c} = [\dot{p}_{s,c}, \dot{q}_{s,c}, \dot{r}_{s,c}]^T$ 表示三轴姿态角速率变化率指令在稳定轴系上的投影, $\omega_c = [\dot{p}_c, \dot{q}_c, \dot{r}_c]^T$ 表示三轴姿态角速率变化率指令在体轴系上的投影。

模型参考动态逆是一种基于理想参考模型的非线性动态逆控制律设计方法。通过设计表征期望的飞机动态响应特性的理想参考模型,驾驶员控制输入首先通过该理想参考模型,参考输出作为动态逆的控制输入。理论上讲,只要飞机的响应能够渐进跟踪这一参考输出,那么飞机的动态特性便与理想参考模型一致。这种控制律的控制效果已在文献[18-20]中得到了验证。

由于本文仅研究短周期模态的飞行品质问题,因此,本文仅设计了俯仰轴的理想参考模型。图 2 中,俯仰轴理想参考模型的输入为杆位移指令,输出为俯仰角速率指令。参照 MIL-STD-1797A^[15]中给出的等效系统短周期传递函数,理想参考模型的输入 C_{pitch} 与理想参考模型的输出 q_{ref} 之间的关系可表示为

$$\frac{q_{ref}}{C_{pitch}} = K_q \omega_{sp}^2 \frac{s + 1/T_{\theta_2}}{s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2} \quad (3)$$

即俯仰轴的理想参考模型。式中: K_q/T_{θ_2} 为模型稳态增益,与单位过载杆力存在对应关系, $1/T_{\theta_2}$ 与操纵期望参数 CAP 存在如下近似关系:

$$CAP = \frac{\omega_{sp}^2}{(V_T/g)(1/T_{\theta_2})} \quad (4)$$

式中: V_T 为参考速度; g 为重力加速度。

因此,确定理想参考模型中 K_q 、CAP、 ω_{sp} 和 ξ_{sp} 取值的大小,即可确定理想参考模型的具体形式。

模型参考动态逆控制律的设计目标是使飞机获得与理想参考模型一致的动态响应特性,且其动态逆内回路使用了本体气动参数计算控制所需的气动力矩。因此,不需要针对不同的本体气动参数进行控制律调参设计。

2.1.2 飞行状态点选取

在仿真过程中,不考虑舵面作动器时间常数与最大舵面偏转速率限制对闭环飞行短周期模态特性的影响。将舵面作动器时间常数与最大舵面偏转速率视为定值。

飞机的舵面作动器可视为一阶惯性环节,取其作动器时间常数为 0.05 s,最大偏转速率为 $60(^{\circ})/s$ 。飞机的本体气动参数取值大小会受到飞机的气动布局等因素限制。表 1 为飞机的初始本体气动参数及取值变化范围。表中 C_{mq} 、 $C_{m\alpha}$ 、 $C_{L\alpha}$ 和 $C_{m\delta_e}$ 分别为纵向阻尼导数、稳定导数、升力线斜

表1 飞机初始本体气动参数及变化范围

Table 1 Initial aircraft aerodynamic parameters and their variation range

气动参数	初始值	变化范围
C_{mq}	-3.43	-15 ~ -0.1
$C_{m\alpha}$	-0.12	-0.72 ~ 0.28
$C_{L\alpha}$	3.9	1.9 ~ 5.9
$C_{m\delta_e}$	-0.65	-0.11 ~ -0.70

率以及升降舵操纵导数。

由于多个飞机本体气动参数均会影响闭环飞机的短周期模态特性,在进行评定的过程中可能涉及到不同参数组合变化的问题。本文在对某一本体气动参数变化进行短周期模态特性评定时,若无特殊说明,其余的本体气动参数取值均保持不变。

此外,考虑到飞机在低速进场状态下的飞行品质较差,更容易出现由于本体参数变化导致飞行品质降级的问题。而在高空高速的飞行状态下,飞机一般都具有一级飞行品质,飞机本体参数对闭环飞机的飞行品质等级的影响不明显。因此,选取纵向典型的低速进场状态(飞行高度 $H = 1000\text{ m}$,马赫数 $Ma = 0.3$)作为算例进行计算分析。根据F-16飞机飞行控制系统的特点,选取“3211”指令作为系统输入指令,指令形式取幅值为0.3(0-1)的纵向杆位移输入。指令持续时间为0~0.35 s。根据闭环飞机的响应,采用低阶等效拟配的方法对闭环飞机的短周期模态特性进行评定。

2.2 舵面操纵效能的影响

对不同的升降舵操纵导数($C_{m\delta_e} = -0.13, -0.32, -0.65, -0.70$)下闭环飞机的短周期模态特性进行评定,评定结果如表2所示。

由表2可以看出,当操纵导数较大时,再增大操纵导数不会影响闭环飞机的飞行品质。而随着操纵导数的减小,提供控制力矩所需要的舵面偏转角度增大,舵面速率饱和的时间增大,舵机

表2 不同操纵导数时评定结果对比

Table 2 Comparison of assessment results with different control derivatives

$C_{m\delta_e}$	$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ξ_{sp}	$1/T_{\theta_2}$	τ_e/s	品质
-0.13	2.8	0.53	0.38	0.200 3级	3级
-0.32	2.9	0.46	0.40	0.107 2级	2级
-0.65	3.3	0.41	0.46	0.059 1级	1级
-0.70	3.3	0.41	0.46	0.059 1级	1级

回路变成一个非线性动态环节,致使舵机输出与输入指令间存在较大的相位滞后,闭环飞机的等效时间延迟增大,进而飞机飞行品质恶化。当 $C_{m\delta_e}$ 减小至-0.32时,飞机短周期品质降为2级,当 $C_{m\delta_e}$ 减小至-0.13时,则降为3级。

2.3 不同舵面操纵效能下气动参数的影响

根据2.2节的分析,若飞机的气动舵面操纵效能足够大,则飞行控制系统能保证闭环飞机具有良好的短周期模态特性。因此,在计算过程中,不考虑气动舵面操纵效能增大的情况。

分析在升降舵操纵效能减小($C_{m\delta_e} = -0.36, -0.32, -0.15$)的情况下,不同稳定导数对闭环飞机短周期模态特性的影响规律,其评定结果如表3所示。

由表3可知,升降舵操纵效能不足时,减小飞机的静稳定裕度导致等效时间延迟增大,进而飞行品质变差。

当 $C_{m\delta_e}$ 减小至-0.36,稳定导数减小至0.28时闭环飞机的等效时间延迟约达到0.1 s,飞行品质由1级降为2级。 $C_{m\delta_e}$ 减小至-0.32,稳定导数由基准值增大至-0.72时,闭环飞机的等效时间延迟由0.107 s降至0.096 s,飞行品质由2级提高为1级。当 $C_{m\delta_e}$ 继续减小至-0.15时,稳定导数减小至0.28时闭环飞机的等效时间延迟约达到0.2 s,飞行品质由2级降为3级。根据表3的评定结果,可以得到由升降舵操纵效能和稳

表3 不同操纵导数和稳定导数时评定结果对比

Table 3 Comparison of assessment results with different control derivatives and different stability derivatives

$C_{m\delta_e}$	$C_{m\alpha}$	$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ξ_{sp}	$1/T_{\theta_2}$	τ_e/s	品质
	-0.72	2.8	0.45	0.53	0.087 1级	1级
-0.36	-0.12	2.7	0.41	0.56	0.091 1级	1级
	0.28	2.7	0.38	0.57	0.102 2级	2级
	-0.72	2.7	0.48	0.53	0.096 1级	1级
-0.32	-0.12	2.7	0.40	0.57	0.107 2级	2级
	0.28	2.7	0.36	0.60	0.117 2级	2级
	-0.72	2.7	0.42	0.56	0.184 2级	2级
-0.15	-0.12	2.8	0.38	0.59	0.192 2级	2级
	0.28	2.7	0.34	0.70	0.201 3级	3级

定导数构成的闭环飞机飞行品质边界如图 3 所示。

图 3 中,虚线为预设的稳定导数变化边界,实线为升降舵操纵效能与稳定导数共同组成的飞行品质边界。由图 3 可以看出,随着升降舵操纵效能的降低,闭环飞机的飞行品质等级下降,保持良好飞行品质的稳定导数的可变化范围也相应地减小。这是因为较小的稳定导数将导致飞机本体的短周期频率减小,需要升降舵提供更大的俯仰控制力矩来改善其频率特性。而在同样的操纵效能下,提供更大的力矩导致舵面更长时间地处于速率饱和状态,等效时间延迟增大,进而飞行品质恶化。

对飞机升降舵操纵效能不足 ($C_{m\delta_e} = -0.36, -0.32, -0.15$) 的情况下,不同阻尼导数对闭环飞机模态特性的影响规律进行分析,其评定结果如表 4 所示。

由表 4 可知,升降舵操纵效能不足时,减小飞机的阻尼导数 C_{mq} 将导致等效时间延迟增大,飞行品质变差。

当 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.36 , 阻尼导数减小至 -0.1 时闭环飞机的等效时间延迟约达到 0.1 s, 飞行品质由 1 级降为 2 级。当 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.32 , 阻尼导数由基准值增大至 -15 , 闭环飞机的等效时间延迟由 0.107 s 降至 0.099 s, 飞行品质由 2 级提高为 1 级。当 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.15 时, 阻尼导数减小至 -0.1 时闭环飞机的等效时间延迟约达到 0.2 s, 飞行品质由 2 级降为 3 级。根据表 4 的评定结果,可以得到由升降舵操纵效能和阻尼导数构成的闭环飞机飞行品质边界如图 4 所示。

图 4 中,虚线为预设的阻尼导数变化边界,实线为升降舵操纵效能与阻尼导数共同组成的飞

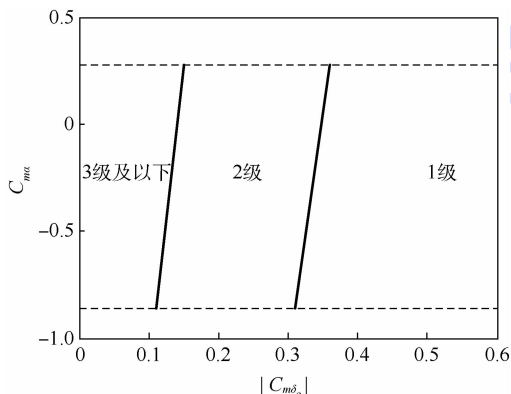


图 3 升降舵操纵效能与稳定导数的飞行品质边界
Fig. 3 Flying qualities boundary elevator control efficiency and stability derivatives

表 4 不同操纵导数和阻尼导数的评定结果对比
Table 4 Comparison of assessment results with different control derivatives and different damping derivatives

$C_{m\delta_e}$	C_{mq}	$\omega_{sp}/$ ($\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$)	ξ_{sp}	$1/T_{\theta_2}$	τ_e/s	品 质
	-15	2.7	0.39	0.56	0.074	1 级
					1 级	1 级
-0.36	-3.43	2.7	0.41	0.56	0.091	1 级
					1 级	1 级
	-0.1	2.8	0.42	0.56	0.100	2 级
					2 级	2 级
	-15	2.7	0.37	0.59	0.099	1 级
					1 级	1 级
-0.32	-3.43	2.7	0.40	0.57	0.107	2 级
					2 级	2 级
	-0.1	2.8	0.41	0.57	0.112	2 级
					2 级	2 级
	-15	2.7	0.36	0.59	0.181	2 级
					2 级	2 级
-0.15	-3.43	2.8	0.38	0.59	0.192	2 级
					2 级	2 级
	-0.1	2.8	0.38	0.57	0.201	3 级
					3 级	3 级

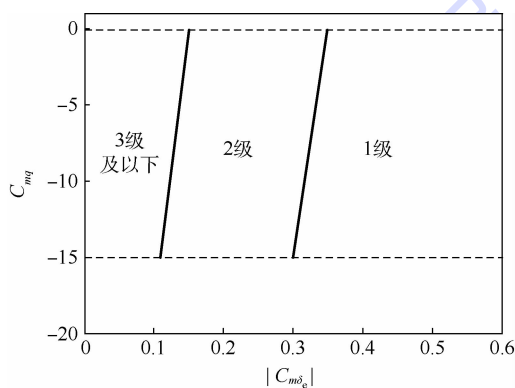


图 4 升降舵操纵效能与阻尼导数的飞行品质边界
Fig. 4 Flying qualities boundary of elevator control efficiency and damping derivatives

行品质边界。由图 4 可知,在升降舵操纵效能不足的情况下,随着阻尼导数的减小,闭环飞机的飞行品质等级降低。这是因为较小的阻尼导数将导致飞机本体的短周期阻尼比降低,需要升降舵提供更大的俯仰控制力矩来改善其阻尼特性。而在同样的操纵效能下,提供更大的力矩导致舵面速率饱和和持续时间增大,等效时间延迟增大,进而飞行品质恶化。

在飞机舵面操纵效能不足 ($C_{m\delta_e} = -0.36, -0.32, -0.15$) 的情况下,分析不同升力线斜率对闭环飞机短周期模态特性的影响规律,评定结果如表 5 所示。

由表 5 可知,升降舵操纵效能较低时,减小飞机的升力线斜率度将导致等效时间延迟增大,飞

行品质恶化。

当 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.36 时, 升力线斜率减小至 1.9 时闭环飞机的等效时间延迟达到 0.1 s, 飞行品质由 1 级降为 2 级。 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.32 , 升力线斜率由基准值增大至 5.9 时, 闭环飞机的等效时间延迟由 0.107 s 降至 0.098 s, 飞行品质由 2 级提高为 1 级。当 $C_{m\delta_e}$ 减小至 -0.15 时, 升力线斜率减小至 1.9 将导致闭环飞机仿真出现剧烈振荡, 无法完成低阶等效拟配, 飞行品质降为低于 3 级。根据表 5 的结果, 可以得到由升降舵操纵效能和升力线斜率构成的闭环飞机飞行品质边界如图 5 所示。

图 5 中, 虚线为预设的升力线斜率变化边界, 实线为升降舵操纵效能与升力线斜率共同组成的飞行品质边界。由图 5 可知, 在升降舵操纵效

表 5 不同操纵导数和升力线斜率时评定结果对比

Table 5 Comparison of assessment results with different control derivatives and different lift curve slope

$C_{m\delta_e}$	$C_{L\alpha}$	$\omega_{sp}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	ξ_{sp}	$1/T_{\theta_2}$	τ_c/s	品质
	5.9	2.7	0.39	0.65	0.074	1 级
-0.36	3.9	2.7	0.41	0.56	0.091	1 级
	1.9	2.7	0.46	0.54	0.100	2 级
	5.9	2.7	0.36	0.70	0.098	1 级
-0.32	3.9	2.7	0.40	0.57	0.107	2 级
	1.9	2.7	0.42	0.56	0.115	2 级
	5.9	2.7	0.35	0.73	0.181	2 级
-0.15	3.9	2.8	0.38	0.59	0.192	2 级
	1.9	参数剧烈振荡, 拟配效果差, 品质低于 3 级				

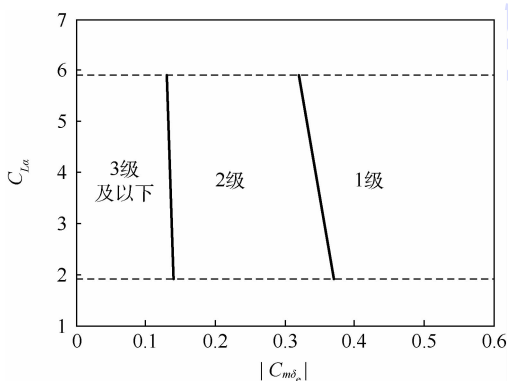


图 5 升降舵操纵效能与升力线斜率的飞行品质边界

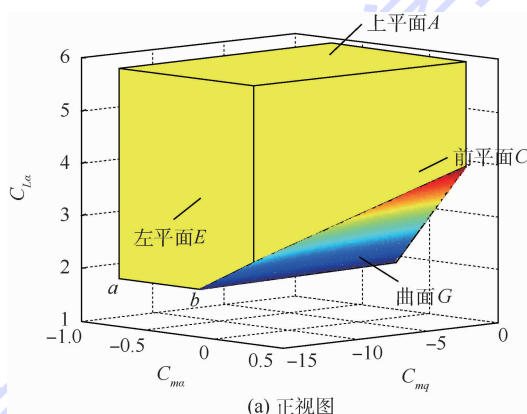
Fig. 5 Flying qualities boundary of elevator control efficiency and lift curve slope

能不足的情况下, 随着升力线斜率的减小, 闭环飞机的飞行品质等级降低。这是因为减小升力线斜率导致飞机运动变慢, 等效地降低了飞机本体的短周期振荡频率, 在模型参考动态逆的作用下, 升降舵需要提供更大的俯仰控制力矩来改善闭环飞机的频率特性。在同样的操纵效能下, 提供更大的力矩导致舵面将更长时间的处于速率饱和状态, 等效时间延迟增大, 进而飞行品质恶化。

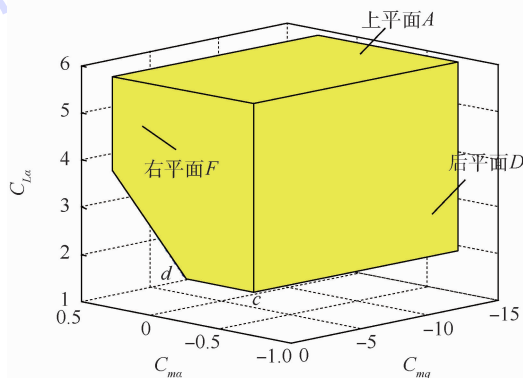
2.4 本体气动参数的适配规律

本节重点分析稳定导数、阻尼导数和升力线斜率组合变化对闭环飞机飞行品质的影响规律。经仿真计算, 在升降舵操纵效能取值为 $C_{m\delta_e} = -0.28$ 时, 满足闭环飞机 1 级飞行品质的飞机本体气动参数适配值集合可以用三维图形来表征, 如图 6 所示。

图 6 中, 上平面 A 由最大升力线斜率 $C_{L\alpha} = 5.9$ 时参数的集合 $(C_{m\alpha}, C_{mq})$ 组成, 平面 $abcd$ 由最小升力线斜率 $C_{L\alpha} = 1.9$ 时的参数集合 $(C_{m\alpha}, C_{mq})$ 组成。前平面 C 由阻尼导数取最大值 $C_{mq} = -15$ 时的参数集合 $(C_{L\alpha}, C_{m\alpha})$ 组成。后平面 D 由阻尼导数取最小值 $C_{mq} = -0.1$ 时的参数集



(a) 正视图



(b) 后视图

图 6 满足 1 级品质的气动参数适配值集合

Fig. 6 Match value set of aerodynamic parameters to satisfy level 1 flying qualities

合($C_{L\alpha}, C_{m\alpha}$)组成。左平面 E 由稳定导数取最大值 $C_{m\alpha} = -0.72$ 时的参数集合($C_{L\alpha}, C_{mq}$)组成。右平面 F 由稳定导数取最小值时 $C_{m\alpha} = 0.28$ 的参数集合($C_{L\alpha}, C_{mq}$)组成。曲面 G 的各边界由各本体参数取最小值时的参数集合($C_{L\alpha}, C_{mq}, C_{m\alpha}$)组成。

当飞机的本体参数位于图 6 中的多边形内部时,闭环飞机的短周期模态具有 1 级飞行品质。本体参数越靠近深色区域,等效时间延迟越大,飞行品质越差;反之,越靠近浅色区域,等效时间延迟越小,飞行品质越好。

在适配集合中(见图 6),取出参数 $C_{L\alpha} = 1.9, 3.9, 5.9$ 时参数 $C_{m\alpha}$ 和 C_{mq} 的适配区域,来分析三者的适配规律,如图 7 所示。

图 7 中的闭合区域即为闭环飞机短周期模

态保持 1 级飞行品质的参数适配区域。当参数($C_{m\alpha}, C_{mq}$)越靠近区域的左下角,闭环飞机的等效延迟时间越小,飞行品质越好。反之,当参数越靠近区域的右上角,闭环飞机的等效时间越大,飞行品质越差。从图 7 中可以看出,随着升力线斜率的减小,闭环飞机短周期模态保持 1 级飞行品质的参数($C_{m\alpha}, C_{mq}$)适配区域的面积逐渐缩小。当 $C_{L\alpha} = 1.9$ 时,参数($C_{m\alpha}, C_{mq}$)适配区域的面积最小,即为图 6 的平面 $abcd$ 。

对于不同的升降舵操纵效能,其本体气动参数的适配值集合大小不同。图 8 为不同的升降舵操纵效能下($C_{m\delta_e} = -0.28, -0.24$),闭环飞机保持 1 级短周期模态飞行品质的本体气动参数的适配值集合。

由图 8 可知,上方的黑色曲面为 $C_{m\delta_e} = -0.24$ 的气动参数适配边界,下方的彩色曲面为 $C_{m\delta_e} = -0.28$ 的气动参数适配边界。随着升降舵操纵效能的下降,闭环飞机短周期模态具有 1 级品质的本体参数的适配范围缩小,曲面边界上移。这是因为随着升降舵操纵效能的减小,其等效地改变本体参数的能力也相应地下降,即改善闭环飞机短周期模态特性的能力降低。为保证闭环飞机具有 1 级飞行品质,飞机本体气动参数的设计要求提高,适配范围减小。

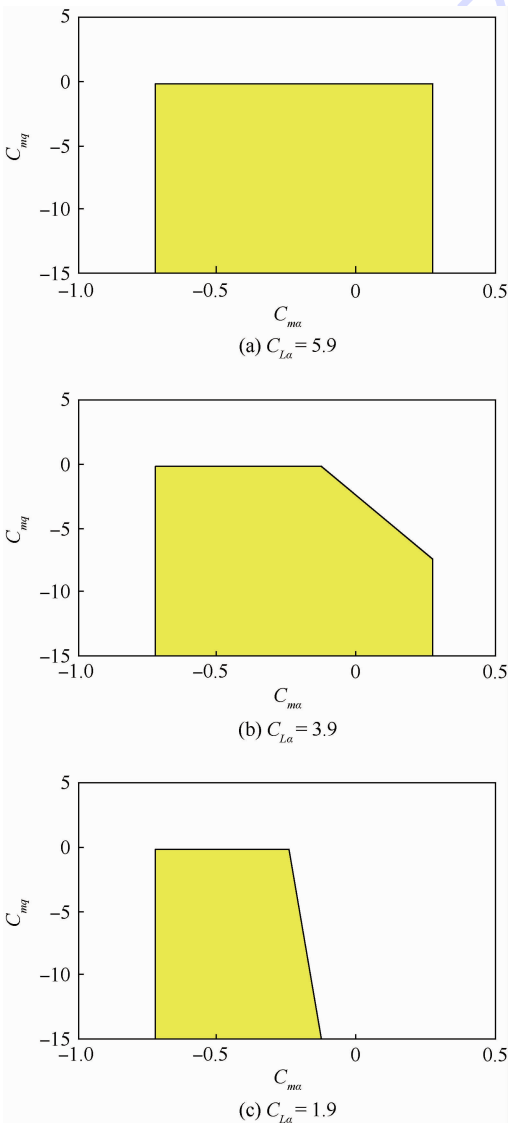


图 7 阻尼导数与稳定导数的适配区域

Fig. 7 Match value area of damping derivatives and stability derivatives

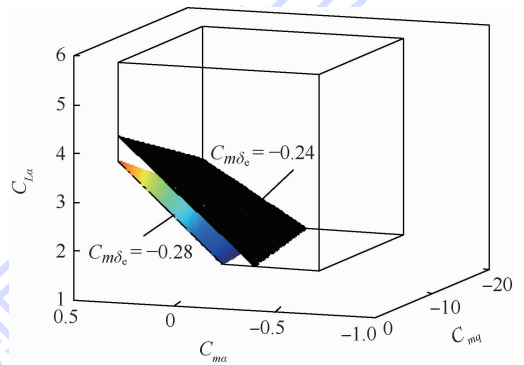


图 8 不同升降舵操纵效能下的气动参数适配值集合

Fig. 8 Match value set of aerodynamic parameters with different elevator control efficiency

3 结 论

1) 建立了本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性影响的评定方法:采用模型参考动态逆控制方法来设计研究对象的飞行控制系统,在对短周期模态特性要求严格的飞行状态下,对不同的关键本体气动参数及参数组合下闭环飞机的飞行品质进行评定,确定本体气动参数对闭环飞机短周期模态特性的影响规律。

2) 升降舵操纵效能的大小是影响闭环飞机短周期模态特性的主要因素。若升降舵操纵效能不足时,在适当的范围内,增大飞机的俯仰稳定导数、阻尼导数和升力线斜率可减小升降舵处于速率饱和状态的持续时间,有助于改善闭环飞机的飞行品质。

3) 本文以采用模型参考动态逆控制律的F-16飞机为算例,通过对不同气动参数组合下的闭环飞机短周期模态特性进行了评估,得到了分别由升降舵操纵效能与俯仰稳定导数、俯仰阻尼导数和升力线斜率构成的飞行品质等级边界。通过仿真计算,得到了闭环飞机短周期模态达到一级飞行品质的飞机本体气动参数适配值集合。在此集合内,随着升力线斜率的减小,阻尼导数与稳定导数组成的适配区域的面积将逐渐减小。随着升降舵操纵效能的减小,闭环飞机短周期模态达到1级飞行品质的本体气动参数适配区域将逐渐缩小。

参考文献 (References)

- [1] TRAN T T, NEWMAN B. Nonlinear flight control design for longitudinal dynamics: AIAA-2015-1994 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [2] 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,2005:106.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 106 (in Chinese).
- [3] JANSEN Q J M. Relaxed static stability performance assessment on conventional and unconventional aircraft configurations[D]. Delft: Delft University of Technology, 2015.
- [4] NELSON R C. Flight stability and automatic control[M]. New York: WCB/McGraw Hill, 1988: 72.
- [5] STEVENS B L, LEWIS F L, JOHNSON E N. Aircraft control and simulation: Dynamics, controls design, and autonomous systems[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2015: 192-193.
- [6] 龙晋伟,潘文俊,王立新. 战斗机动态逆控制律对比研究[J]. 飞行力学, 2013, 31(4): 297-300.
LONG J W, PAN W J, WANG L X. A comparison of nonlinear dynamics inversion control law designs for a fighter aircraft [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(4): 297-300 (in Chinese).
- [7] MITCHELL D G, DOMAN D B, KEY D L, et al. Evolution revolution and challenges of handling qualities[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(1): 12-28.
- [8] GRATTON G. Initial airworthiness: An introduction to flying qualities evaluation[M]. Berlin: Springer International Publishing, 2015: 193-199.
- [9] GERTSEN W M, SHOMBER H A. Longitudinal handling qualities criteria-An evaluation[J]. Journal of Aircraft, 1967, 4(4): 371-374.
- [10] KREKELER G. High angle of attack flying qualities criteria [C]// Proceedings of 28th AIAA, Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1990: 1-11.
- [11] YAN Y Y, DONG W H, ZOU Q, et al. Longitudinal inner loop flight controller flight control design by using L1 adaptive control theory[C]// IEEE International Conference on Information and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 2965-2970.
- [12] MANNING C, GLEASON D. Flight test results using a low order equivalent systems technique to estimate flying qualities[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 1992: 231-243.
- [13] 杨宇,陆宇平. 基于飞行品质的飞机控制增稳系统参数估计[J]. 航空计算技术, 2011, 41(2): 108-112.
YANG Y, LU Y P. Parameter estimation for control augmentation system based on handling quality requirements[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(2): 108-112 (in Chinese).
- [14] 李森,王立新,黄成涛. 舵面特性对飞翼构型作战飞机短周期品质的影响[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2059-2065.
LI M, WANG L X, HUANG C T. Influence of control surface characteristics on short-period mode flying qualities for flying wing aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2059-2065 (in Chinese).
- [15] U. S. Department of Defense. Military standard: Flying qualities of piloted air planes; MIL-STD-1797A[S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 1990.
- [16] SONNEVELDT L, CHU Q P, MULDER J A. Nonlinear flight control design using constrained adaptive back stepping[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 322-336.
- [17] LEWIS F L, STEVENS B L. Aircraft control and simulation [M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 1992: 107-116.
- [18] SONNEVELDT L, VAN OORT E, CHU Q P, et al. Nonlinear adaptive flight control law design and handling qualities evaluation[C]// Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 7333-7338.
- [19] 柳晓菁,易建强,赵冬斌. 基于 Lyapunov 稳定理论设计 MRAC 系统的简单方法[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(8): 1933-1935.
LIU X J, YI J Q, ZHAO D B. Simple scheme for MRAC system using Lyapunov theory[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(8): 1933-1935 (in Chinese).
- [20] MILLER C J. Nonlinear dynamic inversion baseline control law: Flight-test results for the full-scale advanced system tested F/A-18 airplane; AIAA-2011-6468 [R]. Reston: AIAA, 2011.

作者简介:

徐王强 男,博士研究生。主要研究方向:飞机设计、飞行安全。

王立新 男,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。

Influence of aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft

XU Wangqiang, WANG Lixin*

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

Abstract: Owing to the relaxed static stability technology applied to the modern high-performance fighter aircraft, the design of an advanced flight control system is required to confirm its closed-loop system for an excellent dynamic property within the flight envelope. The ability of flight control system (FCS) is limited as a result of the control effectiveness and deflection rate of the control surface. The designed aerodynamic parameters of aircraft must meet certain requirements to confirm good flying qualities in its closed-loop system. This paper presents a new method which describes the influence of various aerodynamic parameters on short-period mode characteristics of closed-loop aircraft. A relaxed static stability aircraft with model reference dynamic inversion control law is provided to investigate the influence rules of various aerodynamic parameters on short-period mode characteristics based on the equivalent parameter criterion. The results show that the elevator control effectiveness has a great influence on the short-period mode characteristics and the aerodynamic parameters need to match a certain match value set to keep excellent short-period mode flying qualities. The proposed method can provide reference for flight control system design with the optimized aerodynamic parameters for relaxed static stability aircraft.

Keywords: aerodynamic parameters; control surface effectiveness; short-period mode characteristics; model reference dynamic inversion; flying qualities

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0128

力传感器惯性质量的改进 Monte Carlo 校准方法



江文松^{1,2}, 王中宇^{1,*}, 张力², 杨军², 吕京³

(1. 北京航空航天大学 精密光机电一体化技术教育部重点实验室, 北京 100083;

2. 中国航空工业集团有限公司 北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095;

3. 中国合格评定国家认可中心 技术处, 北京 100062)

摘 要: 惯性质量是力传感器模型的重要校准参数,也是影响动态力测量精度的关键因素之一。为了消除参数误差对惯性质量校准模型引起的病态,提出一种改进 Monte Carlo 校准(MMCC)方法。首先,建立力传感器惯性质量、配重质量与测量响应之间的模型;其次,利用伪随机数生成技术,分别对该模型中的配重质量、加速度和电压进行样本空间的全域模拟;然后,根据区间判断准则筛选出满足预设精度的有效样本;最后,结合有效样本的概率,估计出力传感器的惯性质量,并实现动态校准。为了验证本文方法的准确性,利用正弦激振台对 Kistler 9331B 型力传感器进行动态校准。实验结果表明,惯性质量的估计值为 83.91 g,估计误差为 0.67%,标准差为 0.74 g;动态力的校准误差范围为 $[-7.88\%, 11.46\%]$ 。校准误差明显低于传统的二次及多次配重法。

关键词: 力传感器;估计;模型病态;Monte Carlo 模拟;动态校准

中图分类号: V441; TH823

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0342-07

力传感器作为动态机械量感知的一种重要手段,广泛地应用于宇航科学、车辆工程、武器装备等领域的高精度测力仪器中,其良好的参数性能是高精度测力的重要保证。同时,力传感器的参数是通过动态校准进行估计的^[1]。然而,就校准技术而言,力传感器的性能越来越多地受限于传感器模型的辨识精度^[2-3]。显然,对出厂力传感器任何关键模型参数的估计失误,都将导致示值与真实载荷之间的偏离。因此,设计合理的力传感器校准方法以实现其关键参数的估计,是提高测力精度的有效途径。

在理想的情况下,力传感器模型通常是一个由顶端质量和基部质量组成的二阶弹簧-阻尼系统^[4]。在工程中,普遍将力传感器的输出值当做

其实际的负载。而在实际的动态测量中,当负载作用在力传感器的激励端时,其响应端将会因自重和换能元件的分布质量而产生一个微小的惯性质量^[5]。该惯性质量通过力传感器模型产生一个额外的惯性力。同时,惯性质量引起的惯性力会随着运动加速度的增大而显著增大,严重干扰力传感器的测量精度。为了将该额外的惯性力从传感器模型中分离出来,必须对传感器模型中的惯性质量做出准确的估计。

目前,力传感器惯性质量的校准方法主要有 2 类。第 1 类为直接测量法。该方法通过建立力传感器灵敏度、敏感面有重力静态输出与敏感面无重力静态输出三者之间的模型,求解出惯性质量^[6]。由于惯性质量较小,重力和干扰信号均会

收稿日期: 2017-03-08; 录用日期: 2017-06-09; 网络出版时间: 2017-06-30 10:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170630.1000.009.html

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFF0203801); 国家自然科学基金(51575032); 北京市自然科学基金(3172020)

*通信作者. E-mail: mewan@buaa.edu.cn

引用格式: 江文松, 王中宇, 张力, 等. 力传感器惯性质量的改进 Monte Carlo 校准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 342-348. JIANG W S, WANG Z Y, ZHANG L, et al. Inertia mass of force transducers based on a modified Monte Carlo calibration method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 342-348 (in Chinese).

产生较大的估计误差。为了解决该问题, Fujii 提出了一种动态估计方法, 通过采集连续激振时的力传感器参考频点的输出电压和加速度, 根据牛顿第二定律求出力传感器的惯性质量^[7-8]。由于动态激振过程中存在着灵敏度漂移, 利用未修正的静态灵敏度往往会导致较大的精度损失。

第2类为间接测量法。为了规避灵敏度的动态漂移对测量精度的影响, 在 Fujii^[7-8]的基础上, Bruel & Kjaer 公司提出了一种一次配重技术。该技术分别测量出力传感器在空载激振和配重激振状态的输出, 利用比较法消去模型中动态漂移的灵敏度, 求得力传感器的惯性质量^[9-10]。遗憾的是, 空载输出时的灵敏度往往会因噪声干扰而产生非线性畸变, 造成较大的模型误差。近年来, 发展起来的多次配重技术能消除加速度和灵敏度的干扰, 已被广泛地用于惯性质量的求解^[11-13]。虽然增加配重次数能降低灵敏度漂移的影响, 但电压和加速度的测量噪声会导致模型的病态, 增大误差累积。

为了改善力传感器模型的病态, 本文提出一种改进 Monte Carlo 校准 (MMCC) 的惯性质量校准方法。利用伪随机数生成技术, 分别对力传感器模型中的配重质量、加速度和电压值进行样本空间的全域模拟; 根据区间判断准则, 筛选出满足预设精度的有效样本; 结合有效样本概率和测量值来校准力传感器的惯性质量。本文还研制了一种力传感器的动态校准装置, 用于该方法有效性的验证。

1 力传感器的惯性质量模型

力传感器的惯性质量是由二阶模型的顶端质量与作用在其上的附加质量共同耦合产生的, 如图1所示。

为了估计该惯性质量 m_e , 可以对力传感器模型进行重复配重, 建立惯性质量与传感器传递函数之间的关系, 即配重模型

$$(m_e + M_i)a_i(t) = U_i(t)/S(t) \quad (1)$$

式中: M_i 为第 i 次配重的质量; $a_i(t)$ 为 t 时刻的加速度; $U_i(t)$ 为对应时刻力传感器的输出电压; $S(t)$ 为力传感器的静态灵敏度。

在动态测量过程中, 力传感器的灵敏度会动态漂移至 $S_d(t)$ 。式(1)可以进一步简化为

$$k_i(t) = (m_e + M_i)S_d(t) \quad (2)$$

式中: 传递系数 $k_i(t) = U_i(t)/a_i(t)$, 电压 $U_i(t)$ 和加速度 $a_i(t)$ 均为动态测量值。

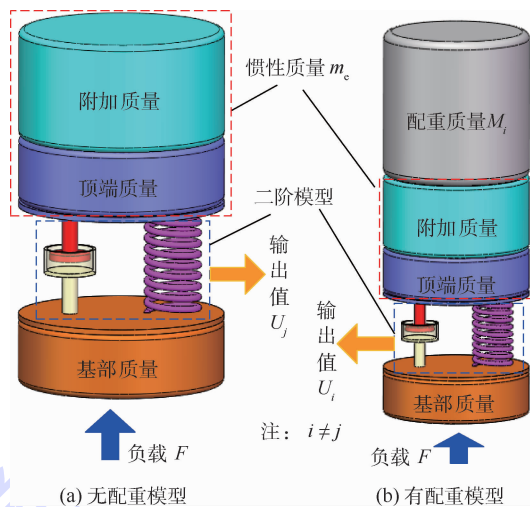


图1 力传感器的二阶模型

Fig. 1 Quadratic model of a force transducer

由式(2)可知, 通过2次配重建立的二元二次方程组, 可求解惯性质量。但在实际测量中, 配重质量和传递系数均会引起惯性质量的求解误差。这是因为若配重过大, 可能会淹没惯性质量产生的电压输出; 反之, 若配重过小, 则会引起较大的灵敏度漂移; 再者, 加速度 $a_i(t)$ 和电压 $U_i(t)$ 的测量误差会直接通过传递系数 k_i 累积到惯性质量上。因此, 为了降低模型误差, 需要保证每次配重质量 M_i 下传递系数的误差均最小, 即

$$G(\mathbf{X}) = \max_{1 \leq i \leq N} k_i(t) - \min_{1 \leq i \leq N} k_i(t) \quad (3)$$

式中: \mathbf{X} 为估计量, 且 $\mathbf{X} = [m_e, S_d(t)]$; N 为测量次数。

式(3)的求解精度与变量 $\Omega = \{M_i, 1 \leq i \leq N\}$ 和 $k_i(t)$ 的样本空间大小密切相关。也就是说, 样本空间越大, 目标函数越接近于0。为了实现目标函数 $G(\mathbf{X})$ 在 Ω 空间内最小, 设初始样本 $M = \{M_1, M_2, \dots, M_N\}$, 对应的传递系数为 $k(t) = \{k_1(t), k_2(t), \dots, k_N(t)\}$ 。

2 改进 Monte Carlo 校准方法

在测量过程中, 配重质量 M_i 和传递系数 $k_i(t)$ 均为惯性质量 m_e 的随机变量。其中, M_i 在区间 $(0, M)$ 内服从均匀分布; 作为加速度 $a_i(t)$ 和电压 $U_i(t)$ 的测量值, 传递系数 $k_i(t)$ 服从标准正态分布^[14-16]。这2种分布的概率密度函数可分别表示为

$$\begin{cases} f(M_i) = \frac{1}{M} \\ f(k_i(t)) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} \exp\left(-\frac{k^2}{2\sigma^2}\right) \end{cases} \quad (4)$$

式中: σ 为加速度和电压共同引起的测量不确定

定度。

对式(4)进行离散逆变换,分别抽样出配重质量 M_i 和传递系数 $k_i(t)$ 的样本,即

$$\begin{cases} M_i = MR_1 \\ k_i(t) = \sigma \sqrt{-2 \ln R_2} \cos(2\pi R_3) \end{cases} \quad (5)$$

式中: R_1 、 R_2 和 R_3 为区间(0,1)内的伪随机数。

根据式(5),可以将配重模型进一步变换为

$$\sigma \sqrt{-2 \ln R_2} \cos(2\pi R_3) = (m_e + MR_1) S_d(t) \quad (6)$$

为了避免该模型中样本集的退化,在进行 Monte Carlo 估计之前,利用式(3)对式(6)随机生成的样本进行判断。使得满足 $G(X)$ 最小化的样本集保留,并剔除不满足式(3)的样本,从而实现样本集的优化,MMCC 方法的流程图如图 2 所示。

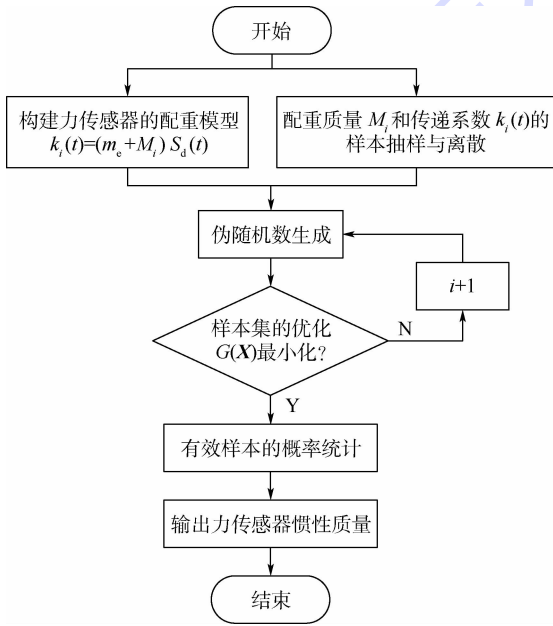


图2 MMCC 方法的流程图

Fig.2 Flowchart of MMCC method

分别设传感器的初始灵敏度为 $S_d^{(0)}(t)$, 初始惯性质量为 $m_e^{(0)}$ 。根据传感器的初始灵敏度,在随机变量 $\{M_i, k_i(t)\}$ 的 N 个样本中,分别对 R_1 、 R_2 和 R_3 进行伪随机数生成,当模拟值经过区间(式(7))的条件成立时,有效样本 N' 加 1,即 $N'(n+1) = N'(n) + 1$; 否则,保持有效样本量不变。对变量经过 N 次伪随机生成之后,就可在配重区间(0, M)内形成一个梯形区域,如图 3 所示。

$$S_d^{(0)}(t) - \delta \leq \frac{\sigma \sqrt{-2 \ln R_2} \cos(2\pi R_3)}{MR_1} \leq S_d^{(0)}(t) + \delta \quad (7)$$

式中: δ 为灵敏度的最大允许偏差。

由几何关系,落入梯形区域内的伪随机数的概率即为有效样本的概率 \hat{P} , 可以用梯形面积与矩形面积之比表示

$$\hat{P} = \frac{A_t}{A_r} = \frac{\frac{M}{2} \hat{S}_d(t) (2\hat{m}_e + M)}{M \hat{S}_d(t) (\hat{m}_e + M)} \quad (8)$$

式中: $\hat{P} = N'/N$; A_t 为梯形面积; A_r 为矩形面积; \hat{m}_e 为惯性质量估计值。

整理式(8)可得

$$\hat{m}_e = hM = \frac{(2\hat{P} - 1)M}{2(1 - \hat{P})} \quad (9)$$

式中: 质量系数 $h = \frac{2\hat{P} - 1}{2(1 - \hat{P})}$ 。显然,质量系数是随机模拟概率的单调递增函数,如图 4 所示。

当概率 $\hat{P} = 0.5$ 时,质量系数为 0,表明配重过大;当概率 $\hat{P} < 0.5$ 时,质量系数为负数,表明传感器的基部质量大于惯性质量;当概率 $\hat{P} > 0.5$ 时,质量系数随概率的增大成指数增长;当概率 \hat{P} 趋近于 1 时,质量系数无限大,此时,配重因过小而导致模拟失真。

由式(9)可知,一旦知道配重范围(0, M)和 N 次模拟的概率 \hat{P} ,就可估计出惯性质量的量值。

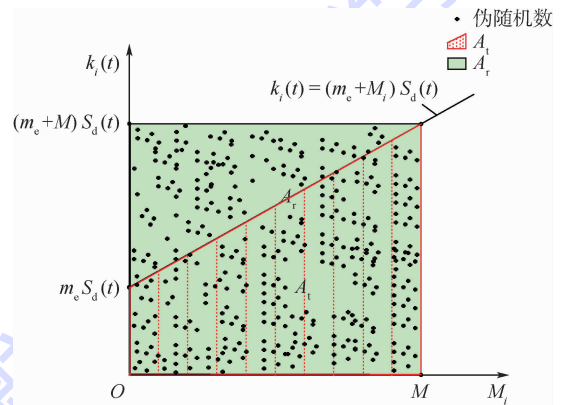


图3 惯性质量的伪随机数模拟分布

Fig.3 Simulated distribution of pseudo-random numbers for inertia mass

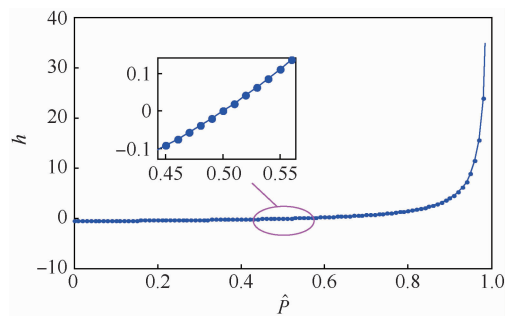


图4 质量系数的增长趋势模拟

Fig.4 Growth tendency simulation of mass coefficient

3 校准实验与数据分析

3.1 校准装置的设计

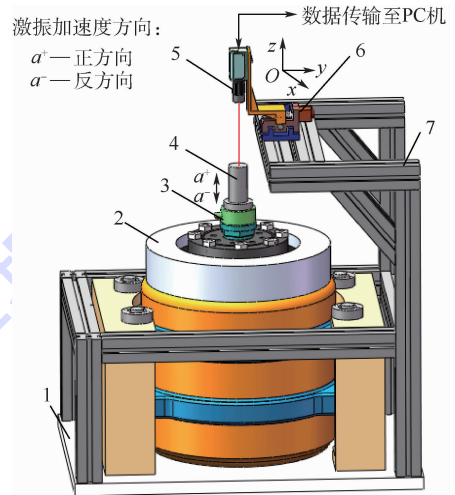
为了验证 MMCC 方法的准确性,研制了力传感器动态校准装置,通过测量不同配重时的力传感器输出,来实现其动态特性的校准。该装置主要由激振系统、测量系统和控制系统组成,如图 5 所示。激振系统主要包括正弦激振台、隔振基座和测量支架;测量系统包括被校准力传感器、不同的配重和双频激光干涉仪;控制系统包括二维精密微动平台、数据采集单元和安装在 PC 机中的虚拟测控平台。

选用 Kistler 9331B 型力传感器作为被校准对象。测量过程主要包括 3 步。第 1 步,将被校准力传感器安装在正弦激振台上方的传感器基座上;通过二维精密微动平台调整双频激光干涉仪出射光线的方向,使激光轴近似对准被校准力传感器的中心。第 2 步,将不同质量的配重 M_i 安装在传感器的输出端;启动正弦激振台以频率 $f = 450 \text{ Hz}$ 开始激振。第 3 步,利用双频激光干涉仪实时测量配重质量的激振加速度 $a_i(t)$;同时,测控平台通过 PCI-1711UL 数据采集卡记录被校准力传感器的输出电压 $U_i(t)$,如表 1 所示。

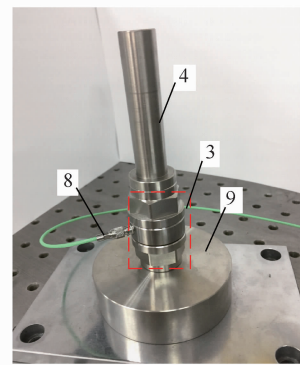
3.2 数据分析与处理

将上述测量数据作为初值,解算力传感器的初始灵敏度;通过建立的力传感器 MMCC 方法,对 $[0, 7\ 621.833] \text{ g}$ 区间的实测配重进行 N 次模拟估计,得到不同配重质量的有效样本的概率,如图 6 所示。能看出,在配重质量范围一定的情况下,概率估计值会随着抽样次数的增加而趋于稳定。说明随着样本空间的增大,估计值逐渐收敛。

另外,当抽样次数一定时,随着配重质量的模拟范围增大,概率估计值会逐渐降低并无限接近 50%。说明较大的配重质量会抑制估计值的振荡幅值。在抽样次数较少时,较大的配重质量具有



(a) 测量原理示意



(b) 配重安装示意

- 1—隔振基座; 2—正弦激振台; 3—被校准力传感器; 4—配重;
5—双频激光干涉仪; 6—二维精密微动平台; 7—测量支架;
8—信号传输线; 9—传感器基座。

图 5 力传感器动态校准装置

Fig. 5 Dynamic calibration device of a force transducer

表 1 力传感器的激励与响应

Table 1 Excitations and responses of force transducer

No.	117.931 g 配重		229.562 g 配重		4476.340 g 配重		7621.833 g 配重	
	$a_i(t)/(m \cdot s^{-2})$	$U_i(t)/mV$	$a_i(t)/(m \cdot s^{-2})$	$U_i(t)/mV$	$a_i(t)/(m \cdot s^{-2})$	$U_i(t)/mV$	$a_i(t)/(m \cdot s^{-2})$	$U_i(t)/mV$
1	151.92	623.69	158.78	650.83	165.65	679.46	178.68	732.70
2	152.61	623.46	159.47	654.34	166.33	682.31	179.37	736.02
3	153.29	629.81	160.16	656.49	167.02	685.99	180.05	739.03
4	153.98	633.01	160.84	659.73	167.70	688.37	180.74	739.89
5	154.67	634.48	161.53	662.12	168.39	691.56	181.43	745.46
6	155.35	636.03	162.21	665.26	169.08	694.24	182.11	747.95
7	156.04	636.83	162.90	668.72	169.76	696.18	182.79	750.59
8	156.73	642.98	163.59	669.61	170.45	699.95	183.48	753.29
9	157.41	645.64	164.27	670.38	171.13	702.01	184.17	755.78
10	158.09	648.50	164.96	673.33	165.65	679.46	184.86	758.45

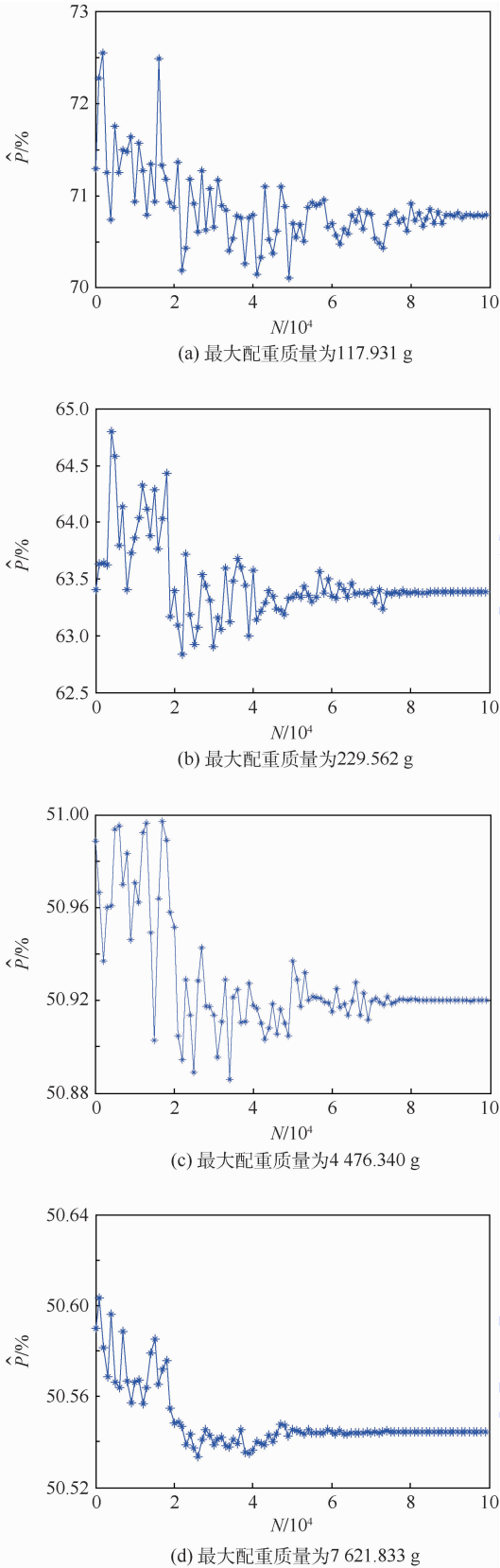


图6 不同配重质量的有效样本概率
Fig.6 Probability of valid samples for different additional mass

更快的收敛速度。当配重质量过大时,惯性质量将容易被模型误差淹没而无法实现估计。

根据概率估计值,利用式(9)可估计出力传

感器的惯性质量,如图7所示。可以看出,在不同的配重质量下,惯性质量的估计值不尽相同。但是,随着抽样次数的增加,惯性质量的估计值逐渐收敛。惯性质量的估计误差可用不同条件下估计值的估计误差 $E_r^{(n)}$ 和 Bessel 标准差 ε 来表示,即

$$E_r^{(n)} = \frac{1}{v} \sum_{i=1}^v \frac{|\hat{m}_{ei}^{(n)} - \bar{m}_{ei}^{(n)}|}{\hat{m}_{ei}^{(n)}} \times 100\% \quad (10)$$

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{1}{v-1} \sum_{i=1}^v (\hat{m}_{ei}^{(n)} - \bar{m}_{ei}^{(n)})^2} \quad (11)$$

式中: v 为配重次数,本实验取 $v=4$; $\bar{m}_{ei}^{(n)}$ 和 $\hat{m}_{ei}^{(n)}$ 为 n 次模拟时惯性质量估计值的均值和估计值。根据式(10)和式(11)可求出惯性质量的估计误差和标准差,如图8所示。该结果表明,经过 $N=10^5$ 次 MMCC 估计之后,力传感器惯性质量的估计值为 83.91 g,估计误差为 0.67%,标准差为 0.74 g。

相应地,传统的二次配重法和多次配重法的计算结果如表2所示。可以看出,二次配重法的估计误差为 2.13%,标准差为 2.24 g;多次配重法的估计误差降低到 1.28%,标准差降低至 1.34 g。但是,当抽样次数超过 7.6×10^4 次之后,MMCC

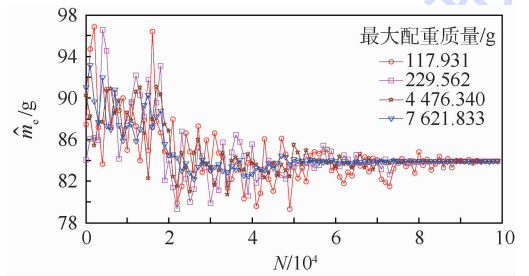


图7 力传感器惯性质量的估计值

Fig.7 Estimated inertia mass of a force transducer

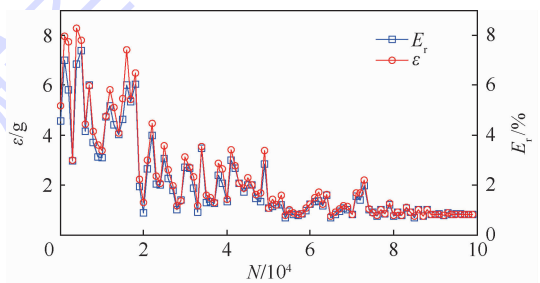


图8 MMCC 方法的估计误差和标准差

Fig.8 Estimation error and standard deviation of MMCC method

表2 传统配重法的估计误差

Table 2 Estimation error of traditional additional mass method

方法	估计值/g	标准差/g	估计误差/%
二次配重法	85.70	2.24	2.13
多次配重法	84.98	1.34	1.28

方法的平均相对误差低于二次配重法和多次配重法。

将改进 MMCC 方法和传统方法的估计值均用于 Kistler 9331B 型力传感器的动态校准,其动态力校准的相对误差 E_r 为

$$E_r = [(\hat{m}_e^{(n)} + M_i) a_i(t) - f(t)] / f(t) \quad (12)$$

式中: $\hat{m}_e^{(n)}$ 为 Kistler 9331B 型力传感器的惯性质量估计值; $f(t)$ 为 t 时刻作用在被校力传感器上的标准激振力。利用正弦激振台产生 $f(t)$, 即可根据估计值求出动态力的校准误差, 如图 9 所示。可以看出, 随着样本量的增大, 动态力的校准误差逐渐减小; 配重质量的增大还能提高校准误差的改善速度; 当最大配重质量为 7 621.833 g 时, 动态力的校准误差范围为 $[-7.88\%, 11.46\%]$ 。然而, 二次配重法和多次配重法的动态力校准误差分别为 27.53% 和 -21.83%, 分别为 MMCC 方法的 3.5 倍和 2.8 倍。因此, 本文方法的动态力校准误差更小。

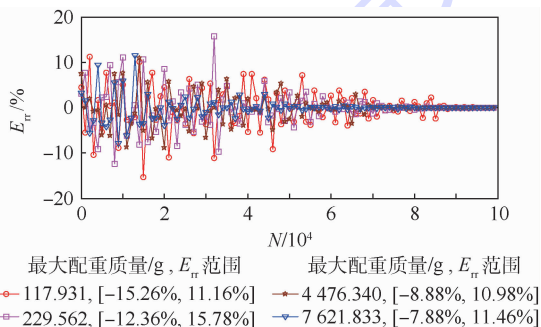


图9 MMCC 方法的动态力校准误差

Fig.9 Dynamic force calibration error of MMCC method

4 结论

1) 提出一种 MMCC 方法, 用于力传感器动态特性的校准。该方法利用伪随机数生成技术, 对力传感器模型中的配重质量、加速度和电压进行抽样模拟; 根据区间判断准则求出有效样本, 准确估计力传感器的惯性质量。

2) 利用 MMCC 方法, 设计了一种力传感器动态校准的实验装置。结果表明, 在相同的预设精度下, 增大模拟配重质量能够降低算法的抽样空间, 提高估计值的收敛速度。当抽样次数超过 7.6×10^4 次后, MMCC 方法的误差低于二次配重法和多次配重法; 经过 $N = 10^5$ 次抽样, Kistler 9331B 型力传感器的惯性质量的估计值为 83.91 g, 估计误差为 0.67%, 标准差为 0.74 g, 估计值达到最优。

3) 将惯性质量估计值用于 Kistler 9331B 型

力传感器的动态校准。结果表明动态力的校准误差随着样本量的增大而减小; 配重质量的增大会提高校准误差的改善速度; 当最大配重质量为 7 621.833 g 时, 动态力的校准误差范围为 $[-7.88\%, 11.46\%]$ 。然而, 传统的二次配重法和多次配重法的动态力校准误差分别为 27.53% 和 -21.83%。因此, 本文方法的动态力校准误差更小。

参考文献 (References)

- [1] VLAJIC N, CHIJOKE A. Traceable dynamic calibration of force transducers by primary means [J]. Metrologia, 2016, 53 (4): S136-S148.
- [2] REZAYAT A, NASSIRI V, PAUW D, et al. Identification of dynamic forces using group-sparsity in frequency domain [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 70 (71): 756-768.
- [3] 姚建涛, 李立建, 许允斗, 等. 超静定六维力传感器静定测量模型及标定方法 [J]. 仪器仪表学报, 2013, 34 (9): 1927-1933.
- [4] YAO J T, LI L J, XU Y D, et al. Statically determinate measurement model and calibration method of statically indeterminate six-axis force sensor [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34 (9): 1927-1933 (in Chinese).
- [5] SCHLEGEL C, KIECKENAP G, GLÖCKNER B, et al. Traceable periodic force calibration [J]. Metrologia, 2012, 49 (3): 224-235.
- [6] 高云凯, 冯海星, 方剑光, 等. 基于质量线法的驾驶室惯性参数识别试验研究 [J]. 振动与冲击, 2013, 32 (16): 193-197.
- [7] GAO Y K, FENG H X, FANG J G, et al. Experimental study on identification of inertia parameters of truck cab based on mass line method [J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32 (16): 193-197 (in Chinese).
- [8] KUMME R. Investigation of the comparison method for the dynamic calibration of force transducers [J]. Measurement, 1998, 23 (4): 239-245.
- [9] FUJII Y. Proposal for a step response evaluation method for force transducers [J]. Measurement Science and Technology, 2003, 14 (10): 1741-1746.
- [10] FUJII Y. Toward dynamic force calibration [J]. Measurement, 2009, 42 (7): 1039-1044.
- [11] SHABANI R, TARIVERDILO S, SALARIEH H. Nonlinear identification of electro-magnetic force model [J]. Journal of Zhejiang University: Science A, 2010, 11 (3): 165-174.
- [12] QIAO B, ZHANG X, WANG C, et al. Sparse regularization for force identification using dictionaries [J]. Journal of Sound and Vibration, 2016, 368 (1): 71-86.
- [13] 汪凤泉, 许秀之. 动态力传感器校准的两次配重消去法 [J]. 计量学报, 1990, 11 (4): 304-310.
- [14] WANG F Q, XU X Z. The elimination method by adding balance weight twice in calibration of dynamic force transducer [J]. Acta Metrologica Sinica, 1990, 11 (4): 304-310 (in Chinese).

- [12] 孙兴盛,刘杰,丁飞,等. 基于矩阵摄动的随机结构动态载荷识别技术[J]. 机械工程学报,2014,50(13):148-156.
SUN X S, LIU J, DING F, et al. Identification method of dynamic loads for stochastic structures based on matrix perturbation theory[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(13): 148-156 (in Chinese).
- [13] 杨子凯,王建林,于涛,等. 基于预测误差法的加速度传感器动态模型参数辨识[J]. 仪器仪表学报,2015,36(6):1244-1249.
YANG Z K, WANG J L, YU T, et al. Dynamic model parameter identification of the acceleration sensor based on the prediction error method [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2015, 36(6): 1244-1249 (in Chinese).
- [14] THOMAS B, SARA S, POSSOLO A. Force calibration using errors in variables regression and Monte Carlo uncertainty evaluation[J]. Metrologia, 2016, 53(3): 965-971.
- [15] 王中宇,刘智敏,夏新涛,等. 测量误差与不确定度评定[M]. 北京:科学出版社,2008:17-21.
WANG Z Y, LIU Z M, XIA X T, et al. Measurement error and uncertainty evaluation[M]. Beijing: Science Press, 2008: 17-21 (in Chinese).
- [16] JIANG W S, WANG Z Y, MOURELATOS Z P. Application of non-equidistant fractional order accumulation model on trajectory prediction of space manipulator[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21(3): 1420-1427.

作者简介:

江文松 男,博士研究生。主要研究方向:航空计量与动态校准技术、动态载荷识别技术。

王中宇 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:动态测试技术。

张力 男,博士,高级工程师,硕士生导师。主要研究方向:航空计量技术。

杨军 男,博士研究生,工程师。主要研究方向:传感器及其校准理论。

吕京 男,博士,研究员。主要研究方向:合格评定与认可技术。

Inertia mass of force transducers based on a modified Monte Carlo calibration method

JIANG Wensong^{1,2}, WANG Zhongyu^{1,*}, ZHANG Li², YANG Jun², LYU Jing³

(1. Key Laboratory of Precision Opto-Mechatronics Technology of Ministry of Education, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China; 2. Beijing Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Beijing 100095, China; 3. Technical Department, China National Accreditation Service for Conformity Assessment, Beijing 100062, China)

Abstract: As an important parameter of a force transducer, the inertia mass can reduce the measurement accuracy of a dynamic force unless it has been accurately estimated. To eliminate the ill-posedness of an calibration model of the inertia mass caused by parameter errors, a modified Monte Carlo calibration (MMCC) method is proposed. Firstly, the mathematical model among the inertia mass, the additional mass, and the measurement response of the force transducer is built. Secondly, the parameter samples of this model including additional mass, acceleration, and voltage are simulated by pseudo-random number generation globally. Thirdly, the valid samples of these parameters are selected by interval screening technique. Finally, the inertia mass of the force transducer is estimated by solving the probability of these valid samples as well as the calibration of the force transducer. The accuracy of the MMCC method is verified by dynamic calibrating a Kistler 9331B force transducer with a sinusoidal vibration exciter. The experimental results show that the estimate of the inertia mass is 83.91 g, the estimation error is 0.67%, the standard deviation is 0.74 g, and the calibration error range of the dynamic force is $[-7.88\%, 11.46\%]$. It indicates that the calibration error of MMCC method is less than the traditional secondary additional mass method and the multi-additional mass method.

Keywords: force transducers; estimation; ill-posedness of model; Monte Carlo simulation; dynamic calibration

Received: 2017-03-08; Accepted: 2017-06-09; Published online: 2017-06-30 10:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170630.1000.009.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFF0203801); National Natural Science Foundation of China (51575032); Beijing Natural Science Foundation (3172020)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0321

一种新的胚胎电子细胞阵列测试结构



李丹阳, 蔡金燕*, 孟亚峰, 朱赛

(陆军工程大学石家庄校区 电子与光学工程系, 石家庄 050003)

摘 要: 针对胚胎电子细胞阵列中测试结构与故障检测和定位方法受电子细胞和阵列结构限制较大, 故障检测和定位能力有限, 硬件消耗大等问题, 提出一种由可配置边界扫描结构和可配置内部扫描结构组成的新的测试结构。基于这种测试结构, 提出了寄存器传输级故障检测和细胞级故障定位相结合的故障检测和定位方法。仿真实验以 s27 电路为例, 详细介绍了故障检测和定位的具体过程并对测试结构的硬件消耗进行了分析。仿真和分析结果表明, 本文方法可有效检测并在细胞级定位故障, 而且随着阵列规模增大, 测试结构的硬件消耗所占比例明显下降, 适用于大规模胚胎电子细胞阵列。

关键词: 胚胎电子细胞阵列; 测试结构; 故障检测; 故障定位; 扫描测试

中图分类号: TP302.8

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0349-14

胚胎电子细胞阵列^[1-2]是一种具有故障自修复能力的新型高可靠性硬件, 在航天航海、深空探测等环境严苛, 人工维修难以开展的领域具有广阔的应用前景。近年来, 胚胎电子细胞阵列的研究主要围绕可靠性分析与优化设计^[3-6], 新型阵列结构设计^[7-9]和功能模块设计^[10-11], 新的自修复方法^[8,12]等问题展开, 对胚胎电子细胞阵列的故障检测和定位问题研究相对较少。然而, 胚胎电子细胞阵列实现故障自修复的前提是故障的检测和定位, 该问题已成为限制胚胎电子细胞阵列发展的关键问题。

目前, 胚胎电子细胞阵列中故障的检测和定位主要依靠冗余设计和内建自测试 (Built-in Self Test, BIST)。其中冗余设计按照冗余程度, 可分为针对胚胎电子细胞中特定模块的冗余设计和针对电子细胞整体的冗余设计。文献[1-2]对电子细胞的功能模块进行冗余设计, 可检测功能模块发生的故障。文献[13]对电子细胞阵列中互连

资源进行冗余设计, 可检测互连资源中发生的故障; 文献[14]提出一种先天性免疫系统, 通过添加免疫层实现对电子细胞阵列的故障检测和定位。文献[15-16]从整体上对电子细胞阵列进行冗余设计, 利用阵列中空闲电子细胞设计在线故障检测结构。

在采用 BIST 的故障检测和定位方法中, 文献[17]提出一种人工免疫系统, 采用负选择算法和 Roving STARS^[18]方法来检测和定位故障。文献[19-20]提出一种原核电子细胞结构, 电子细胞间通过链状总线连接, 采用 BIST 方法实现故障的检测和定位。文献[21]采用双模冗余设计和 BIST 方法对工作层细胞进行故障检测和定位。

总的来说, 基于冗余设计的故障检测和定位方法受冗余程度的限制很大。如果冗余程度很小, 则可检测和定位的故障就非常有限; 如果冗余程度很大, 则用于检测的硬件消耗就很大。而基于 BIST 的故障检测和定位方法则受电子细胞阵

收稿日期: 2017-05-15; 录用日期: 2017-08-11; 网络出版时间: 2017-09-27 17:43

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170927.1743.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61601495)

* 通信作者. E-mail: cjyrad@163.com

引用格式: 李丹阳, 蔡金燕, 孟亚峰, 等. 一种新的胚胎电子细胞阵列测试结构[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 349-362. LI D Y, CAI J Y, MENG Y F, et al. A novel testing architecture for embryonics array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 349-362 (in Chinese).

列结构或电子细胞结构的限制,一种方法通常仅针对特定的阵列或细胞结构有效,通用性和适用范围有限。因此,针对胚胎电子细胞阵列,本文首先提出一种新的测试结构,对测试结构进行了详细设计。然后,基于新的测试结构,提出了一种通用的故障检测和定位方法,并分析了测试结构的硬件消耗。仿真和分析结果证明了方法的有效性,为解决胚胎电子细胞阵列的故障检测和定位问题提供了一个新的思路。

1 具有测试结构的胚胎电子细胞阵列

常见的胚胎电子细胞阵列如图1所示。每个电子细胞内都包含一个专门设计的自检单元,电子细胞阵列的故障检测和定位主要依靠单个电子细胞的故障自检实现。这种方法对单个电子细胞的要求很高,为了达到一定的故障检测能力,自检单元结构通常比较复杂,导致细胞中用于故障检测的硬件消耗比较大。而且自检单元并没有统一的设计方法,故障检测能力也很有限,对于连线资源故障、开关盒故障和时序故障等,设计出有效的自检单元结构也比较困难。

因此,本文将测试资源从电子细胞中分离出来,集中处理,提出一种新的测试结构,如图2所示。图中IO表示具有边界扫描功能的双向输入输出端口,本文中称为可配置边界扫描单元,所有的可配置边界扫描单元串联构成可配置边界扫描结构。在可配置边界扫描结构与电子细胞之间,以及电子细胞周围,阵列中显示为阴影部分的结构称为可配置内部扫描结构。可配置边界扫描结构和可配置内部扫描结构一起构成了胚胎电子细胞阵列的测试结构。因此,具有测试结构的胚胎电子细胞阵列总体上可分为测试结构、处理器和电子细胞3部分。其中测试结构是实现胚胎电子

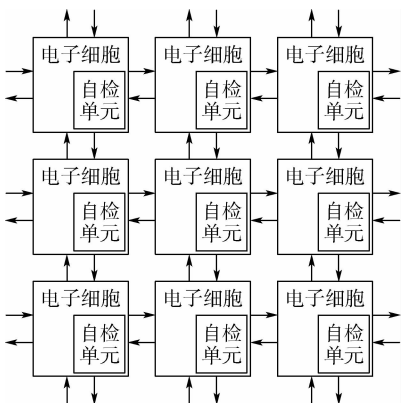


图1 胚胎电子细胞阵列

Fig.1 Embryonics array

细胞阵列故障检测与定位的硬件基础,是本文研究的重点。处理器主要实现对测试结构的测试控制和测试数据的分析。电子细胞的具体结构可以是任意的,阵列中电子细胞的数量以及每个电子细胞输入输出端口个数仅影响测试结构中测试单元的数量。为了方便分析,本文采用通用布线矩阵(General Routing Matrix, GRM)模型描述电子细胞结构,具体结构见图3。

如图3所示,可将电子细胞分为开关盒和功能部分。开关盒实现电子细胞间的信号传递,电子细胞的功能输入和输出都需要经过开关盒;功能部分主要实现电子细胞的逻辑功能,一般情况下由功能模块、基因存储模块、地址模块等组成。新的测试结构将电子细胞作为“黑盒”,通过对电子细胞开关盒的输入和输出信号,以及电子细胞内部时序单元的状态信号进行监测和分析来判断电子细胞的功能和故障。

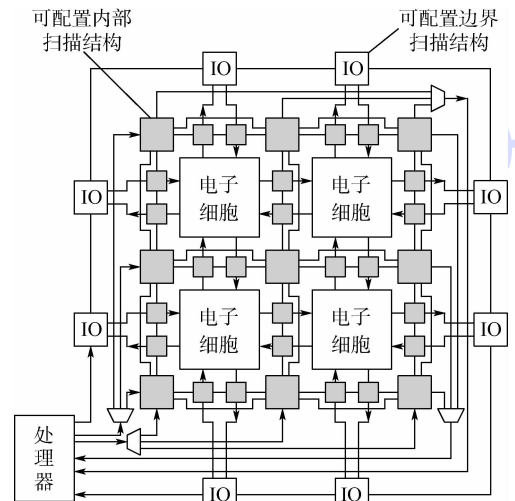


图2 胚胎电子细胞阵列中的测试结构

Fig.2 Testing architecture in embryonics array

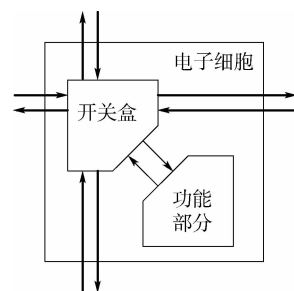


图3 电子细胞结构

Fig.3 Electronic cell architecture

2 测试结构及具体构成

2.1 可配置边界扫描结构

可配置边界扫描结构由可配置边界扫描单元

串联构成,是实现故障检测的硬件基础。本文在 IEEE 1149.1—2013^[22] 的基础上,为了进一步减少扫描链长度,提高扫描速度,设计了一种新的可配置边界扫描单元结构,见图 4。

可配置边界扫描单元主要由输入单元、输出单元、控制单元、三态缓冲器和多路选择器等构成。输入单元和输出单元即为 IEEE 1149.1—2013 中定义的 BC_1 型扫描单元结构,图 4 中仅给出了 BC_1 型扫描单元的简化模型^[22],其中 U 代表 BC_1 型扫描单元中的更新寄存器,C 代表 BC_1 型扫描单元中的捕获(移位)寄存器。与三态缓冲器相连接的 INOUT 端口代表电子细胞阵列的输入输出端口,为了减少端口数量,将所有的端口都设计为双向端口。CC 代表控制单元,由单个触发器构成,主要完成对边界扫描单元中的多路选择器和三态缓冲器的控制。CI 为来自上一级控制单元的移位输入,CO 为送往下一级控制单元的移位输出,整个边界扫描链中所有的控制单元串联构成一个控制寄存器。控制寄存器可在电子细胞阵列进行功能分化时完成配置。TDI 为扫描数据输入,TDO 为扫描数据输出。在控制单元的控制下,每个边界扫描单元内,扫描数据仅经过 1 个触发器,因此扫描速度得到提升。

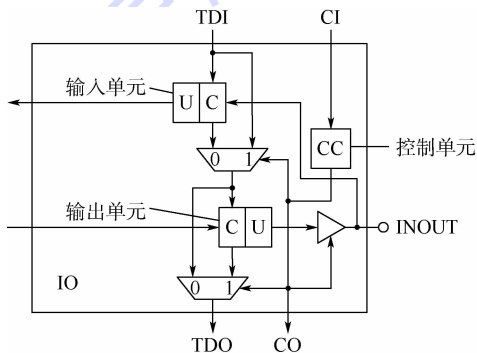


图 4 可配置边界扫描单元结构

Fig. 4 Configurable boundary scan cell architecture

2.2 可配置内部扫描结构

可配置内部扫描结构是实现细胞级故障定位的硬件基础,具体结构见图 5。图中 S 代表内部扫描单元,CB 代表可配置内部扫描开关盒。其中内部扫描单元分布在电子细胞开关盒之间相互连接的连线上。所有的内部扫描单元与可配置内部扫描开关盒构成可配置内部扫描网络。另外,为了对时序电路进行有效的测试,将电子细胞中所有的触发器设计为具有扫描功能的触发器,所有触发器串联起来,构成可配置内部扫描链,如图 5 中虚线所示。因此,可配置内部扫描结构总体上可以分为可配置内部扫描网络和可配置内部扫

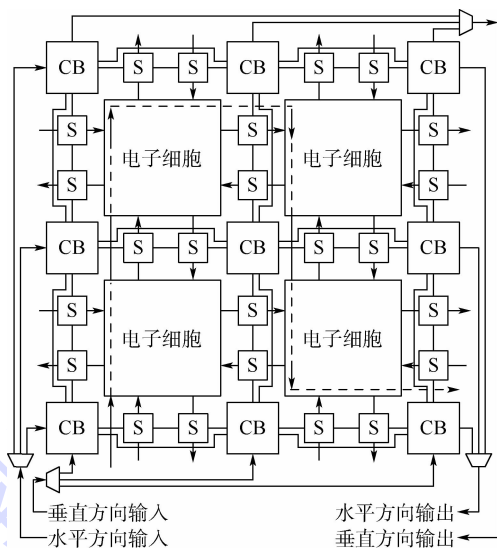


图 5 可配置内部扫描结构

Fig. 5 Configurable inner scan architecture

描链两部分。

如图 5 所示,扫描数据在数据分配器的控制下,可以从水平和垂直 2 个方向输入可配置内部扫描网络,并在数据选择器的控制下,从水平和垂直 2 个方向输出扫描结果,实现对可配置内部扫描网络中任意行和列的扫描。因此,可配置内部扫描结构具有一定的自检能力。更重要的是,在可配置内部扫描链的配合下,任意电子细胞的输入、输出和触发器状态信息都可以通过可配置内部扫描结构输出,为故障的定位带来极大便利。

2.2.1 可配置内部扫描网络

可配置内部扫描网络中内部扫描单元的具体结构如图 6 所示。

内部扫描单元由 2 个多路选择器和 1 个触发器构成,具有故障自检能力。DI、DO 分别为数据输入、输出端口;SDI、SDO 分别为扫描数据输入、输出端口;US Clock 为扫描(捕获)时钟;U Mode 为工作/检测模式选择信号;U Shift 为移位控制

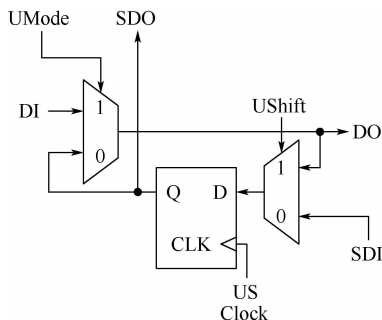


图 6 内部扫描单元结构

Fig. 6 Inner scan unit architecture

信号。内部扫描单元在 UMode 和 UShift 信号控制下,可以实现检测、移位、捕获等功能。当 UMode 为 1 时,内部扫描单元处于工作模式,此时,如果 UShift 为 1,则内部扫描单元可实现数据捕获;如果 UShift 为 0,则内部扫描单元可实现扫描数据的移位输入和输出。当 UMode 为 0 时,内部扫描单元处于检测模式,此时如果 UShift 为 1,经过 1 个扫描时钟后,扫描数据由 SDO 端口送出,可以对发生在触发器输出端至输入端回路上的固定型故障进行自检;如果 UShift 为 0,DO 端输出触发器中的扫描数据,此时扫描数据可作为测试激励输入电子细胞。因此,基于内部扫描单元结构,可以实现非常灵活的测试。

图 7 中可配置内部扫描开关盒由 2 个 2 选 1 多路选择器组成。本文中设定扫描数据的水平移位方向为由西 (West) 向东 (East),垂直移位方向为由南 (South) 向北 (North)。2 个相邻的可配置内部扫描开关盒之间有 2 条连接通路,分别为经过内部扫描单元的扫描通路和直连的长线。在电子细胞阵列进行细胞 (行/列) 移除自修复的过程中,可将被移除细胞 (行/列) 周围的可配置内部扫描开关盒配置为通过直连的长线连接,保证了扫描功能不受自修复过程的影响。

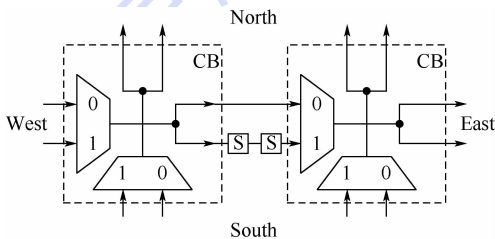


图 7 可配置内部扫描开关盒

Fig. 7 Configurable inner scan switch box

2.2.2 可配置内部扫描链

时序电路的测试和诊断是比较困难的,常用的可测性设计方法是将时序电路中的触发器串联起来构成扫描链,将时序电路的测试问题转化为组合电路的测试问题来解决。在电子细胞阵列中,实现时序逻辑功能的基本单元是电子细胞中的触发器,因此,将电子细胞中的触发器均设计为具有扫描功能的扫描触发器,具体结构如图 8 所示。其中 FI 和 FO 分别为电子细胞中组合逻辑功能输出和电子细胞的功能输出。Gene 为每个电子细胞中存储的基因,在 Gene 的控制下,每个电子细胞可以实现一定的组合或时序逻辑功能。SIN 为扫描数据输入, SOUT 为扫描数据输出。Scan Shift 为移位控制信号。Scan Clock 为工作

(扫描)时钟。与配置时钟 Configure Clock 连接的是控制触发器,输入为 CIN,输出为 COUT。

在控制触发器的控制下,扫描触发器有 2 种状态,即扫描状态和快速通过状态。当控制触发器的输出 COUT 为 0 时,扫描触发器处于扫描状态,实现扫描数据移位功能;当 COUT 为 1 时,扫描触发器处于快速通过状态,扫描数据不经过触发器,直接从 SOUT 端输出。

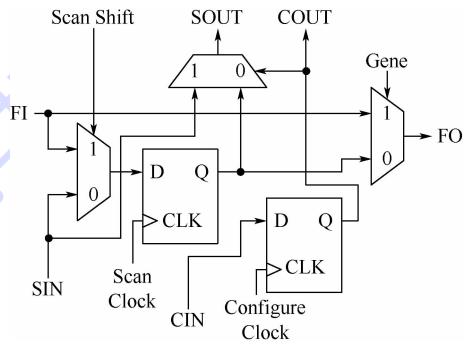


图 8 电子细胞中的扫描触发器结构

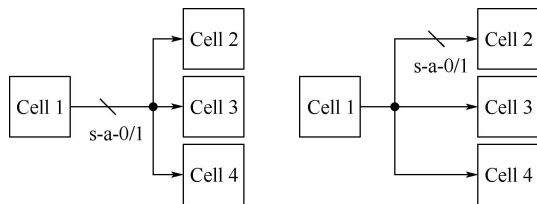
Fig. 8 Scan flip-flop in electronic cell architecture

3 故障检测方法

3.1 固定型故障模型

固定型故障是一种非常常用的故障模型,能够反映许多实际中出现的故障,因此,本文主要针对固定型故障进行研究。在对胚胎电子细胞阵列进行寄存器传输级 (Register Transfer Level, RTL) 的故障分析时,按照故障产生的位置,可分为电子细胞的输入端固定型故障和输出端固定型故障,如图 9 所示, Cell 1 ~ Cell 4 为电子细胞。

图 9(a) 为电子细胞 Cell 1 的输出端固定型故障 (s-a-0 或 s-a-1),产生的故障直接影响所有与细胞输出相连接的细胞,在实际中相当于电子细胞损坏、电子细胞与开关盒间连线开路、开关盒故障等故障情况。图 9(b) 为电子细胞 Cell 2 的输入端故障,电子细胞的输入端为固定的逻辑值 0 或 1 (s-a-0 或 s-a-1),在实际中相当于电子



(a) 输出端固定型故障

(b) 输入端固定型故障

图 9 故障模型

Fig. 9 Fault model

细胞的某输入端开路、电子细胞与电子细胞间的连线开路、开关盒故障等故障情况。

3.2 测试向量生成方法

RTL 级故障检测方法中,核心的技术是测试向量生成。但是目前已有的测试向量生成方法,处理的对象主要是由基本逻辑门(如与门、或门、非门、与非门、或非门等)构成的电路,而电子细胞的功能单元一般采用可编程查找表(Look-up Table, LUT)实现,因此,针对 LUT 型功能单元如何有效的生成测试向量是一个值得研究的关键问题。为了有效解决这一问题,并充分利用目前已有的技术和方法,本文采用一种等价变换的方法,首先对 LUT 单元进行逻辑等价变换,转化为逻辑等价的基本逻辑门电路,然后再使用常规的自动测试向量生成(Automatic Test Pattern Generation, ATPG)工具产生测试向量。

以 C17 电路为例说明等价变换的具体方法,如图 10 所示, I1 ~ I5 为电路的 5 个输入, O1、O2 为电路的 2 个输出。图 10(a)为 C17 电路的 LUT 网表,图 10(b)为图 10(a)经过等价变换得到的基本逻辑门电路。在等价变换的过程中,图 10(a)中的 LUT1、LUT2 单元分别变换为图 10(b)中由基本逻辑门构成的 L1、L2 电路模块, L1、L2 电路模块分别保留对应 LUT 单元的输出端、输入端名称。因此, LUT1 和 LUT2 的输入端和输出端故障可等效为 L1 和 L2 模块中的输入端和输出端故障。在设置输入端故障时,当一个

输入端在某模块中连接多个基本逻辑门时,应将所有相同的输入端合并。见图 10(b), I5 在 L1 模块中连接 2 个与非门,将这 2 个与非门相同的输入端合并,在设置 L1 输入端故障时,这 2 个与非门同时受到故障的影响。

基于等价变换的测试向量生成的流程图见图 11。RTL 级电路描述文件可以是.v、.blif、.bench、.aig等多种格式;经过逻辑综合、映射生成以 LUT 为基本逻辑单元的.blif 格式的 LUT 网表;将 LUT 网表进行分割,生成与 LUT 网表中 LUT 数量相同的.blif 格式的子网表,每个子网表中仅包含一个 LUT,分割过程中子网表保留 LUT 在原网表中的输入和输出端名称;分别对每个子网表进行等价变换,生成由与门和非门组成的.aig 格式的子网表;网表综合过程对每个.aig 格式的子网表进行逻辑综合、优化生成最简的.bench 格式的子网表,然后将所有的子网表综合,重新生成完整的.bench 格式的电路网表,此时电路的等价变换完成;按照 LUT 网表中 LUT 单元的输入端、输出端和连线位置,在等价变换生成的.bench 网表中,确定相对应的基本逻辑门的输入端、输出端和连线,并分别设置固定型故障;按照 ATPG 工具可处理的格式记录设置故障,然后根据.bench 电路网表文件和故障设置文件,生成测试向量文件。

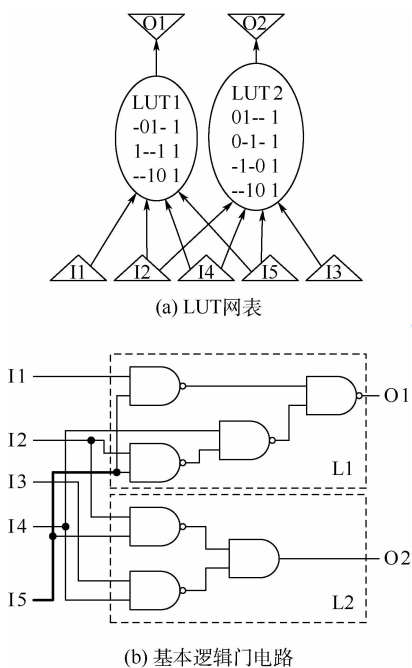


图 10 C17 电路结构的等价变换

Fig. 10 Equivalent transformation of C17 circuit structure

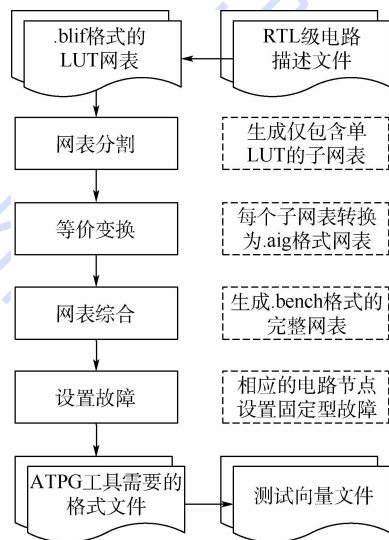


图 11 测试向量生成流程

Fig. 11 Flowchart of test vector generation

4 故障定位方法

细胞级故障定位方法基于可配置内部扫描结构,通过分析扫描数据,可将故障定位至具体的细胞。在故障定位流程中需要电子细胞的布局布线文件和基因文件,这 2 个文件在电子细胞阵列功

能分化时生成。

其中布局布线文件记录着各个细胞的布局位置、输入输出端口位置以及从细胞输出端输出至所有相关细胞输入端的信号传输路径。基因文件记录着每个电子细胞中存储的基因信息,通过基因文件可以确定每个电子细胞的具体功能。故障定位的具体流程见图12。

故障定位流程整体上可分为模拟过程、扫描过程和定位过程3个部分。其中模拟过程是根据当前的测试向量和故障集,确定当前测试向量可检测的故障,即确定可能引发故障的故障集;扫描过程是根据布局布线文件和故障集,确定需要扫描的具体的行和列,即扫描范围,然后进行扫描测试,并移出测试数据;定位过程是根据测试数据、布局布线文件和基因文件,对扫描范围内的电子细胞逐一进行单细胞故障判断,并根据判断结果定位故障。在故障定位流程中,模拟过程可由专门的模拟工具实现,扫描和定位过程中关键的步骤是扫描范围确定和单细胞故障判断。

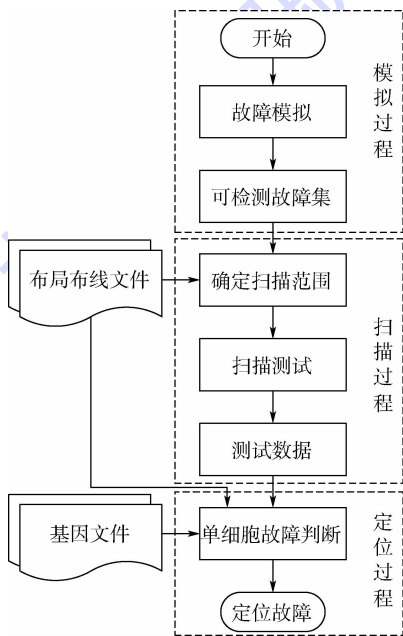


图12 故障定位流程

Fig. 12 Flowchart of fault location

4.1 扫描范围确定

根据当前故障集,在布局布线文件中依次搜索确定各个故障传输的路径,传输路径起点细胞和终点细胞的全部端口都需要扫描,传输路径的中间细胞中,传输路径经过的端口需要扫描。如图13所示,6个电子细胞 Cell 1 ~ Cell 6,假设经过故障检测确定当前可能存在2个故障,即 Cell 4 的输出端固定型故障和 Cell 1 ~ Cell 6 输入端固定型故障。则需要扫描的端口如图13中阴影部

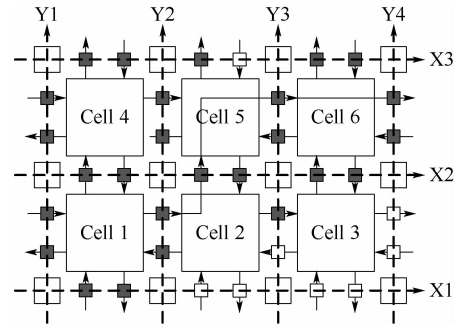


图13 扫描范围

Fig. 13 Scan scope

分所示,总的扫描范围需要包括所有的阴影部分,为 X1 ~ X3 和 Y1 ~ Y4 的3行4列共7条扫描链。

4.2 单细胞故障判断

电子细胞的功能包括由开关盒实现的信号传输功能和由 LUT、触发器实现的逻辑功能。因此,在对电子细胞故障进行判断时,主要考虑电子细胞的输入端故障、输出端故障、开关盒故障和触发器输入端故障,见图14。

单细胞故障判断基于电子细胞的功能模拟,即根据电子细胞的功能、输入和寄存器状态模拟得到电子细胞正常输出和下一时刻寄存器状态。以开关盒宽度为2(每个方向有1个输入和1个输出)的电子细胞为例,记扫描得到的电子细胞4个输入端数据构成输入向量 $I = (I_1, I_2, I_3, I_4)$; 4个输出端数据构成响应向量 $O = (O_1, O_2, O_3, O_4)$,由测试向量得到当前时刻细胞的触发器数据为 D ,由扫描输出数据得到触发器的真实响应数据记为 D_r 。记电子细胞的功能模拟函数为 F ,则经过功能模拟,电子细胞输出端的正常响应向量为 $O' = (O'_1, O'_2, O'_3, O'_4)$,记触发器的下一时刻的正常响应为 D' ,记电子细胞的基因信息为 G ,则电子细胞的功能模拟过程可由式(1)描述:

$$(O', D') = F(I, D, G) \tag{1}$$

因此,当 $O = O'$ 且 $D' = D_r$ 时,说明电子细

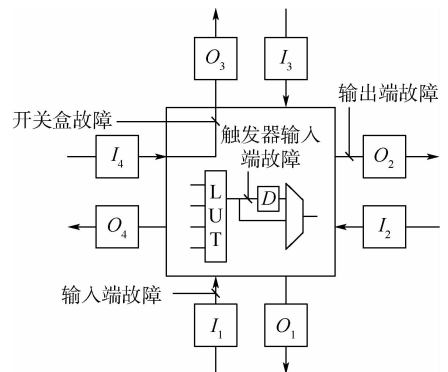


图14 电子细胞的故障

Fig. 14 Faults in electronic cell

胞无故障;当 $O \neq O'$ 时,说明电子细胞存在输入端故障、输出端故障或开关盒故障;当 $D' \neq D_r$ 时,说明电子细胞存在触发器输入端故障。

5 仿真实验

仿真实验分为算法仿真和电路仿真 2 部分。其中算法仿真在 Ubuntu 15.04 环境下,基于 ABC 逻辑综合工具实现 RTL 级电路网表的等价变换;基于 VTR^[23] 实现电子细胞阵列的布局布线和单细胞故障判断;基于 Atalanta 和 fsm^[24] 实现测试向量的生成和模拟。电路仿真在 Windows XP 环境下,使用 Xilinx ISE Design Suite 12.2 集成开发环境,对测试结构的功能和测试过程进行仿真。

5.1 s27 电路在电子细胞阵列中的实现

5.1.1 s27 电路网表及布局布线结果

以 s27 电路为例,说明故障检测定位方法的具体流程。在 VTR 给出的标准文件库中,映射到 4-LUT 中的 s27 电路文件 s27.blif 含有 5 个输入端(包含 1 个时钟端)、1 个输出端、3 个触发器和 6 个 LUT 单元。因为 s27 电路为时序电路,需要转化为扫描形式,记 s27 电路的输入分别为 I0、I1、I2 和 I3;输出为 O;触发器为 D0、D1 和 D2;D0_in、D1_in 和 D2_in 为触发器的输入,D0_out、D1_out 和 D2_out 为触发器的输出,s27 电路的具体结构见图 15。

采用 4 行 4 列的电子细胞阵列实现 s27 电路,电子细胞的开关盒宽度为 2。阵列的布局布线结果如图 16 所示。

电子细胞 N1、N2 分别实现电路节点 n1、n2 的功能。触发器 D0、D1、D2 和分别与之相连接的电路节点经过打包,对应阵列中的电子细胞 D0、D1、D2。电子细胞 Out 对应电路节点 O。H0 ~ H4

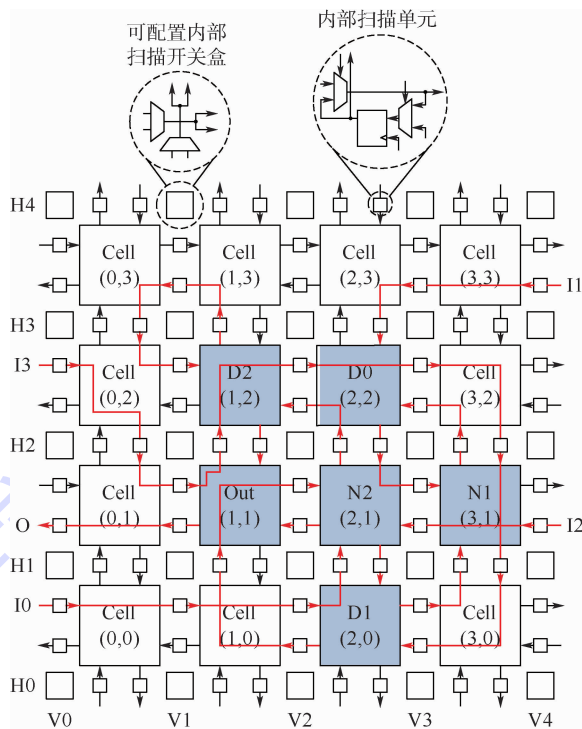


图 16 s27 电路的布局布线结果

Fig. 16 Placement and routing result of s27 circuit

为水平方向的 5 个扫描链,V0 ~ V4 为垂直方向的 5 个扫描链。

5.1.2 电子细胞结构及基因编码

如图 17 所示,电子细胞中,地址模块由 x 和 y 方向的 2 个 3 位全加器构成。基因模块由 SRAM 存储器构成。功能模块由 4 输入 LUT 和扫描触发器构成。开关盒由 4 个 4 选 1 多路选择器构成。S1、E1、N1、W1 分别为 4 个方向的输入端口,S0、E0、N0、W0 为 4 个方向的输出端口。

每个电子细胞包含整个电子细胞阵列的 16 条基因,每一条基因由 37 位的 0/1 编码数据构成,基因编码对应的细胞功能如表 1 所示。

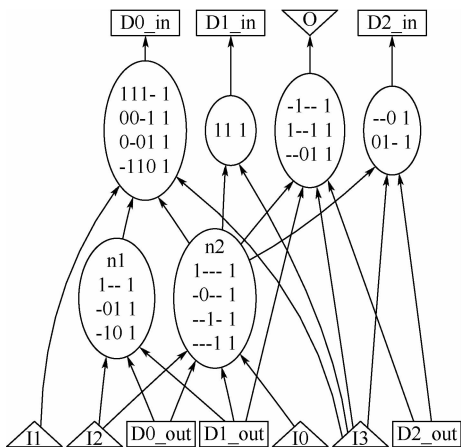


图 15 s27 电路结构

Fig. 15 s27 circuit architecture

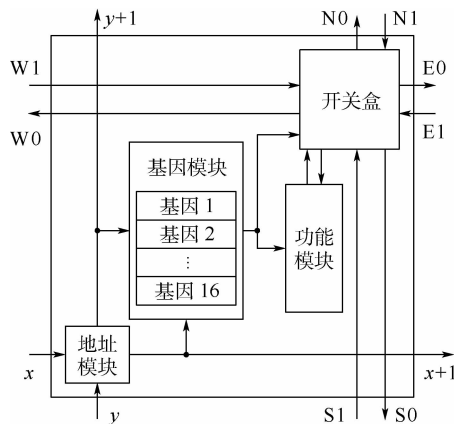


图 17 s27 电路中的电子细胞

Fig. 17 Electronic cell in s27 circuit

基因编码的15~0位存储着细胞中LUT的功能;16位控制细胞中LUT与触发器的输出;24~17位控制LUT的4个输入端的输入信号选择;36~25位控制开关盒中4个多路选择器。

电子细胞阵列中全部16个电子细胞的基因构成一个基因库,基因库中每条基因采用16进制编码表示,具体的编码见表2。

表1 基因编码

Table 1 Gene code

基因功能	开关盒控制	LUT输入选择	输出控制	LUT功能
编码位置	36~25	24~17	16	15~0

表2 基因库

Table 2 Gene bank

细胞坐标	细胞基因	细胞坐标	细胞基因
(0,0)	1FBE000000	(0,2)	1F9A000000
(1,0)	1EBE000000	(1,2)	1F5C394F4F
(2,0)	18EE138888	(2,2)	07BC9D95C0
(3,0)	14FE000000	(3,2)	07FA000000
(0,1)	0F9E000000	(0,3)	1FF2000000
(1,1)	18DEC6EFCC	(1,3)	07FE000000
(2,1)	1B1DC2FFFB	(2,3)	1FF2000000
(3,1)	0F761ABEBE	(3,3)	0FFE000000

5.2 故障检测与定位

5.2.1 故障集和测试向量集

将每一个LUT称为一个电路节点,假设电路节点的输出端为“ O_p ”,则“ $O_p/1$ ”和“ $O_p/0$ ”分别表示输出端 O_p 的固定0型故障和固定1型故障;因为每个电路节点仅有一个输出端,因此可以用输出端指代电路节点。假设电路节点 O_p 的一个输入端为 I_p ,则“ $I_p \rightarrow O_p/0$ ”和“ $I_p \rightarrow O_p/1$ ”分别表示输入端 I_p 的固定0型故障和固定1型故障。因此,在s27电路的输入输出端口和电路节点的输入输出端口处分别设置固定0型和固定1型故障,共54个故障,具体为: $I0/0, I1/0, I2/0, I3/0, O/0, N1/0, N2/0, I0/1, I1/1, I2/1, I3/1, O/1, N1/1, N2/1, I1 \rightarrow D0_in/0, I1 \rightarrow D0_in/1, N1 \rightarrow D0_in/0, N1 \rightarrow D0_in/1, N2 \rightarrow D0_in/0, N2 \rightarrow D0_in/1, I3 \rightarrow D0_in/0, I3 \rightarrow D0_in/1, N2 \rightarrow D1_in/0, N2 \rightarrow D1_in/1, I3 \rightarrow D1_in/0, I3 \rightarrow D1_in/1, N2 \rightarrow O/0, N2 \rightarrow O/1, D1_out \rightarrow O/0, D1_out \rightarrow O/1, I3 \rightarrow O/0, I3 \rightarrow O/1, D2_out \rightarrow O/0, D2_out \rightarrow O/1, N2 \rightarrow D2_in/0, N2 \rightarrow D2_in/1, I3 \rightarrow D2_in/0, I3 \rightarrow D2_in/1, D2_out \rightarrow D2_in/0, D2_out \rightarrow D2_in/1, I2 \rightarrow N1/0, I2 \rightarrow N1/1, D0_out \rightarrow N1/0, D0_out \rightarrow N1/1, D1_out \rightarrow N1/0, D1_out \rightarrow N1/1, I2 \rightarrow N2/0, I2 \rightarrow N2/1, D0_out \rightarrow N2/0, D0_out \rightarrow N2/1, D1_out \rightarrow$

$N2/0, D1_out \rightarrow N2/1, I0 \rightarrow N2/0, I0 \rightarrow N2/1$ 。

采用4.2节给出的方法,对s27电路进行等价变换,然后根据电路的故障集,生成最小测试向量集,并使用fsim故障仿真器确定每个测试向量能够检测的具体故障并存储,结果如表3所示。得到的测试向量集的故障覆盖率为100%。

表3 最小测试向量集

Table 3 Minimal test vector set

序号	测试向量	正常响应	可检测故障数
	(I0, I1, I2, I3, D0, D1, D2)	(D0, D1, D2, O)	
1	(1,0,0,1,1,0,0)	(0,1,0,1)	16
2	(1,1,1,0,1,1,1)	(0,0,1,1)	8
3	(0,0,0,0,0,0,0)	(0,0,0,1)	9
4	(1,0,0,1,0,1,1)	(0,1,0,1)	3
5	(1,0,1,1,0,0,1)	(0,1,0,1)	4
6	(1,0,0,1,0,0,1)	(0,0,1,0)	12
7	(0,0,0,0,1,0,1)	(1,0,1,0)	2

5.2.2 设定故障及故障的检测、定位过程

假设细胞Cell(1,0)的开关盒发生E1端到N0端的固定0型故障。此故障反映在RTL级的故障为 $D1_out \rightarrow O/0$ 。对测试结构的故障检测和扫描测试过程进行仿真,结果如图18、图19所示。

图18中 $xin[2:0]$ 和 $yin[2:0]$ 为地址输入, $I0, I1, I2, I3, O$ 是在电子细胞阵列中插入的与图16中输入输出相对应的观测信号; CI 为可配置边界扫描结构的配置输入信号, CO 为可配置边界扫描结构的配置输出信号, clk 为配置时钟。 $Mode$ 和 $Shift$ 为可配置边界扫描单元中BC_1型扫描单元的控制信号。当 $Mode$ 为1时,BC_1型扫描单元相当于直连线,当 $Mode$ 为0时,BC_1型扫描单元输出更新寄存器中的数据;当 $Shift$ 为1时,BC_1型扫描单元实现数据捕获功能,当 $Shift$ 为0时,BC_1型扫描单元实现扫描数据移位功能。 TDI 为边界扫描单元的扫描数据输入, TDO 为扫描数据输出, $sclk$ 为扫描时钟, $uclk$ 为更新时钟。 CIN 为电子细胞中扫描触发器的配置输入信号, $COUT$ 为扫描触发器的配置输出信号, $confclk$ 为扫描触发器的配置时钟。 SIN 为扫描触发器的扫描数据输入, $SOUT$ 为扫描数据输出, $scanclock$ 为扫描时钟, $scanshift$ 为扫描触发器的移位控制信号,当 $scanshift$ 为0时,扫描触发器实现扫描功能,否则,扫描触发器实现捕获(正常工作)功能。 $s-a-0$ 为插入的固定0型故障。 $faultset$ 为故障设置信号,当 $faultset$ 为1时表示插入故障。

系统时钟设为20 ns。0~310 ns完成边界扫描单元配置,当配置数据为0时,边界扫描单元为输入端口,否则为输出端口。将未使用的边界扫

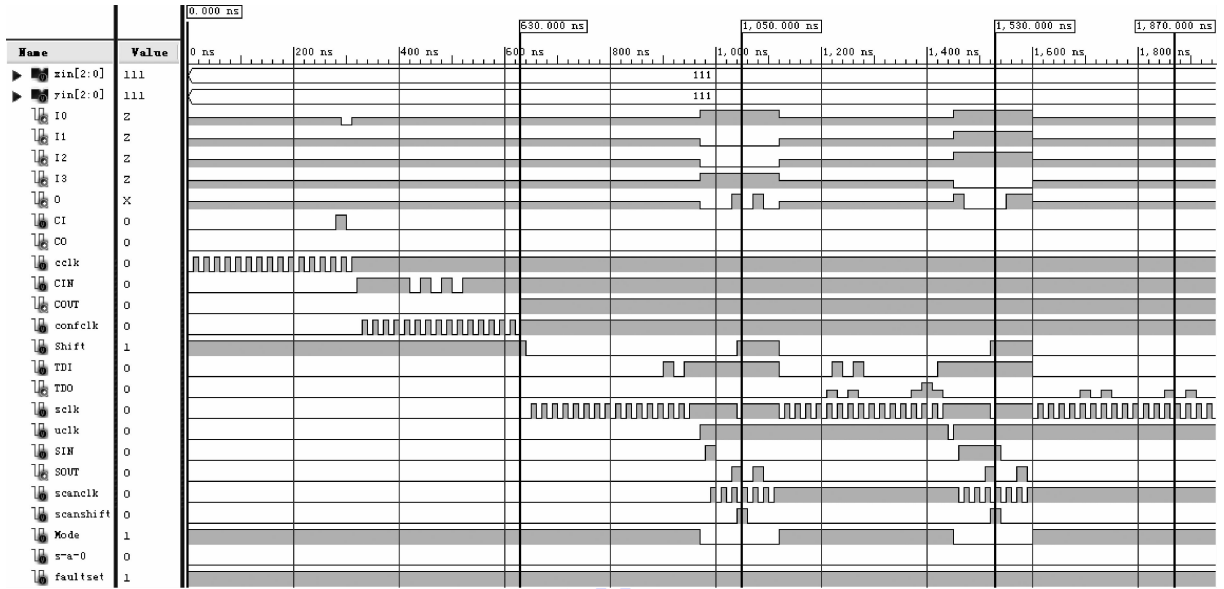


图 18 故障检测

Fig. 18 Fault detection

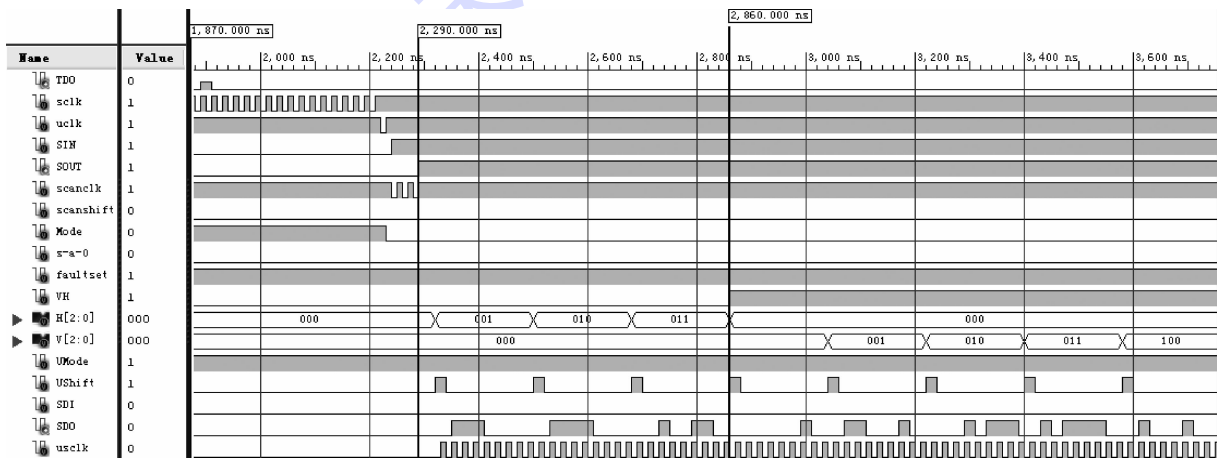


图 19 扫描测试

Fig. 19 Scan test

描单元全部默认设置为输入端口。根据图 16 的布局布线结果,配置数据按照输入顺序依次为“0000000000000010”。320 ~ 630 ns 完成可配置内部扫描链的配置,当扫描触发器中的配置数据为 0 时,扫描触发器处于扫描状态,否则,扫描触发器处于快速通过状态。因此,扫描触发器的配置数据按照输入顺序依次为“1111101010111111”。按照表 3 的测试向量集,640 ~ 950 ns 施加第 1 个测试向量“1001100”,I0 ~ I3 为“1001”,D0 ~ D2 为“100”,因此首先由 TDI 端口输入“000000000000101”,950 ~ 970 ns 完成边界扫描测试数据更新,980 ~ 1 030 ns 由 SIN 端口移入数据“100”,1 030 ~ 1 050 ns 完成测试数据捕获,1 050 ~ 1 110 ns 由 SOUT 端口移出数据“010”。1 120 ~ 1 530 ns 施加第 2 个测试向量“1110111”。1 390 ns 由 TDO

端口读回上一个测试向量在输出端口 O 的响应数据,为“1”,因此第 1 个测试向量的实际响应为“0101”,由表 3 可知为正常响应。按照这种方法依次施加测试向量,并读回响应数据,1 530 ~ 1 590 ns 由 SOUT 端读回数据“001”,1 870 ns 时由 TDO 端读回数据“0”,则第二个向量的实际响应数据为“0010”,与正常响应数据“0011”不同,此时检测到故障。

由故障模拟可知,此时测试向量“1110111”可检测“D1_out-> O/0”、“I1-> D0_in/0”、“I1/0”、“D2_out-> D2_in /0”、“I3-> D2_in /1”、“I3-> D1_in/1”、“I3-> D0_in/1”和“I3 /1”等 8 个故障。根据这些故障在阵列中的信号传输路径,确定扫描范围为 H1 ~ H3 和 V0 ~ V4。依次进行扫描,扫描结果见图 19。仿真中假设测试数据为串行输

出, VH 为水平和垂直方向输出控制信号, 当 VH 为 0 时, 选择移出水平方向信号, 当 VH 为 1 时, 选择移出垂直方向信号。H[2:0] 和 V[2:0] 分别为水平和垂直方向的多路选择器控制信号。UMode 和 UShift 为扫描单元控制信号, 当 UMode 为 1, UShift 为 1 时, 扫描单元实现数据捕获功能, 当 UMode 为 1, UShift 为 0 时, 扫描单元实现数据移位功能。SDI 为测试数据输入, SDO 为测试数据输出, usclk 为扫描时钟。1900 ~ 2290 ns 重新加载测试向量“1110111”。2320 ~ 2330 ns 捕获测试数据。2330 ~ 3750 ns 由 SDO 端口依次移出扫描链 H1 ~ H3 和 V0 ~ V4 中的测试数据, 按照移出顺序记录测试数据, 得到测试数据如表 4 所示。

由测试数据、当前测试向量和已知的真实响应数据, 根据电子细胞的具体功能进行单故障判断。单细胞故障判断可由 C 语言编程实现, 主要过程的伪代码如下:

```
for(id = 0; id < cellnum; id + +)
{
    gene = Gene[id];
    cellsim(indata, outdata, d, dr, gene)
    {
        dn = Dsim(indata, gene);
        for(i = 0; i < 4; i + +)
        { o[i] = Osim(indata, d, i, gene); }
        if((dn == dr) && (o == outdata))
            cellfault = 0;
        else
            cellfault = 1;
    }
}
```

其中: id 为电子细胞的编号; cellnum 为电子细胞的个数; gene 为电子细胞的基因编码; cellsim 为细胞功能模拟函数, 根据在测试数据中获得的输入端数据 indata, 输出端数据 outdata, 当前的触发器状态 d, 触发器真实响应 dr 和电子细胞的基因实现故障判断功能; Dsim 为触发器响应模拟函数, 当电子细胞执行时序功能时, Dsim 根据当前的输入端数据 indata 和细胞基因编码 gene, 返回

表 4 测试数据

Table 4 Test data

扫描范围	数据	扫描范围	数据
H1	01110000	V1	01100010
H2	01111000	V2	00010111
H3	00100110	V3	01011110
V0	00000010	V4	01000100

下一时刻触发器正常情况下的状态 dn; Osim 为输出响应模拟函数, 因为电子细胞的开关盒宽度为 2, 所以电子细胞共有 4 个输出端, 针对每个输出端采用 Osim 进行模拟, 得到正常情况下的输出端响应数据 o。比较触发器和输出端的模拟响应与真实响应, 如果相同, 则电子细胞无故障, 否则电子细胞出现故障。在故障判断的过程中, 空格表示未扫描的数据, 进行故障判断时, 未扫描的数据均认为是正常数据。经过故障判断得到的电子细胞的故障情况如表 5 所示, 坐标为 (1, 0) 的细胞被判断为故障, 成功完成故障定位。

表 5 故障判断结果

Table 5 Fault diagnosis results

坐标	实际输入	实际输出	正常响应	d	dn	dr	判断结果
(0,0)	(1,0,0,)	(0,0,1,)	(0,0,1,0)				正常
(1,0)	(1,0,1,)	(0,0,1,)	(0,1,1,0)				故障
(2,0)	(1,1,0,)	(1,0,1,)	(1,0,1,0)	1	0	0	正常
(3,0)	(1,0,0,)	(0,1,0,)	(0,1,0,0)				正常
(0,1)	(0,0,0,0)	(0,0,0,0)	(0,0,0,0)				正常
(1,1)	(0,1,1,0)	(0,0,0,0)	(0,0,0,0)				正常
(2,1)	(0,1,1,1)	(1,1,1,1)	(1,1,1,1)				正常
(3,1)	(1,0,1,1)	(1,1,0,0)	(1,1,0,0)				正常
(0,2)	(0,1,0,0)	(0,0,1,0)	(0,0,1,0)				正常
(1,2)	(1,0,1,0)	(0,1,0,1)	(0,1,0,1)	1	1	1	正常
(2,2)	(0,1,1,1)	(1,0,0,1)	(1,0,0,1)	1	0	0	正常
(3,2)	(0,0,0,1)	(1,0,0,1)	(1,0,0,1)				正常
(0,3)	(0, ,1,0)	(0, ,0,1)	(0,0,0,1)				正常
(1,3)	(0, ,0,1)	(1, ,0,0)	(1,0,0,0)				正常
(2,3)	(0, ,1,0)	(0, ,0,1)	(0,0,0,1)				正常
(3,3)	(0, ,1,0)	(1, ,0,0)	(1,0,0,0)				正常

5.3 测试结构硬件消耗分析

如果电子细胞阵列由 N 行 N 列电子细胞构成, 则称电子细胞阵列规模为 N 。如果电子细胞中开关盒在每个方向都有 W 个输入和 W 个输出, 则称开关盒的宽度为 $2W$ 。

以构成电路的 MOS 管数量来估算测试结构和胚胎电子细胞阵列所消耗的硬件资源。构成电路基本逻辑单元的 MOS 管数量如表 6 所示。

表 6 基本逻辑单元的硬件消耗

Table 6 Hardware cost of basic logic units

基本逻辑单元	晶体管数量
D 触发器 ^[25]	24
SRAM 单元 ^[25]	6
2 选 1 多路选择器 ^[26]	8
三态缓冲器 ^[27]	7
全加器 ^[28]	28

图 17 所示的经典电子细胞结构主要由地址模块、开关盒、功能模块和基因模块组成。在计算硬件消耗时,任意输入的多路选择器均由 2 选 1 多路选择器级联实现,为了更加清楚直观,记 2 选 1 多路选择器的硬件消耗为 M 。

地址模块可由并行加法器实现。当数据输入位数为 $\lceil \lg N \rceil$ 时,由 $\lceil \lg N \rceil$ 个全加器级联构成并行加法器。由表 6 可见,一个全加器由 28 个晶体管构成,因此记地址模块的硬件消耗为 H_1 ,因为地址模块中包含 x 和 y 2 个方向,因此

$$H_1 = 28 \lceil \lg N \rceil \times 2 \quad (2)$$

电子细胞的开关盒由 4 个方向的多路选择器构成,当电子细胞的开关盒宽度为 $2W$ 时,假设开关盒为 Wilton 连接,则开关盒由 $4W$ 个 4 选 1 多路选择器构成,每个 4 选 1 多路选择器由 3 个 2 选 1 多路选择器构成,开关盒的硬件消耗为

$$H_2 = 3M \cdot 4W \quad (3)$$

在计算功能模块的硬件消耗时,构成 LUT 的 SRAM 单元计算在基因存储模块的硬件消耗内。因此功能模块中包括 1 个 16 选 1 多路选择器(由 15 个 2 选 1 多路选择器级联构成)、1 个触发器、4 个实现 LUT 输入选择的多路选择器和 1 个实现触发器输出和 LUT 输出选择的 2 选 1 多路选择器。假设 LUT 可以接收来自 4 个方向的所有的 $4W$ 个输入信号,则 4 个实现 LUT 输入选择的多路选择器的硬件消耗记为

$$H_p = 4M \sum_{i=1}^{\lceil \lg(4W) \rceil} \lceil 4W/2^i \rceil \quad (4)$$

因此功能模块的整体硬件消耗记为

$$H_3 = 15M + 24 + H_p + M \quad (5)$$

每条基因编码存储着 $8W$ 位开关盒的控制信息, $4 \lceil \lg(4W) \rceil$ 位 LUT 的输入控制信息, 1 位 LUT 和触发器输出控制信息, 16 位 LUT 的功能信息, 记基因的编码长度为 L 。

基因模块由 SRAM 存储器构成, 1 个 SRAM 单元存储 1 位基因编码, 基因模块存储的基因个数为 N^2 , 则基因模块的硬件消耗为

$$\begin{cases} L = 8W + 4 \lceil \lg(4W) \rceil + 1 + 16 \\ H_4 = 6LN^2 \end{cases} \quad (6)$$

因此,记整个电子细胞的硬件消耗为

$$H = H_1 + H_2 + H_3 + H_4 \quad (7)$$

整个阵列的硬件消耗记为

$$H_a = HN^2 \quad (8)$$

每一个可配置边界扫描单元中包含 6 个 2 选 1 多路选择器、5 个触发器和 1 个三态缓冲门。可配置边界扫描结构包含 $4N$ 个可配置边界扫描单

元,记可配置边界扫描结构的硬件消耗为

$$C_1 = 4N(6M + 24 \times 5 + 7) \quad (9)$$

每一个内部扫描单元包含 2 个 2 选 1 多路选择器和 1 个触发器,因此所有的扫描单元的硬件消耗记为

$$C_2 = (2M + 24)(N + 1)NW \cdot 4 \quad (10)$$

每一个可配置内部扫描开关盒包含 2 个 2 选 1 多路选择器和 2 个实现控制功能的触发器。测试结构中共含有 $(N + 1)^2$ 个可配置扫描开关,所有的可配置扫描开关的硬件消耗记为

$$C_3 = (2M + 2 \times 24)(N + 1)^2 \quad (11)$$

阵列中有 N^2 个扫描触发器。每个扫描触发器由 3 个 2 选 1 多路选择器和 2 个触发器构成,与正常的电子细胞相比,扫描触发器中增加了 2 个 2 选 1 多路选择器和 1 个触发器。将增加部分的硬件消耗记为

$$C_4 = (2M + 24)N^2 \quad (12)$$

所有测试结构的硬件消耗记为

$$C = C_1 + C_2 + C_3 + C_4 \quad (13)$$

由表 6 和式(2)~式(13),可以计算电子细胞阵列和测试结构的硬件消耗,其中 M 的值为 8。当电子细胞阵列的规模 N 在 5~40 范围内,开关盒宽度 $2W$ 在 2~32 范围内变化时,电子细胞阵列和测试结构的硬件消耗如图 20 所示。

如图 20 所示,当电子细胞阵列规模为 5,开关盒宽度为 2 时,构成电子细胞阵列的晶体管数量约为 10^5 ,构成测试结构的晶体管数量约为 10^4 ;当电子细胞阵列规模为 40,开关盒宽度为 32 时,构成电子细胞阵列的晶体管数量约为 10^9 ,构成测试结构的晶体管数量在 $10^6 \sim 10^7$ 之间。说明随着电子细胞阵列规模和开关盒宽度的增大,电子细胞阵列和测试结构的硬件消耗都增加了,而且电子细胞阵列的硬件消耗增长速度

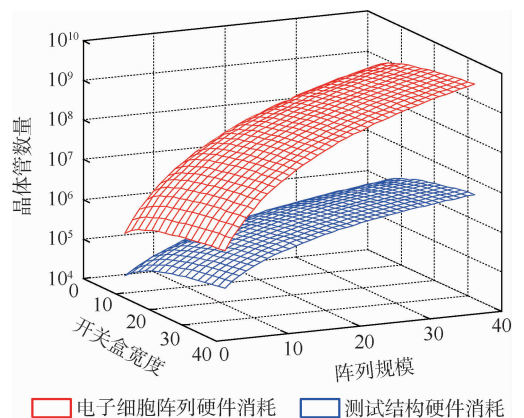


图 20 硬件消耗比较

Fig. 20 Hardware cost comparison

远远高于测试结构。

如图 21 所示,当阵列规模为 5,开关盒宽度为 2 时,测试结构的硬件消耗所占的比例为 0.0783,开关盒宽度为 32 时,测试结构的硬件消耗所占的比例为 0.1027;当阵列规模为 40,开关盒宽度为 2 时,测试结构的硬件消耗所占的比例为 0.0009,开关盒宽度为 32 时,测试结构的硬件消耗所占的比例为 0.0017。因此,阵列规模越大,开关盒宽度越小,测试结构的硬件消耗所占的比例越小,而且阵列规模越大,开关盒宽度对测试结构硬件消耗所占的比例影响越小。

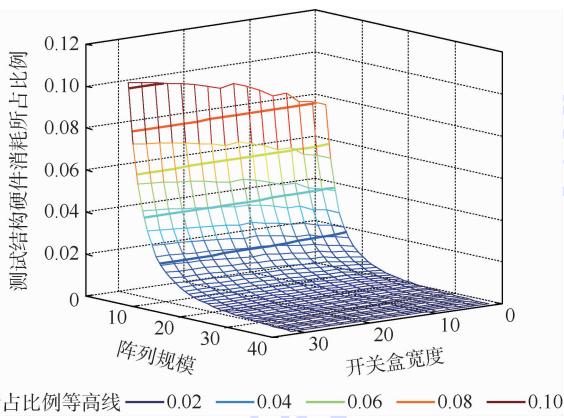


图 21 测试结构硬件消耗所占比例

Fig. 21 Proportion of testing architecture hardware cost

总的来说,电子细胞阵列和测试结构的硬件消耗随着阵列规模和开关盒宽度的增大而增加;但是,随着阵列规模的增大,测试结构的硬件消耗所占的比例明显降低,这说明测试结构适用于大规模的电子细胞阵列。

本文的研究工作特点主要体现在以下 3 个方面:

1) 在测试结构设计方面,提出将测试资源从电子细胞中分离出来,构成一个整体的测试结构,统一处理,实现故障的整体检测和局部定位,电子细胞不再承担故障检测的任务。提出的测试结构具有统一的、明确的设计方法。

2) 在故障检测和定位方法方面,提出了 RTL 级故障检测和细胞级故障定位相结合、硬件测试结构和软件算法相结合的,更为系统的故障检测和定位方法,更充分的利用了测试结构与计算资源的优势。

3) 在硬件消耗方面,通过计算晶体管数量,对测试结构的硬件消耗进行了简单的估计,给出了定量的评估数据。

6 结 论

1) 提出的测试结构可有效的实现配置、扫描

等功能,为故障检测和故障定位提供了硬件基础;而且提出的测试结构和故障检测、定位方法与具体的电子细胞结构关系不大,受电子细胞和阵列结构限制较小,通用性较强。

2) 提出的故障检测和定位方法,可在 RTL 级对整个电子细胞阵列的故障进行检测,并将故障定位至具体的电子细胞,而且可以有效地检测时序电路中出现的故障,故障检测和定位能力较强。

3) 随着电子细胞阵列规模的增大,测试结构的硬件消耗在整个阵列中所占的比例明显下降,说明测试结构适用于大规模的电子细胞阵列,硬件消耗较低。

另外,本文提出的方法对于演化硬件 (evolvable hardware) 领域的研究也有一定的意义。从故障自修复的角度来看,演化硬件实现自修复主要依靠重构,但是,由于缺少演化专用的可重构硬件,在演化重构的过程中往往仅对故障进行检测,很难对故障进行定位,导致演化速度慢。因此,如果在专用的可重构硬件结构设计中加入测试结构,就可以实现故障的准确定位,加快演化的速度。

在未来的工作中,还需要对更复杂的故障情况进行深入研究,特别是瞬态故障和单粒子效应等,这些故障已成为电子系统在强辐射环境下面临的主要威胁,因此,针对瞬态故障和单粒子效应的特点,设计更完善的在线故障检测结构,对于进一步提高电子系统的可靠性具有重要意义。

参考文献 (References)

- [1] MANGE D, SANCHEZ E, STAUFFER A, et al. Embryonics: A new methodology for designing field-programmable gate arrays with self-repair and self-replicating [J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, 1998, 6(3): 387-399.
- [2] ORTEGA-SANCHEZ C, MANGE D, SMITH S, et al. Embryonics: A bio-inspired cellular architecture with fault-tolerant properties [J]. Genetic Programming and Evolvable Machines, 2000, 1(3): 187-215.
- [3] 张睿, 王友仁. 基于可靠性优化的芯片自愈型硬件细胞阵列布局方法 [J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3392-3402.
ZHANG Z, WANG Y R. Method to reliability improving of chip self-healing hardware by array layout reformation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3392-3402 (in Chinese).
- [4] 张睿, 王友仁. 应用设计过程的胚胎硬件细胞单元粒度优化方法 [J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3502-3511.
ZHANG Z, WANG Y R. Cell granularity optimization method of embryonics hardware in application design process [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3502-3511

- (in Chinese).
- [5] 朱赛,蔡金燕,孟亚峰,等.具有故障细胞的胚胎电子阵列上目标电路评估[J].兵工学报,2016,37(11):2120-2127.
ZHU S,CAI J Y,MENG Y F,et al. Evaluation of target circuit realized on embryonics array with faulty cells[J]. Acta Armamentarii,2016,37(11):2120-2127(in Chinese).
- [6] 王涛,蔡金燕,孟亚峰,等.胚胎电子细胞阵列中空闲细胞的配置[J].航空学报,2017,38(4):320266.
WANG T,CAI J Y,MENG Y F,et al. Configuration of idle cells in embryonics electronic cell array[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(4):320266(in Chinese).
- [7] 李岳,王南天,钱彦岭.原核细胞仿生自修复电路设计[J].国防科技大学学报,2012,34(3):154-157.
LI Y,WANG N T,QIAN Y L. Self-healing circuit design inspired by prokaryotic cell[J]. Journal of National University of Defense Technology,2012,34(3):154-157(in Chinese).
- [8] 徐佳庆,窦勇,吕启,等.电子组织:一种具有自适应能力的可重构仿生硬件结构[J].计算机研究与发展,2012,49(9):2005-2017.
XU J Q,DOU Y,LY Q,et al. eTissue: An adaptive reconfigurable bio-inspired hardware architecture[J]. Journal of Computer Research and Development,2012,49(9):2005-2017(in Chinese).
- [9] 王敏,王友仁,张砦,等.三维结构可重构阵列在线自诊断与容错方法[J].仪器仪表学报,2013,34(3):650-656.
WANG M,WANG Y R,ZHANG Z,et al. Online self-fault diagnosis and fault tolerant method for three-dimensional reconfigurable array[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument,2013,34(3):650-656(in Chinese).
- [10] 蔡金燕,朱赛,孟亚峰.一种新型的仿生电子细胞基因存储结构[J].电子学报,2016,44(8):1915-1923.
CAI J Y,ZHU S,MENG Y F. A novel gene memory structure for bio-inspired electronic cell[J]. Acta Electronica Sinica,2016,44(8):1915-1923(in Chinese).
- [11] 李丹阳,蔡金燕,孟亚峰,等.基因循环存储模块的SEU自检[J].半导体技术,2016,41(4):312-318.
LI D Y,CAI J Y,MENG Y F,et al. SEU self-checking of gene cyclic memory module[J]. Semiconductor Technology,2016,41(4):312-318(in Chinese).
- [12] 朱赛,蔡金燕,孟亚峰.一种LUT型胚胎电子阵列的功能分化方法[J].电子学报,2015,43(12):2440-2448.
ZHU S,CAI J Y,MENG Y F. A functional differentiation method for LUT-based embryonics array[J]. Acta Electronica Sinica,2015,43(12):2440-2448(in Chinese).
- [13] 郝国锋,王友仁,张砦,等.可重构硬件芯片级故障定位与自主修复方法[J].电子学报,2012,40(2):384-388.
HAO G F,WANG Y R,ZHANG Z,et al. In-chip fault localization and self-repairing method for reconfigurable hardware[J]. Acta Electronica Sinica,2012,40(2):384-388(in Chinese).
- [14] ZHANG X,DRAGFFY G,PIPE A G,et al. Artificial innate immune system: An instant defence layer of embryonics [J]. Lecture Notes in Computer Science,2004,3239(1):302-315.
- [15] BOLCHINI C,SALICE F,SCIUTO D. Designing self-checking FPGAs through error detection codes [C] // Proceedings 17th IEEE International Symposium on Defect and Fault Tolerance in VLSI Systems. Piscataway, NJ:IEEE Press,2002:60-68.
- [16] 李丹阳,蔡金燕,孟亚峰,等.基于双模冗余的胚胎电子阵列在线故障检测[J].北京航空航天大学学报,2017,43(6):1112-1122.
LI D Y,CAI J Y,MENG Y F,et al. An online fault detection method based on dual modular redundancy for embryonics array [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(6):1112-1122(in Chinese).
- [17] CANHAM R O,TYRRELL A M. A hardware artificial immune system and embryonic array for fault tolerant systems[J]. Genetic Programming and Evolvable Machines,2003,4(4):359-382.
- [18] ABRAMOVICI M,EMMERT J M,STROUD C E. Roving STARS: An integrated approach to on-line testing, diagnosis, and fault tolerance for fpgas in adaptive computing systems [C] // Proceedings the 3rd NASA/DoD workshop on Evolvable Hardware. Piscataway, NJ:IEEE Press,2001:73-92.
- [19] SAMIE M,DRAGFFY G,TYRRELL A M. Novel bio-inspired approach for fault-tolerant VLSI systems[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems,2013,21(10):1878-1891.
- [20] BREMNER P,LIU Y,SAMIE M,et al. SABRE: A bio-inspired fault-tolerant electronic architecture [J]. Bioinspiration & Biomimetics,2013,8(1):1-16.
- [21] KIM S,CHU H,YANG I,et al. A hierarchical self-repairing architecture for fast fault recovery of digital systems inspired from paralogous gene regulatory circuits [J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems,2012,20(12):2315-2328.
- [22] Test Technology Standards Committee. IEEE standard for test access port and boundary-scan architecture: IEEE 1149.1—2013[S]. Piscataway, NJ:IEEE Press,2013:155.
- [23] LUU J,GOEDERS J,WAINBERG M,et al. VTR7.0: Next generation architecture and cad system for FPGAS [J]. ACM Transactions on Reconfigurable Technology and Systems,2014,7(2):6:1-6:30.
- [24] LEE H K,HA D S. An efficient, forward fault simulation algorithm based on the parallel pattern single fault propagation [C] // Proceedings international Test Conference. Piscataway, NJ:IEEE Press,1991,25(11):946-955.
- [25] 朱赛,蔡金燕,孟亚峰,等.胚胎电子细胞中基因备份数目优选方法[J].北京航空航天大学学报,2016,42(2):328-336.
ZHU S,CAI J Y,MENG Y F,et al. Gene backup number selection method for embryonics cell[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(2):328-336(in Chinese).
- [26] 杨之廉,许军.集成电路导论[M].3版.北京:清华大学出版社,2012:103.
YANG Z L,XU J. Integrate circuit introduction [M]. 3rd ed. Beijing: Tsinghua University Press,2012:103(in Chinese).
- [27] 彭科,杨海钢.一种用于数字集成系统的新型CMOS三态缓冲器的设计[J].电子器件,2007,30(6):2080-2087.
PENG K,YANG H G. Design of a novel CMOS three-state buffer for digital integrated systems[J]. Chinese Journal of Electron Devices,2007,30(6):2080-2087(in Chinese).

[28] 叶以正, 来逢昌. 集成电路设计[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2011: 219.

YE Y Z, LAI F C. Integrate circuit design[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2011: 219 (in Chinese).

作者简介:

李丹阳 男, 博士研究生。主要研究方向: 电子装备故障检测与自修复。

蔡金燕 女, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电子系统可靠性分析与设计、电子系统仿生自修复设计等。

孟亚峰 男, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 电子系统可靠性分析与设计、电子系统仿生自修复设计等。

朱赛 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 仿生电子系统设计及电子系统自修复设计。

A novel testing architecture for embryonics array

LI Danyang, CAI Jinyan*, MENG Yafeng, ZHU Sai

(Department of Electronic and Optical Engineering, Army Engineering University Shijiazhuang Campus, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: In embryonics array, testing architecture and the fault detection and location method are limited by the electronic cell structure and the array structure. Fault detection and location capability need to be improved, and the hardware consumption of the testing architecture is large. In order to solve these problems, a novel testing architecture composed of configurable boundary scan architecture and configurable inner scan architecture was proposed. Based on this novel architecture, a register transfer level fault detection method and a cell level fault location method were proposed. In the simulation of s27 circuit, the detailed process of fault detection and location is introduced, and the hardware resource consumption of the testing architecture is analyzed. Simulation and analysis results show that the proposed method can effectively detect and locate the fault at cell level, and the proportion of hardware resource consumption of the testing architecture decreases significantly as the size of the embryonics array increases, which is suitable for large-scale embryonics array.

Keywords: embryonics array; testing architecture; fault detection; fault location; scan test

Received: 2017-05-15; **Accepted:** 2017-08-11; **Published online:** 2017-09-27 17:43

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170927.1743.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61601495)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0391

非对称因素对舰载机弹射起飞安全的影响



林佳铭, 张轶, 乐挺, 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: 非对称因素会导致舰载机在弹射后出现横航向偏离, 并影响其纵向起飞航迹。针对定位偏心、弹射道偏角、甲板横摇等3类扰动因素, 开展了这些非对称因素对飞机弹射起飞特性影响规律的理论分析与仿真计算, 掌握了飞机在甲板滑跑段的偏航运动特性以及离舰上升段的横航向偏离特性。基于弹射起飞后飞机航迹下沉量与滚转角2项安全性要求, 通过仿真计算建立了安全甲板风(WOD)包线, 结果表明: 安全甲板风包线的下边界由最大航迹下沉量约束, 左右边界由最大滚转角限制确定, 上边界由最大海面风速决定; 定位偏心、甲板横摇等非对称因素将显著缩小安全甲板风包线的风速和风向角范围。

关键词: 舰载机; 甲板风(WOD)包线; 安全准则; 定位偏心; 弹射道偏角; 甲板横摇

中图分类号: V212.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0363-12

舰载机在弹射起飞过程中的运动变化剧烈, 并且受到多种环境因素的耦合影响, 因而具有较大的复杂性和危险性^[1]。在实际的弹射作业条件下, 一些非对称因素将对飞机弹射滑跑和离舰上升2个阶段的飞行特性造成影响: ①定位偏心使飞机在弹射滑跑时出现偏航振荡运动^[2-3], 并导致其在离舰上升时出现横航向运动偏离; ②弹射道偏角使飞机在弹射滑跑时产生侧滑, 进而改变其横航向运动状态; ③甲板横摇使飞机在离舰时具有一定的滚转角, 并影响其纵向爬升性能^[4]。

针对舰载机弹射起飞安全性方面的问题, Lucas较早开展了相关研究, 并提出相应的安全性评价准则^[5], 这一准则在后续的研究中被广泛参考, 应用于机舰参数适配规律研究^[6]、复杂起飞环境因素的综合影响分析^[7]、弹射起飞上升段的自动控制律设计^[8]、F/A-18E/F的海试验证^[9]等。在上述的研究和试验中, 主要研究飞机弹射后的纵向安全性要求, 并未涉及其横航向运动以及相应的安全性要求。

近年来国内外的一些研究中开始关注非对称因素的影响。Sten研究了固定翼飞机与航母的适配评估需求^[10], 指出应当考虑斜角甲板弹射、非对称装载配平及侧风的影响; Kelley就弹射时飞机的偏航运动特性进行了理论分析计算^[11]; Small对XAJ-I和E-2A2种机型开展了地面偏心弹射试验^[12], 为研究舰载机的偏航运动特性和弹射杆的载荷波动提供了参考; 朱齐丹等研究了定位偏心时, 舰载机甲板滑跑段的弹射动力学过程及其对飞机姿态的影响^[3]; 于浩和聂宏则对弹射杆的载荷情况进行了建模仿真计算^[13]。但是在目前国内外公开文献中, 尚鲜见有对飞机离舰上升段的横航向运动偏离特性的分析, 以及非对称因素对弹射起飞机舰适配性影响的研究等。

F/A-18E/F飞行手册^[14]指出, 在非对称装载情况下, 期望飞机在弹射离舰后的3s内滚转角应小于5°, 故可以选取滚转角作为飞机横航向安全性的评价指标。此外, 由于安全甲板风(Wind Over Deck, WOD)包线^[15-16]能够反映飞机弹射起

收稿日期: 2017-06-09; 录用日期: 2017-08-31; 网络出版时间: 2017-10-13 14:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20171013.1408.006.html

*通信作者。E-mail: wlx_c818@163.com

引用格式: 林佳铭, 张轶, 乐挺, 等. 非对称因素对舰载机弹射起飞安全的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 363-374. LIN J M, ZHANG Y, YUE T, et al. Effect of asymmetric factors on carrier-based aircraft catapult launch safety[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 363-374 (in Chinese).

飞时对母舰甲板风风向和风速的要求,并且具有简洁直观的特点,因此可以通过研究安全甲板风包线的变化情况,从而评价非对称因素对弹射起飞安全性的影响。

本文通过理论分析和建模仿真,研究了定位偏心、弹射道偏角和甲板横摇等非对称扰动因素对飞机弹射滑跑和离舰上升2个阶段运动特性的影响与规律。在此基础上,基于弹射起飞的安全性要求,计算确定了安全甲板风包线,分析其边界约束条件,以及非对称因素对甲板风包线的影响规律。研究结果可为舰载机非对称弹射特性的量化评估、安全甲板风包线的确定、弹射作业效率的优化提高等提供一定的理论参考。

1 弹射起飞的数学模型

采用多体动力学方法建立的弹射起飞仿真模型^[17],是分析计算航母、海面大气环境等因素对舰载机弹射起飞特性影响的重要辅助工具。其中的起落架动力学模型^[18],可以准确地描述机舰之间的位置约束与作用力的传递关系。本文在研

究舰载机非对称起飞问题时,首先建立了3轴耦合的飞机6自由度运动模型,并取北东地坐标系作为惯性参考系,分别以质心坐标位置 $[x, y, z]^T$ 和姿态角 $[\phi, \theta, \psi]^T$ 描述飞机质心的平动和转动运动, ϕ, θ, ψ 分别为飞机的滚转角、俯仰角和偏航角;其次,通过建立起落架模型,计算获得机体与航母平台之间的作用力(包括支反力和弹射力)。对于每一个起落架,分别以 $[x_k, y_k, z_k]^T$ 和 ω_k 描述其机轮轴线参考点的平动和转动运动,下标 $k = \{1, 2, 3\}$ 分别对应于前起落架、左侧主起落架和右侧主起落架。由于航母运动的动力学特性对飞机弹射起飞过程影响相对较小,故直接通过经验公式描述航母的4自由度运动状态,不再增加航母的动力学方程。为简化和统一描述,下文将统一采用向量和矩阵的形式建立机体和起落架的动力学方程。用于进行仿真计算的模型结构如图1所示。本文采用F/A-18作为算例飞机,其建模数据来源于文献[19-23]。由于篇幅所限,本节中主要对仿真模型各组成部分进行说明,具体模型数据可参见相关引用文献。

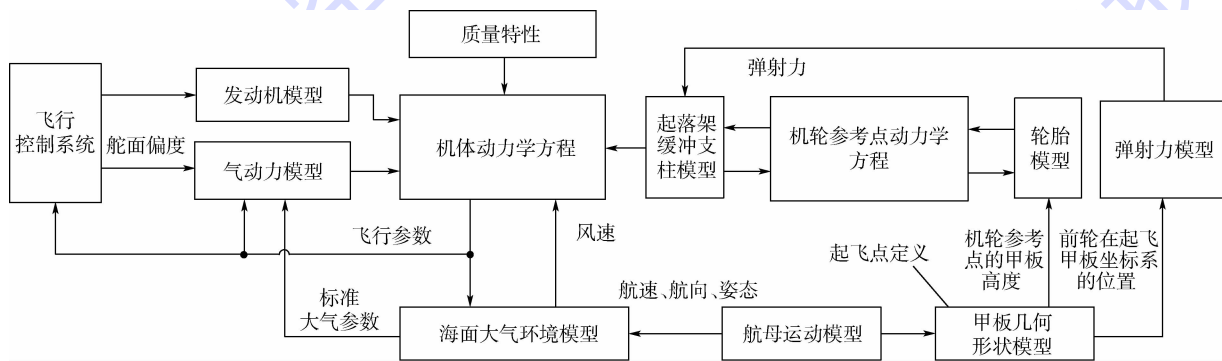


图1 非对称弹射起飞仿真模型的结构框图

Fig. 1 Structure block diagram for asymmetric catapult launch simulation model

1.1 机体动力学方程

作用于飞机质心处的外力有气动力 F_{aero} 和气动力矩 M_{aero} 、发动机推力 F_{eng} 和力矩 M_{eng} 、起落架作用力 F_{lg} 和力矩 M_{lg} ,飞机质心的平动和转动动力学方程如下:

$$\begin{cases} L_{IS} F_{aero}^S + L_{IB} (F_{eng}^B + F_{lg}^B) + mg^I = m[\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T \\ L_{BS} M_{aero}^S + M_{eng}^B + M_{lg}^B = I[\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中:力和力矩符号的上标表示该力或力矩投影到某一坐标系下的分量,S表示飞机稳定轴系,一般飞机的气动力数据在该坐标系下给出,B表示机体轴系,发动机推力和起落架作用力在该坐标系下定义,I表示惯性系(本文采用北东地坐标系),飞机的平动动力学方程在此坐标系下推导;

L 为各个坐标系间的转换矩阵; m 为飞机的质量; I 为飞机转动惯量矩阵; g 为重力加速度矢量; p, q, r 为飞机的3轴角速度。

1) 气动力模型

飞机非线性气动力和力矩系数的数学模型^[19-20]如式(2)所示:

$$\begin{cases} C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_{stab}} \delta_{stab} \\ C_D = C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha + C_{D\delta_{stab}} \delta_{stab} \\ C_Y = C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_{ail}} \delta_{ail} + C_{Y\delta_{rud}} \delta_{rud} \\ C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_{stab}} \delta_{stab} + C_{mq} qc / (2V) \\ C_l = C_{l\beta} \beta + C_{l\delta_{ail}} \delta_{ail} + C_{l\delta_{rud}} \delta_{rud} + \\ \quad C_{lp} pb / (2V) + C_{lr} rb / (2V) \\ C_n = C_{n\beta} \beta + C_{n\delta_{ail}} \delta_{ail} + C_{n\delta_{rud}} \delta_{rud} + \\ \quad C_{np} pb / (2V) + C_{nr} rb / (2V) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $C_{n\beta}$ 为偏航静稳定导数; C_{nr} 为偏航阻尼力矩导数; C_L 为全机升力系数; α 为迎角; β 为侧滑角; δ_{stab} 、 δ_{ail} 、 δ_{rud} 分别为全动平尾、副翼和方向舵; b 为机翼展长; c 为平均气动弦长; V 为飞机空速。

由气动力、力矩系数可进一步计算获得飞机的气动力和力矩:

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{aero} = \frac{1}{2}\rho V^2 S [-C_D, C_Y, -C_L]^T \\ \mathbf{M}_{aero} = \frac{1}{2}\rho V^2 S [C_l b, C_m c, C_n b]^T \end{cases} \quad (3)$$

式中: S 为机翼参考面积; ρ 为海面大气密度。

2) 发动机模型^[21]

发动机推力 $\mathbf{F}_{eng,j}$ 和力矩 $\mathbf{M}_{eng,j}$ (下标 $j = \{1, 2\}$ 分别指左、右发动机) 的计算公式如下:

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{eng,j} = T_j(\delta_p, H, Ma) \cdot [\cos \theta_T, 0, \sin \theta_T]^T \\ \mathbf{M}_{eng,j} = \mathbf{R}_{eng,j} \times \mathbf{F}_{eng,j} \end{cases} \quad (4)$$

式中: T_j 为单台发动机的推力,通常可由油门指令 δ_p 、飞行高度 H 和马赫数 Ma 插值计算后获得,对于本文中所涉及的弹射起飞工况, T_j 固定取值为海平面的起飞推力; θ_T 为发动机的安装角,本文中取 0° ; $\mathbf{R}_{eng,j}$ 为推力作用点到飞机重心的位置矢量,在体轴系下进行表示。

3) 质量特性

飞机质量特性数据基于文献[22]得到。由于弹射起飞过程时间短暂,因此在仿真计算时不考虑飞机质量和转动惯量的变化,具体取值可参见表 1 所给出的基本仿真工况参数取值表。

表 1 基本仿真工况参数取值

Table 1 Basic working condition parameters for simulation

参数	数值
质量/kg	17064
转动惯量 $I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	31100
转动惯量 $I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	242865
转动惯量 $I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	263029
转动惯量 $I_{xz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	-3399
起飞推力/kN	112.5
航向/ $^\circ$	0(正北)
风向/ $^\circ$	180(正北风)
典型航速/kn	15
典型风速/kn	10

1.2 起落架动力学方程

通过建立各个起落架机轮参考点的 4 自由度运动方程,可以解算甲板跑道、起落架、机体之间作用力的传递关系^[23]。机轮参考点受力情况参见图 2, δ_k 为轮胎压缩量, $v_{x,k}$ 为轮胎前进速度,其动力学方程如下:

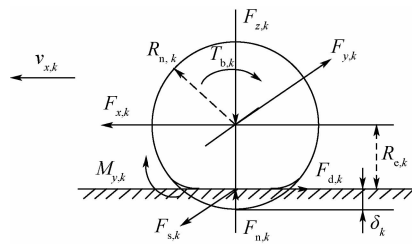


图 2 机轮参考点的受力分解

Fig. 2 Forces and moments at wheel reference point

$$\begin{cases} \mathbf{L}_{IW,k} \mathbf{F}_{grd,k}^W + \mathbf{L}_{IB} \mathbf{F}_{str,k}^B + m_k \mathbf{g}^I = m_k [\ddot{x}_k, \ddot{y}_k, \ddot{z}_k]^T \\ I_k \dot{\omega}_k = F_{d,k} R_{e,k} - M_{y,k} - T_{b,k} \end{cases} \quad (5)$$

式中:上/下标 W_k 指起落架机轮参考坐标系; m_k 为机轮(包括轮胎、轮毂以及刹车装置等非弹性支撑部件)的质量; I_k 为机轮关于滚动轴的转动惯量; $M_{y,k}$ 为轮胎滚阻力矩; $R_{e,k}$ 为轮胎的有效滚动半径; $T_{b,k}$ 为作用在机轮上的刹车力矩; $\mathbf{F}_{grd,k}$ 为甲板跑道对机轮的作用力; $\mathbf{F}_{str,k}$ 为起落架支柱对机轮的作用力,作用点近似位于支柱在机身上的安装点。

起落架对于机体的作用力和力矩可表示为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{lg,k} = -\mathbf{F}_{str,k} \\ \mathbf{M}_{lg,k} = \mathbf{R}_{lg,k} \times \mathbf{F}_{lg,k} + [0, 0, l_k]^T \times \mathbf{F}_{lg,k} \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{R}_{lg,k}$ 为起落架支柱在机身安装点到飞机重心的位置矢量,在体轴系下表示; l_k 为支柱压缩后的长度。

$\mathbf{F}_{str,k}$ 由支柱模型进行计算,其轴向力 $F_{z,k}$ 一般由空气弹簧力和油液阻尼力构成,因此可表示为支柱压缩行程及其变化率的函数。基于线性弹性变形假设,支柱的航向力 $F_{x,k}$ 和横向力 $F_{y,k}$ 可由支柱末端的形变量(即机轮参考点相较于未受力时的位置变化,在机体轴系下表示)进行计算求解。根据以上描述, $\mathbf{F}_{str,k}$ 的计算式如下:

$$\mathbf{F}_{str,k} = \begin{bmatrix} F_{x,k} \\ F_{y,k} \\ F_{z,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(K_{\Delta x} \Delta x_k - C_{\Delta x} \Delta \dot{x}_k) \\ -(K_{\Delta y} \Delta y_k - C_{\Delta y} \Delta \dot{y}_k) \\ f(s_k, \dot{s}_k) \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $K_{\Delta x}$ 、 $K_{\Delta y}$ 分别为支柱的航向和横向刚度系数; $C_{\Delta x}$ 、 $C_{\Delta y}$ 分别为支柱的航向和横向阻尼系数; Δx_k 、 Δy_k 分别为机轮参考点实际位置与未受力时的位移变化量,这 2 个变量与支柱径向压缩 s_k 一起可由式(8)进行计算:

$$\begin{bmatrix} \Delta x_k \\ \Delta y_k \\ -s_k \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{Skl} \begin{bmatrix} x_k - x_{s,k} \\ y_k - y_{s,k} \\ z_k - z_{s,k} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ l_k \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: $[x_k, y_k, z_k]^T$ 为起落架各机轮参考点的绝对位置; $[x_{s,k}, y_{s,k}, z_{s,k}]^T$ 为起落架支柱安装点的绝

对位置,可由飞机的质心位置和姿态角计算获得; $L_{S_{d1}}$ 为惯性坐标系到支柱参考坐标系的转换矩阵。

$F_{\text{grd},k}$ 由轮胎的径向力 $F_{n,k}$ 、摩擦力 $F_{d,k}$ 和侧向力 $F_{s,k}$ 共同组成。轮胎径向压缩受力模型将等效成弹簧阻尼系统,因此可通过轮胎压缩量及其变化率计算径向力。而计算摩擦力和侧向力时所需要的轮胎运动参数,如轮胎前向速度、纵向滑移率、侧偏角、前轮操纵角等,均可通过机轮参考点动力学方程计算的机轮加速度、角加速度结果进一步处理后获得,具体可参见文献[23]。

1.3 航母平台模型

航母平台模型包括了甲板运动和弹射力模型,但不包含航母的动力学方程。航母质心的6自由度运动状态通过以下方式给出:①在水平面内的平动状态 $[x_c, y_c]^T$ 以航速 V_c 和航向 χ_c 进行设定;②垂直位移 z_c 和横摇、纵摇、艏摇角 $[\phi_c, \theta_c, \psi_c]^T$ 则按照正弦形式的经验公式^[24]给出(t 为时间):

$$\begin{cases} \theta_c = 0.5 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.63t) + 0.25 \\ \phi_c = 2.5 \sin(0.5t) + 3.0 \sin(0.52t) + 0.5 \\ \psi_c = 0.25 \sin(0.7t) + 0.5 \sin(0.1t) \\ z_c = 1.22 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.2t) \end{cases} \quad (9)$$

进一步地,定义以起飞点为原点的起飞甲板坐标系 $O_d-x_d y_d z_d$ (见图3),其中: $O_d x_d$ 轴与弹射跑道方向一致,指向舰艏方向为正; $O_d z_d$ 轴位于包含 $O_d x_d$ 轴的垂直平面内,并垂直 $O_d x_d$ 轴指向下; $O_d y_d$ 轴根据右手系定义指向航母右舷。惯性系与起飞甲板坐标系间的转换矩阵可通过欧拉角 $[\phi_c, \theta_c, \psi_c + \chi_c + \psi_r]^T$ 进行计算求解,其中: ψ_r 为弹射跑道与航母纵轴的夹角。

基于起飞甲板坐标系,一方面可以灵活配置不同的起飞点位置及弹射跑道方向,便于研究非对称弹射问题;另一方面,将各个起落架机轮参考点与起飞点的相对位置关系投影到该坐标系下,可以获得机轮参考点甲板高度,从而作为轮胎

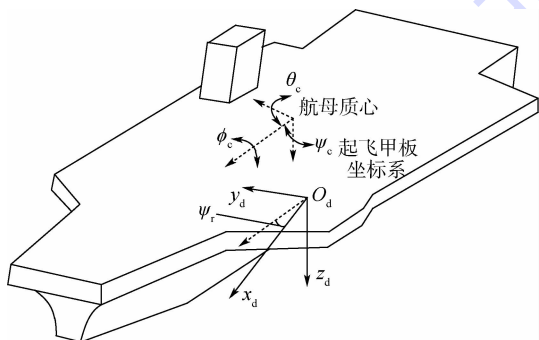


图3 起飞甲板坐标系

Fig.3 Coordinate system of takeoff deck

的压缩量及起落架受力情况计算的数据输入。

参考美军标 MIL-STD-2066^[25],选取 C13-1 型弹射器数据对弹射力 F_{cata} 进行建模,可将弹射力表示为随弹射冲程 x_{cata} 变化的曲线(见图4)。由于弹射力通过起落架模型传递到机体上,因此其在作用于前起落架上时,将被分解为一个水平向前和一个垂直向下的力,弹射杆与甲板的夹角近似取为 30° 。

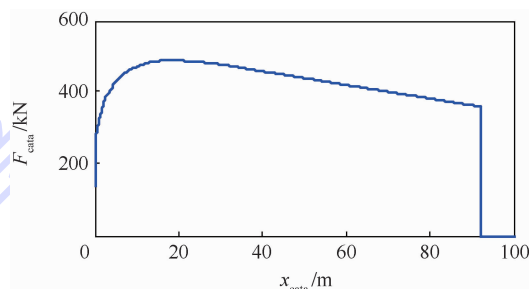


图4 典型弹射力-弹射冲程曲线

Fig.4 Typical curve of catapult force versus catapult stroke

1.4 大气环境模型

大气环境模型用以设置弹射起飞时的海面常值风和舰艏气流,其中前者常定义在北东地坐标系下,以风速和风向表示,而后者与航母运动有关,因此一般在航母坐标系下定义。将总的风速矢量合成后,还需要转换到飞机机体坐标系下,用于计算飞机的迎角和侧滑角。一般舰艏气流模型只给出了飞机纵向对称面内的风速,而本文侧重于研究非对称起飞问题,因此仿真计算时将主要考虑起飞过程中的常值侧风。

1.5 仿真计算工况

对于算例飞机,在甲板风风速为 25 kn (12.9 m/s)的条件下进行对称弹射起飞仿真计算的输入条件如表1所示。飞机主要的纵向飞行状态参数曲线如图5所示(图中“ \times ”表示飞机离舰时刻),其中各参数的变化历程与文献[9]中所给出的试飞数据相符,表明本节所建的弹射起飞数学模型

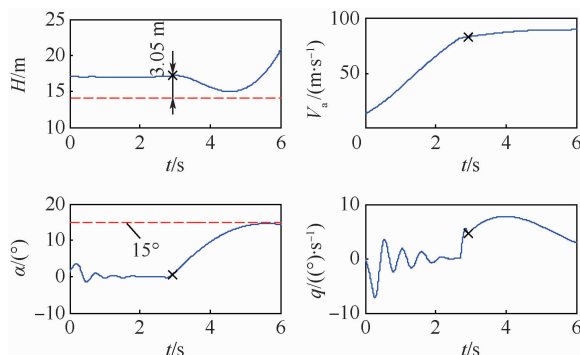


图5 对称弹射起飞仿真

Fig.5 Simulation of symmetric catapult launch

是正确合理的,可用于第 2 节进一步开展非对称弹射起飞仿真计算。图中: V_a 为空速。

2 非对称因素的影响分析

2.1 定位偏心

理想状态下,飞机在弹射道上安装时其机身的轴线方向应与弹射器轨道方向完全重合。而实际上,由于航母的运动以及手动进行飞机滑行操纵等因素影响,飞机往往会出现定位偏心的情况。工程上常采用偏心距加以描述,其定义如下^[2]:飞机左右主起落架中点到弹射器轨道的距离,即图 6 中的 y_{err} 。当中点落在跑道右侧时 y_{err} 取正值,此时飞机机头指向弹射跑道左侧。图中: F 、 cg 、 f 分别为弹射力、重心位置、侧向摩擦力; d_1 和 d_2 分别为飞机重心到前轮和主轮的纵向距离。

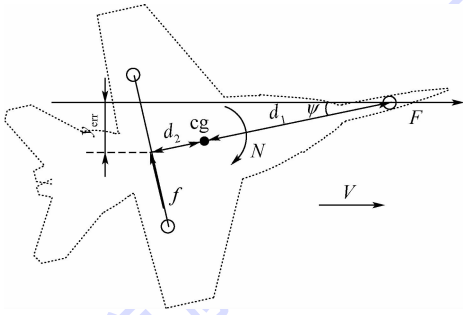


图 6 偏心弹射示意图

Fig. 6 Schematic diagram of off-center position catapult

2.1.1 理论分析

选取偏心弹射过程中的某一时刻,对飞机的偏航运动进行受力分析(如图 6 所示),其转动动力学方程为

$$L_c + N + L_f = I_{zz} \ddot{\psi} \quad (10)$$

式中: L_c 为弹射力产生的偏航力矩; N 为气动偏航力矩; L_f 为甲板跑道对飞机的侧向摩擦力所产生的偏航力矩。上述各力矩的计算公式分别如下:

$$L_c = F \frac{y_{err} d_1}{d_1 + d_2} = \frac{F d_1}{d_1 + d_2} y_{err} \quad (11)$$

$$N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b \left[\frac{C_{n\beta}}{d_1 + d_2} y_{err} - \frac{C_{nr} b}{2V(d_1 + d_2)} \dot{y}_{err} \right] \quad (12)$$

$$L_f = \frac{(mg - 0.5\rho V^2 S C_{Ll}) k_{\mu} d_2}{V} \dot{y}_{err} \quad (13)$$

根据几何位置关系,可以得到偏航角与偏心距间的转换公式:

$$\psi = -\arcsin\left(\frac{y_{err}}{d_1 + d_2}\right) \approx -\frac{1}{d_1 + d_2} y_{err} \quad (14)$$

此外,采用式(13)计算摩擦力产生的偏航力矩时,由于前轮承载相对较小,因此可以将全机所受的侧向摩擦力 f 等效在左右主轮的中点处,并由起落架的轴向载荷与侧向滑动摩擦系数 μ_s 计算获得。其中, μ_s 一般是关于轮胎侧偏角的函数,在小范围内可近似地认为二者间呈线性关系,斜率为 k_{μ} ,即

$$\mu_s = k_{\mu} \arctan\left(\frac{\dot{y}_{err}}{V}\right) \approx \frac{k_{\mu}}{V} \dot{y}_{err} \quad (15)$$

对于飞机的偏航角速度 r 和侧滑角 β ,可以通过偏航角 ψ 及其微分加以近似描述,并由式(14)写成关于 y_{err} 的表达式。代入并进行整理后,式(10)可进一步写成形如式(16)的关于偏心距 y_{err} 的二阶微分系统:

$$\ddot{y}_{err} + 2\zeta\omega_n \dot{y}_{err} + \omega_n^2 y_{err} = 0 \quad (16)$$

式中: ω_n 为偏航振荡频率; ζ 为偏航振荡阻尼比。二者的计算公式分别为

$$\omega_n^2 = \frac{F d_1}{I_{zz}} + \frac{\rho V^2 S b C_{n\beta}}{2I_{zz}} \quad (17)$$

$$\zeta = \frac{k_{\mu} d_2 (mg - 0.5\rho V^2 S b C_{Ll}) (d_1 + d_2)}{I_{zz} V \cdot 2\omega_n} - \frac{\rho V S b^2 C_{nr}}{4I_{zz} \cdot 2\omega_n} \quad (18)$$

由式(17)和式(18)可知,偏航振荡频率、阻尼比与弹射力和空速相关,因而在弹射过程中随弹射时间和距离不断变化。其中,振荡频率与弹射力和偏航稳定性 2 项有关,而偏航阻尼比则由侧向摩擦力和偏航阻尼 2 项构成。

取典型的弹射力、空速与弹射冲程的变化曲线(见图 4 和图 5),以及典型起飞状态下的飞机质量和惯性矩(见表 1)、气动导数($C_{n\beta}$ 取 0.088, C_{nr} 取 -0.078; C_{Ll} 取 0.25)及侧向摩擦力建模参数(k_{μ} 取 3.5)一起代入式(17)和式(18)中进行计算,可以获得随弹射距离变化的振荡频率和阻尼比变化规律,如图 7 所示。图中: $\omega_n(F)$ 、 $\omega_n(C_{n\beta})$ 、 $\omega_n(F, C_{n\beta})$ 分别为弹射力、偏航静稳定导数以及二者同时作用时对飞机振荡频率的影响; $\zeta(k_{\mu})$ 、 $\zeta(C_{nr})$ 、 $\zeta(k_{\mu}, C_{nr})$ 分别为侧向摩擦力、偏航阻尼力矩导数以及二者同时作用时对飞机阻尼比的影响。

根据以上结果,可将定位偏心对弹射起飞特性的影响规律进行小结:

1) 偏航振荡频率主要由弹射力-弹射冲程的曲线特性及机体绕 z 轴的转动惯量决定,通常在 2.0 ~ 2.5 rad/s 之间,即周期为 2.5 ~ 3.1 s。由于一般弹射持续的时间为 2.5 ~ 3.0 s 左右,因此弹

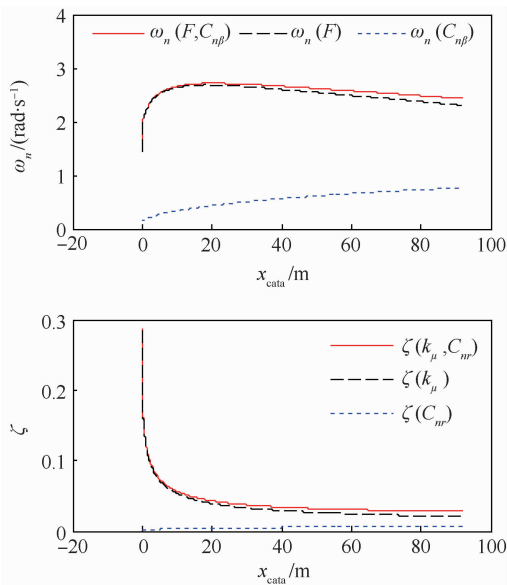


图7 偏航振荡频率与阻尼比随弹射冲程的变化关系

Fig. 7 Yawing fluctuation frequency and damping ratio versus catapult stroke

射结束时飞机的偏航振荡运动恰好经历了约一个周期的振荡变化,其重心仍在初始偏离的一侧。

2) 偏航振荡运动的阻尼主要由甲板跑道对起落架的侧向摩擦力提供,但随着弹射距离增加而迅速减小,这是由于在空速增加后,作用于起落架上的载荷减小,同时轮胎侧偏角也减小。

3) 飞机本体的航向稳定性对偏航振荡的影响在空速增大后才逐渐显现,其对频率和阻尼的贡献大约为弹射力、侧向摩擦力的 $1/4 \sim 1/3$ 。

2.1.2 仿真验证

参考有关偏心弹射试验^[12],进行仿真计算时分别将初始时刻的偏心距 y_{err} 设置为 0、0.3、0.6 m,仿真结果如图 8 所示,“×”表示飞机离舰的时刻。

由图 8 的仿真结果可知:

1) 定位偏心使飞机在甲板弹射段出现了沿弹射道偏摆的振荡运动,在离舰前该振荡经历了约 1.2 个周期,故离舰时飞机重心仍在初始偏差一侧。此外,该振荡运动的频率和阻尼与初始的偏心距离大小无关,这与前述的理论分析结果相符。

2) 对于偏心距为 0.6 m 的情况,尽管飞机在离舰时刻的滚转角不超过 0.5° ,同时滚转角速度也小于 $2^\circ/\text{s}$,但在离舰后飞机滚转角却快速增大至近 15° ,并且航迹向出现滚转的一侧偏离,原因在于:偏摆运动使飞机离舰时的偏航角速度为 $3.4^\circ/\text{s}$,这一角速度一方面通过飞机气动导数

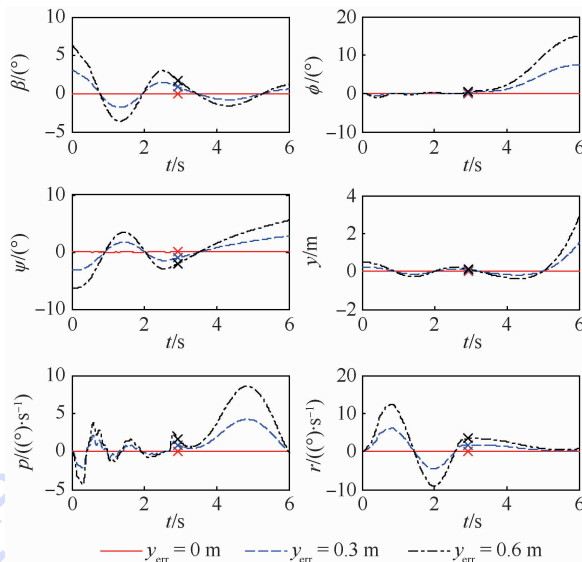


图8 不同偏心距对弹射起飞的影响

Fig. 8 Effect of different off-center positions on catapult launch

C_{lr} 使飞机正滚,同时使机头右偏产生负侧滑,在横向静稳定导数 C_{β} 作用下进一步加剧了滚转偏离运动。

2.2 弹射道偏角

2.2.1 理论分析

飞机从斜角甲板上进行弹射时,弹射跑道方向与航母纵向轴线方向存在某一固定的偏角,因此飞机的空速方向与机体对称面方向并不一致,产生的侧滑角将使飞机发生侧向航迹偏离。分析这一问题时,首先需要说明在弹射滑跑和离舰上升 2 个阶段飞机空速的计算方法。

由飞行力学的基本定义可知,飞机的地速 V_E 、空速 V_A 以及环境风速 V_W 三者之间的计算关系如下:

$$V_E = V_A + V_W \quad (19)$$

甲板风是航母在进行舰载机起降作业时重要的工况参数,它表示一种相对风速的概念,即甲板上所感受到的风速矢量,相当于航母的“空速”。因此,舰速 V_S 、甲板风风速 V_{WOD} 和环境风速 V_W 也存在对应的计算关系:

$$V_S = V_{WOD} + V_W \quad (20)$$

联立式(19)和式(20)可得

$$V_A = V_{WOD} + (V_E - V_S) = V_{WOD} + V_{\Delta} \quad (21)$$

式中: V_{Δ} 为飞机与航母之间的相对速度。由于飞机是在弹射器拖梭的牵引下沿弹射器轨道进行加速,因此 V_{Δ} 将始终沿弹射道方向。

由本节可知,当飞机在甲板弹射滑跑时,离舰时空速应当按式(21)进行计算,并用于弹射器能量的设定^[25]。当飞机离舰后,其空速则应该按

式(19)计算。

考虑海平面无风,飞机从斜角甲板上进行弹射的情况,此时弹射道指向舰艏左舷,角度取为 8° 。由于初始时刻飞机空速与船速一致,故空速与机身对称面存在一定夹角(即飞机的侧滑角),并且数值上等于弹射道偏角。弹射开始后,随着机舰相对速度(始终沿弹射道方向)的增加,侧滑角逐渐减小,直至飞机离舰后减小至零。上述的分析表明,当弹射器轨道不完全平行于航母中心线时,飞机在弹射过程中就将始终存在侧滑,由此产生的气动力将影响飞机的横航向运动状态,使其在离舰时出现一定的侧滑和滚转。

分别取 4 种弹射道偏角与海面风的组合条件(工况 1~4 见表 2),对弹射初始时刻和离舰时刻飞机的侧向受力进行对比分析,并将结果整理在表 3 中,获得的主要结论如下:

1) 无风情况下(工况 1 和 2),只要弹射道存在偏角,那么在甲板弹射阶段就会受到侧力影响,但随着空速增大侧滑角减小,离舰上升时将不

再有侧力。

2) 若海平面存在常值风(工况 3),那么可以根据海面的风速风向对航速航向进行调整,使得甲板风方向与弹射道方向一致。这样可以保证弹射过程中没有侧向扰动,但离舰上升后飞机仍将受到海面侧风的影响。

3) 只要甲板风角度与弹射道角度不一致(工况 2 和 4),那么飞机在弹射滑跑段就会有侧向扰动。而离舰上升段侧风影响的大小,将取决于飞机航向与风速方向。

表 2 不同弹射道偏角与海面风的组合条件

Table 2 Combined conditions of different catapult runway angles and sea wind

工 况	航速/ ($m \cdot s^{-1}$)	航向/ ($^\circ$)	风速/ ($m \cdot s^{-1}$)	风向/ ($^\circ$)	弹射道 偏角/ $(^\circ)$
工况 1	10	0	0		0
工况 2	10	0	0		-8
工况 3	10	0	1.4	90	-8
工况 4	10	0	1.4	90	0

表 3 不同工况的弹射过程分析

Table 3 Catapult process analysis for different working conditions

工 况	弹射初始时刻(机舰相对速度为 0 m/s)			弹射离舰时刻(机舰相对速度为 60 m/s)			
	甲板风风速	飞机空速	侧向受力分析	飞机空速	侧向受力分析	飞机地速	航迹变化趋势
工况 1			侧滑角 0° , 无侧力		侧滑角 0° , 无侧力		沿跑道方向离舰, 爬升时无侧风影响
工况 2			侧滑角 8° , 机身受到向左的侧力		侧滑角 1.1° , 机身受到向左的侧力		向跑道右前方离舰, 爬升时无侧风影响
工况 3			侧滑角 0° , 无侧力		侧滑角 0° , 无侧力		向跑道右前方离舰, 爬升时有侧风影响
工况 4			侧滑角 -8° , 机身受到向右的侧力		侧滑角 -1.1° , 机身受到向右侧力		沿跑道前方离舰, 爬升时有侧风影响

注:飞机空速按式(21)计算获得。在弹射初始时刻,机舰相对速度为零,故飞机空速(虚线)等于甲板风风速(实线);在离舰时刻,机舰相对速度指向弹射道方向,故飞机空速(虚线)等于甲板风风速(短实线)与机舰相对速度(长实线)的矢量合成。

2.2.2 仿真验证

按表 2 中确定的工况分别设置仿真初始条件,仿真结果如图 9 所示,“×”表示飞机离舰时刻。

由图 9 的仿真结果可知:

1) 8° 弹射道偏角引起的侧向扰动,使飞机出现不超过 0.5° 的小幅滚转,以及最大为 $2(^\circ)/s$ 的偏航角速度。由于弹射滑跑阶段飞机机动压较小,因此射道偏角引起扰动力和力矩的影响作用有限,飞机在离舰时的滚转和偏航角速度基本为零,其离舰后的偏离运动能够较快地收敛。

2) 8° 弹射道偏角引起的侧向扰动程度,与 $1.4 m/s$ 正侧风引起的侧向扰动程度基本相当。由于弹射作业需要考虑最大的侧风为 $7.5 m/s$ 的情况^[10],而一般航母弹射道偏角均不超过 8° ,因此弹射道偏角对飞机起飞的安全性影响较小。

2.3 甲板横摇

航母航行时,海面风浪将使其产生俯仰、横摇和偏摆运动,通常可采用纵摇角、横摇角和艏摇角来表征。就弹射起飞任务而言,甲板的横摇角对飞机离舰时的姿态影响较大。在典型海况条件下,甲板的最大横摇角可达 5° ^[26]。文献[4]也

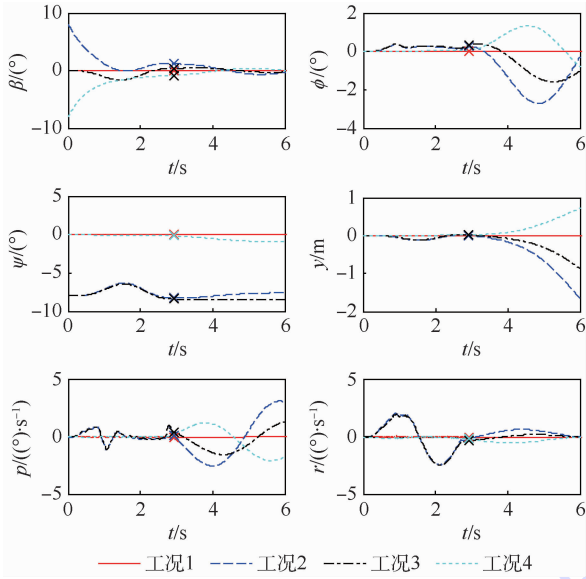


图9 弹射道偏角对弹射起飞的影响

Fig. 9 Effect of catapult runway angle on catapult launch

指出,舰面横摇对飞机离舰后的航迹和上升率影响较大,并且还会引起飞机出现横侧振荡。

2.3.1 理论分析

由于航母甲板横摇的频率要远低于起落架缓冲支柱的频率,故可近似认为飞机的滚转角与甲板的横摇角始终保持一致。那么,离舰时刻的甲板横摇角就是决定飞机离舰后航迹侧向变化程度的重要特征参数。

若飞机离舰时带有滚转角,那么其在离舰后则还具有向滚转一侧的侧滑趋势。在飞机本体航向静稳定性的作用下,飞机的空速将偏离弹射跑道的方向以减小侧滑。

对于从斜角甲板进行弹射的情况,飞机离舰后向右前方的航迹偏离,可能导致其与航母舰艏距离过近并发生碰撞。因此,需要对飞机离舰时的甲板横摇加以限制,从而减小飞机离舰后的侧向航迹偏离。

2.3.2 仿真验证

进行仿真计算时,飞机在离舰时的甲板横摇角 ϕ_s 分别为 0° 、 3° 和 6° 。仿真结果如图 10 所示,“×”表示飞机离舰时刻。

由图 10 可知,对于飞机离舰时甲板横摇角为 6° 的情况:

1) 飞机在弹射冲程段就具有较大的滚转角,并且相位与甲板横摇角保持一致,这使飞机产生了侧滑,并出现绕弹射道的偏摆运动。在离舰时刻,飞机的滚转角和侧滑角分别为 6° 和 1.2° ,因此其在离舰后即出现较大侧向航迹偏离,2 s 后侧偏距离超过 3 m,同时滚转角也有进一步发散的

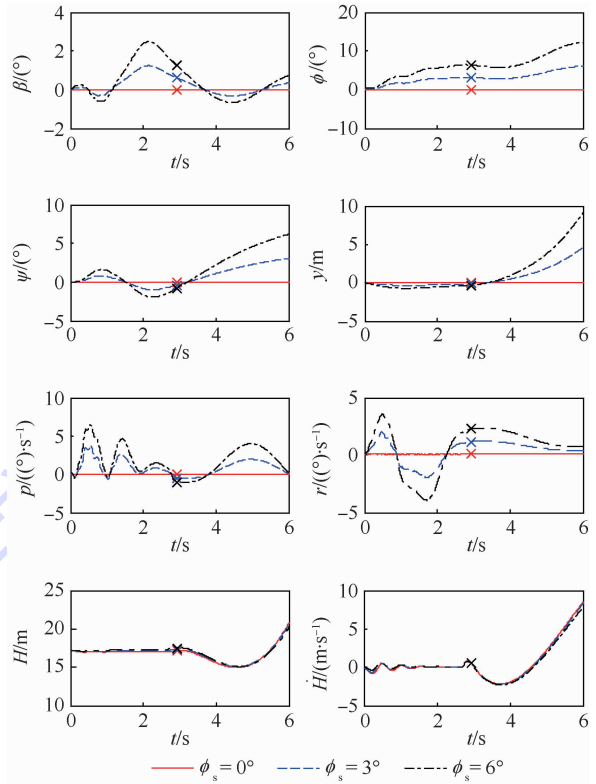


图10 甲板横摇对弹射起飞的影响

Fig. 10 Effect of deck roll on catapult launch

趋势,不利于安全的弹射起飞。

2) 由于离舰后飞机始终保持一定程度的滚转姿态,此时滚转角导致的升力损失将使其纵向爬升特性下降。仿真结果表明,算例飞机的航迹下沉量增加了约 0.22 m。

3 安全甲板风包线

本节将首先讨论弹射起飞安全性的准则要求,其次针对算例飞机建立基本的安全甲板风包线,最后进一步分析偏心距、甲板横摇角等非对称扰动因素对安全甲板风包线的影响。

3.1 弹射起飞安全性要求

Lucas 在综合分析了多种机型的多次弹射起飞数据后,提出了舰载机弹射起飞的纵向安全准则^[5],简述如下:

1) 航迹下沉量。与离舰时刻的位置相比,飞机重心位置的下沉量不能超过 10 ft(3.05 m)。

2) 迎角。弹射起飞过程中,飞机的最大迎角不能超过 $0.9C_{Lmax}$ 对应的迎角, C_{Lmax} 为最大升力系数。对本文的算例飞机,限制迎角取为 15° 。

3) 上升率。飞机离舰并达到最大航迹下沉量后的 3 s 内,上升率需要达到 600 ft/min(3.05 m/s)。若离舰后飞机的航迹无下沉,可不对上升率作限制要求。

结合美国军方最新的海试验证情况及飞行手册可知:①现代舰载机通常采用电传飞控系统,在弹射冲程结束后就将自动跟踪目标迎角进行离舰爬升^[14],飞机自身就具有迎角保护功能,可以有效地防范弹射起飞后的失速危险;②上升率要求是针对剩余可用推力需求提出的^[9],并根据飞行员的反馈意见将纵向加速特性等效为上升率要求^[5],以使舰载机获得足够的加速性能。对于现代舰载机,通过开启加力状态可获得更大的起飞推重比和纵向加速特性,因而上升率要求往往比较容易满足。同时,根据已有的试验结果^[9],飞机在弹射后一旦满足了航迹下沉量要求,那么也就都能够满足爬升率要求。

因此,纵向弹射起飞最主要的安全性要求为航迹下沉量。此外,由于本文研究的是非对称因素对弹射起飞安全性的影响,故还需要补充相应的横航向约束要求,即:在离舰后的 3 s 内,飞机的滚转角应小于 5° ^[14],这一要求保证飞机的横航向运动状态不会发生显著的偏离。下文中,将基于航迹下沉量和离舰后 3 s 时滚转角 2 项指标要求,建立满足弹射起飞安全性要求的安全甲板风包线。

3.2 舰面作业甲板风范围

舰面甲板风的风速大小和风向范围与航母的航向航速、海面风的风向风速等相关。在确定的海面风速风向条件下,可以通过改变航母的航速和航向,为舰载机的弹射起飞作业提供的所有可能范围的甲板风,如图 11 所示。该图由式(20)计算获得,计算时分别取海面风速为 5、10 m/s,风向固定为 180° 不变(即正北风),舰向正北或偏北方向航行(航速在 0 ~ 13 m/s 之间可按需调节)。工程上为了便于读取甲板风范围的边界刻度,通常将其绘制为阶梯状的扇面图。

需要指出的是,在舰面作业甲板风范围内,

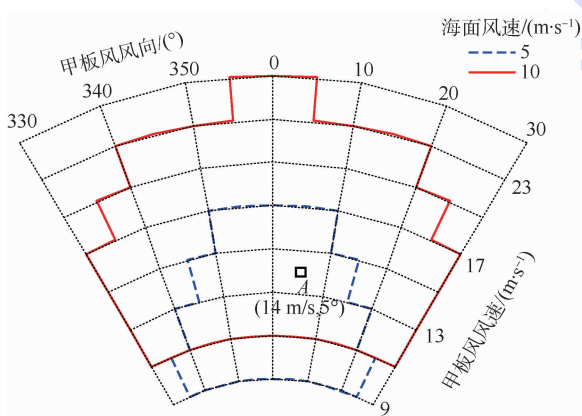


图 11 不同海面风速下的作业甲板风范围

Fig. 11 Operation WOD range at different sea wind speeds

舰载机的弹射起飞未必是安全的。针对这一可能的舰面作业甲板风范围,基于弹射起飞安全性准则,通过仿真计算才能最终确定舰载机的安全起飞甲板风包线的大小。

由图 11 可知:当海面存在 10 m/s 的常值风时,最大甲板风可达 25 m/s,但此风速下风向角只能在 $355^\circ \sim 5^\circ$ 间变化。如果弹射工况所要求甲板风风速降低,那么风向角的选择范围就能够扩大,通常在 $330^\circ \sim 30^\circ$ 之间。若是海面常值风减小(例如 5 m/s 时),那么相应地甲板风风速和风向条件也将受到限制。

此外,即便在相同的甲板风条件下,由于海面风速不同,因此获得该甲板风条件时的海面风速与航母航速航向的参数组合关系也就不同。以图 11 中 A 点为例(甲板风风速为 14 m/s,甲板风风向为 5°),其对应的参数组合为:若海面风速为 5 m/s 时,则要求航母的航速为 9.1 m/s,航向为 346° ;若海面风速为 10 m/s 时,则要求航母的航速为 4.0 m/s,航向为 352° 。由于飞机在离舰后受到的海面风影响不同,其横航向运动特性亦将有所变化。因此,对于不同的海面风速情况,需要分别计算对应的安全甲板风包线。

3.3 安全甲板风包线的计算方法

基于 3.1 节给出的弹射起飞安全性要求和 3.2 节给出的作业甲板风范围,通过仿真计算,可获得算例飞机的安全甲板风包线,从而为弹射起飞作业提供参考。这一过程的计算步骤如下:

1) 根据海面风速值,计算获得如图 11 所示的作业甲板风范围。

2) 按照计算精度的要求,将该甲板风范围离散化,获得航向、航速与风速、风向间的参数组合集。

3) 对参数组合集中的每一组参数组合条件,进行弹射起飞仿真,并计算离舰后 3 s 时的滚转角以及最大航迹下沉量,判定是否满足弹射起飞安全性要求。

4) 绘制出满足弹射起飞安全性要求的甲板风范围,即为对应约束条件下的安全甲板风包线,如图 12 所示。

由图 12 给出的仿真计算结果可知:

1) 安全甲板风包线由满足航迹下沉量要求的边界和满足滚转角要求的边界取交集后确定(图 12(b))。但在海面风速较小时(图 12(a)),由于飞机离舰后所受的侧向扰动较小,在试验可取的甲板风范围内均能够满足滚转角小于 5° 这一约束要求。

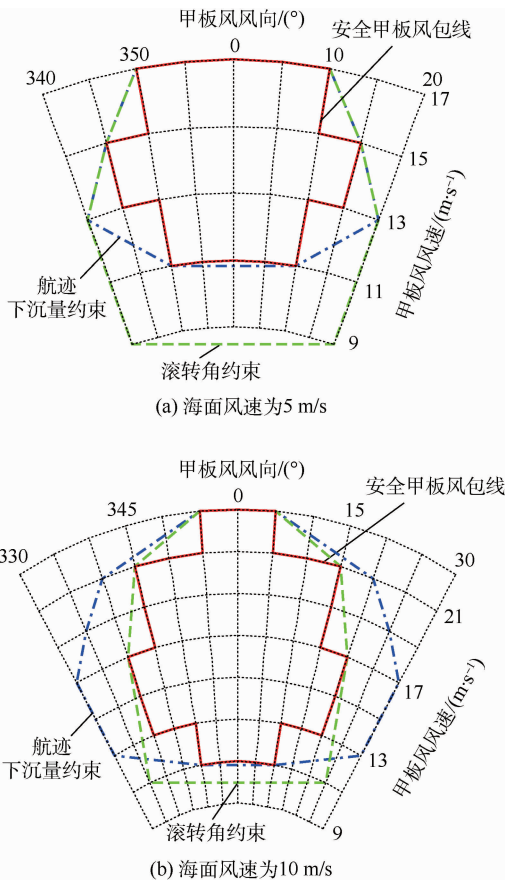


图 12 不同海面风速下安全甲板风包线

Fig. 12 Safe WOD envelope at different sea wind speeds

2) 安全甲板风包线的下边界由航迹下沉量确定,即必须保证一定的甲板风风速大小;左右边界基于滚转角的约束,要求甲板风向不能偏离过大;上边界则取决于海面常值风大小,风速越大,飞机初始的空速也就越大,有利于提高弹射起飞的安全性,因此全甲板风包线也就越大。

3.4 偏心距与横摇角的影响

在进行弹射作业时,往往难以完全消除定位偏心、甲板横摇等扰动因素,因此需要定量计算这些扰动因素对弹射起飞安全性的影响,确定允许的偏心距误差、甲板横摇条件要求,从而提高弹射作业的安全性提供参考依据。在 3.2 节中给出的计算流程基础上,分别加入 ± 0.2 m 的偏心距和 $\pm 2^\circ$ 的甲板横摇角作为仿真计算条件,即可得到偏心距、横摇角对安全甲板风包线的影响,如图 13 所示。

如图 13 所示,偏心定位与甲板横摇均加剧了飞机的横航向运动偏离趋势,使安全甲板风包线的风向和风速范围显著缩小:

1) 对于 ± 0.2 m 的偏心距误差(图 13(a)),安全甲板风包线的最大风向范围缩小至 $350^\circ \sim 10^\circ$,同时风速大小减小至 $11 \sim 17$ m/s。

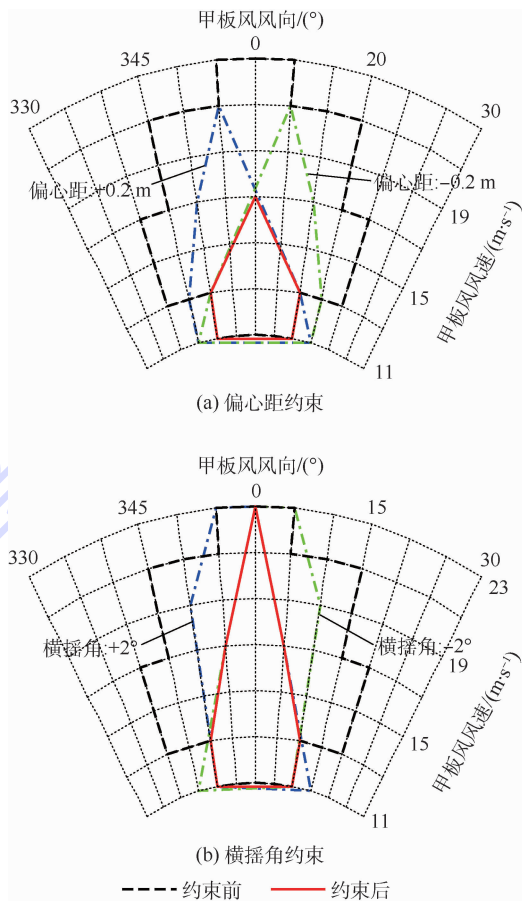


图 13 非对称因素对安全甲板风包线的影响

Fig. 13 Effect of asymmetric factors on safe WOD envelope

2) 对于 $\pm 2^\circ$ 的甲板横摇角扰动(图 13(b)),安全甲板风包线的最大风向范围同样将缩小至 $350^\circ \sim 10^\circ$,虽然包线内的最大风速仍可达到 23 m/s,但此时必须严格约束风向角为 0° 。

4 结论

1) 定位偏心使飞机在甲板滑跑时出现偏摆运动,该运动的频率主要由弹射力-冲程距离的特性以及偏航转动惯量共同决定,而阻尼则与轮胎侧向摩擦系数相关,但在空速增加后阻尼迅速减小。这一偏航运动将使飞机在离舰上升时出现滚转姿态偏离,不利于弹射起飞的安全。

2) 飞机从斜角甲板上进行弹射时,弹射道偏角会引起侧向扰动,使飞机产生横航向运动。但由于一般航母弹射道偏角均不超过 8° ,故在此范围内进行弹射起飞作业,对飞机安全性影响较小。

3) 甲板横摇使飞机在离舰时具有一定的滚转运动,飞机离舰后这一滚转运动会继续缓慢增大,不仅会导致飞机出现较大侧向航迹偏离,也会增大其纵向航迹的下沉量。

4) 安全甲板风包线的下边界由航迹下沉量约

束,左右边界由滚转角限制确定,上边界由最大海面风速决定。定位偏心误差与甲板横摇扰动等非对称干扰会导致飞机安全起飞的甲板风包线明显缩小。

参考文献 (References)

- [1] 聂宏,房兴波,魏小辉,等.舰载飞机弹射起飞动力学研究进展[J].南京航空航天大学学报,2013,45(6):727-738.
NIE H, FANG X B, WEI X H, et al. Overview of carrier-based aircraft catapult launch dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(6):727-738 (in Chinese).
- [2] 于浩,聂宏.偏中心定位对弹射过程中飞机姿态的影响[J].北京航空航天大学学报,2011,37(1):10-14.
YU H, NIE H. Effect of off-center location on aircraft attitude during catapult launch[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1):10-14 (in Chinese).
- [3] 朱齐丹,刘恒,李晓琳.舰载机偏心情况下弹射起飞研究[J].飞行力学,2016,34(2):10-14.
ZHU Q D, LIU H, LI X L. Research on carrier-based aircraft catapult launching in the case of different eccentricity[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(2):10-14 (in Chinese).
- [4] 王大海,苏彬.舰面运动对弹射起飞特性的影响[J].飞行力学,1994,12(1):57-63.
WANG D H, SU B. The deck motion effects on the catapult-assisted take-off characteristics of the carrier based airplane[J]. Flight Dynamics, 1994, 12(1):57-63 (in Chinese).
- [5] LUCAS C B. Catapult criteria for a carrier-based airplane: AD-702814[R]. Washington, D. C.: Defense Technical Information Center, 1968.
- [6] 刘星宇,许东松,王立新.舰载飞机弹射起飞时的机舰参数适配特性[J].航空学报,2010,31(1):102-108.
LIU X Y, XU D S, WANG L X. Match characteristics of aircraft-carrier parameters during catapult takeoff of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1):102-108 (in Chinese).
- [7] 郭元江,李会杰,申功璋,等.复杂环境下舰载机弹射起飞环境因素建模分析[J].北京航空航天大学学报,2011,37(7):877-881.
GUO Y J, LI H J, SHEN G Z, et al. Modeling and analyze of the environmental factors of carrier-based aircraft catapult launch in complex environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7):877-881 (in Chinese).
- [8] 严重中,冯家波.舰载飞机弹射起飞上升段的自动控制飞行[J].南京航空航天大学学报,1995,27(4):431-438.
YAN C Z, FENG J B. Automatic control flight for a carrier-based airplane in climb phase during catapult launch[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 27(4):431-438 (in Chinese).
- [9] WALLACE M M. F/A-18E/F catapult minimum end airspeed testing[D]. Knoxville: University of Tennessee, 2002:85-88.
- [10] STEN C P. Evaluating fixed wing aircraft in the aircraft carrier environment; AD-A244869[R]. Washington, D. C.: Defense Technical Information Center, 1992.
- [11] KELLEY H J. Prediction of yawing stability characteristics of airplanes during catapulting[J]. Journal of the Aeronautics Sciences, 1952(19):529-539.
- [12] SMALL D B. Full scale tests of nose tow catapulting[C]//1st AIAA Annual Meeting. Reston: AIAA, 1964:1-11.
- [13] 于浩,聂宏.舰载机偏中心定位弹射起飞弹射杆载荷分析[J].航空学报,2010,31(10):1953-1959.
YU H, NIE H. Launch bar load analysis of carrier-based aircraft during off-center catapult launch[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10):1953-1959 (in Chinese).
- [14] Naval Air Systems Command. NATOPS flight manual navy model F/A-18E/F 165533 and up aircraft[M]. Washington, D. C.: Department of the Navy, 2008:III-8-2.
- [15] WILKINSON C H, ROSCOE M F, VANDERVLIT G M. Determining fidelity standards for the shipboard launch and recovery task[C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001:1-10.
- [16] 贺少华,刘东岳,谭大力,等.载机舰船气流场相关研究综述[J].舰船科学与技术,2014,36(2):1-7.
HE S H, LIU D Y, TAN D L, et al. A review of researches on ship airwakes[J]. Ship Science and Technology, 2014, 36(2):1-7 (in Chinese).
- [17] WANG W J, QU X J, GUO L L. Multi-agent based hierarchy simulation models of carrier-based aircraft catapult launch[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 23(3):223-231.
- [18] ZHANG W, ZHANG Z, ZHU Q D. Dynamics model of carrier-based aircraft landing gears landed on dynamic deck[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4):371-379.
- [19] CHAKRABORTY A, SEILER P, BALAS G J. Susceptibility of F/A-18 flight controllers to the falling-leaf mode; Linear analysis[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(1):57-71.
- [20] NAPOLITANO M R, PARIS A C, SEANOR B A, et al. Estimation of the longitudinal aerodynamic parameters from flight data for the NASA F/A-18 HARV[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 1996:469-478.
- [21] JOHNSON S A. A simple dynamic engine model for use in a real-time aircraft simulation with thrust vectoring; NASA TM-4240[R]. Washington, D. C.: NASA, 1990.
- [22] BUTTRILL C S, ARBUCKLE P D, HOFFLER K D. Simulation model of a twin-tail, high performance airplane; NASA TM-107601[R]. Washington, D. C.: NASA, 1992.
- [23] 刘海良,王立新.基于数字虚拟飞行的民用飞机纵向地面操纵特性评估[J].航空学报,2015,36(5):1432-1441.
LIU H L, WANG L X. Assessment of longitudinal ground stability and control for civil aircraft based on digital virtual flight testing method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5):1432-1441 (in Chinese).
- [24] 郭锁凤,申功璋,吴成富.先进飞行控制系统[M].北京:国防工业出版社,2003:208.
GUO S F, SHEN G Z, WU C F. Advanced flight control system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003:208 (in Chinese).
- [25] U. S. Department of the Navy. Catapulting and arresting gear forcing functions for aircraft structural design; MIL-STD-2066[S]. Melbourne: Engineering Specifications and Standards,

1981:47-54.

- [26] SCHUST A P, YOUNG P N, SIMPSON W R. Automatic carrier landing system (ACLC) category III certification manual: AD-A118181[R]. Washington, D. C. : Defense Technical Information Center, 1982.

作者简介:

林佳铭 男, 博士研究生。主要研究方向: 舰载机起降安全与

控制。

张轶 男, 硕士研究生。主要研究方向: 舰载机飞行动力学。

乐挺 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞行力学与飞行控制。

王立新 男, 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。

Effect of asymmetric factors on carrier-based aircraft catapult launch safety

LIN Jiaming, ZHANG Yi, YUE Ting, WANG Lixin*

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

Abstract: Asymmetric factors lead to lateral-directional departure after catapult launch, and affect longitudinal flyaway characteristics as well. Principle analysis and numerical simulation are conducted to reveal yawing movement characteristics during deck run and lateral-directional departure characteristics in catapult flyaway, with the consideration of three typical factors, such as off-center position, catapult runway angle and deck roll. According to the safety requirements of sink off bow and bank angle, safe wind over deck (WOD) envelope is figured through numerical simulation under different takeoff conditions. Simulation results indicate that lower boundary of the envelope is limited by maximum sink off bow, left and right boundary is restricted to maximum bank angle, and upper boundary is determined by constant wind at sea level. The range of safe WOD's direction and speed would be obviously narrowed due to off-center position or deck roll.

Keywords: carrier-based aircraft; wind over deck (WOD) envelope; safety criteria; off-center position; catapult runway angle; deck roll

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0101

大挠性机动飞行器改进型正向位置反馈振动控制



袁秋帆¹, 霍明英^{1,*}, 齐乃明¹, 曹世磊¹, 肖余之²

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘 要: 针对一类大挠性机动飞行器,同时进行的姿态和轨道机动将激发挠性结构与中心刚体之间的平移耦合模态和转动耦合模态。为了提高姿态和轨道控制稳定度,提出了一种整合的改进型正向位置反馈(MPPF)控制方法抑制挠性结构的振动。首先建立了包含转动耦合和平移耦合模态的动力学模型,推导了耦合模态参数,然后基于MPPF控制律,设计了对转动耦合模态和平移耦合模态同时进行抑制的主动振动控制器,并采用 M 范数方法进行了参数优化,采用压电智能材料构建了主动振动控制系统。仿真结果表明所设计的控制器能够对机动飞行器的挠性结构振动起到很好的抑制效果,并且提高了姿态和轨道的控制稳定度。

关键词: 挠性飞行器; 机动; 振动控制; 耦合动力学; 改进型正向位置反馈(MPPF)

中图分类号: V414.3⁺3; TB123

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0375-08

新的航天任务对在轨飞行器的机动能力提出了更高的要求。一类可完成快速跟踪和精确定向等任务的机动飞行器日益受到重视,其特点是轨道机动和姿态机动可同时进行。机动过程的执行机构多采用推力发动机,其干扰将激发飞行器上的挠性附件振动。随着航天技术的发展,挠性附件的尺寸和挠性越来越大,振动模态频率也越来越低。由于飞行器本体和挠性结构之间的耦合动力学,大挠性结构的振动会影响飞行器本体的姿态和轨道控制效果,尤其是对角速度和速度控制稳定度产生较大的影响,而角速度和速度控制稳定度是跟踪定向精度的一个重要评估指标。

对大挠性结构进行振动抑制能够改善飞行器姿态和轨道控制效果,抑制方法可以分为被动振动抑制和主动振动抑制。被动振动抑制方法^[1]通过改变结构、增加阻尼材料、增大模态阻尼,将振动能量转化为其他形式的能量,达到振动抑制的目的,此方法简单可靠,但灵活性低,抑制效果

不明显。主动振动抑制方法可分为2种:一种是前馈控制方法,包括分力合成方法^[2]和输入成型方法^[3];另一种是闭环反馈控制方法,其采用智能材料^[4],通过实时测量振动,再用执行器对挠性体施加作用力或力矩,达到振动抑制的目的,多采用分布粘贴的执行器布局形式,执行器作动器一般是压电陶瓷或记忆合金等。主动振动抑制方法灵活性高,可以改变结构刚度和结构模态,有能力应对不断变化的外部环境(如负载变化或形状变化)和内部环境(如损坏或故障)。采用压电陶瓷片实现主动振动抑制时,通常采用同位控制^[5],即压电执行器和压电传感器对位分别贴于薄板结构两侧,控制方法有速率反馈控制、谐振控制^[6]、正向位置反馈(Positive Position Feedback, PPF)^[7]和改进型正向位置反馈(Modified Positive Position Feedback, MPPF)^[8]等。

Moheimani和Andrew^[9]在薄板智能结构传递函数中引入了馈通项作为对截断模态的补偿,设

收稿日期: 2017-02-27; 录用日期: 2017-03-17; 网络出版时间: 2017-05-18 16:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170518.1613.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11672093); 航天科技集团-哈尔滨工业大学联合技术创新项目

* 通信作者: E-mail: huomingying@hit.edu.cn

引用格式: 袁秋帆, 霍明英, 齐乃明, 等. 大挠性机动飞行器改进型正向位置反馈振动控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 375-382. YUAN Q F, HUO M Y, QI N M, et al. Vibration control for large flexible maneuvering spacecraft using modified positive position feedback [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 375-382 (in Chinese).

计了相应的 PPF 控制器,对稳定性进行了重新推导。并通过悬臂梁试验验证了 PPF 控制器的有效性。PPF 控制器同时具有阻尼和刚度补偿性能,当提高控制阻尼时,控制器角频率会发生偏移,从而降低刚度补偿的效果。Mahmoodi 等^[10]根据 PPF 的缺点,提出了 MPPF,引入了刚度和阻尼 2 个补偿器,解决了传统 PPF 控制器参数选择困难的问题,并采用悬臂梁进行了试验验证。

目前针对挠性飞行器的动力学建模,大多仅考虑挠性结构与中心刚体的转动耦合特性。Gennaro^[11]建立了简化的挠性飞行器姿态动力学模型,考虑了挠性结构与中心刚体的转动耦合特性。胡庆雷和马广富^[12]根据 Gennaro^[11]提出的简化挠性飞行器姿态动力学模型,设计了变结构姿态控制器,并采用压电智能元件作为执行器设计了 PPF 振动抑制控制器,采用最优二次型的原理对多模态抑制的 PPF 控制器参数进行了优化。袁国平等^[13]采用 H_∞ 振动抑制控制器和自适应鲁棒姿态控制器相结合的方法,提高了姿态控制的精度。

针对机动飞行器,当挠性附件的挠性较大时,对挠性结构的振动抑制不仅需要考虑挠性附件与中心刚体的转动耦合特性,还应当考虑平移耦合特性。Sabatini 等^[14-15]对具有对称帆板布局的飞行器动力学进行了研究,将平移耦合模态和转动耦合模态描述为对称模态和反对称模态;且提出了几种前馈振动抑制控制方法提高姿态控制效果,并且在一个气浮式模拟器上进行了试验验证。

本文在同时考虑转动耦合模态和平移耦合模态的基础上,采用压电元件对大挠性结构进行主动振动抑制。首先建立了包含转动耦合和平移耦合模态的动力学模型,推导了耦合模态参数;然后基于 MPPF 控制律,设计了对转动耦合模态和平移耦合模态同时进行抑制的主动振动控制器,并采用 M 范数方法进行了参数优化,采用压电智能材料构建了主动振动控制系统。

1 机动飞行器耦合动力学模型与耦合模态参数

针对处于无约束状态的机动飞行器建立完整的耦合动力学模型。将带有双侧对称帆板的飞行器简化为中心刚体加挠性梁的模型,为了研究方便,仅考虑面内的运动,坐标系定义如图 1 所示,图中 $OXYZ$ 为惯性坐标系;飞行器轨道机动位移为 z ;姿态机动角度为 θ ;帆板动挠度为 $w(y,t)$,其中 y 为帆板上某点与帆板安装点的距离。

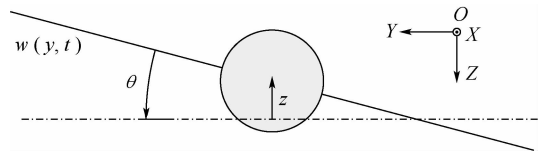


图 1 带有双侧对称帆板的飞行器模型

Fig. 1 Spacecraft model with two-side symmetric solar planes

1.1 耦合动力学模型

带挠性附件的飞行器为多柔体结构,多采用混合坐标法描述其动力学特性。通常,混合坐标法中的耦合系数通过悬臂状态下帆板的有限元模型计算得到,当飞行器在空间中处于自由-自由的状态时,挠性结构的振动模态和频率与悬臂状态不相同。为了建立自由-自由状态下的动力学模型,将带有双侧对称帆板的飞行器简化为一个无约束梁模型,对应悬臂状态下帆板的第 1 阶模态,飞行器整体的耦合模态振型^[14-15]如图 2 所示。

当飞行器做平移运动时,平移耦合模态振型被激发;当飞行器做转动运动时,转动耦合模态振型被激发。对于同时进行姿态和轨道机动的机动飞行器,其挠性结构的振动同时存在这 2 个模态。推而广之,针对挠性帆板在悬臂状态下的某一阶弯曲模态,总是对应着自由-自由状态下飞行器整体的两阶弯曲模态:平移耦合模态和转动耦合模态。仅考虑前 N 阶模态,带有双侧对称帆板的机动飞行器耦合动力学描述为

$$\begin{cases} m\ddot{z} + T\ddot{\eta}_1 = u_F \\ J\ddot{\theta} + F\ddot{\eta}_1 = u_M \\ \ddot{\eta}_1 + 2H\Omega\dot{\eta}_1 + \Omega^2\eta_1 + T^T z = 0 \\ \ddot{\eta}_1 + 2H\Omega\dot{\eta}_1 + \Omega^2\eta_1 + F^T\theta = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 和 J 分别为中心刚体的质量和转动惯量; $T \in \mathbf{R}^{1 \times N}$ 和 $F \in \mathbf{R}^{1 \times N}$ 分别为在质心坐标系下描述的挠性帆板平移耦合系数和转动耦合系数;

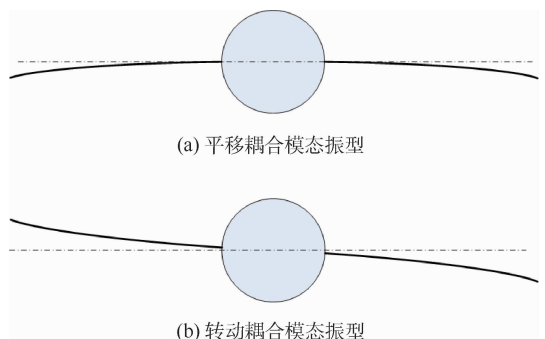


图 2 飞行器整体的耦合模态振型^[14-15]

Fig. 2 Global coupling model shape of spacecraft^[14-15]

$\eta_t \in \mathbf{R}^N$ 和 $\eta_r \in \mathbf{R}^N$ 分别为平移耦合模态坐标和转动耦合模态坐标; $\mathbf{H} = \text{diag}(\xi_k)$, $\mathbf{\Omega} = \text{diag}(\omega_k)$, ξ_k 和 ω_k 分别为挠性帆板在悬臂状态下测量得到的第 k 阶模态阻尼和模态频率; u_F 和 u_M 分别为驱动力和力矩。

1.2 耦合模态参数

令式(1)中 $u_F = 0, u_M = 0$, 消去 \ddot{z} 和 $\ddot{\theta}$ 得

$$\begin{cases} \ddot{\eta}_t + 2\mathbf{H}_t\mathbf{\Omega}_t\dot{\eta}_t + \mathbf{\Omega}_t^2\eta_t = 0 \\ \ddot{\eta}_r + 2\mathbf{H}_r\mathbf{\Omega}_r\dot{\eta}_r + \mathbf{\Omega}_r^2\eta_r = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{H}_t = \mathbf{H}\mathbf{K}_t \\ \mathbf{H}_r = \mathbf{H}\mathbf{K}_r \\ \mathbf{\Omega}_t = \mathbf{\Omega}\mathbf{K}_t \\ \mathbf{\Omega}_r = \mathbf{\Omega}\mathbf{K}_r \end{cases}$$

其中: $\mathbf{K}_t = \text{diag}(\kappa_{tk})$, $\kappa_{tk} = (1 - 2F_k^2/m)^{-1/2}$; $\mathbf{K}_r = \text{diag}(\kappa_{rk})$, $\kappa_{rk} = (1 - 2T_k^2/J)^{-1/2}$; F_k 和 T_k 分别为 \mathbf{F} 和 \mathbf{T} 的第 k 个元素。

一般来说帆板的质量较轻,但惯量较大,针对其中第 k 阶模态,各个频率存在以下关系: $\kappa_{tk} < \kappa_{rk} \Rightarrow \omega_k < \omega_{tk} < \omega_{rk}$, ω_{tk} 和 ω_{rk} 分别为 $\mathbf{\Omega}_t$ 和 $\mathbf{\Omega}_r$ 对角线上第 k 个元素,表示平移耦合模态频率和转动耦合模态频率。目前飞行器的质量惯量分布仍是中心刚体占优, ω_k 、 ω_{tk} 和 ω_{rk} 比较接近。

2 控制系统设计

飞行器在机动时,其挠性帆板的振动包含平移耦合模态和转动耦合模态。为了防止因振动而导致轨道控制和姿态控制的精度降低,甚至发散,采用压电元件对挠性帆板进行振动抑制。设计振动抑制控制器时,要考虑2种模态的存在,针对这2种模态进行振动抑制。将压电传感器和压电执行器对位粘贴在挠性帆板表面,设在帆板长度方向上布有 p 对传感器执行器, S_i 为第 i 号传感器, A_i 为第 i 号执行器,帆板安装坐标系 $Ox_p Y_p Z_p$ 如图3所示,压电片长度方向坐标为 (y_{i1}, y_{i2}) ,宽度方向中轴坐标为 x_0 ,帆板的长度为 l 。

2.1 压电传感器建模

压电片式传感器利用压电效应,当传感器发生应变时,传感器上下表面的电极会产生电荷,通过线性电荷放大器,得到电压模拟量,从而测量得到传感器处的平均应变。压电片式传感器具有一个主方向,其电荷量的变化与主方向上的应变成正比,压电片式传感器的主方向为 Y_p 方向,即帆板的长度方向。

当飞行器做姿态和轨道机动时,压电片式传感器测量得到的应变是整体机动产生的应变和挠性振动产生的应变的叠加,如图4所示。

设帆板上某一点挠度为 $w(y, t)$, 根据欧拉-伯努利梁假设,可得

$$w(y, t) = \int_0^y \frac{J_x}{E_b I_b} \ddot{\theta} dx + \int_y^l \rho y \ddot{z} dy \cos \theta + \sum_{k=1}^N (\varphi_k \eta_k) \quad (3)$$

式中: $J_x = \int_y^l \rho y^2 dy$, ρ 为帆板 Y_p 方向的线密度; E_b 为帆板的弹性模量; I_b 为截面惯性矩; φ_k 为第 k 阶模态振型; η_k 为第 k 阶广义模态坐标。

式(3)等号右边第1项为整体转动运动导致的挠度变化,第2项为整体平移运动导致的挠度变化,第3项为挠性帆板振动带来的挠度变化。前2项是整体机动带来的测量偏置量。

压电片式传感器所产生的电荷量 Q_i 与应变关系^[9]为

$$Q_i = d_{31} E_p w_p \int_{l_p} \varepsilon_i dy \quad (4)$$

式中: d_{31} 为压电常数; E_p 为压电材料弹性模量; w_p 为压电片宽度; ε_i 为第 i 片压电陶瓷片长度方向上的应变; l_p 为压电片长度。

利用欧拉-伯努利梁假设,可得应变与挠度关系:

$$\varepsilon_i = - \left(\frac{t_b}{2} + t_p \right) \frac{\partial^2 w(y, t)}{\partial y^2} [u(y - y_{i1}) - u(y - y_{i2})] \quad (5)$$

式中: $u(y)$ 为阶跃函数; t_b 和 t_p 分别为帆板和压电片的厚度。

将式(3)、式(5)代入式(4)得

$$Q_i = - d_{31} E_p w_p \left(\frac{t_b}{2} + t_p \right) W_i \quad (6)$$

式中: $W_i = \frac{\rho y_i^2}{E_b I_b} \ddot{\theta} + \rho \ddot{z} \cos \theta + \sum_{k=1}^n (\psi_{ki} \eta_k)$ 为第 i 个

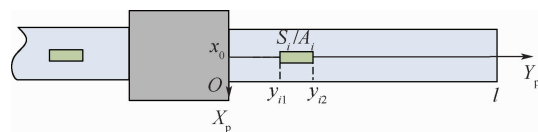


图3 压电元件基本配置

Fig. 3 Basic configuration of piezoelectric elements

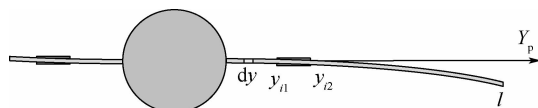


图4 挠性结构弯曲引起压电片应变

Fig. 4 Strain of piezoelectric elements caused by bending of flexible structure

传感器两端的转角差值, $\psi_{ki} = \varphi'_k(y_{i1}) - \varphi'_k(y_{i2})$ 为第 k 阶模态振型在第 i 个传感器两端的导数差, $\varphi'_k(y) = \partial\varphi_k(y)/\partial y; y_i = (y_{i1} + y_{i2})/2$ 。

设电荷放大器增益为 g_s , 则电荷放大器输出电压为

$$V_{si} = -g_s d_{31} E_p w_p \left(\frac{t_b}{2} + t_p \right) W_i \quad (7)$$

定义:

$$\begin{cases} \bar{\tau}_s = -g_s d_{31} E_p w_p \left(\frac{t_b}{2} + t_p \right) \\ \tau_{ki} = \bar{\tau}_s \psi_{ki} \end{cases}$$

如果不考虑整体机动带来的偏置量, 则输出电压与模态坐标之间的关系为

$$V_{si} = \sum_{k=1}^N (\tau_{ki} \eta_k) \quad (8)$$

2.2 压电执行器建模

压电执行器的原理是逆压电效应, 在压电片式执行器 2 个表面电极上施加电压, 会在其主方向上产生应变, 从而对帆板产生弯矩的作用, 第 i 个执行器电压 $V_{ai}(t)$ 与弯矩 M_i 的关系如下:

$$M_i = \bar{\kappa} V_{ai}(t) (u(y - y_{i1}) - u(y - y_{i2})) \quad (9)$$

式中: $\bar{\kappa}$ 为与帆板、压电陶瓷尺寸和弹性模量有关的常数; $V_{ai}(t)$ 为第 i 个执行器上施加的电压。模态坐标与压电执行器电压的关系可以描述为

$$\ddot{\eta}_k + \omega_k^2 \eta_k = \sum_{i=1}^p \gamma_{ki} V_{ai} \quad (10)$$

式中: $\gamma_{ki} = \psi_{ki} \bar{\kappa} / \rho_0$ 。

2.3 控制器设计

针对第 k 阶模态, 并只考虑对位安装一个压电传感器和一个压电执行器, 即 $i=1$, 令 $\tau_k = \tau_{k1}$, $\gamma_k = \gamma_{k1}$, MPPF 控制律的基本结构为

$$\begin{cases} \ddot{\eta}_k + 2\xi_{ck} \omega_k \dot{\eta}_k + \omega_k^2 \eta_k = \gamma_k (\alpha_k \mu_k + \beta_k \nu_k) \\ \ddot{\mu}_k + 2\xi_{ck} \omega_{ck} \dot{\mu}_k + \omega_{ck}^2 \mu_k = \omega_{ck}^2 \tau_k \eta_k \\ \ddot{\nu}_k + \omega_{ck} \nu_k = \omega_{ck} \tau_k \eta_k \end{cases} \quad (11)$$

式中: 第 1 行为第 k 阶模态的动力学方程; 第 2 行为刚度补偿器; 第 3 行为阻尼补偿器; ξ_{ck} 为控制器阻尼; ω_{ck} 为控制器频率, 一般选择 $\xi_{ck} \ll \xi_k$, $\omega_{ck} = \omega_k$; α_k 和 β_k 分别为刚度增益和阻尼增益; μ_k 和 ν_k 为控制器中间变量。

考虑前 N_c 阶平移耦合模态和前 N_c 阶转动耦合模态, MPPF 控制系统可描述为

$$\begin{cases} \ddot{\eta} + 2H\Omega \dot{\eta} + \Omega^2 \eta = R(A\mu + B\nu) \\ \ddot{\mu} + 2H_c \Omega_c \dot{\mu} + \Omega_c^2 \mu = \Omega_c^2 \Gamma \eta \\ \dot{\nu} + \Omega_c \nu = \Omega_c \Gamma \eta \end{cases} \quad (12)$$

式中:

$$\begin{cases} H = \text{diag}(H_t, H_r) \in \mathbf{R}^{2N \times 2N} \\ \Omega = \text{diag}(\Omega_t, \Omega_r) \in \mathbf{R}^{2N_c \times 2N_c} \\ H_c = \text{diag}(H_{tc}, H_{rc}) \in \mathbf{R}^{2N_c \times 2N_c} \\ \Omega_c = \text{diag}(\Omega_{tc}, \Omega_{rc}) \in \mathbf{R}^{2N_c \times 2N_c} \\ \eta = [\eta_t^T, \eta_r^T]^T \\ \mu = [\mu_t^T, \mu_r^T]^T \\ \nu = [\nu_t^T, \nu_r^T]^T \\ A = \text{diag}(\alpha_{t1}, \alpha_{t2}, \dots, \alpha_{tN_c}, \alpha_{r1}, \alpha_{r2}, \dots, \alpha_{rN_c}) \\ B = \text{diag}(\beta_{t1}, \beta_{t2}, \dots, \beta_{tN_c}, \beta_{r1}, \beta_{r2}, \dots, \beta_{rN_c}) \\ R = [\gamma_{t1}, \gamma_{t2}, \dots, \gamma_{tN_c}, \gamma_{r1}, \gamma_{r2}, \dots, \gamma_{rN_c}]^T \otimes \mathbf{1}_{2N_c}^T \\ \Gamma = [\tau_{t1}, \tau_{t2}, \dots, \tau_{tN_c}, \tau_{r1}, \tau_{r2}, \dots, \tau_{rN_c}] \otimes \mathbf{1}_{2N_c} \end{cases}$$

其中: $\mathbf{1}_{2N_c}$ 为全 1 列矢量; \otimes 为克罗内克积; 变量的下标中, t 和 r 分别表示平移耦合模态和转动耦合模态, $H_{tc} = \text{diag}(\xi_{tck})$, ξ_{tck} 为第 k 阶平移耦合模态对应的控制器阻尼; $\mu_t = [\mu_{t1}, \mu_{t2}, \dots, \mu_{tN_c}]^T$, $\nu_t = [\nu_{t1}, \nu_{t2}, \dots, \nu_{tN_c}]^T$, μ_{tk} 和 ν_{tk} 为第 k 阶平移耦合模态对应的控制变量, 同样的方式可以定义第 k 阶平移耦合模态对应的参数 α_{tk} 、 β_{tk} 、 γ_{tk} 和 τ_{tk} , 以及其他对应第 k 阶转动耦合模态的参数。

利用文献[8]中的定理 2, 可得式(12)描述的系统的稳定性条件, 即矩阵 A 和 B 满足

$$\Omega^2 - R(A + B)\Gamma > 0 \quad (13)$$

结构振动在模态频率处有最大的振幅, 如果将模态频率处传递函数的增益降低到最小, 并满足系统的稳定性条件式(13), 就能达到最优的振动抑制效果。为了获得最优的控制器参数矩阵, 令 $D = H\Omega$, 并考虑在执行器上施加激励干扰 d , 系统的状态空间描述如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = A_{\text{int}} x + B_{\text{int}} d \\ y = C_{\text{int}} x \end{cases} \quad (14)$$

式中:

$$\begin{cases} A_{\text{int}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ -D & -\Omega^2 & \mathbf{0} & RA & RB \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Gamma\Omega_c^2 & -D_c & -\Omega_c^2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Gamma\Omega_c & \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\Omega_c \end{bmatrix} \\ B_{\text{int}} = [B_{\text{sig}}, \mathbf{0}]^T \\ B_{\text{sig}} = [\gamma_{t1}, \gamma_{t2}, \dots, \gamma_{tN_c}, \gamma_{r1}, \gamma_{r2}, \dots, \gamma_{rN_c}] \\ C_{\text{int}} = [C_{\text{sig}}, \mathbf{0}]^T \\ C_{\text{sig}} = [\tau_{t1}, \tau_{t2}, \dots, \tau_{tN_c}, \tau_{r1}, \tau_{r2}, \dots, \tau_{rN_c}] \end{cases}$$

则闭环传递函数为

$$G_c = C_{\text{int}} [sI_{4N+6N_c} - A_{\text{int}}]^{-1} B_{\text{int}} \quad (15)$$

设置评价函数^[16]为 M 范数

$$J_M = \sum_{k=1}^N \|\lambda_k G_c(j\omega_k)\| \quad (16)$$

式中: λ_k 为根据每个振动模态的重要性设计的权重。

3 仿真分析

为了验证所设计控制器的有效性,设置中心刚体加双侧挠性板构型的结构,如图5所示,图中惯性坐标系定义与图1相同,单块挠性板质量为2.5 kg,长度为1700 mm,宽度为200 mm,相对于中心刚体旋转轴的惯量为 $5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,中心刚体为圆柱形,直径800 mm,高300 mm,质量为260 kg,绕 X 轴的惯量为 $60 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,压电元件的粘贴位置如图所示,设置一对传感器/执行器(S_1/A_1)对位于板根部,压电元件的长度为40 mm,宽度20 mm,厚度0.2 mm,压电常数 $d_{31} = -190 \text{ pC/N}$ 。

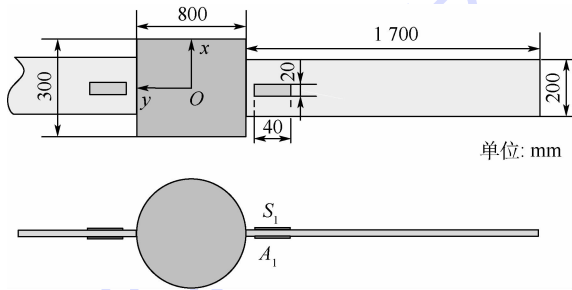


图5 仿真配置

Fig. 5 Simulation configuration

3.1 参数优化

挠性板的振动主要是前两阶振动,取截断模态阶数 $N=2$,且 $N_c=2$,采用有限元的方法得悬臂状态下挠性板的模态频率(单位为 rad/s)为

$$\boldsymbol{\Omega} = 2\pi \text{diag}(0.761, 9.025)$$

结构阻尼设置为

$$\boldsymbol{H} = \text{diag}(0.002, 0.002)$$

计算挠性板悬臂状态下前两阶弯曲模态的耦合系数

$$\begin{cases} \boldsymbol{T} = [-1.4294, 0.5171] \\ \boldsymbol{F} = [2.1373, -0.4551] \end{cases}$$

其中: \boldsymbol{T} 的单位为 $\sqrt{\text{kg} \cdot \text{m}^2}$, \boldsymbol{F} 的单位为 $\sqrt{\text{kg}}$ 。

根据2.2节,可得耦合模态频率

$$\begin{cases} \boldsymbol{\Omega}_t = 2\pi \text{diag}(0.7665, 9.0455) \\ \boldsymbol{\Omega}_r = 2\pi \text{diag}(0.8178, 9.1860) \end{cases}$$

频率大小满足 $\boldsymbol{\Omega} < \boldsymbol{\Omega}_t < \boldsymbol{\Omega}_r$ 。

采用以上参数,构成式(14),闭环系统具有2个输入, $\boldsymbol{u} = [u_F, u_M]$,驱动力激发平移耦合模态,驱动力矩激发转动耦合模态,分别采用 M 范

数根据系统频率响应特性对控制参数 \boldsymbol{A} 和 \boldsymbol{B} 进行优化,得

$$\boldsymbol{A} = \text{diag}(\alpha_{t1}, \alpha_{t2}, \alpha_{r1}, \alpha_{r2}) = \text{diag}(1.837, 1.837, 8.530, 8.530)$$

$$\boldsymbol{B} = \text{diag}(\beta_{t1}, \beta_{t2}, \beta_{r1}, \beta_{r2}) = \text{diag}(8.530, 8.530, 9.950, 9.950)$$

加入优化参数后,振动抑制控制与不加振动抑制控制的系统的频率响应曲线如图6所示。

由图中可以看出,经过参数优化后,2种输入下的幅频响应曲线在共振频率点的增益与不进行抑制相比均大大降低。

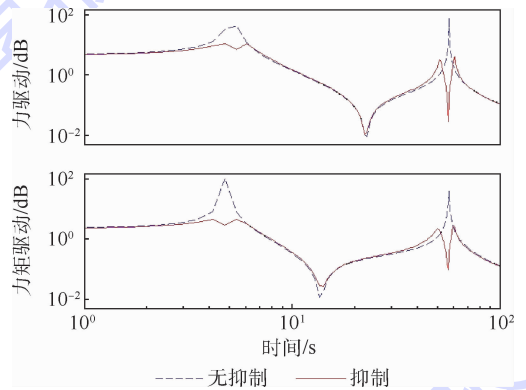


图6 系统幅频响应曲线

Fig. 6 System amplitude frequency response curves

3.2 仿真算例及结果分析

3.2.1 仿真算例1

采用 MATLAB/Simulink 构建仿真模型,飞行器采用路径规划的方法生成指令路径,采用 PID 控制器进行位姿闭环控制,推力器的开关指令由 PWM 调制器生成,控制周期和调制周期均为 100 ms,考虑位姿传感器测量误差和系统时延等的干扰,初始位置为 $(0, -3266, 1878) \text{ mm}$,欧拉角描述的初始姿态为 $(-5.026^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$,目标位置为 $(0, -3266, 2878) \text{ mm}$,目标角度为 $(0^\circ, 0^\circ, 0^\circ)$,以完成一次典型的跟踪指向任务,在机动过程中挠性板的振动被激发。

以 Z 方向速度跟踪误差、绕 X 轴角速度跟踪误差和挠性帆板与中心刚体相互作用的力矩为最终评价指标,如图7~图12所示,图中无抑制表示不加振动抑制控制,抑制表示进行振动抑制控制。

从根部力矩的 FFT 变换上可以看出在 0.761 Hz 频率附近存在平移耦合模态频率 0.77 Hz 和转动耦合模态频率 0.82 Hz,振幅较大,在 9.025 Hz 附近存在平移耦合模态频率 9.05 Hz,该平移耦合模态被轻微激发,但加入振动抑制后,被抑制下来,几乎没有振幅,转动耦合模态没有被激发,帆板的

振动主要是第1阶面外弯曲模态振动,对应着机动飞行器整体的第1阶平移耦合模态振动和第1阶转动耦合模态振动。从X轴角速度曲线上可以看出,在不进行振动抑制时,挠性帆板的振动会使角速度出现小的波动,这将影响机动过程中的跟踪指向精度。帆板的质量相比中心刚体的

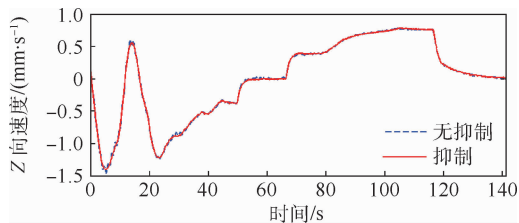


图7 Z向速度(算例1)

Fig. 7 Z-direction velocity (Example 1)

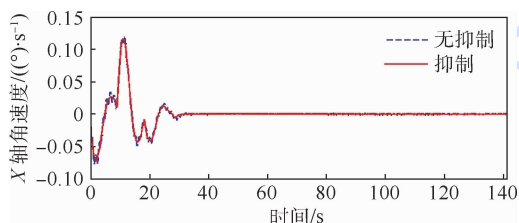


图8 X轴角速度(算例1)

Fig. 8 X-axis angular velocity (Example 1)

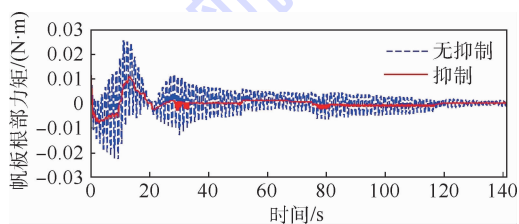


图9 帆板根部力矩(算例1)

Fig. 9 Solar plane root moment (Example 1)

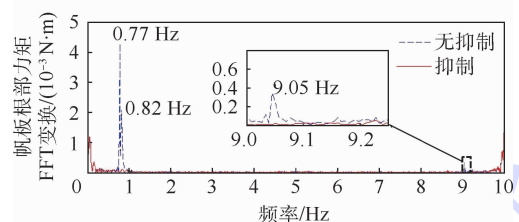


图10 帆板根部力矩的FFT变换(算例1)

Fig. 10 FFT transform of solar plane root moment (Example 1)

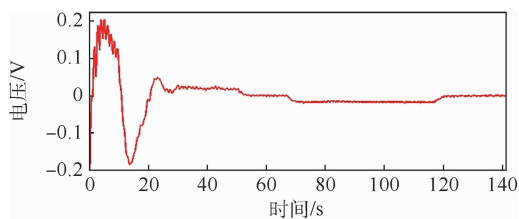


图11 传感器采集电压(算例1)

Fig. 11 Sensor voltage (Example 1)

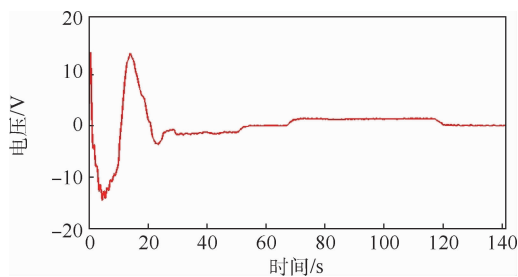


图12 执行器输入电压(算例1)

Fig. 12 Actuator input voltage (Example 1)

质量来说很小,因此帆板的振动对Z向位置和速度的影响不大。从挠性帆板根部力矩曲线上可以看出,当整体做位姿机动时,帆板根部力矩有一定的偏置量,不进行振动抑制时挠性振动被激发,而且衰减的很慢,即使飞行器整体稳定下来,具有一定的残余振动,采用MPPF控制器可以很好的将挠性帆板的振动抑制下来。从根部力矩的FFT变换曲线上可以看出,采用MPPF控制器进行抑制后的平移运动耦合模态和转动耦合模态频率位置的能量要远小于不进行抑制时对应频率位置的振动能量,进一步说明了所设计的控制器的有效性。

3.2.2 仿真算例2

设计较为极端的条件进行考核控制器的性能,令机动飞行器受到一个幅值为 $0.015 \text{ N} \cdot \text{m}$ 、频率为 0.82 Hz 的绕X轴的简谐振荡的外界干扰力矩,仿真结果如图13~图18所示。

可以看出,当加入干扰力矩后,如果不进行振动抑制,帆板的振动出现发散现象,Z向速度和X轴角速度的跟踪误差也由于耦合作用而出现振荡发散的现象,Z向位置与X轴角度出现了偏差。

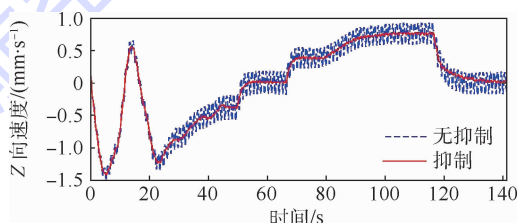


图13 Z向速度(算例2)

Fig. 13 Z-direction velocity (Example 2)

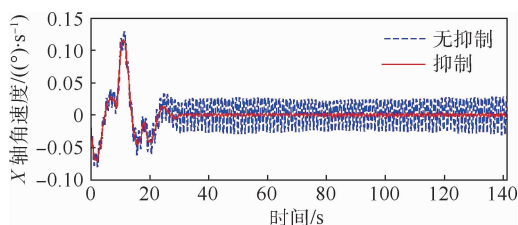


图14 X轴角速度(算例2)

Fig. 14 X-axis angular velocity (Example 2)

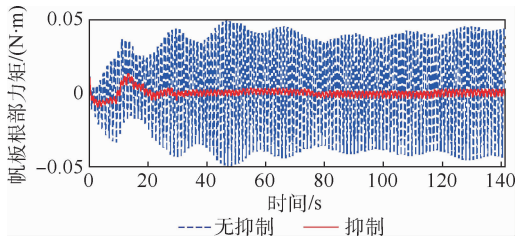


图 15 帆板根部力矩(算例 2)

Fig. 15 Solar plane root moment (Example 2)

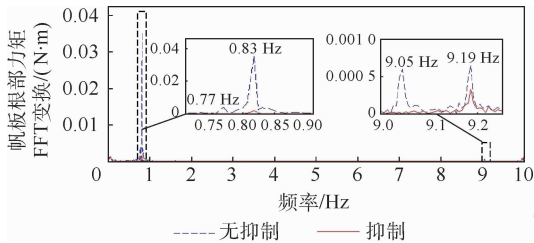


图 16 帆板根部力矩的 FFT 变换(算例 2)

Fig. 16 FFT transform of solar plane root moment (Example 2)

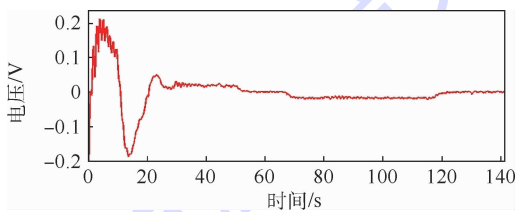


图 17 传感器采集电压(算例 2)

Fig. 17 Sensor voltage (Example 2)

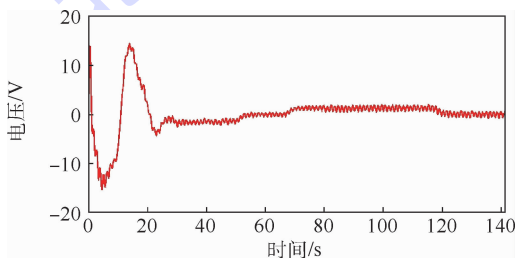


图 18 执行器输入电压(算例 2)

Fig. 18 Actuator input voltage (Example 2)

加入 MPPF 振动抑制后,帆板根部力矩振荡被很好地抑制下来,第 1 阶平移耦合模态和转动耦合模态的振动幅值衰减了 90%,没有出现发散的情况,第 2 阶平移耦合模态和转动耦合模态的振动幅值均有较大的衰减,同时 Z 向位置和 X 轴角度的跟踪精度较高,没有出现耦合振荡发散的情况。

4 结 论

本文针对集成压电元件的机动飞行器挠性结构振动抑制控制方法进行了研究。

1) 首先建立了自由状态下的机动飞行

器耦合动力学模型,基于经典欧拉伯努利梁理论,给出了压电执行器模型和压电传感器模型。

2) 根据耦合动力学模型的特点,设计了整合的 MPPF 控制律,并提出了相应的振动抑制控制器设计方法。

3) 使用 MATLAB/Simulink 对设计的控制系统进行了仿真,结果表明所设计的控制器能够很好的实现机动飞行器自由状态下机动飞行器挠性结构的振动抑制,根部的力矩振动较快收敛,提高了机动飞行器的跟踪精度。

本文所提出的 MPPF 控制系统同时考虑了机动飞行器挠性结构与中心刚体之间的平移耦合模态和转动耦合模态,能够较好的实现挠性结构的主动振动抑制控制,对提高机动飞行器的跟踪精度具有积极作用。

参考文献 (References)

- [1] 杜华军,黄文虎,邹振祝. 航天支架结构的被动振动控制[J]. 应用力学学报, 2002, 19(3): 10-13.
DU H J, HUANG W H, ZOU Z Z. Passive vibration control (PVC) of aerospace supporter[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2002, 19(3): 10-13 (in Chinese).
- [2] 陕晋军,刘瞰. 应用分力合成方法改善柔性系统性能的研究[J]. 系统仿真实报, 2002, 14(11): 1536-1540.
SHAN J J, LIU T. Study on performance improvement of flexible systems using component synthesis method[J]. Journal of System Simulation, 2002, 14(11): 1536-1540 (in Chinese).
- [3] 陕晋军,刘瞰. 挠性结构的输入成型与分力合成主动振动抑制方法研究[J]. 中国机械工程, 2002, 13(5): 379-383.
SHAN J J, LIU T. Study on input shaping and component synthesis method of flexible structure[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 13(5): 379-383 (in Chinese).
- [4] 胡庆雷,马广富. 挠性航天器姿态机动控制的主动振动抑制[J]. 振动工程学报, 2005, 18(3): 375-380.
HU Q L, MA G F. Active vibration control of flexible spacecraft during attitude maneuver[J]. Journal of Vibration Engineering, 2005, 18(3): 375-380 (in Chinese).
- [5] 陈勇,陶宝祺,刘果,等. 柔性结构振动控制的初步分析与试验研究[J]. 机械强度, 1998, 20(3): 207-211.
CHEN Y, TAO B Q, LIU G, et al. Analysis and experimental study on the vibration control of flexible structures[J]. Journal of Mechanical Strength, 1998, 20(3): 207-211 (in Chinese).
- [6] BALAS M J. Active control of flexible systems[J]. Journal of Optimization Theory and Applications, 1978, 25(3): 415-436.
- [7] FANSON J L, CAUGHEY T K. Positive position feedback control for large space structures[J]. AIAA Journal, 1990, 28(4): 717-724.
- [8] MAMODI S N, AHMADIAN M. Active vibration control with modified positive position feedback[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 2009, 131(4): 442-447.
- [9] MOHEIMANI S O R, ANDREW J F. Piezoelectric transducers

- for vibration control and damping[M]. Berlin: Springer, 2006: 9-66.
- [10] MAHMOODI S N, AHMADIAN M, INMAN D J. Adaptive modified positive position feedback for active vibration control of structures[J]. Journal of Intelligent Systems and Structures, 2010, 21(6): 571-578.
- [11] GENNARO D. Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3): 747-759.
- [12] 胡庆雷, 马广富. 改进型正位置反馈/变结构卫星姿态主动控制[J]. 振动工程学报, 2007, 20(4): 324-329.
- HU Q L, MA G F. Maneuvering and vibration damping of flexible spacecraft using adaptive variable structure control and sub-optimal positive position feedback[J]. Journal of Vibration Engineering, 2007, 20(4): 324-329 (in Chinese).
- [13] 袁国平, 史小平, 李隆. 飞行器姿态机动的自适应鲁棒控制及主动振动抑制[J]. 振动与冲击, 2013, 32(12): 110-115.
- YUAN G P, SHI X P, LI L. Adaptive robust attitude maneuver control of a flexible spacecraft with active vibration suppression[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(12): 110-115 (in Chinese).
- [14] GASBARRI P, SABATINI M, LEONANGELI N, et al. Flexibility issues in discrete on-off actuated spacecraft: Numerical and experimental tests[J]. Acta Astronautica, 2014, 101: 81-97.
- [15] SABATINI M, GASBARRI P, PALMERINI G B. Delay compensation for controlling flexible space multibodies: Dynamic modeling and experiments[J]. Control Engineering Practice, 2015, 45: 147-162.
- [16] OMIDI E, MCCARTY R, MAHMOODI S N. Implementation of modified positive velocity feedback controller for active vibration control in smart structures[C]// Conference on Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems. Bellingham: SPIE, 2014, 9057: 90571N.

作者简介:

袁秋帆 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器大挠性结构主动振动控制。

霍明英 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 超大型空间结构动力学建模及试验研究。

齐乃明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 超大型空间结构动力学建模及试验研究。

Vibration control for large flexible maneuvering spacecraft using modified positive position feedback

YUAN Qiufan¹, HUO Mingying^{1,*}, QI Naiming¹, CAO Shilei¹, XIAO Yuzhi²

1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Considering maneuvering spacecraft with high flexible appendages, the translational and rotational coupling vibration modes between flexible structures and center rigid body are excited by the simultaneous attitude and orbit maneuvering. Aimed at higher stability of attitude and orbit control of spacecraft, an integrated modified positive position feedback (MPPF) controller is proposed to suppress the vibration of flexible structure. First, dynamic model is established with translational and rotational coupling effects considered, and coupling mode parameters are calculated. Then, an integrated controller was designed to suppress the translational and rotational coupling vibration modes based on MPPF. Controller parameters were optimized through M -norm optimization method. Active vibration control system is constructed using piezoelectric smart material. The simulation results show that the proposed controller is efficient on vibration suppression of the flexible structures and the stability of attitude and orbit control of maneuvering spacecraft is improved.

Keywords: flexible spacecraft; maneuvering; vibration control; coupling dynamics; modified positive position feedback (MPPF)

Received: 2017-02-27; Accepted: 2017-03-17; Published online: 2017-05-18 16:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170518.1613.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11672093); Aerospace Technology Group-Harbin Institute of Technology Joint Technical Innovation Project

* Corresponding author. E-mail: homingying@hit.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0083



岸基 GNSS-R 海上溢油探测方法

贾紫樱, 张波*, 吴军, 杨东凯, 洪学宝

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 从岸基角度出发, 利用全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R)技术, 同时结合电磁波的部分去极化现象以及反射率与海面粗糙度特征函数的映射关系, 建立了三天线观测模式下的海上溢油探测模型, 根据反演出目标水域的相对介电常数来判断有无溢油。通过2次实验分别采集油污和潮间带的GNSS直射信号以及反射信号中的左旋、右旋圆极化分量, 依据反演模型处理数据并进行了总结与分析。从实验结果来看, 当探测表面为油面时反演出的相对介电常数其均值为2.14, 标准差为1.44, 而海滩在历经潮水的涨落时所反演出相对介电常数值也存在明显的由小增大再减小的过程, 油、水反演值差异明显, 同时与理论相对介电常数值具有较好的一致性, 说明此方法在岸基海上溢油遥感领域具有一定的可行性。

关键词: 全球导航卫星系统反射信号(GNSS-R); 海上溢油; 岸基平台; 介电常数; 反射率极化比

中图分类号: P237

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0383-08

自学者 Hall 和 Cordey 于 1988 年首次发现全球导航卫星系统反射信号(Global Navigation Satellite System-Reflection, GNSS-R) 在遥感领域存在巨大潜力, 并提出利用散射的 GPS 信号测量海面风速以来^[1], GNSS-R 技术的应用已经扩展至海面有效波高、海上风场、海面浮冰的监测^[2-5], 以及海水盐度、雪层厚度、土壤湿度以及移动目标的探测等诸多领域^[6-9]。近年来由油井溢流、油气集输管道破裂、井喷等意外, 以及船舶用油泄漏、石油装卸污染等问题导致海上溢油事件愈加频发, 不仅造成经济损失, 而且对生态环境造成了巨大的破坏^[10], 因而科研人员越发重视并不断探索着有效的海上溢油监测方法。

目前国内外利用 GNSS-R 技术对海上溢油的研究尚处于起步阶段, 大多研究使用星载方式, 并且进展多停留于仿真阶段, 基于海岸平台的研究

则相对较少。西班牙学者 Valencia 等利用溢油后的大面积黏稠油膜对海面均方斜率(Mean Square Slopes, MSS)的影响, 通过仿真生成包含溢油区海面的时延-多普勒图像(Delay-Doppler Maps, DDM), 将 DDM 进行反卷积处理同时配合空间滤波的方法消除定位模糊, 反演出海面散射系数的分布图进而凭此区分溢油区域, 并将结果与欧洲航天局(ESA)的 Envisat ASAR 得到的数据进行比对, 得到其分辨率(约 2 km)与 SAR 基本一致, 平均误差低于 10%, 但反卷积处理与振铃效应造成图像的某些地方误差增加至 35%^[11-12]。Li 和 Huang 则在此基础上进行了更加深入地研究, 将原有仿真中卫星高度角为 90°的特殊场景扩展为一般场景, 并引入了空间积分法(Spatial Integration Approach, SIA)^[13]来替代雅可比矩阵, 同时应用双天线方式^[14], 降低了在 DDM 去模糊过程中

收稿日期: 2017-02-21; 录用日期: 2017-05-19; 网络出版时间: 2017-06-28 17:31

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170628.1731.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61171070)

* 通信作者. E-mail: bozhang@buaa.edu.cn

引用格式: 贾紫樱, 张波, 吴军, 等. 岸基 GNSS-R 海上溢油探测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 383-390.

JIA Z Y, ZHANG B, WU J, et al. Shore-based GNSS-R method for marine oil spill detection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 383-390 (in Chinese).

由约束最小二乘 (Constrained Least Square, CLS) 滤波造成的误差^[15-16]。吴军等则在假设反射表面光滑的前提下,提出了在岸基条件下的双天线溢油探测模型^[17]。

由于在海岸平台上进行 GNSS-R 的接收,信号的空间衰减较星载和机载平台更小,设备安装也更易操作。本文针对石油与纯净海水介电性能的固有差异,提出了岸基条件下三天线 GNSS-R 观测模式的海上溢油探测方法。本文首先论述了 GNSS 直射与反射信号的数学表达方法,以及信号相关值和反射率的计算方法,分析并结合电磁波多极化现象建立了利用 GNSS-R 左右旋分量探测水域相对介电常数的反演模型与信号处理流程。接着介绍了基于此溢油探测模型的实验,并对实验数据的处理结果进行了分析与讨论。最后对所提出的探测方法、实验结果及不足之处进行了总结。

1 岸基 GNSS-R 海上溢油探测原理

纯净海水及几种常见石油产品的相对介电常数范围如表 1 所示,虽然不同油品的介电特性不尽相同,但都与海水存在较大差异,因而可以通过反演目标海域的相对介电常数来判断海面的溢油状况。

表 1 海水和不同油品相对介电常数

Table 1 Relative dielectric constant of sea and different kinds of oil

物质名称	海水	原油	重油	汽油	煤油	柴油
相对介电常数	68 ~ 84	2 ~ 2.4	2.6 ~ 3.0	1.9	2.8	2.1

1.1 GNSS 信号数学描述

GNSS 信号可视为准单色、相位调制球面波信号^[18],并且对于某一固定接收装置而言大多数反射信号经由围绕着镜面点 (Specular Point, SP) 的第一菲涅尔区反射而来。如图 1 所示, θ 为卫星高度角, RHCP 表示入射右旋极化波, LHCP 表示反射信号中左旋分量,在接收点处天线接收到的直射信号 u_d 可以表示为

$$u_d(t) = A_d R_{T,R} D\left(t - \frac{R_{T,R}}{c}\right) C\left(t - \frac{R_{T,R}}{c}\right) e^{i[kR_{T,R} - 2\pi(f_c + f_{D1})t]} \quad (1)$$

式中: A_d 为接收到直射信号的幅度; $R_{T,R}$ 为卫星与接收点之间的距离; $D(\cdot)$ 为导航电文数据码信号; $C(\cdot)$ 为二进制扩频序列; c 为光速; $i^2 = -1$; t 为时间; k 为卫星和接收点之间的载波数; f_c 为信号的载波频率; f_{D1} 为由发射机和接收机相对

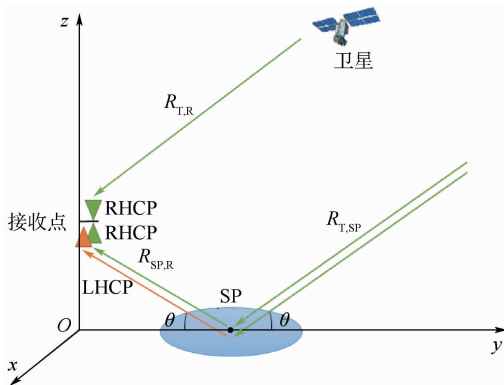


图 1 GNSS-R 几何关系

Fig. 1 Geometrical relationship of GNSS-R

运动引起的多普勒频移。

同样,天线接收到反射信号 u_r 可以表示为

$$u_r(t) = R A_d (R_{T,SP} + R_{SP,R}) D\left(t - \frac{R_{T,SP} + R_{SP,R}}{c}\right) C\left(t - \frac{R_{T,SP} + R_{SP,R}}{c}\right) e^{i[k(R_{T,SP} + R_{SP,R}) - 2\pi(f_c + f_{D2})t]} \quad (2)$$

式中: R 为镜面反射点处的菲涅尔反射系数; $R_{T,SP}$ 和 $R_{SP,R}$ 分别为卫星到镜面反射点、镜面反射点到接收点之间的距离; f_{D2} 为由发射机和接收机相对运动以及由反射元相对运动引起的多普勒频移。

1.2 直射与反射信号的相关值与反射率的计算

由于 GNSS 信号属扩频体制,在处理时需要解调制扩频才能实现信号同步。在某个特定的多普勒频移 f_{D0} 下,任意时刻 t_0 的本地 PRN 复制码 $C(\cdot)$ 与接收天线输出的信号 $u_{d,r}(\cdot)$ 的一维相关函数定义为

$$Y_{d,r}(t_0, \tau) = \int_0^{T_i} u_{d,r}(t_0 + \tau + t') C(t_0 + t') e^{i2\pi(f_c + f_{D0} - \hat{f}_D)(t_0 + t')} dt' \quad (3)$$

式中: T_i 为相干积分时间; τ 为接收信号码片与本地码之间的时间延迟; \hat{f}_D 为本地多普勒估计值,旨在补偿接收信号的多普勒频移。相关函数的峰值发生在本地 PRN 复制码和接收信号的测距码完全对齐 $\tau = 0$ 、信号载波完全剥离的情况下。且由于相干积分时间远小于导航电文码片的长度,可以认为导航电文数据位的翻转对于相关值峰值产生影响的概率很小,因而可以忽略。进一步可以得到反射率的表达式:

$$\Gamma_{pq} = \left| \frac{Y_{r,q}(t_0 + \Delta\tau, 0)}{Y_{d,p}(t_0, 0)} \right|^2 \approx \left| \frac{A_r T_i}{A_d T_i} \right|^2 = \frac{A_r^2}{A_d^2} = \frac{P_r}{P_d} \quad (4)$$

式中: Γ_{pq} 为 p 极化入射波对应 q 极化反射波时的反射率; $\Delta\tau$ 为由反射信号相对于直射信号的路径差所产生的时延(岸基平台所接收的反射信号主要来自于镜面反射点附近反射面的反射,反射信号相对于直射信号的时延近似为 0,二者的多普勒频移近似相等); $Y_{r,q}(t_0 + \Delta\tau, 0)$ 为接收为 q 极化时反射信号的相关峰值; $Y_{d,p}(t_0, 0)$ 为接收为 p 极化时直射信号的相关峰值; $\langle \cdot \rangle$ 为时间平均; A_r 为反射信号幅值; P_r 和 P_d 分别为反射信号功率和直射信号功率。

1.3 多极化现象

通常情况下,GNSS 信号入射至地表时反射的电磁波能量可以由散射矩阵确定。而散射矩阵可以通过菲涅尔反射系数表示为如下形式^[19]:

$$\begin{bmatrix} U_{rr} & U_{lr} \\ U_{rl} & U_{ll} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \mathfrak{R}_{vv} + \mathfrak{R}_{hh} & \mathfrak{R}_{vv} - \mathfrak{R}_{hh} \\ \mathfrak{R}_{vv} - \mathfrak{R}_{hh} & \mathfrak{R}_{vv} + \mathfrak{R}_{hh} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathfrak{R}_{vv} = \frac{\varepsilon_r \sin \theta - \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta}}{\varepsilon_r \sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta}} \quad (6)$$

$$\mathfrak{R}_{hh} = \frac{\sin \theta - \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta}}{\sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta}} \quad (7)$$

式中:菲涅尔反射系数 \mathfrak{R} 的下标 r、l、v 和 h 分别代表右旋圆极化、左旋圆极化、垂直线极化和水平线极化; ε_r 为介质的相对介电常数。根据式(5)~式(7)中相对介电常数与反射系数之间存在的映射关系,取石油和海水的相对介电常数,可以得到如图 2 所示的在反射介质分别为石油和海水的情况下,左旋反射系数 \mathfrak{R}_l 和右旋反射系数 \mathfrak{R}_r 随卫星高度角的变化情况。

由此可见 GNSS 信号经地表反射后会产生去

极化现象,部分 RHCP 极性反转;并且 LHCP 随着卫星高度角的增加而增大,右旋分量则随卫星高度角的增加而减小。

2 岸基 GNSS-R 海上溢油探测模型

进行海上溢油探测,无疑需要考虑到粗糙度对电磁波的影响。对于海面而言,可以认为下层媒介是近似均匀的,仅仅在海面上发生散射。而海浪是一种十分复杂的现象,在空间和时间上都具有不确定性。海水从海面风场的压力和摩擦作用中吸收能量同时产生波动传递能量,当能量的增加和消耗达到平衡——海浪达到成熟状态时,根据随机过程理论海浪的统计规律已经基本不变,可以将此时的海浪视为一种具有各态历经性的零均值平稳随机过程^[20],因而可以用平稳随机过程理论来分析海浪。自 Longuet-Higgins 于 1952 年在波面位移为正态过程和窄谱的假定下推导出海浪波高分布函数以来^[21],众多学者在此假定下又提出了多种推导方法,并得到了一致的结论即波高服从瑞利(Rayleigh)分布

$$f(\xi) = \frac{\pi}{2} \xi e^{-\frac{\pi}{4} \xi^2} \quad (8)$$

式中: $f(\xi)$ 为无因次波高 ξ 的分布密度函数^[22]。

根据 Beckmann 和 Spizzichino^[19] 于 1963 年得到的电磁波经由平稳随机过程所产生的粗糙面表面散射后,散射系数与粗糙面高度 Z 的特征函数 $\chi(v_z)$ 的关系为

$$\langle \rho \rangle = \langle \mathfrak{R} \rangle \chi(v_z) \quad (9)$$

式中: $\rho = \frac{E_2}{E_{20}}$ 为散射系数, E_2 为散射场, E_{20} 为入射波在相同入射角条件下,经过同一导体平面后在镜面反射方向的反射场。

假设 E_1 为入射场,将式(9)两边同乘以 $\frac{E_{20}}{E_1}$,

即得

$$\frac{E_2}{E_1} = \frac{E_{20}^2}{E_1^2} \chi(v_z) \quad (10)$$

即

$$\Gamma = |\mathfrak{R}|^2 \chi(v_z) \quad (11)$$

结合本文 1.3 节叙述的 GNSS-R 信号中同时存在左旋和右旋分量的多极化现象,由于无论何种信号分量在同一时刻都经过了相同的反射面,可认为二者都在一定程度上包含了反射面粗糙度特性的信息。这意味着若通过左旋圆极化和右旋圆极化天线分别接收不同极化方式的反射波,分别与直射信号进行功率比得到左旋反射率 Γ_l 和

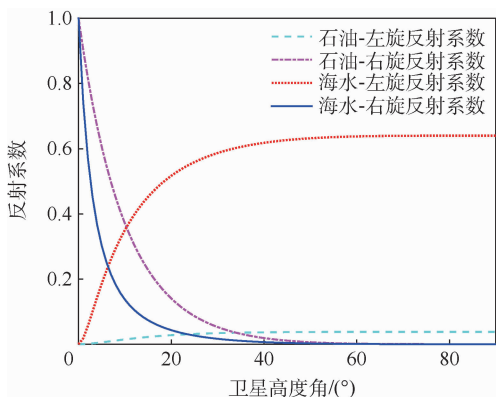


图 2 石油和海水的圆极化反射系数与卫星高度角的关系

Fig. 2 Relationship between reflection coefficient of circular polarization (oil and sea) and satellite elevation

右旋反射率 Γ_{rr} ,再结合式(11)将二者相比,得

$$\frac{\Gamma_{rl}}{\Gamma_{rr}} = \left| \frac{\mathfrak{R}_{rl}(\theta)}{\mathfrak{R}_{rr}(\theta)} \right|^2 \quad (12)$$

这样便消去了 $\chi(v_z)$ 所带来的影响。结合式(5)~式(7),可将不同极化方式下反射率的比值定义为相对介电常数和卫星高度角的函数 $f(\varepsilon_r, \theta)$,即

$$\frac{\Gamma_{rl}}{\Gamma_{rr}} = \left[\frac{(\varepsilon_r - 1)^2 \sin^2 \theta (\varepsilon_r - \cos^2 \theta)}{(\varepsilon_r \sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta})^2 (\sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta})^2} \right] \bigg/ \left[\frac{(\varepsilon_r - 1)^2 \cos^4 \theta}{(\varepsilon_r \sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta})^2 (\sin \theta + \sqrt{\varepsilon_r - \cos^2 \theta})^2} \right] = \frac{\sin^2 \theta (\varepsilon_r - \cos^2 \theta)}{\cos^4 \theta} \quad (13)$$

因此,在卫星高度角已知的情况下,可以通过测量 GNSS-R 反射率的极化比来反演目标海域的相对介电常数,进而依据石油和海水相对介电常

数的不同探测海上石油的泄漏。

综上所述,岸基条件下通过 GNSS-R 三天线观测模式探测海上溢油的方法总结如图3所示。

通过在海岸平台上的接收端架设用于接收 GNSS 信号的右旋圆极化天线,以及接收 GNSS-R 信号的右旋和左旋圆极化天线,将信号分为3个独立通道进行处理。直射信号处理通道完成直射信号的捕获和跟踪,精确获取直射信号的码延时和载波多普勒,使本地信号与直射信号精确同步,并进行导航电文解算,得到卫星高度角 θ 和一维直射信号相关值。2个反射信号处理通道分别完成反射信号左、右旋分量的开环跟踪,得到一维反射信号相关值。通过相关峰值与反射率之间的关系,得到左旋反射率 Γ_{rl} 和右旋反射率 Γ_{rr} ,并结合天线增益方向图对其进行修正;再根据左、右旋反射率之比与反射面相对介电常数的映射关系,获得目标海域的相对介电常数值,凭此进行溢油情况的判断。

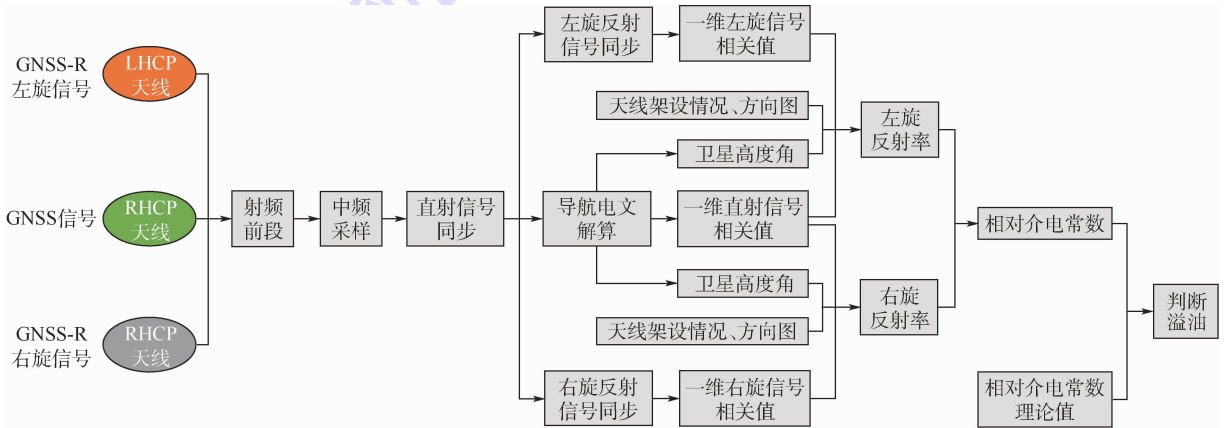


图3 GNSS 直射、反射信号接收处理与海上溢油反演过程

Fig. 3 Process of GNSS direct and reflected signals for retrieval of marine oil spill

3 实验及分析

3.1 实验

为了探索本文提出的基于 GNSS-R 技术的海上溢油探测方法是否可行,课题组在 2015 年 9 月 7 日于山东省东营市一处油污处理池(北纬 $37^{\circ}52'$,东经 $119^{\circ}2'$),以及 2016 年 11 月 28 日于东营市刁口镇的一处潮间带(北纬 $38^{\circ}8'$,东经 $118^{\circ}42'$)进行了实验。油污池实验中油池长约 20 m,宽约 5 m,油罐车向池内持续倾倒油污,同时从另一出口流出注入下一级处理池;潮间带实验则选择在涨潮与落潮期间进行 GNSS 直射、反射信号的采集。

2 次实验均采用三天线观测模式,分别于油

池短边中间点处和潮间带处架设用于接收 GNSS 直射信号的 RHCP 天线、接收反射信号的 LHCP 和 RHCP 天线,天线架设高度分别为 1.5 m 和 3.2 m,主瓣方位角分别为 180° 和 167° ,其中直射天线斜向上 45° 放置,反射天线下倾 45° 放置,保证彼此间无相互遮挡,使用馈线将天线与四通道采集卡相连,再将采集卡连接至笔记本电脑。在设备安装完毕并进行测试后,进行持续的数据观测采集(见图4)。

3.2 结果与分析

3.2.1 油污池实验

结合本文所述的海上溢油探测模型,对采集到的导航卫星直射、反射信号数据进行了相关的处理;同时为保证 GNSS-R 信号镜面反射点轨迹



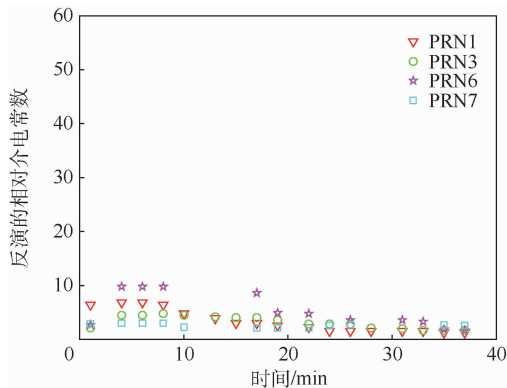
(a) 油污池实验



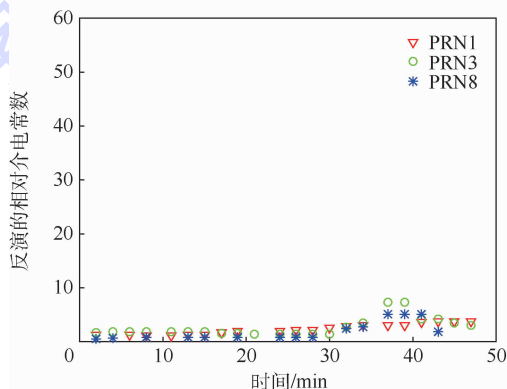
(b) 潮间带实验

图 4 实验场地

Fig. 4 Experiment scenario



(a) 12:20~12:59时段



(b) 17:32~18:17时段

图 5 油污池实验相对介电常数的反演结果

Fig. 5 Inversion results of relative dielectric constant of heavy-oil basin experiment

表 2 油污池实验反演结果的均值与标准差

Table 2 Mean and standard deviation of inversion results in heavy-oil basin experiment

卫星	均值	标准差
GEO 卫星	2.34	1.28
IGSO 卫星	2.13	1.70
GEO + IGSO 卫星	2.14	1.44

落于油池内部,结合天线架高、朝向以及采集时段内每颗卫星的高度角、方位角等信息,综合分析了卫星数据的质量,经过进一步筛选后,选取北斗 1、3、6、7 号星(12:20 ~ 12:59 时段),以及北斗 1、3、8 号星(17:32 ~ 18:17 时段)的数据。反演得到相对介电常数随观测时间的变化情况如图 5 所示。

图 5(a)和(b)中,横坐标的每一个时间点都分别对应了采集时段内的每一分钟。可以看出,在水面存在浮油的情况下利用反射率极化比方式得到的相对介电常数值其范围为 2 ~ 10。

反演结果的均值及标准差如表 2 所示。

从表 2 可以看出,极化比方式下,利用实验采集时段内可用北斗地球同步轨道(GEO)卫星导航信号所反演出的相对介电常数均值为 2.34,标准差为 1.28;北斗倾斜地球同步轨道(IGSO)卫星信号反演出的相对介电常数均值为 2.13,标准差为 1.70;所有卫星反演结果的均值为 2.14,标准差为 1.44。从本次实验结果来看,反演值与重油相对介电常数的理论值(由于油污池中油质主要是原油在提取了汽油、柴油后的剩余重质油,因而本实验采用分子量、黏度高的重油的相对介电常数作为理论值进行对比)2.6 ~ 3.0 较为一致,远小于海水的相对介电常数。并且,由于 GEO 卫星

相对地球表面静止的特性,反演结果覆盖了整个采集区间,利用 GEO 卫星信号反演的相对介电常数标准差比利用 IGSO 卫星信号反演的标准差小,这表明 GEO 卫星更有利于实现对固定海域溢油状况的长期持续监测。相比于文献[17]中以假定反射表面光滑为建模前提并直接利用信号左旋反射率来反演相对介电常数,得到的均值为 3.6、标准差为 2.13 的结果而言,本文提出的通过反射率极化比的方法进行处理所得到的结果在一定程度上更加接近石油相对介电常数的真实范围,同时在数值上更加稳定。

此外,从图 5(a)中可以看出反演结果在 0 ~ 4 min 的时段内随着时间的增加整体呈上升趋势,在 5 ~ 30 min 内逐渐下降并趋于平缓;PRN1 的数

值从7开始微微上升后下降至2, PRN3和PRN6则从开始的3分别增加至5和10左右之后开始减小,在反演结果降低至2后基本保持不变,而PRN7的反演值则在3~4之间略微起伏。从图5(b)可知,在采集开始时段PRN1、PRN3和PRN8号星的反演结果在1~2之间,直至22 min后(即15:54时左右)呈平缓上升的趋势,并在分别上升至4、8和5后开始略微下降。

分析曲线整体随时间上升及下降的原因:

①如图5(a)所示的采集时段,在初始时刻,油污池内油层由薄变厚,探测表面反射能量逐渐减弱,反射率极化比也随之减小,导致反演结果呈现出略微下降的趋势;图5(b)所示同理,随着后来油膜厚度逐渐增加,反演结果呈现出随时间增加而逐渐上升的现象。②油污池中的乳状液并不是纯粹的油(由于浮油下层为含有杂质的水,使得油层内也含有一定量的水),根据文献[23]提出的油水混合物的介电常数公式:

$$\varepsilon_m = \varepsilon_o(1+w) + \varepsilon_w w \quad (14)$$

式中: ε_o 和 ε_w 分别为油和水的介电常数。

可知,油水混合物的介电常数 ε_m 会根据混合物中水的体积分数 w 的不同而有所波动,即含水量越高,混合物介电常数越高,反之则越低。

3.2.2 潮间带实验

图6为潮间带实验的反演结果,从图中反演的相对介电常数来看,在潮汐的作用下,伴随着涨潮这一过程,海滩的相对介电常数由采集之初的13左右逐渐增长至55,在维持一段时间(伴随有一定程度的起伏)之后,随着海水的退去,被水淹没的沙滩又逐渐重新露出水面,此时段的反演结果又逐渐减小,回归至26以下。需要说明的是,在卫星高度角一定时(PRN1为GEO卫星),由于

天线架设较高,使得信号镜面反射点离天线架较远,在涨潮时段内天线所接收到的总能量中包含了一小部分高潮线以上的沙滩所反射的功率,因此相对应的反演数值介于沙滩和海水之间,与纯海水的相对介电常数理论值存在一定差异。

综上,利用本文提出的海上溢油探测方法,油污池实验的反演结果与石油相对介电常数的理论值基本相一致,潮间带实验的反演结果与海水相对介电常数的理论值较为接近;并且在水面存在油膜时反演得到的相对介电常数值远小于潮间带在潮水处于平潮期时段所反演出的相对介电常数值,表明本文所提出的探测方法具有一定的可行性和有效性。

4 结论

本文在分析GNSS-R信号特点与多极化现象以及考虑海面粗糙度因素的情况下,建立了GNSS-R左、右旋信号分量的反射率与相对介电常数的映射关系,提出了一种利用GNSS-R技术在海岸平台下对小规模海域进行溢油探测的方法;并结合本文所建立的模型,通过在油污处理池和潮间带进行实地实验,利用接收设备进行信号的采集与处理,反演得到的相对介电常数分别与石油和海水相对介电常数的理论值基本吻合,同时二者存在明显区别,表明在岸基条件下该方法在溢油监测领域具有一定的可行性。不过,由于受到实验环境及条件的限制,油污池内重油表面的粗糙度并不完全吻合海洋表面的粗糙度,同时在潮间带实验中风力与海浪的等级也较低,今后将在高风速下进行海上溢油探测实验,深入研究以进一步优化反演模型与算法。

可以预见,随着研究的不断深入以及对海上溢油探测需求的逐渐增大,具有高时空分辨率、全时段覆盖、设备功耗低、抗干扰等诸多优点的新兴无源遥感技术GNSS-R,在探测海上石油泄漏这一领域的应用前景十分广阔。同时,伴随卫星导航系统的飞速发展与日益完善,尤其是GEO卫星的加入,使得对固定海域溢油情况进行长期稳定地监测成为可能。

参考文献 (References)

- [1] HALL C D, CORDEY R A. Multistatic scatterometry [C] // Proceeding of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1988: 561-562.
- [2] ALONSO-ARROYO A, CAMPS A, PARK H, et al. Retrieval of significant wave height and mean sea surface level using the

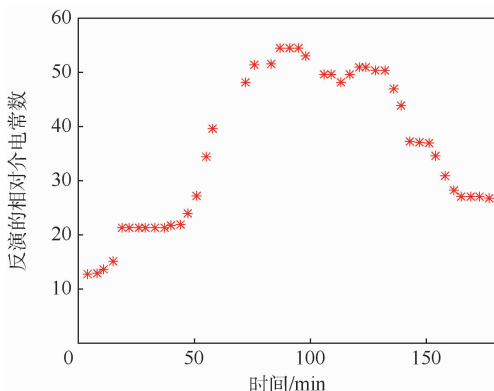


图6 潮间带实验相对介电常数的反演结果(PRN1)

Fig. 6 Inversion results of relative dielectric constant of intertidal zone (PRN1)

- GNSS-R interference pattern technique: Results from a three-month field campaign[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2015, 53(6): 3198-3209.
- [3] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, AKOS D M, ZAVOROTNY V U, et al. Airborne GNSS-R wind retrievals using delay-Doppler maps[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2013, 51(1): 626-641.
- [4] CARDELLACH E, FABRA F, NOGUÉS-CORREIG O, et al. GNSS-R ground-based and airborne campaigns for ocean, land, ice, and snow techniques: Application to the GOLD-RTR data sets[J]. *Radio Science*, 2011, 46(6): 3604-3629.
- [5] FABRA F, CARDELLACH E, RIUS A, et al. Phase altimetry with dual polarization GNSS-R over sea ice[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2012, 50(99): 1-10.
- [6] SABIA R, CAPARRINI M, RUFFINI G. Potential synergetic use of GNSS-R signals to improve the sea-state correction in the sea surface salinity estimation: Application to the SMOS mission[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2007, 45(7): 2088-2097.
- [7] JACOBSON M D. Dielectric-covered ground reflectors in GPS multipath reception—Theory and measurement[J]. *IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters*, 2008, 5(3): 396-399.
- [8] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Soil moisture retrieval using GNSS-R techniques: Experimental results over a bare soil field[J]. *IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing*, 2009, 47(11): 3616-3624.
- [9] JI W, XIU C, LI W, et al. Ocean surface target detection and positioning using the spaceborne GNSS-R delay-Doppler maps[C]// *IEEE International Symposium on Geoscience and Remote Sensing*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 3806-3809.
- [10] 夏威. 基于遥感技术的海上溢油应急响应[J]. *中国水运*, 2015(9): 20-23.
XIA W. Response of marine oil spill emergency based on remote sensing technique[J]. *China Water Transport*, 2015(9): 20-23 (in Chinese).
- [11] VALENCIA E, CAMPS A, MARCHAN-HERNANDEZ J F, et al. Ocean surface's scattering coefficient retrieval by delay-Doppler map inversion[J]. *IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters*, 2011, 8(4): 750-754.
- [12] VALENCIA E, CAMPS A, RODRIGUEZ-ALVAREZ N, et al. Using GNSS-R imaging of the ocean surface for oil slick detection[J]. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing*, 2013, 6(1): 217-223.
- [13] LI C, HUANG W. Sea surface oil slick detection from GNSS-R delay-Doppler maps using the spatial integration approach[C]// *Radar Conference*. Piscaway, NJ: IEEE Press, 2013: 1-6.
- [14] PARK H, VALENCIA E, RODRIGUEZ-ALVAREZ N, et al. New approach to sea surface wind retrieval from GNSS-R measurements[C]// *Geoscience and Remote Sensing Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1469-1472.
- [15] LI C, HUANG W. Simulating GNSS-R delay-Doppler map of oil slicked sea surfaces under general scenarios[J]. *Progress in Electromagnetics Research B*, 2013, 48(48): 61-76.
- [16] LI C, HUANG W, GLEASON S. Dual antenna space-based GNSS-R ocean surface mapping: Oil slick and tropical cyclone sensing[J]. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations & Remote Sensing*, 2015, 8(1): 425-435.
- [17] 吴军, 张波, 洪学宝, 等. 基于北斗卫星反射信号的海面溢油探测方法及试验[J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(1): 193-199.
WU J, ZHANG B, HONG X B, et al. Sea surface oil spill detection method using BeiDou satellite reflected signal and its experiment[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(1): 193-199 (in Chinese).
- [18] 杨东凯, 张其善. GNSS 反射信号处理基础与实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012: 76.
YANG D K, ZHANG Q S. GNSS reflected signal processing: Fundamentals and applications[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012: 76 (in Chinese).
- [19] BECKMANN P, SPIZZICHINO A. The scattering of electromagnetic waves from rough surfaces[M]. New York: Pergamon Press, 1963: 90-200.
- [20] 文圣常. 海浪原理[M]. 济南: 山东人民出版社, 1962: 148, 167-172.
WEN S C. The principle of the waves[M]. Jinan: Shandong People Press, 1962: 148, 167-172 (in Chinese).
- [21] LONGUET-HIGGINS M S. On the statistical distribution of the heights of sea waves[J]. *Journal of Marine Research*, 1952, 11: 245-266.
- [22] 孙孚. 三维海浪要素的统计分布[J]. *中国科学: 数学*, 1988, 31(5): 501-508.
SUN F. Statistical distribution of three dimension ocean wave[J]. *Science in China: Mathematics*, 1988, 31(5): 501-508 (in Chinese).
- [23] 罗海清. 基于 MSP430 的原油含水率测量[D]. 大连: 大连理工大学, 2003: 6-7.
LUO H Q. Measurement of water content of oil based on MSP430[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2003: 6-7 (in Chinese).

作者简介:

贾紫樱 女, 硕士研究生。主要研究方向: 卫星导航。

张波 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 扩频通信、卫星导航及其应用等。

吴军 男, 硕士研究生。主要研究方向: 卫星导航。

杨东凯 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 卫星导航信号处理及应用技术、无线数据传输等。

洪学宝 男, 博士研究生。主要研究方向: 卫星导航及其应用。

Shore-based GNSS-R method for marine oil spill detection

JIA Ziyang, ZHANG Bo*, WU Jun, YANG Dongkai, HONG Xuebao

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

Abstract: From the perspective of shore-based application, a marine oil spill detection model based on the inversion of the target water's relative dielectric constant was established using the three-antenna global navigation satellite system-reflection (GNSS-R) technology, the partial depolarization phenomenon of the electromagnetic wave, and the mapping relationship between reflectivity and characteristic function of surface roughness. For this purpose, GNSS direct signal, left-hand and right-hand circular polarization components of reflected signals were collected by two field experiments for heavy oil and intertidal zone respectively. After processing the data according to the inversion model, the summary as well as the analysis were carried out. From the experimental results, the mean of retrieved dielectric constant of the oil covered surface is 2.14, its standard deviation is 1.44, and the dielectric constant of the beach has undergone a process of obvious increase and decrease, which is highly consistent with the flood and ebb tide alternates. The difference between oil and water inversion is obvious. The inversion results have a good agreement with the theoretical dielectric constant, which means that this method is feasible for marine oil spill remote sensing in shore-based environment to a certain extent.

Keywords: global navigation satellite system-reflection (GNSS-R); marine oil spill; shore-based platform; dielectric constant; polarization-ratio of reflectivity

Received: 2017-02-21; **Accepted:** 2017-05-19; **Published online:** 2017-06-28 17:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170628.1731.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61171070)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0111

平衡摇臂式移动机器人姿态控制算法



刘本勇, 高峰*, 姜惠, 张彬

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 以具有平衡摇臂机构的移动机器人为研究对象,设计一种基于非线性规划遗传算法的姿态控制算法,提高越障过程中工作平台的平稳性。首先简化平衡摇臂机构并定义表征移动机器人空间状态的姿态参数。利用空间机构学位姿变换方程推导出所定义的空间姿态参数与轮心相对位置之间的数学关系。然后设计非线性规划遗传算法,以移动机器人稳定性条件为约束设计遗传算法适应度函数并求解目标姿态控制参数。为验证所设计姿态控制算法,在 ADAMS 软件中搭建移动机器人三维模型和障碍路面模型,并联合 MATLAB/Simulink 对移动机器人进行了运动学仿真。仿真结果表明在该姿态算法的控制下,与不施加主动姿态控制相比较,移动机器人通过搭建的障碍路面时最大侧倾角由 10.8° 降低到了 1.8° ,质心高度变化幅值度由 96.4 mm 降低到了 34.9 mm ,证明了姿态控制算法的有效性。

关键词: 平衡摇臂; 运动学建模; 空间姿态; 遗传算法; 非线性规划

中图分类号: TP242.6

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0391-08

移动机器人由移动装置、工作平台以及控制系统组成,能够协助甚至替代人类完成多种工作。随着机器人技术的发展,其应用范围越来越广,不仅在工业、农业等领域得到广泛的应用,而且在国防、深空探测中发挥了重要的作用^[1-2]。在一些特殊的场合中,移动机器人对通过障碍路面时的平稳性提出了很高的要求,而提高移动机器人越障性能的关键在于移动装置的设计及控制^[3]。本文针对一种具有平衡摇臂机构的新型移动机器人,设计主动姿态控制算法,以满足特殊场合的需求。

目前国内外对移动机器人的空间姿态模型进行了大量的研究。徐坤等针对六轮腿式机器人,提出了建立单腿正运动学和逆运动学模型的方法^[4]。周开波等通过对六轮摇臂式探测车的分析,利用位姿变换矩阵推导出了空间姿态参数与

轮心相对位置之间的运动学关系^[5]。崔莹和高峰针对四轮摇臂悬架可变直径轮月球探测车,以闭链坐标变换和瞬时重合坐标法为基本工具,推导出了运动学模型逆解的理论解法^[6]。然而,移动机器人空间位姿与路面环境间的运动学关系往往是非线性的,传统的求解方法较为复杂,难以满足控制系统实时性的需求。遗传算法采用选择、交叉和变异算子进行搜索,具有较强的全局求解能力。使用结合非线性规划的遗传算法对约束条件下的移动机器人运动学模型求解,将会在很大程度上降低求解过程的复杂程度^[7]。

本文的研究对象是具有平衡摇臂机构的移动机器人,针对其在越过障碍时的主动姿态控制算法进行研究,并设计基于非线性规划遗传算法的姿态控制算法,关键点包括:①移动机器人空间姿态与障碍路面间的数学关系的推导;②遗传算法

收稿日期: 2017-03-02; 录用日期: 2017-04-06; 网络出版时间: 2017-05-16 17:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170516.1740.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(51675027);“十三五”重大专项(2016YFD0700503-1)

* 通信作者. E-mail: gaof@buaa.edu.cn

引用格式: 刘本勇, 高峰, 姜惠, 等. 平衡摇臂式移动机器人姿态控制算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 391-398.

LIU B Y, GAO F, JIANG H, et al. Attitude control algorithm of balancing-arm mobile robot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 391-398 (in Chinese).

适应度函数的设计。

本文首先利用空间机构学位姿变换方程,推导出移动机器人空间姿态参数与轮心相对位置之间的数学关系。其次,在考虑到移动机器人越障过程中工作平台的俯仰角、侧倾角以及质心的波动等因素下,设计了基于机器人运动学模型的遗传算法适应度函数,利用非线性规划遗传算法求解得到目标姿态控制参数。

1 平衡摇臂式移动机器人机构原理

平衡摇臂式移动机器人的移动装置采用了连杆平衡机构与摇臂支腿机构,包括支腿、摇臂、拉杆、平衡杆和机器人主体5部分,是一类新型的移动平台。工作平台固定于平衡摇臂式移动机器人主体上,如图1所示。摇臂、拉杆与平衡杆构成平衡摇臂机构,起到均化两侧摇臂的俯仰扰动输入的作用;该机构的另一个重要作用是调整移动机器人重力在各轮上的分配^[8]。摇臂支腿机构通过旋转副与移动机器人主体连接,实现越障过程中四轮同时着地。采用该类移动装置的移动机器人具有较强的仿地形能力。

平衡摇臂式移动机器人主动姿态控制是通过调节两侧支腿间的夹角 θ_1 与 θ_2 实现的。同时调节 θ_1 与 θ_2 的大小,能够实现调整整机的离地间隙,提高通过性能;分别调节 θ_1 与 θ_2 为不同值,能够实现两侧离地间隙不同,提高越障平稳性。

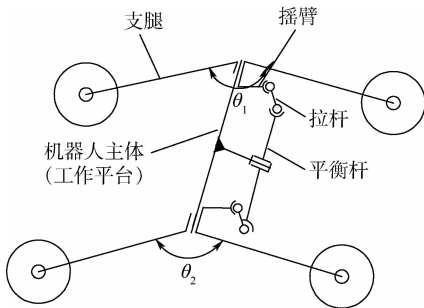


图1 平衡摇臂式移动机器人简化模型

Fig.1 Simplified model of balancing-arm mobile robot

2 平衡摇臂式移动机器人空间姿态建模

平衡摇臂式移动机器人具有自适应路面和主动姿态调整的特点,在越障过程中,其空间姿态是关于障碍路面的变化过程。移动机器人的主动姿态控制以障碍路面作为输入量,空间姿态作为控制量与目标量。针对该类移动机器人,定义表征其空间状态的参数,并推导出空间姿态与障碍路

面之间的关系,为设计主动姿态控制算法提供理论依据。

2.1 空间姿态参数定义与坐标系建立

平衡摇臂式移动机器人在越过障碍时具有变化的空间姿态。定义四轮等高且两侧支腿间夹角为初始值时的状态为初始状态,并建立如图2所示坐标系。图中, $O_0X_0Y_0Z_0$ 为空间绝对坐标系; $O_1X_1Y_1Z_1$ 原点与移动机器人传动轴中心位置重合, X_1 轴水平指向移动机器人前进方向,相对于工作平台固结; $O_2X_2Y_2Z_2$ 与 $O_3X_3Y_3Z_3$ 分别与旋转副 J_1 、 J_7 旋转中心重合。其中, $O_2X_2Y_2Z_2$ 与右侧摇臂相固结,绕运动副 J_1 转动; $O_3X_3Y_3Z_3$ 与左侧摇臂相固结,绕运动副 J_7 转动。 $w_1 \sim w_4$ 分别表示4个轮心在 $O_0X_0Y_0Z_0$ 中的坐标值。

移动机器人在越过障碍的过程中,空间姿态不同于初始状态,将 $O_1X_1Y_1Z_1$ 原点平移到空间绝对坐标原点,如图3所示。定义 γ_1 、 γ_2 分别为工作平台的俯仰角和侧倾角并取其表征移动机器人工作平台空间姿态的参数,可确定铰链点 J_1 、 J_4 和 J_7 在 $O_0X_0Y_0Z_0$ 中的坐标值;平衡杆与 X_1 轴间夹角记为 α ,两侧支腿摇臂机构围绕 X_1 轴的转动角度记为 φ_1 、 φ_2 ,如图4所示。取 α 为已知姿态参数,根据平衡摇臂机构的运动关系,可确定铰链

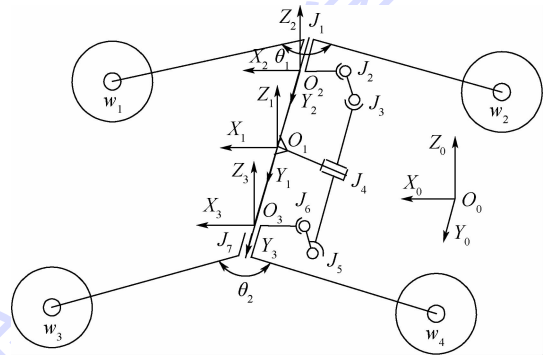


图2 平衡摇臂式移动机器人空间坐标系

Fig.2 Space coordinate system of balancing-arm mobile robot

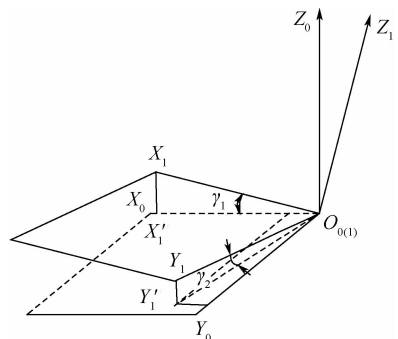


图3 机器人主体坐标系与空间绝对坐标系的位置关系

Fig.3 Position relationship between robot body coordinate system and space absolute coordinate system

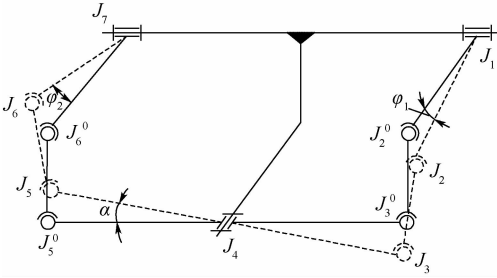


图4 平衡摇臂机构简图

Fig.4 Schematic diagram of mechanism with balancing-arm

点 J_2, J_3, J_5 和 J_6 在 $O_0X_0Y_0Z_0$ 中的坐标值以及 φ_1, φ_2 的角度值;根据右侧支腿夹角 θ_1 , 左侧支腿夹角 θ_2 可最终确定轮心 $w_1 \sim w_4$ 的空间位置。故,定义表征平衡摇臂式机器人空间姿态的参数为 $\gamma_1, \gamma_2, \theta_1, \theta_2$ 和 α 。

2.2 平衡摇臂机构运动关系

平衡摇臂机构由摇臂、拉杆以及平衡杆组成,进行合理的简化,得到如图4所示的机构模型。该机构可看作2个对称的RSSR空间连杆机构(R为旋转副,S为球面副)。

平衡杆绕旋转副 J_4 旋转角度 α , 铰链点 J_3 在 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中的坐标将由初始点 J_3^0 变为

$$J_3 = G_1 [J_3^0 - J_4]^T + J_4 \quad (1)$$

式中: G_1 为 J_3 点空间坐标变换矩阵,

$$G_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

右侧摇臂绕 Y_1 轴转动角度 φ_1 , J_2 点的坐标将由初始点 J_2^0 变为

$$J_2 = G_2 [J_2^0 - J_1]^T + J_1 \quad (3)$$

式中: G_2 为 J_2 点空间坐标变换矩阵,

$$G_2 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_1 & 0 & -\sin \varphi_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi_1 & 0 & \cos \varphi_1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

考虑到拉杆的长度为恒定值,记为 l ,则有

$$l^2 = [J_2 - J_3]^T [J_2 - J_3] \quad (5)$$

将式(1)、式(3)代入式(5)可建立右侧摇臂相对于移动机器人主体的转角 φ_1 与 α 之间的关系:

$$\varphi_1 = g_1(\alpha) \quad (6)$$

同理,可建立左侧摇臂绕移动机器人主体的转角 φ_2 与 α 的关系:

$$\varphi_2 = g_2(\alpha) \quad (7)$$

2.3 空间姿态参数与轮心相对位置之间的关系

为推导出空间姿态参数与障碍路面之间的关系,定义4个轮心的空间绝对坐标为

$$w_i = (x_i, y_i, z_i) \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (8)$$

首先,建立 $O_1X_1Y_1Z_1$ 与 $O_0X_0Y_0Z_0$ 之间的坐标变换矩阵,包括平移变换矩阵和旋转变换矩阵。将 $O_1X_1Y_1Z_1$ 进行平移,使原点 O_1 与空间绝对坐标系原点 O_0 重合。可得到平移变换矩阵:

$$T_{10} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{10} \\ 0 & 1 & 0 & y_{10} \\ 0 & 0 & 1 & z_{10} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: x_{10}, y_{10}, z_{10} 为 O_1 与 O_0 在绝对坐标系下的坐标差。

将两坐标系各轴所在单位向量作为三维空间的2组基向量,分别记为 $[\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z]$ 与 $[\beta_x, \beta_y, \beta_z]$ [5]。其中 $[\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z] = I, I$ 为单位矩阵。

根据图3所示的关系,有以下方程:

$$\begin{cases} \beta_x \cdot \beta_x = 1 \\ \beta_y \cdot \beta_y = 1 \\ \beta_z \cdot \beta_z = 1 \\ \beta_x \cdot \alpha_x = \cos \gamma_1 \\ \beta_x \cdot \alpha_z = \sin \gamma_1 \\ \beta_x \cdot \beta_y = 0 \\ \beta_y \cdot \alpha_z = \sin \gamma_2 \\ \beta_z \cdot \beta_x = 0 \\ \beta_z \cdot \beta_y = 0 \end{cases}$$

且有

$$[\beta_x, \beta_y, \beta_z] = [\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z] R_{10}$$

故可得旋转坐标变换矩阵:

$$R_{10} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_1 & -\tan \gamma_1 \sin \gamma_2 & K \tan \gamma_1 & 0 \\ 0 & K / \cos \gamma_1 & -\sin \gamma_2 / \cos \gamma_1 & 0 \\ -\sin \gamma_1 & \sin \gamma_2 & K & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\text{式中: } K = \sqrt{\cos^2 \gamma_1 \cos^2 \gamma_2 - \sin^2 \gamma_1 \sin^2 \gamma_2}.$$

同理,可推导出 $O_2X_2Y_2Z_2$ 和 $O_3X_3Y_3Z_3$ 相对于坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 的旋转及平移坐标变换矩阵:

$$R_{21} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_1 & 0 & \sin \varphi_1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \varphi_1 & 0 & \cos \varphi_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$T_{21} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{21} \\ 0 & 1 & 0 & y_{21} \\ 0 & 0 & 1 & z_{21} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$R_{31} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_2 & 0 & \sin \varphi_2 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \varphi_2 & 0 & \cos \varphi_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$T_{31} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_{31} \\ 0 & 1 & 0 & y_{31} \\ 0 & 0 & 1 & z_{31} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中： x_{21} 、 y_{21} 和 z_{21} 为 O_2 与 O_1 在 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中的坐标差； x_{31} 、 y_{31} 和 z_{31} 为 O_3 与 O_1 在 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中的坐标差； φ_1 、 φ_2 可通过式(6)、式(7)由 α 得到。

根据空间机构学位姿变换方程可得到4个轮心的绝对坐标与空间姿态参数之间的关系方程

$$\begin{cases} w_1 = T_{10}R_{10}T_{21}R_{21}w'_1 \\ w_2 = T_{10}R_{10}T_{21}R_{21}w'_2 \\ w_3 = T_{10}R_{10}T_{31}R_{31}w'_3 \\ w_4 = T_{10}R_{10}T_{31}R_{31}w'_4 \end{cases} \quad (15)$$

式中： w'_1 、 w'_2 为右侧2个轮心在 $O_2X_2Y_2Z_2$ 中的坐标值，是关于 θ_1 的函数； w'_3 、 w'_4 为左侧2个轮心在 $O_3X_3Y_3Z_3$ 中的坐标值，是关于 θ_2 的函数。故

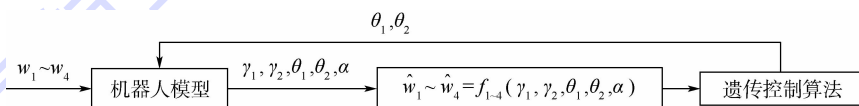


图5 姿态控制算法框图

Fig. 5 Block diagram of attitude control algorithm

3.2 非线性规划遗传算法控制器设计

在多目标优化求解问题中，遗传算法具有较强的全局搜索能力，但局部搜索能力不足；而非线性规划具有较强局部搜索能力^[9-10]。为提高算法的速度与效率，将非线性规划与遗传算法相结合，利用遗传算法进行全局搜索，非线性规划算法进行局部搜索，以得到全局最优解。

设计非线性规划遗传算法如图6所示，图中 M 为整数。在合理的范围内随机产生控制参数 θ_1 、 θ_2 ，并将每一个体代入式(17)中，得到机器人

定义平衡摇臂式机器人空间姿态与障碍路面之间的正运动学模型：

$$w_i = f_i(\gamma_1, \gamma_2, \theta_1, \theta_2, \alpha) \quad (16)$$

逆运动学模型：

$$[\gamma_1, \gamma_2] = f^{-1}(w_1, w_2, w_3, w_4, \theta_1, \theta_2) \quad (17)$$

3 姿态控制算法设计

3.1 控制系统模型

移动机器人在越障过程中的主动姿态控制需要综合考虑俯仰角、侧倾角、质心波动等因素，其本质是一个多目标优化控制的过程。遗传算法采用选择、交叉和变异进行搜索，通过设计合理的适应度函数有效地解决此类多目标优化控制的问题。

设计遗传控制算法，对 θ_1 与 θ_2 进行调节，如图5所示。机器人在越过障碍时，通过安装在其上的传感器获取空间姿态参数，根据式(16)得到各轮心间的相对位置。设计基于非线性规划遗传算法的控制算法，以轮心相对位置为输入量，目标姿态参数作为输出量，实现机器人越障过程空间姿态的实时控制。

相应的俯仰角、侧倾角。以移动机器人稳定性为约束设计适应度函数，得到不同个体的适应度值。从随机产生的初始解的位置开始进行搜索，按照遗传算法进化法则进行选择、交叉、变异操作产生新的解。当进化一定的代数时，采用非线性寻优的方法，以加快进化^[11-13]。

1) 遗传算法种群边界

合理的设置及更新遗传算法的种群边界能够提高控制算法的计算效率。种群边界更新规则如下所示：

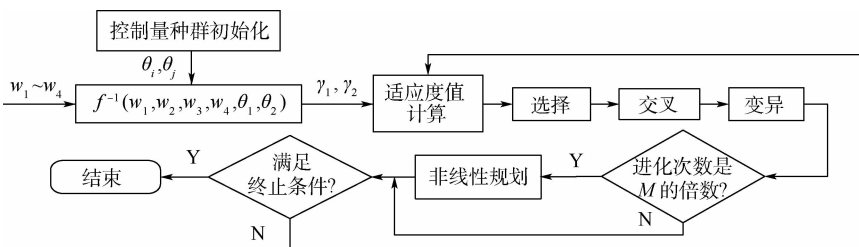


图6 非线性规划遗传算法框图

Fig. 6 Block diagram of nonlinear programming genetic algorithm

$$[\theta_{\min}, \theta_{\max}] = [\theta_i - \Delta\theta, \theta_i + \Delta\theta] \quad i=1,2 \quad (18)$$

式中: θ_i 为当前支腿夹角; $\Delta\theta = \theta \Delta t$, θ 为支腿夹角的调整角速度, Δt 为每 2 次遗传算法寻优的时间间隔。

2) 适应度函数设计

适应度函数是进行自然选择的依据^[14]。移动机器人工作平台的平稳性影响因素包括俯仰角、侧倾角、质心波动等。从移动机器人的稳定性出发,还需要保证控制参数变化量 $\Delta\theta_1$ 与 $\Delta\theta_2$ 尽可能得小。因此,设计遗传算法适应度函数如下:

$$F(y) = \frac{1}{\gamma_1^2 + \gamma_2^2 + a(\Delta\theta_1^2 + \Delta\theta_2^2) + b\Delta h^2} \quad (19)$$

式中: Δh 为质心高度变化幅值。该适应度函数可分为 3 部分:第 1 部分表征工作平台俯仰和侧倾的角度;第 2 部分表征支腿夹角的调节量;第 3 部分表征机器人越障过程中质心高度的变化。其中 a 为支腿夹角变化量对机器人平稳性的影响因子, b 为质心波动对移动机器人工作平台平稳性的影响因子。

3) 选择操作

根据不同个体的适应度函数值按照一定的概率选择优良的个体组成新的种群,以繁殖得到下一代个体。选用轮盘赌法对个体进行选择,即基于适应度的选择策略,第 i 个个体被选中的概率为

$$p_i = \frac{F_i}{\sum_{i=1}^N F_i} \quad (20)$$

式中: F_i 为个体适应度函数值; N 为种群个体数目。

4) 交叉操作

从种群中随机选择 2 个个体,通过 2 个染色体的交换组合,将父代的优秀特征遗传给子代,从而产生优秀的个体^[14]。第 k 个染色体 a_k 和第 m 个染色体 a_m 在 j 位置进行交叉操作方法为

$$a_{kj} = a_{kj}(1 - q) + a_{mj}q \quad (21)$$

$$a_{mj} = a_{mj}(1 - q) + a_{kj}q \quad (22)$$

式中: q 为 $[0, 1]$ 区间的随机数。

5) 变异操作

从种群中随机选取一个个体,并选择一点进行变异以产生优秀的个体。变异操作的主要目的是维持种群多样性。第 i 个个体的第 j 个基因 a_{ij} 进行变异的操作方法为

$$a_{ij} = \begin{cases} a_{ij} + (a_{ij} - a_{\max})k(g) & r \geq 0.5 \\ a_{ij} + (a_{\min} - a_{ij})k(g) & r < 0.5 \end{cases} \quad (23)$$

式中: $[a_{\min}, a_{\max}]$ 为基因 a_{ij} 边界; $k(g) = r_2(1 - g/D_{\max})^2$, r_2 为一个随机数, g 为当前迭代次数, D_{\max} 为最大进化次数; r 为 $[0, 1]$ 区间上的随机数。

6) 非线性寻优

当遗传算法进化一定的代数后,以所得到的结果为初始值,利用非线性规划的方式进行局部寻优,并将局部寻优得到的最优值作为新个体染色体继续进化。

4 仿真验证与分析

为验证所设计的基于非线性规划遗传算法的姿态控制器的性能,在 ADAMS 软件建立移动机器人模型和障碍路面模型,并联合 MATLAB/Simulink 对机器人进行了运动学仿真^[15-16]。仿真所用的平衡摇臂式移动机器人结构尺寸参数如图 7 所示。非线性规划遗传算法参数设计如下:最大进化次数 n 设为 30,种群大小为 50,影响因子 a 为 0.005,影响因子 b 的值为 0.1,进化次数为 10 的整数倍时进行非线性规划寻优。以上参数的设置是在多次进行仿真实验的基础上确定的。

对移动机器人匀速通过一段障碍路面时进行仿真,并假设移动机器人越障过程为准静态过程。路面设计如式(24)~式(26)所示。该路面下,4 个轮心的高度与行驶距离间的关系如下:

$$w_{x1} = \begin{cases} 0 & w_{x1} \leq 1000 \\ 0.3(w_{x1} - 1000) & 1000 < w_{x1} \leq 2000 \\ 300 & 2000 < w_{x1} \leq 2300 \\ 300 - 0.3(w_{x1} - 2300) & 2300 < w_{x1} \leq 3300 \\ 0 & w_{x1} > 3300 \end{cases} \quad (24)$$

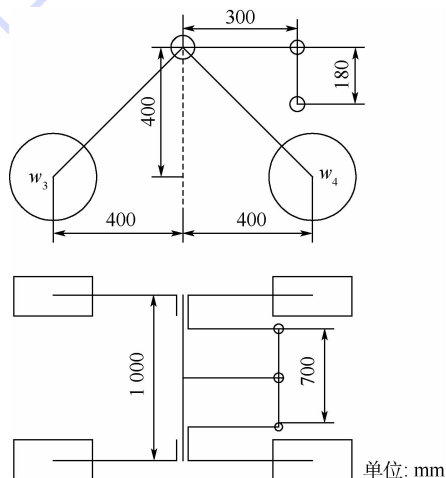


图 7 平衡摇臂式移动机器人结构尺寸参数
Fig. 7 Structural dimension parameters of balancing-arm mobile robot

$$w_{x_2} = \begin{cases} 0 & w_{x_2} \leq 1000 \\ 0.3(w_{x_2} - 1000) & 1000 < w_{x_2} \leq 2000 \\ 300 & 2000 < w_{x_2} \leq 2300 \\ 300 - 0.3(w_{x_2} - 2300) & 2300 < w_{x_2} \leq 3300 \\ 0 & w_{x_2} > 3300 \end{cases} \quad (25)$$

$$w_{x_3} = w_{x_4} = 0 \quad (26)$$

式中： $w_{x_1} = 400 + v_0 t$, $w_{x_2} = -400 + v_0 t$, v_0 为机器人移动速度。该段路面下，移动机器人共经历 8 种状态，如图 8 所示。

在 ADAMS 软件中搭建移动机器人和路面模型，并联合 MATLAB/Simulink 对控制算法进行仿真。图 9 所示为移动机器人越障过程中姿态调整的机构演示图，调节两侧支腿间的夹角，以保持移动机器人的平稳性。为了验证所设计的基于非线性规划遗传算法的控制算法对机器人越障性能的提升，进行了 3 个仿真实验。仿真实验 1 中，移动机器人越障过程中支腿间夹角始终保持初始值；仿真实验 2 采用本文所设计的基于非线性规划遗传算法的控制法对两侧支腿间夹角进行主动控制；仿真实验 3 采用单一的遗传控制算法对两侧支腿间夹角进行主动控制，以验证非线性规划对姿态控制效果的影响。其中，仿真实验 3 与仿真实验 2 中的遗传算法设置相同参数。

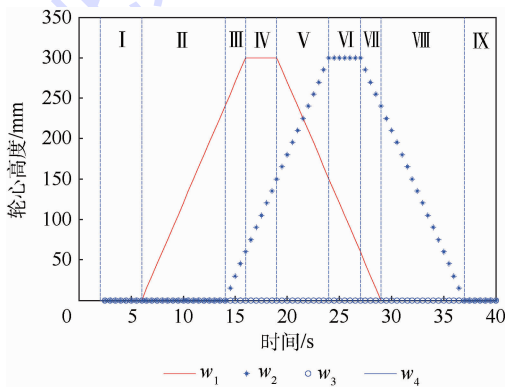


图 8 轮心相对位置随时间变化

Fig. 8 Variation of wheel centret relative position with time

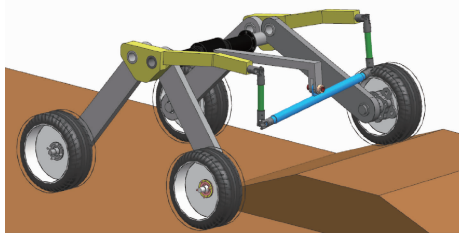


图 9 姿态调整机构演示图

Fig. 9 Mechanism demonstration for attitude adjusting

3 组仿真实验中移动机器人的侧倾角和质心高度变化分别如图 10、图 11 所示。移动机器人匀速通过障碍路面时，在所设计的控制算法下，与不施加主动姿态控制相比较，最大侧倾角由 10.8° 降低到了 1.8° ，质心高度变化幅度由 96.4 mm 降低到了 34.9 mm ；而与单一的遗传算法相比较，所设计的姿态控制算法能够在较少的进化迭代次数下达到较优的控制效果。主动姿态控制算法的设计过程中，适应度函数由移动机器人侧倾角、质心波动范围以及支腿间夹角调节量决定。因此，该控制算法在移动机器人越障过程中降低侧倾角和质心波动范围方面表现出较优的控制性能。

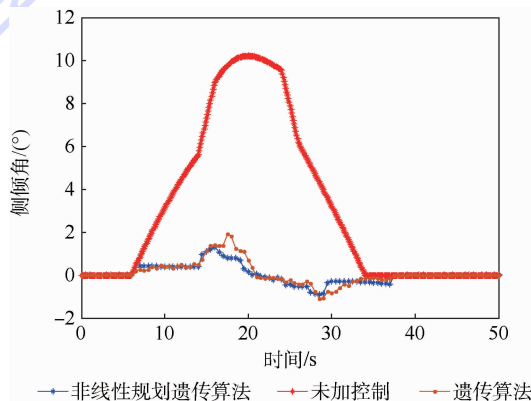


图 10 侧倾角随时间变化关系

Fig. 10 Variation of roll angle with time

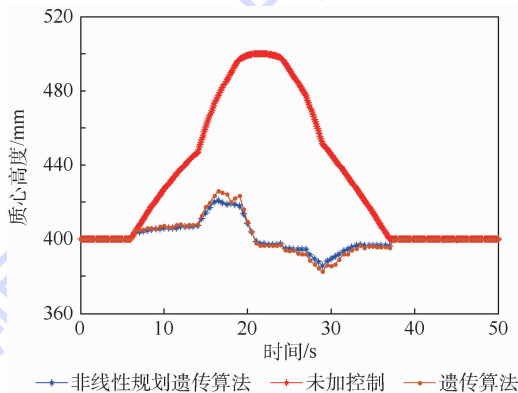


图 11 质心高度随时间变化关系

Fig. 11 Variation of height of mass center with time

5 结论

本文针对具有平衡摇臂机构的移动机器人越障时的姿态控制问题，设计了一种基于非线性规划遗传算法的主动姿态控制算法，以实现移动机器人平稳性的通过障碍路面。在 ADAMS 中搭建移动机器人和障碍路面模型，并联合 MATLAB/Simulink 进行了运动学仿真。仿真结果表明：

- 1) 在所设计的姿态控制算法下，与不施加主

动姿态控制相比较,移动机器人越障过程中最大侧倾角由 10.8° 降低到了 1.8° ,质心高度变化幅度由 96.4 mm 降低到了 34.9 mm 。移动机器人越障过程中工作平台的稳定性得到了提升。

2) 遗传算法与非线性规划相结合,能够有效提高控制算法的计算效率和控制效果。

参考文献 (References)

- [1] 马金猛,李小凡,姚辰,等.地面移动机器人越障动力学建模与分析[J].机器人,2008,30(3):273-278.
MA J M, LI X F, YAO C, et al. Dynamic modeling and analysis for obstacle negotiation of ground mobile robot [J]. Robot, 2008, 30(3): 273-278 (in Chinese).
- [2] 叶锦华. 不确定非完整轮式移动机器人的运动控制研究[D]. 广州:华南理工大学,2013:6-13.
YE J H. Research on motion control of uncertain nonholonomic wheeled mobile robot [D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2013: 6-13 (in Chinese).
- [3] 王佐伟,梁斌,吴宏鑫.六轮月球探测车运动学建模与分析[J].宇航学报,2003,24(5):1-10.
WANG Z W, LIANG B, WU H X. Kinematical modeling and analysis of six-wheel lunar rover [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5): 1-10 (in Chinese).
- [4] 徐坤,郑羿,丁希仑,等.六轮腿式机器人结构与运动模式分析[J].北京航空航天大学学报,2016,42(1):59-71.
XU K, ZHENG Y, DING X L, et al. Structure design and motion mode analysis of a six wheel-legged robot [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 59-71 (in Chinese).
- [5] 周开波,王旭永,罗小桃,等.摇臂式六轮探测车空间姿态建模与求解[J].上海交通大学学报,2013,47(7):1093-1098.
ZHOU K B, WANG X Y, LUO X T, et al. Spatial attitude model of six-wheeled rocker rover and its mathematical solution [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2013, 47(7): 1093-1098 (in Chinese).
- [6] 崔莹,高峰.可变直径轮月球探测车运动学建模与分析[J].北京航空航天大学学报,2008,34(3):348-352.
CUI Y, GAO F. Kinematic modeling and analysis of variable diameter wheeled lunar rover [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(3): 348-352 (in Chinese).
- [7] PANSINI V, MONNET A, SALLERON J, et al. Development of a genetic algorithm for multi-objective assembly line balancing using multiple assignment approach [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 77(5): 1419-1432.
- [8] 陶建国,邓宗全,高海波,等.月球车连杆式差速平衡机构的运动学分析[J].哈尔滨工业大学学报,2009,41(9):21-26.
TAO J G, DENG Z Q, GAO H B, et al. Kinematics analysis of differential bar linkage on lunar rover [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(9): 21-26 (in Chinese).
- [9] MICHALEWICZ Z, JANIKOW C Z, KRAWCZYK J B. A modified genetic algorithm for optimal control problems [J]. Computers & Mathematics with Applications, 1992, 23(12): 83-94.
- [10] 朱会霞,王福林,张勇,等.改进遗传算法优化非线性规划问题[J].数学的实践与认识,2013,43(7):117-125.
ZHU H X, WANG F L, ZHANG Y, et al. Improved genetic algorithm to optimize the nonlinear programming problem [J]. Mathematics in Practice and Theory, 2013, 43(7): 117-125 (in Chinese).
- [11] KWOK D P, SHENG F. Genetic algorithm and simulated annealing for optimal robot arm PID control [C] // IEEE Conference on Evolutionary Computation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994, 2: 707-713.
- [12] FU Y Y, KO C N, LEE T L, et al. A nonlinear programming method for time-optimal control of an omni-directional mobile robot [J]. Journal of Vibration & Control, 2008, 14(14): 1729-1747.
- [13] CHEN J L, CHANG W D. Feedback linearization control of a two-link robot using a multi-crossover genetic algorithm [J]. Expert Systems with Applications, 2009, 36(2): 4154-4159.
- [14] 史峰,王辉,郁磊,等. MATLAB 智能算法 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011:17-24.
SHI F, WANG H, YU L, et al. MATLAB intelligent algorithm [M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 17-24 (in Chinese).
- [15] 李金良,包继华,于岩,等.基于遗传算法的腿轮式机器人运动姿态优化[J].机床与液压,2010,38(21):23-25.
LI J L, BAO J H, YU Y, et al. Kinetic optimization for a leg-wheeled robot based on genetic algorithm [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2010, 38(21): 23-25 (in Chinese).
- [16] ZHOU L F, HONG B R. A knowledge based genetic algorithm for path planning of a mobile robot [J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(5): 911-914.

作者简介:

刘本勇 男,硕士研究生。主要研究方向:特种车辆。

高峰 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:智能车辆与特种车辆。

Attitude control algorithm of balancing-arm mobile robot

LIU Benyong, GAO Feng*, JIANG Hui, ZHANG Bin

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

Abstract: In order to improve the stability of working platform in the process of obstacle negotiation, with balancing-arm mobile robot as research object, an attitude control algorithm was designed based on nonlinear programming genetic algorithm. First, the simplified model of balancing-arm mechanism was built and spatial posture parameters were defined to character the space state of robot. Mathematical relationship between spatial posture parameters and wheel center positions was deduced by coordinate transformation equation based on spatial mechanism. Then, a nonlinear programming genetic algorithm was designed. The genetic algorithm fitness function used to solve objective control parameters was established under the constraint of stability. To verify the performance of the proposed attitude control algorithm, 3D model of the mobile robot and road were built in the ADAMS software, and then kinematics simulation studies were carried out by ADAMS and MATLAB/Simulink. The results of simulation show that when balance-arm mobile robot passes through the designed obstacles with the designed controller, the roll angle falls from 10.8° to 1.8° compared with no controller and the amplitude of wheel center position falls from 96.4 mm to 34.9 mm as also. The simulation results demonstrate the validity of the proposed attitude control algorithm.

Keywords: balancing-arm; kinematical modeling; spatial attitude; genetic algorithm; nonlinear programming

Received: 2017-03-02; **Accepted:** 2017-04-06; **Published online:** 2017-05-16 17:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170516.1740.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51675027); The 13th Five Years Major Project (2016YFD0700503-1)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0112

基于距离徙动修正的近程大斜视成像算法



尹凤琳, 尚晓舟, 李志平*, 苗俊刚

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在近程大斜视成像中, 当采用距离徙动(RM)算法进行处理时, 信号谱在有限谱域范围内发生偏移, 引起多次翻折造成混叠, 使得通常处理方式不再适用。为此, 提出一种解混叠方法恢复实际信号谱, 通过斜视角或目标中心偏移量可计算出信号谱的翻折次数, 依据翻折次数可将信号谱恢复至实际谱域位置, 进而依照 RM 算法流程进行处理即可实现大斜视成像。该算法基于信号谱进行, 未对距离方程进行近似处理, 因此不仅适用于远场, 同时可以解决近程大斜视成像问题。计算机仿真和实际实验测量结果显示, 采用本文算法处理后可对成像范围内的目标实现精确聚焦。本文算法适用近程条件下阵列雷达或合成孔径雷达(SAR)的大斜视成像问题, 可对较大斜视角情况实现精确聚焦。同时, 本文算法的流程清晰, 易于实际编程实现。

关键词: 距离徙动(RM)算法; 近程成像; 大斜视; 谱域; 合成孔径雷达(SAR)

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2018)02-0399-07

近年来, 随着安全问题的日益严峻, 毫米波成像技术在安检领域的应用得到了在全世界范围内科研人员的重视和研究^[1-4]。毫米波成像系统主要分为主动式和被动式。主动式毫米波成像系统向被检物体发射毫米波信号, 通过接收目标散射信号并采用算法处理以获得目标毫米波图像^[5-7]。该成像方式得到的信息量更加丰富, 因而是一种针对于近程安检成像应用的有效手段。

在主动式毫米波成像系统中, 通常采用实孔径阵列或形成虚拟阵列的合成孔径雷达(SAR)方式进行成像。然而在实际应用中, 可能会出现被测物体偏移天线阵列中心法向指向的情况。在 SAR 理论中, 此种情况被称为斜视问题, 且已有诸多研究及相关成像算法^[8-10], 然而这些成像算法通常具有一定的局限性。一方面, 安检应用中, 目标距离通常位于单元天线的远场区及阵列的近

场区之间, 此时称为近程问题。然而大部分斜视成像算法都基于远场条件对传播距离方程进行近似处理, 当应用于近程问题时其近似精度远不能满足需求。另一方面, 由于成像距离较短, 目标短距离移动会造成超过 40° 的大斜视角情况出现, 而 SAR 斜视算法通常只能应用于 0° ~ 30° 的斜视角范围。为了满足安检成像的高分辨需求, 需要设计满足近程大斜视角情况的高精度成像算法。考虑到 SAR 成像算法中的距离徙动(Range Migration, RM)算法不加其他近似条件实现无几何形变的完全聚焦^[11], 具有较高的成像精度和准确率^[12-13], 可满足近程成像需求的特点, 本文提出一种基于 RM 成像算法的近程大斜视成像算法, 能够在满足近程安检成像分辨率的同时, 实现较为快速的成像以及准确聚焦。

RM 成像算法通过 Stolt 插值的方式解决距离

收稿日期: 2017-03-02; 录用日期: 2017-04-07; 网络出版时间: 2017-05-16 18:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170516.1802.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61101003, 61671033)

* 通信作者. E-mail: zhiping_li@buaa.edu.cn

引用格式: 尹凤琳, 尚晓舟, 李志平, 等. 基于距离徙动修正的近程大斜视成像算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 399-405. YIN F L, SHANG X Z, LI Z P, et al. Short-range high squint imaging algorithm based on range migration modification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 399-405 (in Chinese).

徙动引入的误差问题,从而实现较高的成像精度。在 RM 成像算法中,将目标散射信号通过快速傅里叶变换(FFT)转换到空间域,并进行相位补偿从而实现聚焦目的^[14-15]。在斜视的情况下,目标中心偏移天线阵列中心法向指向,这造成二维波数域的信号谱发生偏移,当偏移超出谱域支持域范围后将发生翻折,造成混叠。此时若直接采用 RM 成像算法进行处理会造成严重的散焦效果。本文通过目标斜视角或偏移量计算出信号谱偏移量,进而将翻折后的谱进行分块,对不同的部分进行补偿后得到其实际的空间谱,再进行 Stolt 插值操作及傅里叶逆变换后得到目标图像。仿真分析及实际测量结果验证了本文算法的有效性及其实用性。

1 原理推导

1.1 单站 SAR 距离徙动算法成像原理

考虑单站 SAR 的等效阵列,令其等效阵元的位置坐标为 (x, z) , 目标与天线阵列的距离设为 d 。利用散射中心模型简化目标,令其等效散射点位置坐标为 (x_0, z_0) , 如图 1 所示。

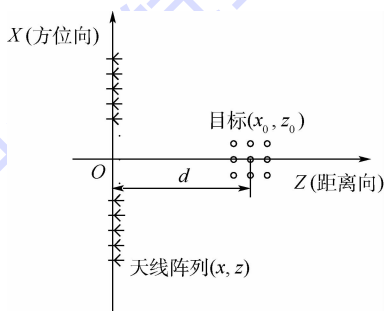


图 1 仿真参数设计示意图

Fig.1 Schematic of simulation parameter design

为了简化分析,采用理想匹配滤波后的信号进行分析,此时接收信号中仅保留由于传播路径带来的时间延迟,用冲激函数 δ 表示。接收到的信号空域-时域信号可以表示如下:

$$R(x, t) = \iint s(x_0, z_0) \delta\left(t - \frac{2r}{c}\right) dx_0 dz_0 \quad (1)$$

式中:系数 2 表示单站情况下的双倍传播路径; $R(x, t)$ 表示接收到的由目标散射回来的回波信号; $s(x_0, z_0)$ 代表可以看作多个散射点组成的目标; c 为光传播速度; t 为信号传播时间; r 为对应的目标到天线的传播距离,可以表示为

$$r = \sqrt{(x - x_0)^2 + (z_0 + d)^2} \quad (2)$$

利用傅里叶变换可以将式(1)变换至频域:

$$R(x, k) = \iint s(x_0, z_0) e^{-jk \cdot 2\sqrt{(x-x_0)^2 + (z_0+d)^2}} dx_0 dz_0 \quad (3)$$

式中:参数 k 表示波数, $k = \frac{2\pi f}{c}$, f 为频率。从

式(3)中可以看出接收信号中仅包含不同频率的传播相位。进一步将接收到的频域信号在阵列维进行傅里叶变换可获得空间谱域-频域的表达:

$$R(k_x, k) = \iiint s(x_0, z_0) e^{-jk \cdot 2\sqrt{(x-x_0)^2 + (z_0+d)^2}} dx_0 dz_0 e^{-jk_x x} dx \quad (4)$$

为了对式(4)进一步简化,通过交换积分次序并利用驻定相位原理(Method of Stationary Phase, MSP),从而式(4)可以转化为

$$R(k_x, k) = \iint s(x_0, z_0) e^{-jk_x x_0} dx_0 e^{-jk z_0} dz_0 \quad (5)$$

式中: $k_z = \sqrt{k^2 - k_x^2}$, 表示了空间谱的变换。

从式(5)可以看出目标散射点分布与接收信号的空间谱域-频域表达呈二维傅里叶变换关系。同时应当注意到,此傅里叶变换关系应将原始信号谱映射到对应的 k_x - k_z 域上,即 RM 成像算法中的 Stolt 插值过程。

1.2 近程斜视成像算法推导

斜视情况下设定目标斜视角为 θ , 仿真参数设计示意图如图 2 所示。

当阵列中心与成像区域中心无偏移的时候,信号的传输距离项 r' 。满足式(2),而当阵列中心与目标中心存在偏移时,通过引入偏移量 x_c , 可将距离项重写为

$$r' = \sqrt{(x - x_0 + x_c)^2 + (z_0 + d)^2}$$

式中: $x_c = d \tan \theta$ 。

无偏情况下根据驻定相位原理推导的接收信号如式(5)所示,其中驻相点为 $k_x = \frac{k(x - x_0)}{\sqrt{(x - x_0)^2 + (z_0 + d)^2}}$ 。在斜视情况下,根据驻定相位原理推导的接收信号为

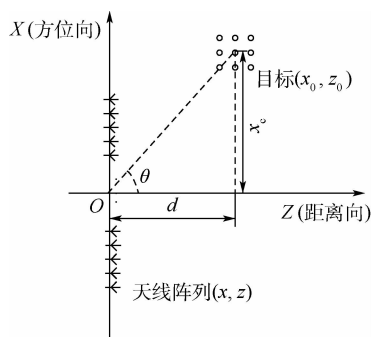


图 2 斜视场景下仿真参数设计示意图

Fig.2 Schematic of simulation parameter design in squint condition

$$R(k_{x_s}, k) = \iint s(x_0, z_0) e^{-jk_{x_s}x_0} dx_0 e^{-j\sqrt{k^2 - k_{x_s}^2}z_0} dz_0 e^{-jk_{x_s}x_c} \quad (6)$$

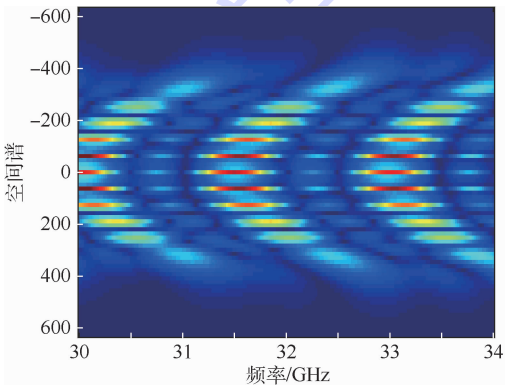
其中:驻相点 $k_{x_s} = \frac{k(x + x_c - x_0)}{\sqrt{(x + x_c - x_0)^2 + (z_0 + d)^2}}$ 。

从公式推导中可以看出,目标偏移阵列中心位置使得驻相点发生偏移,因此造成空间谱域的偏移,进而引起翻折混叠,这一点可以直观地从仿真图 3 中看出。

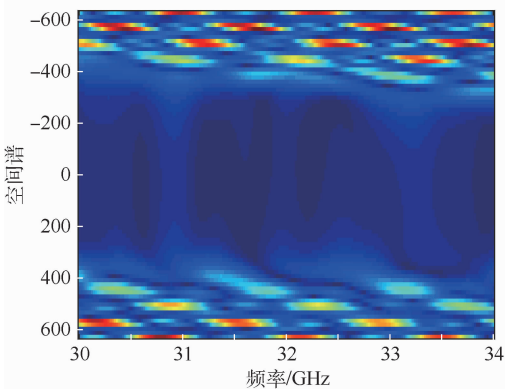
产生的谱域翻折混叠主要由以下 2 个原因造成:

1) 由于驻相点是接收信号的主要贡献分量,由式(6)可以看出,目标和天线阵元的相对位置决定了目标谱的位置和形状,因此天线阵元的位置决定了谱域的分布,而目标中心与天线阵列中心的偏移决定了目标谱的偏移量,因此斜视情况下目标谱发生偏移。

2) 傅里叶变换后的空间谱域受限于一一定范围,由天线阵元间隔决定,为变换后的谱支持域。由离散傅里叶变换的特性可知,当目标谱偏移超出了谱支持域范围将会导致超出支持域范围的目标谱翻折混叠进入谱支持域,造成实际目标谱



(a) 阵列中心与成像区域中心无偏信号频谱



(b) 阵列中心与成像区域中心有偏(斜视角30°)信号频谱

图 3 阵列中心与成像区域中心无偏和 30° 斜视角的频谱对比

Fig. 3 Comparison of spectrum between no squint angle and with squint angle of 30°

与谱支持域坐标不对应的问题。

2 算法流程

针对空间谱偏移翻折的问题,可将空间谱支持域内的目标谱分为 2 个部分:偏移后未发生翻折混叠的部分,发生翻折混叠的部分。因为偏移量可通过已知的目标中心与阵列中心偏移距离计算得出,所以可通过计算还原谱支持域中目标谱的实际位置。

本文算法过程包括为 5 个步骤:①对接收信号进行二维傅里叶变换。原始接收信号 $R(x, t)$ 在仿真中为二维矩阵形式,其一维表示不同接收天线的位置,另一维表示时间。对接收信号进行二维傅里叶变换,将其变换到空间谱域-频域上 $R(k_x, k)$ 。②通过计算谱域中不同区域的翻折次数可对接收信号谱进行区域划分。在大斜视角情况下,式(6)中驻相点 $k_{x_s} = k(x + x_c - x_0) / \sqrt{(x + x_c - x_0)^2 + (z_0 + d)^2}$,代入成像区域中心位置坐标 $x_0 = 0, z_0 = 0$,可计算得到目标谱的偏移量 $k_{x_shift} = k(x + x_c) / \sqrt{(x + x_c)^2 + d^2}$ 。根据离散傅里叶变换原理可知,谱域支持域长度为 $2\pi/dx$,故翻折次数 N 为 $k_{x_shift} / (2\pi/dx)$ 的整数部分,而其小数部分表示翻折后不同部分的边界,整理后可得其表达式为: $k_{x_shift} - (2N + 1) \cdot (\pi/dx)$ 。根据上述步骤公式计算后可以得到对应区域实际谱域支持域的坐标,并将目标谱在谱域支持域中的实际位置还原出来。③参考函数相乘,如式(6)所示。④Stolt 插值处理,此时应在实际谱域支持域的坐标内进行插值。⑤通过二维傅里叶逆变换将信号变回空间位置-时间维,从而实现成像目的。成像处理的流程图如图 4 所示。

在算法处理过程中,可在原始信号二维傅里叶变换前和谱域信号二维傅里叶逆变换前通过补零的方法提升结果的可视化效果。

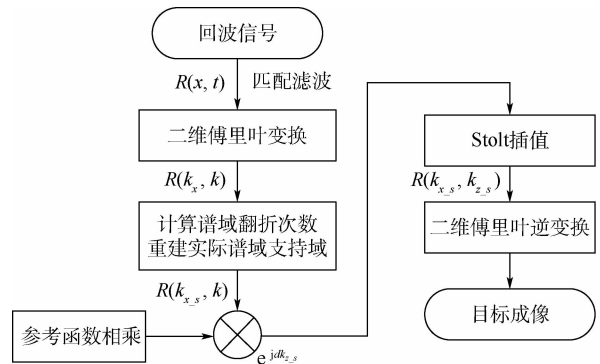


图 4 本文算法流程图

Fig. 4 Flowchart of proposed algorithm

3 仿真分析及实验测量结果

3.1 仿真分析

本节通过计算机仿真对本文算法进行验证。仿真分析在 MATLAB 中进行,仿真场景设置如图 5 所示。

图 5 显示了仿真场景中天线阵列和目标的位置设定关系,天线阵列的长度设为 0.4 m,天线阵元间隔为 0.005 m,成像距离设置为 1 m。目标设置为 0.2 m × 0.2 m 范围内均匀分布的 9 个散射点的集合,目标偏移角设为 40°。天线发射 30 ~ 34 GHz 的宽带信号,带宽为 4 GHz,频点数目为 200 个采样频点,即每 500 MHz 一个采样频点,采样间隔遵守奈奎斯特采样定律。计算理论方位向分辨率为 0.015 3 m,理论距离向分辨率为 0.037 5 m。场景设置满足天线阵列的近场条件。

仿真使用的目标回波信号采用频域表达,可根据式(3)获得,对其沿天线阵列方向作傅里叶变换后可获得频域-空间域的信号,如图 6 所示。

从图 6 中可以看出,目标谱偏移至谱支持域的上半区域,且有部分目标谱混叠进入谱支持域的下半区域。通过驻定相位原理计算谱域的

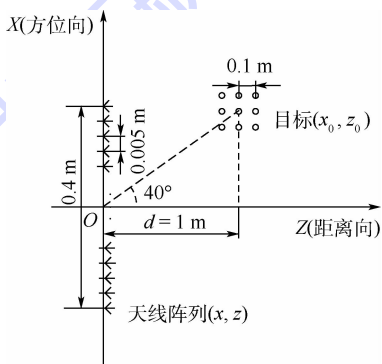


图 5 仿真参数设置

Fig. 5 Simulation parameter setting

偏移量,可获得目标谱的翻折次数及混叠区域的划分限,如图 7 所示。

图 7 中,深色色区域为为目标谱 0 次翻折后所占区域,而浅色区域表示混叠造成谱域的 1 次翻折。由此可以针对不同部分计算其实际对应的谱支持域范围,进而进行插值处理。

插值结果如图 8 所示,可见经插值后,大斜视角下目标谱的严重弯曲效果被成功的补偿回来。由于目标设置为格点分布形式,因此其真实谱域形状也表现为格点状分布。从图 8 的谱域插值结果也可看出,目标谱已被成功恢复出来。

图 9 为经二维傅里叶逆变换后获得的目标图像。由图像中可看出,9 个目标点均已被正确聚焦。图中右下角目标点所呈现出的波纹状特性是由于补零进行图像平滑的操作所引起,并不影响实际聚焦效果。因为结果并未进行加窗处理,所以通过旁瓣可以看出斜视造成的旁瓣走向旋转,其旋转角度与斜视角一致。在 64 位操作系统,主频 2.50 GHz 的 Intel i5 处理器,6 GB 内存的笔记本电脑上,采用 MATLAB 进行编程并仿真分析,

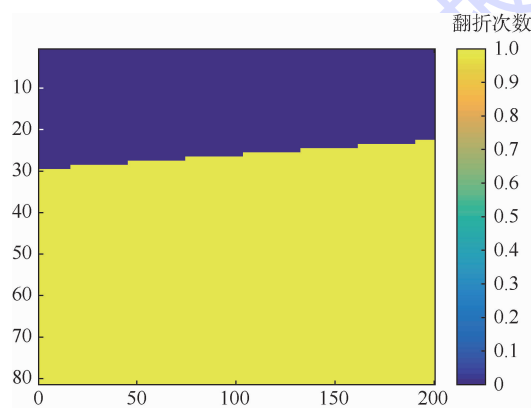


图 7 谱域不同部分翻折次数

Fig. 7 Warping and lapping times of different parts of spectral domain

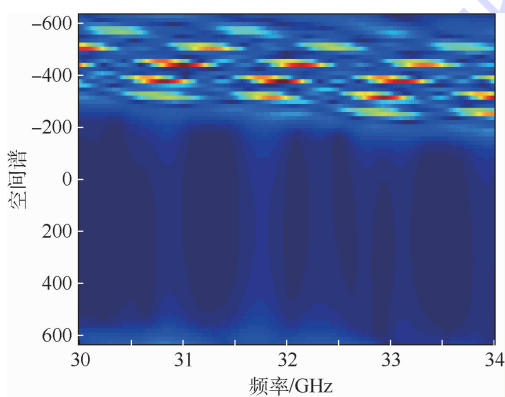


图 6 斜视角为 40°时接收信号的频谱

Fig. 6 Spectrum of received signal with squint angle of 40°

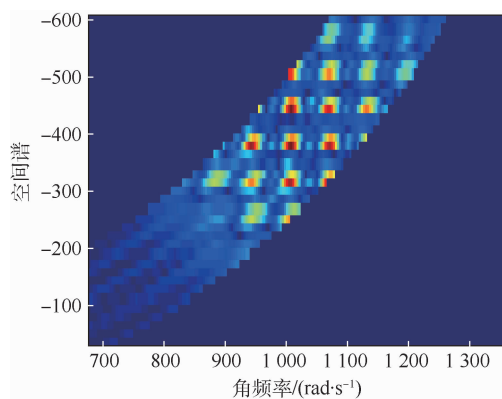


图 8 还原后再经插值的信号频谱

Fig. 8 Signal spectrum after restoration and interpolation

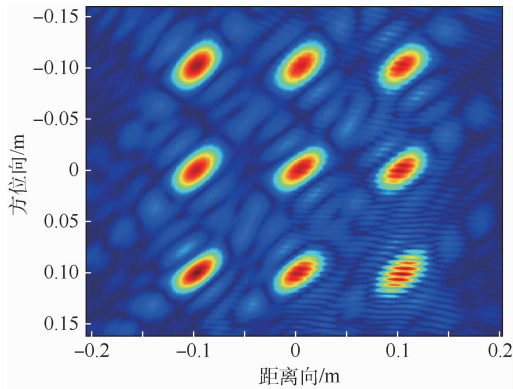


图 9 仿真成像结果

Fig. 9 Simulation imaging result

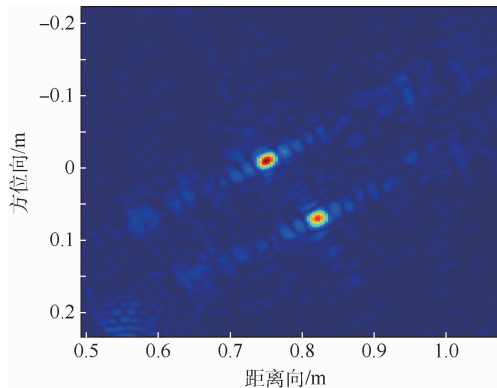


图 11 实验测量成像结果

Fig. 11 Actual measured imaging result

针对实际应用场景该算法运行时间为 0.41 s, 本算法可基本达到传统 RM 成像算法的运算效率, 可满足实时成像需求。

3.2 实验测量结果

实验系统采用准单站的形式搭建, 即一个发射天线和一个接收天线之间设定较近的距离。两天线水平放置可减少天线间的极化耦合现象。通过机械扫描的形式实现单站天线阵列, 发射/接收天线以 0.01 m 的扫描间隔水平扫描 60 个位置。目标设置为 2 个标准金属球, 斜视角设为 60° , 放置在距离天线阵列约为 0.8 m 处。数据发射采集存储利用 Agilent 85309 分布式系统, 发射宽带信号为 30 ~ 38 GHz, 带宽为 8 GHz, 采样频点个数为 201。实际测量场景如图 10 所示。

接收到的信号在处理成像之前应当进行校准, 其中包括背景噪声以及系统响应不一致性的消除。应用本文算法进行目标成像, 得出结果如图 11 所示。

从图 11 中可以看出算法能够实现目标区域的精确聚焦, 实现近程大斜视角目标成像目的。除此之外, 从成像结果仍可看出, 旁瓣旋转角度与斜视角一致。图中较为明显的旁瓣拖延现象沿天线指向分布, 是由于系统频率响应不能完全精确校准所致。

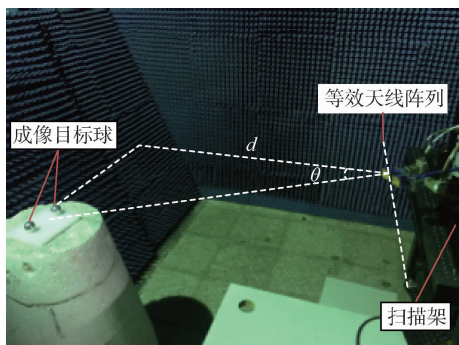


图 10 实验测量场景

Fig. 10 Experimental measurement scene

4 结论

本文在 RM 算法的基础上进行修正, 提出了一种适用于近程大斜视成像场景的改进算法, 能保证近程安检成像分辨率要求的同时, 实现快速成像以及准确聚焦, 该算法主要有以下几个特点:

- 1) 本文算法基于 RM 算法的基本理论, 具有较高的计算效率。
- 2) 通过计算机仿真和实际实验测量验证了算法的优势及可行性。成像结果表明该算法能够对目标实现准确聚焦。
- 3) 由于未引入距离的近似处理, 该算法不仅适用于远程斜视成像, 也可适用于近程大斜视角场景, 以上情况均可实现精确聚焦。

参考文献 (References)

- [1] 费鹏, 方维海, 温鑫, 等. 用于人员安检的主动毫米波成像技术现状与展望[J]. 微波学报, 2015, 31(2): 92-95.
FEI P, FANG W H, WEN X, et al. Status and prospect of active millimeter-wave imaging technology for personal security inspection[J]. Journal of Microwave, 2015, 31(2): 92-95 (in Chinese).
- [2] BHARTIA P, BAHL I J. Millimeter-wave engineering and applications[M]. New York: Wiley, 1984: 660-671.
- [3] 尚晓舟, 孙鹏, 胡岸勇, 等. 协同体制被动毫米波成像系统天线阵布局优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(10): 1842-1847.
SHANG X Z, SUN P, HU A Y, et al. Antenna array layout optimization of collaborative passive millimeter-wave imaging system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(10): 1842-1847 (in Chinese).
- [4] 赵自然. 防爆安全检查技术应用及趋势分析——人体安检新技术的分析与探讨[J]. 中国安防, 2012(3): 32-36.
ZHAO Z R. Analysis and discussion on the application and trend analysis of explosion proof safety inspection technology—Analysis and discussion on new technology of human security inspection[J]. Journal of China Security, 2012(3): 32-36 (in Chinese).

- Chinese).
- [5] KEMP M C. A review of millimetre-wave and terahertz technology for detection of concealed threats[C]//International Conference on Infrared, Millimeter and Terahertz Waves. Piscataway, NJ:IEEE Press,2008:1-2.
- [6] SHEEN D M, MCKIN D L, COLLINS H D, et al. Near-field millimeter-wave imaging for weapons detection[C]//Applications in Optical Science and Engineering,1993:12-16.
- [7] APPLEBY R, ANDERTON R N, PRINCE S, et al. Compact real-time (video rate) passive millimeter-wave imagery[J]. Passive Millimeter-wave Imaging Technology III, 1999, 3703: 13-19.
- [8] TANG Y, ZHANG B, XING M D, et al. Azimuth overlapped subaperture algorithm in frequency domain for highly squinted synthetic aperture radar[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters,2013,10(4):692-696.
- [9] YEO T S, TAN N L, ZHANG C B, et al. A new subaperture approach to high squint SAR processing[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2001,39(5):954-968.
- [10] SUN Y, JING X J, SUN S L, et al. The subaperture secondary range compression algorithm for near space squint SAR[C]//IEEE International Symposium on Signal Processing and Information Technology. Piscataway, NJ:IEEE Press,2013:338-343.
- [11] 保铮, 邢孟道, 王彤. 雷达成像技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010:173-177.
BAO Z, XING M D, WANG T. Radar imaging technology[M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2010:173-177 (in Chinese).
- [12] CUMMING I G, WONG F H. Digital processing of synthetic aperture radar data: Algorithm and implementation[M]. Norwood: Artech House, 2005:219-244.
- [13] BAMLER R. A comparison of range-Doppler and wavenumber domain SAR focusing algorithms[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1992, 30(4):706-713.
- [14] 吴照宪. 合成孔径雷达成像技术研究[D]. 北京: 中国科学院电子学研究所, 2007:7-10.
WU Z X. Research on synthetic aperture radar imaging technology[D]. Beijing: Electronics Institute of Chinese Academy of Sciences, 2007:7-10 (in Chinese).
- [15] 李峰. SAR 成像的 $\omega-k$ 算法研究[J]. 航空兵器, 2006, 24(6):10-12.
LI F. Research on $\omega-k$ algorithm for SAR imaging[J]. Journal of Aviation Weapon, 2006, 24(6):10-12 (in Chinese).

作者简介:

尹凤琳 女, 硕士研究生。主要研究方向: 雷达信号处理与雷达成像算法。

尚晓舟 男, 博士研究生。主要研究方向: 雷达信号处理与雷达成像算法。

李志平 女, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 雷达信号处理与雷达成像算法。

苗俊刚 男, 教授。主要研究方向: 被动毫米波安检成像。

Short-range high squint imaging algorithm based on range migration modification

YIN Fenglin, SHANG Xiaozhou, LI Zhiping*, MIAO Jungang

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

Abstract: In the case of short-range high squint imaging, the conventional range migration (RM) algorithm cannot be adopted directly, for the reason that the spatial spectrum will shift in the limited spatial spectrum domain and will cause warping and aliasing several times. In order to solve this problem, an algorithm to restore the actual spatial spectrum was presented. Times of warping spectrum were calculated exactly according to the squint angle or the shift of the target in azimuth to help shifting back to the actual position in the spatial spectrum domain. Then this algorithm could be completed as the step of RM algorithm. The modified algorithm can not only satisfy far field condition, but also can be successfully used for short-range high squint mode, because of the spectrum processing procedure and non-approximation of the distance equation. Both the simulation and experimental results show that the modified algorithm can accurately focus the target in the imaging scene. This algorithm can solve high squint imaging problem for short-range synthetic aperture radar (SAR). Meanwhile, the algorithm procedure is clear and easy to be realized by programming.

Keywords: range migration (RM) algorithm; short-range imaging; high squint; spectrum domain; synthetic aperture radar (SAR)

Received: 2017-03-02; **Accepted:** 2017-04-07; **Published online:** 2017-05-16 18:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170516.1802.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61101003,61671033)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0120

考虑真实时变环境应力的系统可靠性评估



兰杰, 袁宏杰*, 袁铭, 夏静

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 传统可靠性评估方法只考虑产品处于恒定环境应力下的情况,然而工程实际中产品往往直接暴露于外界的自然环境中,所遭受的工作环境应力或贮存环境应力都是随时间变化的。针对此情况,引入典型地理位置的真实自然环境应力,使用六参数多项式拟合方法得到其环境应力变化趋势,并假定2种时变环境应力模式,在Nelson累积损伤模型的基础上,研究真实时变环境应力下基于加速寿命试验数据的产品可靠性评估方法。结果表明:产品在不同地理位置的可靠寿命差别较大,引入产品所处地理位置的真实环境应力,可更精确地评估产品的可靠性。

关键词: 真实环境应力; 可靠性评估; 加速模型; 加速寿命试验; 时变应力

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2018)02-0406-07

随着科学技术的发展,产品结构日益复杂,产品可靠性评估的精度要求也越来越高,预测真实时变环境下产品的可靠性一直是一个极大的挑战。工作环境或操作条件极大地影响了系统并造成了其部件的寿命减少或性能退化^[1],与温和的环境条件相比,严峻的环境条件将加快系统及其部件的失效或性能退化过程^[2]。传统可靠性评估方法往往只考虑产品处于恒定环境应力下的情况^[3-4],然而工程实际中产品往往直接暴露于所处地理位置的自然环境中,所遭受的工作环境应力或贮存环境应力都是随时间变化或者随机波动的^[5]。产品所遭受的温度、湿度和电压等环境应力随着时间不停地发生变化,因此与环境应力大小直接相关的产品故障率或退化率也随时间不停变化。

Mettas^[6]结合加速试验数据利用极大似然估计方法,分析了简单时间-应力相关条件下产品的可靠性,但只分析了产品服从威布尔分布下的情

况。Yang^[5]引入真实贮存环境的温度和湿度变化曲线,分析真实贮存环境下的火工品的等效贮存期,但是没有评估产品的可靠性。洪东跑等^[7]利用了比例风险模型将不同试验环境条件下的试验数据整合成相同环境应力下的试验数据,进而对系统进行可靠性综合评估。并利用了多种环境下的试验数据来确定基准失效率,评估模型参数给出了产品可靠度下限^[8],但评估的各环境应力水平都是恒定的。Hong等^[9]以一个对数正态分布为例,以斜坡应力加速试验为模型,评估在时变斜坡应力下的可靠性模型。

Benavides^[10]利用累积故障模型研究得到时变应力下设备的可靠性模型,该模型只针对两参数威布尔分布。Bian和Gebrael^[11]提出了一个随机退化模型框架来计算在确定且周期变化的环境下部件的剩余寿命。张国龙等^[12]在文献[8]的基础上利用比例风险模型评估多阶应力条件下

收稿日期: 2017-03-06; 录用日期: 2017-05-05; 网络出版时间: 2017-06-16 16:10

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170616.1610.001.html

基金项目: 国防基础科学研究计划(61325102)

*通信作者: E-mail: yuanhongjie@buaa.edu.cn

引用格式: 兰杰, 袁宏杰, 袁铭, 等. 考虑真实时变环境应力的系统可靠性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(2): 406-412. LAN J, YUAN H J, YUAN M, et al. System reliability assessment under real time-varying environmental stress[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 406-412 (in Chinese).

的产品可靠性。González 等^[13]研究了在时变电压下的电子产品的可靠性模型,利用随机失效累积损伤模型和改良的逆幂律模型来描述时变电压下的电子产品的可靠性。

产品在工作或贮存过程中,为了安全和方便,往往直接暴露于外界的自然环境条件中,仅有极少部分产品工作或贮存于室内,遭受的温度等环境条件由空调等控温设备所控制。产品在生产、装配、运输和使用等阶段也往往处于不同的地理位置,自然环境条件差别较大,因此对于一个给定的产品来说,使用恒定的环境应力来进行可靠性评估是不可取的。

针对传统可靠性评估方法往往只考虑恒定环境应力的情况,引入典型地理位置的真实自然环境的时变应力,使用六参数多项式拟合方法得到环境应力变化趋势,并假定 2 种时变环境应力模式,在 Nelson 累积损伤模型的基础上,研究真实时变环境应力下的基于加速寿命试验数据的产品可靠性评估方法。

1 真实自然环境的时变应力

中国跨越热带、温带和寒带 3 个气候带,不同气候带下的气候环境条件差别较大。查阅资料可得到海口、敦煌和漠河等不同地区的典型地理位置的历史气温情况。图 1 绘制了 2016 年海口每天的最高温度 T_{\max} 、最低温度 T_{\min} 和平均温度 T_{avg} ,可以看出相邻天数的温度变化是巨大的,且每周的温度变化数据是难以平滑的。多项式拟合方法常被用于数据拟合,可良好地反映数据的变化情况^[5],拟采用六参数多项式拟合方法有效地平滑整个温度记录数据,可得到其变化趋势。

为了便于后文的可靠性评估研究,利用六参数多项式拟合方法处理中国 3 个典型地理位置的日常平均温度数据,得到其拟合函数如图 2 所示。海口的温度曲线拟合函数为

$$T = 8.5544 \times 10^{-13}x^6 - 1.0501 \times 10^{-9}x^5 + 5.0617 \times 10^{-7}x^4 - 1.2021 \times 10^{-4}x^3 + 0.0139x^2 - 0.587x + 23.2077 \quad (1)$$

式中: T 为日常平均温度,℃; x 为时间,d。

可用日常平均温度来代表每天的温度变化,则产品遭受的环境应力水平 S_1, S_2, \dots, S_n 可由平均温度的拟合函数确定, $S_i = T_{\text{avg}}^i, i = 1, 2, \dots, n$, T_{avg}^i 为第 i 天的日常平均温度。其相应的持续时间 t^i 是确定的, $t^i = 24 \text{ h}, i = 1, 2, \dots, n$ 。其时变环境应力模式如图 3 所示。

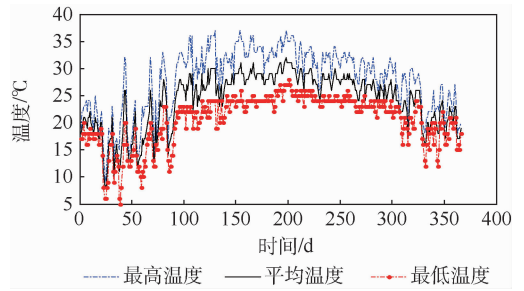


图 1 海口的 2016 年气温情况

Fig. 1 Temperature condition in Haikou in 2016

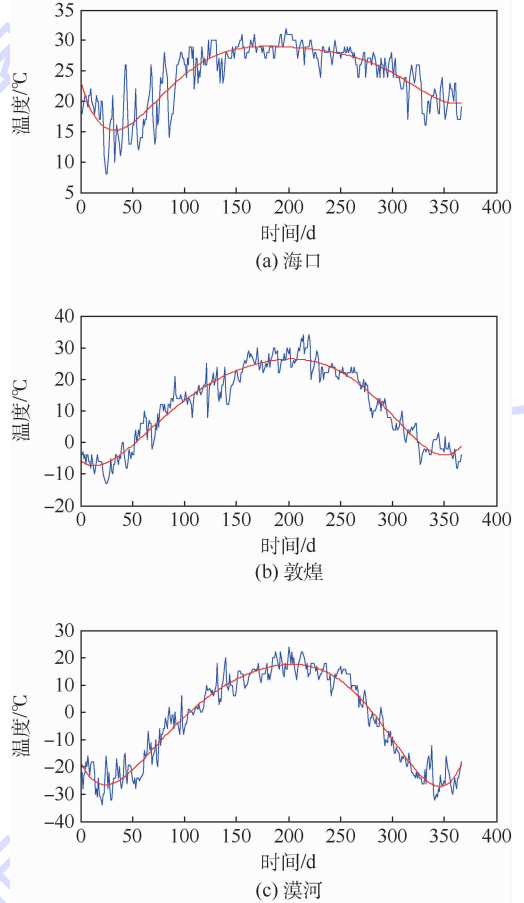


图 2 典型地理位置的日常平均温度曲线与拟合函数

Fig. 2 Daily average temperature curves and fitting function of typical geographical location

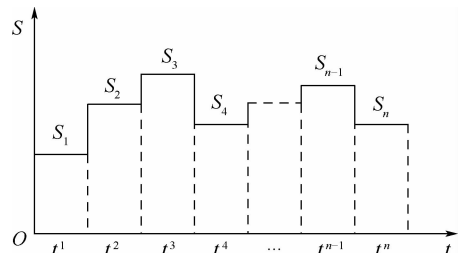


图 3 时变环境应力模式 a

Fig. 3 Mode a of time-varying environmental stress

利用日常平均温度的方法是快捷方便的,但可能不太精确。日常昼夜的温度变化中,每天的温度变化表现为最高温度和最低温度之间的交替循环,可利用最高温度和最低温度之间的正弦曲线来表示日常昼夜的温度变化,如图4所示。每天的温度环境应力成正弦变化趋势,即第k天的温度环境应力为

$$S^k(t) = \frac{T_{\max}^k + T_{\min}^k}{2} + \frac{T_{\max}^k - T_{\min}^k}{2} \sin\left(\frac{2\pi t}{t^k}\right) = T_{\text{avg}}^k + (\Delta T^k/2) \sin(2\pi t/t^k) \quad (2)$$

式中: T_{\max}^k 和 T_{\min}^k 分别为第k天的最高温度和最低温度,可由最高温度拟合函数和最低温度拟合函数得到; $T_{\text{avg}}^k = (T_{\max}^k + T_{\min}^k)/2$ 为第k天的日常平均温度; $\Delta T^k = (T_{\max}^k - T_{\min}^k)/2$, $t^k = 24 \text{ h}$, $k = 1, 2, \dots, n$ 。其时变环境应力模式如图5所示。

时变环境应力模式a和模式b都能反映产品所处地理位置的年度季节变化所导致的环境应力变化,同时模式b还反映出了所处地理位置每天昼夜变化所导致的环境应力变化。假定不同环境应力水平下产品的失效机理不变,且产品在工作过程中没有受到维修或修复。

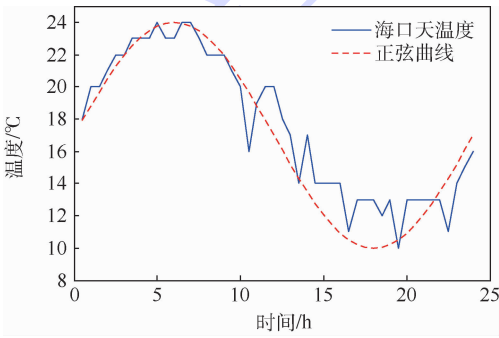


图4 海口的天温度数据和正弦曲线

Fig.4 Daily temperature data in Haikou and sinusoidal curve

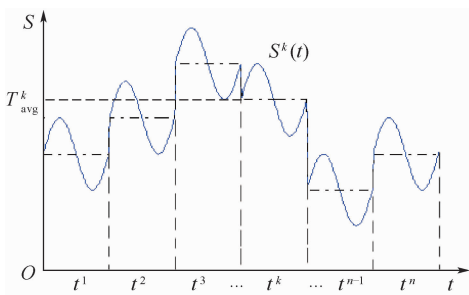


图5 时变环境应力模式b

Fig.5 Mode b of time-varying environmental stress

产品所受应力水平之间的关系,常见的加速模型有 Arrhenius 模型、Eyring 模型和 Inverse Power 模型等。

在恒定应力下系统失效可能服从指数、威布尔和对数正态等多种分布,其参数和寿命特征如表1所示,其中参数 λ 、 θ 、 η 和 μ 随应力大小 S 而变化,威布尔分布的形状参数 m 和对数正态分布的形状参数 σ 被假定为恒定不变。联合考虑失效分布模型和加速模型,可以得到不同应力大小 S 下的失效分布。

表1 常用失效分布模型

Table 1 Common failure distribution model

分布	参数	寿命特征	累积故障分布函数
指数	λ	平均寿命 $\theta = \frac{1}{\lambda}$	$F(t, S) = 1 - \exp\left(-\frac{t}{\theta(S)}\right)$
威布尔	m, η	特征寿命 η	$F(t, S) = 1 - \exp\left(-\left(\frac{t}{\eta(S)}\right)^m\right)$
对数正态	μ, σ	中位寿命 μ	$F(t, S) = \Phi\left(\frac{\ln t - \mu(S)}{\sigma}\right)$

2.2 时变环境应力下的可靠性评估

对产品进行步进应力试验,每个应力水平 S_1, S_2, \dots, S_k 下试验持续时间依次为 $t_1, t_2 - t_1, \dots, t_k - t_{k-1}$,在 Nelson 累积损伤模型的基础上,步进加速应力的累积故障分布函数^[14]为

$$F(t) = \begin{cases} F(t, S_1) & 0 \leq t < t_1 \\ F(t - t_1 + \tau_1, S_2) & t_1 \leq t < t_2 \\ F(t - t_2 + \tau_2, S_3) & t_2 \leq t < t_3 \\ \vdots & \vdots \\ F(t - t_{k-1} + \tau_{k-1}, S_k) & t_{k-1} \leq t < t_k \end{cases} \quad (3)$$

式中:当 $t = t_i$ 时, $F(\tau_i, S_{i+1}) = F(t_i - t_{i-1} + \tau_{i-1}, S_i)$, $i = 1, 2, \dots, k-1$,且 $t_0 = \tau_0 = 0$ 。以威布尔分布为例,则

$$1 - \exp\left(-\left(\frac{\tau_i}{\eta(S_{i+1})}\right)^m\right) = 1 - \exp\left(-\left(\frac{t_i - t_{i-1} + \tau_{i-1}}{\eta(S_i)}\right)^m\right) \quad (4)$$

其中:时间 $\tau_i = (t_i - t_{i-1} + \tau_{i-1}) \frac{\eta(S_{i+1})}{\eta(S_i)}$ 。不妨设时间 $\Delta_i = t_i - t_{i-1}$,则 $t_k = \Delta_1 + \Delta_2 + \dots + \Delta_k$, $\frac{\tau_i}{\eta(S_{i+1})} = \frac{\Delta_i + \tau_{i-1}}{\eta(S_i)}$ 。在 $t = t_k$ 时,

$$F(t_k) = 1 - \exp\left(-\left(\frac{t_k - t_{k-1} + \tau_{k-1}}{\eta(S_k)}\right)^m\right) = 1 - \exp(-H^m) \quad (5)$$

$$H = \frac{\Delta_k + \tau_{k-1}}{\eta(S_k)} = \frac{\Delta_k}{\eta(S_k)} + \frac{\Delta_{k-1}}{\eta(S_{k-1})} + \dots +$$

2 可靠性评估

2.1 加速模型

加速模型表征了产品失效分布的寿命特征与

$$\frac{\Delta_1}{\eta(S_1)} = \sum_{i=1}^k \frac{\Delta_i}{\eta(S_i)} \quad (6)$$

同理当产品失效服从指数分布时,

$$F(t_k) = 1 - \exp\left(-\frac{t_k - t_{k-1} + \tau_{k-1}}{\theta(S_k)}\right) = 1 - \exp(-H_1) \quad (7)$$

$$H_1 = \frac{\Delta_k + \tau_{k-1}}{\theta(S_k)} = \frac{\Delta_k}{\theta(S_k)} + \frac{\Delta_{k-1}}{\theta(S_{k-1})} + \dots + \frac{\Delta_1}{\theta(S_1)} = \sum_{i=1}^k \frac{\Delta_i}{\theta(S_i)} \quad (8)$$

当产品失效服从对数正态分布时,

$$F(t_k) = \Phi\left(\frac{\ln(t_k - t_{k-1} + \tau_{k-1}) - \mu(S_k)}{\sigma}\right) = \Phi\left(\frac{\ln H_2}{\sigma}\right) \quad (9)$$

$$H_2 = \frac{\Delta_k + \tau_{k-1}}{e^{\mu(S_k)}} = \frac{\Delta_k}{e^{\mu(S_k)}} + \frac{\Delta_{k-1}}{e^{\mu(S_{k-1})}} + \dots + \frac{\Delta_1}{e^{\mu(S_1)}} = \sum_{i=1}^k \frac{\Delta_i}{e^{\mu(S_i)}} \quad (10)$$

当复杂时变环境应力 $S(t)$ 是关于时间的连续函数时,寿命特征 $\eta(S(t))$ 也是一个关于时间的连续函数。当 $\Delta_i \rightarrow 0$ 时,威布尔分布下的累积函数为

$$H(t) = \int_0^t \frac{dt}{\eta(S(t))} \quad (11)$$

产品的累积故障分布函数为

$$F(t) = 1 - \exp(-H^m(t)) \quad (12)$$

同理可得指数分布下的累积函数 $H_1(t) =$

$$\int_0^t \frac{dt}{\theta(S(t))}, \text{产品的累积故障分布函数为 } F(t) = 1 - \exp(-H_1(t)).$$

对数正态分布下的累积函数 $H_2(t) =$

$$\int_0^t \frac{dt}{e^{\mu(S(t))}}, \text{产品的累积故障分布函数为 } F(t) = \Phi\left(\frac{\ln H_2(t)}{\sigma}\right).$$

对于如图 3 所示的时变环境应力模式 a,则产品的累积故障分布函数如表 2 所示。

对于如图 5 所示的时变环境应力模式 b,设时间 $\psi_k = \sum_{i=0}^k t^i, t^0 = 0$,则产品的累积函数如表 3 所示。

2.3 两种时变环境应力模式的比较

结合相应的加速模型,可得到产品在 2 种时变环境应力模式下的累积故障分布函数和可靠度函数。不妨假定产品的加速模型为 Arrhenius 模型,产品失效服从威布尔分布,则在恒定温度 T_{cons}

表 2 时变环境应力模式 a 下的累积故障分布函数

Table 2 Cumulative failure distribution function under Mode a of time-varying environmental stress

分布	累积故障分布函数
指数	$F(t) = 1 - \exp\left(-\sum_{k=1}^n \frac{t^k}{\theta(S_k)}\right)$
威布尔	$F(t) = 1 - \exp\left(-\left(\sum_{k=1}^n \frac{t^k}{\eta(S_k)}\right)^m\right)$
对数正态	$F(t) = \Phi\left(\frac{\ln\left(\sum_{k=1}^n \frac{t^k}{e^{\mu(S_k)}}\right)}{\sigma}\right)$

表 3 时变环境应力模式 b 下的累积函数

Table 3 Cumulative function under Mode b of time-varying environmental stress

分布	累积函数
指数	$H_1(t) = \sum_{k=1}^n \int_{\psi_{k-1}}^{\psi_k} \frac{dt}{\theta(S^k(t - \psi_{k-1}))}$
威布尔	$H(t) = \sum_{k=1}^n \int_{\psi_{k-1}}^{\psi_k} \frac{dt}{\eta(S^k(t - \psi_{k-1}))}$
对数正态	$H_2(t) = \sum_{k=1}^n \int_{\psi_{k-1}}^{\psi_k} e^{-\mu(S^k(t - \psi_{k-1}))} dt$

下,产品的可靠度函数为

$$R(t) = \exp\left(-\left(\frac{t}{A \exp(B/T_{\text{cons}})}\right)^m\right) \quad (13)$$

式中:A 和 B 为 Arrhenius 模型的参数值。

时变环境应力模式 a 下的产品的可靠度函数为

$$R_a(t) = \exp\left(-\left(\sum_{k=1}^n \frac{t^k}{A \exp(B/T_{\text{avg}}^k)}\right)^m\right) \quad (14)$$

时变环境应力模式 b 下的产品的可靠度函数为

$$R_b(t) = \exp\left(-\left(\sum_{k=1}^n \int_{\psi_{k-1}}^{\psi_k} A^{-1} e^{\frac{-B}{T_{\text{avg}}^k + (\Delta T^k/2) \sin(2\pi(t - \psi_{k-1})/t^k)}} dt\right)^m\right) \quad (15)$$

在已知 $t^k = 24 \text{ h}, k = 1, 2, \dots, n$ 时,式(15)可化简得

$$R_b(t) = \exp\left(-\left(\sum_{k=1}^n \int_0^{24} \left[A \exp\left(B / \left(T_{\text{avg}}^k + \frac{\Delta T^k}{2} \sin\left(\frac{\pi t}{12}\right)\right)\right]\right)^m dt\right)\right) \quad (16)$$

恒定温度下得到的可靠度函数并没有考虑到温度的变化情况,使用了一个定值来表示温度变化,其实是不符合实际的。比较 2 种模式的可靠度函数可知:当 $\Delta T^k = 0$ 时, $R_a(t) = R_b(t)$ 。当地

理位置每天的昼夜温差变化不大时,即每天的最高温度 T_{\max}^k 和最低温度之间的差距 T_{\min}^k 很小, $\Delta T^k \approx 0$ 时, $R_a(t) \approx R_b(t)$ 。当地理位置每天的温差变化较大时, $\Delta T^k \gg 0$, 则可知 $R_b(t)$ 的计算相对较复杂,但计算结果较 $R_a(t)$ 更精确。

2.4 多失效模式情况

当产品含有多种失效模式时,设 TM_i 是第 i 种失效模式所导致的失效时间,则拥有 N 个相互独立失效模式的产品的失效时间为 N 个失效时间的最小值即 $\min\{TM_1, TM_2, \dots, TM_N\}$, 时变环境应力下产品的可靠性^[15]可表示为

$$R(t, S(t)) = \prod_{i=1}^N R_i(t, S(t)) = \prod_{i=1}^N (1 - F_i(t, S(t))) \quad (17)$$

式中: $R_i(t, S(t))$ 和 $F_i(t, S(t))$ 分别为时变应力下产品第 i 种失效模式的可靠度函数和累积故障分布函数。在相同的时变环境应力 $S(t)$ 下,产品的不同失效模式可能服从不同失效分布,且对应的加速模型的参数也可能不同。

当产品含有 2 种失效模式,且 2 种失效模式分别服从于指数分布和威布尔分布,产品的加速模型为 Arrhenius 模型,模型参数分别为 A_1, B_1 和 A_2, B_2 时,时变温度应力 $T(t)$ 下,产品的可靠度为 $R(t) = (1 - F_1(t, S(t)))(1 - F_2(t, S(t))) =$

$$\exp\left(-\int_0^t \frac{dt}{A_1 \exp(B_1/T(t))} - \left(\int_0^t \frac{dt}{A_2 \exp(B_2/T(t))}\right)^m\right) \quad (18)$$

3 参数估计

运用加速试验方法评估模型参数,拟对产品进行恒定应力加速寿命试验。假定在试验中产品总共遭受了 N 个恒定应力水平,且在第 k 个恒定应力下的样本失效个数为 s_k ,失效时间分别为 $t_1^{(k)}, t_2^{(k)}, \dots, t_{s_k}^{(k)}$ 。结合加速寿命试验数据,利用极大似然估计方法来估计函数参数^[16]。所有样本的极大似然函数为

$$L = \prod_{k=1}^N \left(\prod_{j=1}^{s_k} f^{(k)}(t_j^{(k)}) \times (R^{(k)}(t_{\text{end}}))^{s_0} \right) \quad (19)$$

式中: $f^{(k)}(t)$ 和 $R^{(k)}(t)$ 分别为第 k 个应力水平下的概率密度和可靠度函数; t_{end} 和 s_0 分别为截尾时间和未失效个数。使得函数 L 的值最大,进而得到模型参数的估计值。

4 实例分析

已知某型号红外传感器产品的失效分布为威布尔分布,现对传感器进行定时截尾下的恒定应力加速寿命试验,得到试验数据,截尾时间为 750 h,如表 4 所示。

其加速模型为 Arrhenius 模型,得到威布尔分布下的参数 $\eta_k = e^{c+d/T_k}$ 。根据极大似然估计方法可得,模型参数为: $c = -7.9905$; $d = 5518.214$; $m = 3.5157$ 。

当传感器所处地理位置为海口时,引入海口的日常平均温度、最高温度和最低温度的六参数多项式拟合函数,得到其在所处地理位置的真实时变环境应力下的模式 a 和模式 b 的可靠度曲线,并与在传统可靠性评估所使用的恒定环境应力 22℃ 下的可靠度曲线比较,如图 6 所示。可知使用恒定温度评估的可靠性与使用真实环境应力评估的可靠性差别较大。

当可靠度 $R = 0.9$ 时,恒定温度下的可靠寿命为 2.3521×10^4 h,模式 a 的可靠寿命为 2.0592×10^4 h,模式 b 的可靠寿命为 2.0352×10^4 h。根据厂家提供的数据,当可靠度 $R = 0.9$ 时产品在海口的可靠寿命为 2×10^4 h,则模式 b 的可靠寿命更加贴近实际情形下的可靠寿命。

当传感器位于不同的地理位置时,由图 7 可知,其在不同地理位置的模式 b 的可靠度曲线差别较大。

当可靠度 $R = 0.9$ 时,在漠河的可靠寿命为

表 4 加速寿命试验数据

Table 4 Accelerated life test data

温度/K	失效时间/h
383	238,456,513,687
403	157,182,276,311,357
423	97,115,145,177,208

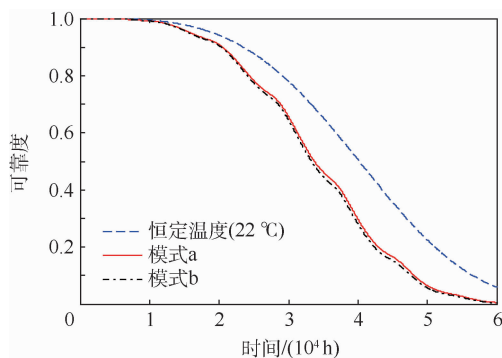


图 6 时变环境下的可靠度曲线

Fig. 6 Reliability curves of time-varying environment

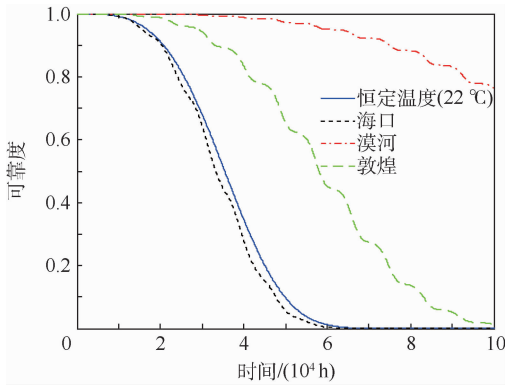


图7 在不同地理位置的可靠度曲线

Fig.7 Reliability curves at different geographical locations

7.509 6 $\times 10^4$ h,在敦煌的可靠寿命为3.326 4 $\times 10^4$ h。

使用模式b的真实时变环境应力进行可靠性评估,可得产品在漠河、敦煌和海口的可靠寿命分别约为恒定温度下所评估的可靠寿命的3.2倍、1.4倍和0.87倍。

根据工程经验可得,漠河的气温条件相对于海口和敦煌的气温条件比较低,相同的可靠度水平下,位于漠河的传感器相对拥有着更高的可靠寿命,敦煌的传感器次之,海口的传感器的可靠寿命相对最低。

传统的使用恒定应力进行可靠性评估的方法在各个不同地理位置得到的产品的可靠性评估结果是相同的,而实际情况中位于不同地理位置的产品的可靠寿命差别较大。模式b下的可靠性评估结果更加地符合实际情形下的可靠性评估。使用恒定温度应力进行可靠性评估是不可取的,引入产品所处地理位置的真实环境应力,可更精确地评估产品的可靠度。

5 结论

引入典型地理位置的真实自然环境应力,研究真实时变环境应力下的基于加速寿命试验数据的产品可靠性评估方法。

1) 采用六参数多项式拟合方法处理其历史气候数据,得到其变化趋势,在此基础上假定了2种时变应力模式。

2) 时变环境应力模式a和模式b都能反映产品所处地理位置年度的环境应力变化,同时模式b还反映出了所处地理位置每天的环境应力变化。模式a方法快捷方便但模式b方法的结果更精确。

3) 在漠河、敦煌和海口的可靠寿命分别约为恒定温度下所评估的可靠寿命的3.2倍、1.4倍

和0.87倍。

4) 与使用恒定环境应力的传统可靠性评估方法相比,引入产品所处地理位置的真实环境应力,可更精确地评估产品的可靠性。

参考文献 (References)

- [1] FARD N, LI C. Optimal simple step stress accelerated life test design for reliability prediction[J]. Journal of Statistical Planning & Inference, 2009, 139(5): 1799-1808.
- [2] HE Q, CHEN W, PAN J, et al. Improved step stress accelerated life testing method for electronic product[J]. Microelectronics Reliability, 2012, 52(11): 2773-2780.
- [3] FAN T, HSU T. Constant stress accelerated life test on a multiple-component series system under weibull lifetime distributions[J]. Communications in Statistics-Theory and Methods, 2014, 43(10): 2370-2383.
- [4] YANG G B. Optimum constant-stress accelerated life-test plans[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1996, 43(4): 575-581.
- [5] YANG L. Correlation between accelerated aging test and real world storage temperature[C]// Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2007: 5138-5150.
- [6] METTAS A. Reliability predictions based on customer usage stress profiles[C]// Proceedings of the Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 20-25.
- [7] 洪东跑, 赵宇, 马小兵. 利用变环境试验数据的可靠性综合评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(9): 1152-1155. HONG D P, ZHAO Y, MA X B. Integrated reliability assessment using varied environment test data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(9): 1152-1155 (in Chinese).
- [8] 洪东跑, 马小兵, 赵宇. 基于比例风险模型的可靠性综合评估[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(10): 2132-2135. HONG D P, MA X B, ZHAO Y. Integrated reliability assessment based on proportional risk model[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(10): 2132-2135 (in Chinese).
- [9] HONG Y, MA H, MEEKER W Q. A tool for evaluating time-varying-stress accelerated life test plans with log-location-scale distributions[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2010, 59(4): 620-627.
- [10] BENAVIDES E M. Reliability model for step-stress and variable-stress situations[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2011, 60(1): 219-233.
- [11] BIAN L, GEBRAEEL N. Stochastic methodology for prognostics under continuously varying environmental profiles[J]. Statistical Analysis & Data Mining, 2012, 6(3): 260-270.
- [12] 张国龙, 蔡金燕, 梁玉英, 等. 时变环境下基于加速寿命试验的产品故障预测方法[J]. 海军工程大学学报, 2013, 25(1): 108-112. ZHANG G L, CAI J Y, LIANG Y Y, et al. Fault prediction method based on accelerated life test of products in time-varying conditions[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2013, 25(1): 108-112 (in Chinese).

- [13] GONZÁLEZ L C M, BORBÓN M I R, VALLES-ROSALES D J, et al. Reliability model for electronic devices under time varying voltage[J]. *Quality & Reliability Engineering International*, 2015, 32(4):1295-1306.
- [14] NELSON W. Accelerated life testing-step-stress models and data analyses[J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 1980, R-29(2):103-108.
- [15] NOOROSSANA R, SABRI-LAGHAIE K. System reliability with multiple failure modes and time scales[J]. *Quality & Reliability Engineering International*, 2015, 32(3):1109-1126.
- [16] METTAS A, VASSILIOU P. Modeling and analysis of time-dependent stress accelerated life data[C] // *Proceedings of the Annual Reliability and Maintainability Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002:343-348.

作者简介:

兰杰 男, 硕士研究生。主要研究方向: 可靠性与环境试验设计。

袁宏杰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 可靠性评估与验证、环境试验设计等。

System reliability assessment under real time-varying environmental stress

LAN Jie, YUAN Hongjie*, YUAN Ming, XIA Jing

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

Abstract: The traditional reliability evaluation methods only consider the product under constant stress. However, products are often directly exposed to the outdoor natural environment in actual engineering, and the working environment stress or storage environment stress varies with time. Aimed to solve this problem, the natural environmental stress of the typical geographical location is introduced, and the environmental stress variation tendency is derived by using six-parameter polynomial fitting method. Moreover, two modes of the time-varying environmental stress are assumed, and on the basis of Nelson cumulative damage model, the product reliability evaluation method based on accelerated life test data is studied under the real time-varying environmental stress. The results show that the reliability life of the products at different geographical locations is quite different, and the reliability of the products can be evaluated more accurately by introducing the real environmental stress of the geographical location of the product.

Keywords: real environmental stress; reliability assessment; acceleration model; accelerated life test; time-varying stress

Received: 2017-03-06; Accepted: 2017-05-05; Published online: 2017-06-16 16:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20170616.1610.001.html

Foundation item: National Defense Basic Scientific Research Program of China (61325102)

* Corresponding author. E-mail: yuanhongjie@buaa.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核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第44卷第2期 2018年2月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.44 No.2 February 2018

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinqing

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 jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965

