



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



2019-04

Vol.45 No.4

目次

基于自适应迭代的机器人曲面恒力跟踪	李琳, 肖佳栋, 张铁, 肖蒙 (641)
高超声速飞行器预设性能反演控制方法设计	李小兵, 赵思源, 卜祥伟, 何阳光 (650)
舰载机弹射起飞影响因素分析及侧向控制律设计	吴文海, 宋立廷, 张杨, 汪节, 高丽 (662)
低动能来流下背负式进气道非定常流动特性分析	刘志敏, 闫盼盼, 张群峰, 黎星佐, 孙超 (672)
基于卷积曲面的动态实时星图模拟	闫劲云, 刘慧, 赵伟强, 江洁 (681)
基于运动模型的低空非合作无人机目标识别	陈唯实, 刘佳, 陈小龙, 李敬 (687)
金属材料微裂纹取向与超声波和频非线性效应	 杨斌, 史开元, 袁廷璧, 肖德铭, 王侃, 李振海 (695)
结冰飞机非线性稳定域确定及安全操纵方法	周驰, 李颖晖, 郑无计, 武朋玮, 董泽洪 (705)
模糊-随机混合参数的机构运动可靠度计算方法	游令非, 张建国, 翟浩, 李桥 (714)
基于目标逃逸机动预估的空空导弹可发射区	王杰, 丁达理, 许明, 韩博, 雷磊 (722)
质子交换膜温度场均匀性分析与优化	伏娜, 张晞 (735)
考虑几何非线性的气动弹性模型缩比方法	柴睿, 谭申刚, 黄国宁 (743)
一种起落架载荷谱相似性判别方法	颜灿林, 贺小帆, 李玉海 (752)
基于键合图模型的 SHA/EMA 余度系统的故障诊断	 刘宏飞, 于黎明, 张柱, 阎旭栋, 韩旭东 (760)
基于频控阵的稳健 Capon 波束形成	冯晓宇, 谢军伟, 葛佳昂, 张晶, 王博 (769)
飞机滑行下道基动静模量相关分析模型	刘小兰, 张献民, 董倩 (778)
火星再入飞行器风洞试验与真实飞行之间相关性的探讨	刘方彬, 袁军姬 (787)
基于程序建模的网络程序漏洞检测技术	邓兆琨, 陆余良, 黄钊, 黄晖, 朱凯龙 (796)
基于 FPGA 的低复杂度快速 SIFT 特征提取	姜晓明, 刘强 (804)
飞机框肋类零件基础特征自动识别与提取算法	汤志鸿, 郑国磊, 郑艺玮 (811)
一种混合粒度奇偶校验故障注入检测方法	王沛晶, 刘强 (821)
光电二极管的地球反光校正及卫星姿态估计	褚理想, 樊巧云 (827)
考虑多因素的可修系统任务可靠性分配方法	刘朝霞, 孙宇锋, 轩杰, 许智宏, 赵广燕 (834)
基于 F-P 腔的激光频率稳定传递方法	李欣怡, 李秀飞, 全伟 (841)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 208 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 24 * 2019-04

CONTENTS

Constant-force curved-surface-tracking with robotic manipulator based on adaptive iterative learning control
..... LI Lin, XIAO Jiadong, ZHANG Tie, XIAO Meng (641)

Design of prescribed performance backstepping control method for hypersonic flight vehicles
..... LI Xiaobing, ZHAO Siyuan, BU Xiangwei, HE Yangguang (650)

Analysis of factors affecting catapult launch of carrier aircraft and design of lateral control law
..... WU Wenhai, SONG Liting, ZHANG Yang, WANG Jie, GAO Li (662)

Unsteady flow characteristics of dorsal inlet under low-energy inflow
..... LIU Zhimin, YAN Panpan, ZHANG Qunfeng, LI Xingzuo, SUN Chao (672)

Dynamic real-time star map simulation based on convolution surface
..... YAN Jinyun, LIU Hui, ZHAO Weiqiang, JIANG Jie (681)

Non-cooperative UAV target recognition in low-altitude airspace based on motion model
..... CHEN Weishi, LIU Jia, CHEN Xiaolong, LI Jing (687)

Sum frequency nonlinear effects of micro-crack orientation and ultrasound in metallic materials
..... YANG Bin, SHI Kaiyuan, YUAN Tingbi, XIAO Deming, WANG Kan, LI Zhenhai (695)

Nonlinear stability region determination and safety manipulation strategies for icing aircraft
..... ZHOU Chi, LI Yinghui, ZHENG Wuji, WU Pengwei, DONG Zehong (705)

Computation method on motional reliability of mechanism under mixed parameters with fuzziness and randomness
..... YOU Lingfei, ZHANG Jianguo, ZHAI Hao, LI Qiao (714)

Air-to-air missile launchable area based on target escape maneuver estimation
..... WANG Jie, DING Dali, XU Ming, HAN Bo, LEI Lei (722)

Analysis and optimization of temperature field uniformity of proton exchange furnace
..... FU Na, ZHANG Xi (735)

Scaling method of aeroelastic model considering geometric nonlinearity
..... CHAI Rui, TAN Shengang, HUANG Guoning (743)

An approach for similarity discrimination on landing gear load spectrum
..... YAN Canlin, HE Xiaofan, LI Yuhai (752)

Fault diagnosis for SHA/EMA redundant system based on bond graph model
..... LIU Hongfei, YU Liming, ZHANG Zhu, YAN Xudong, HAN Xudong (760)

Robust Capon beamforming based on frequency diverse array
..... FENG Xiaoyu, XIE Junwei, GE Jiaang, ZHANG Jing, WANG Bo (769)

Correlation analysis model of dynamic and static modulus for subgrade with taxing aircraft
..... LIU Xiaolan, ZHANG Xianmin, DONG Qian (778)

Discussion on correlation between wind tunnel test and flight of Mars reentry vehicle
..... LIU Fangbin, YUAN Junya (787)

Network program vulnerability detection technology based on program modeling
..... DENG Zhaojun, LU Yuliang, HUANG Zhao, HUANG Hui, ZHU Kailong (796)

Low-complexity fast SIFT feature extraction based on FPGA
..... JIANG Xiaoming, LIU Qiang (804)

Automatic recognition and extraction algorithm for basic features of aircraft sheet metal parts
..... TANG Zhihong, ZHENG Guolei, ZHENG Yiwei (811)

Mixed-grain parity-code-based fault detection method against fault injection
..... WANG Peijing, LIU Qiang (821)

The earth's albedo correction of photodiodes and satellite attitude estimation
..... CHU Lixiang, FAN Qiaoyun (827)

Mission reliability allocation method considering multiple factors for repairable systems
..... LIU Zhaoxia, SUN Yufeng, XUAN Jie, XU Zhihong, ZHAO Guangyan (834)

Laser frequency stabilization transmission method based on an F-P cavity
..... LI Xinyi, LI Xiufei, QUAN Wei (841)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0441

基于自适应迭代的机器人曲面恒力跟踪

李琳, 肖佳栋, 张铁*, 肖蒙

(华南理工大学 机械与汽车工程学院, 广州 510640)

摘 要: 针对利用机器人进行打磨、抛光、去毛刺等场合时末端执行器对曲面工件轮廓跟踪时难以得到恒定接触力的问题,对机器人末端执行器和工件轮廓接触时的接触力进行研究,建立了实际跟踪过程中机器人末端执行器的接触力和已知传感器坐标系的映射关系,提出了一种基于自适应迭代学习算法的机器人力/位混合曲面恒力跟踪控制方法。该方法由两部分组成:基于机器人和环境接触时的阻抗模型设计了迭代学习控制律,在PD反馈控制的基础上通过迭代项克服机器人的未知参数和不确定性,并构建Lyapunov能量函数证明所提控制律的收敛性;将迭代学习控制律和力/位混合曲面恒力跟踪控制方法结合起来设计了用于曲面工件轮廓跟踪的控制方法。实验结果显示,经过15次迭代,接触力的波动范围逐渐变小并稳定在 $\pm 3\text{ N}$ 之内,验证了所提方法的有效性。

关键词: 机器人; 曲面跟踪; 恒力控制; 力/位混合控制; 自适应迭代学习

中图分类号: TP242.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0641-09

在利用机器人进行表面加工作业,如抛光^[1]、打磨^[2]、去毛刺^[3]等时,往往需要机器人对未知工件的轮廓进行跟踪,并且机器人末端工具和工件之间应该保持恒定的期望接触力^[4]。如果接触力变化过大,会对加工产品质量产生影响^[5],甚至损坏工件或机器人。为了实现恒力跟踪,Qiao和Lu^[6]利用在线力反馈数据对未知约束环境的形状进行估计以获得目标阻抗模型的虚拟参考运动轨迹,在力误差信号的驱动下由目标阻抗模型产生机器人的指令运动轨迹,通过跟踪该指令运动轨迹使机器人臂与环境的接触力误差限制在可接受的范围内,但是生成的参考运动轨迹需要获得终端与环境之间的摩擦系数,使系统分析变得复杂,而且难以建模,适应环境的不确定性能力会降低。李正义等^[7]设计了沿任意倾斜面

的机器人自适应阻抗控制方法,实现机器人末端在任意参数未知斜面的接触力控制。Duan等^[8]设计了不确定环境下动态接触力跟踪的自适应变阻抗控制方法。Pliego-Jiménez和Arteaga-Pérez^[4]通过设计一种自适应控制方案,实现机器人跟踪未知刚性表面时的接触力控制。李二超等^[9]通过视觉传感器建立跟踪曲线图像特征与机器人关节角度映射关系,再通过模糊调节机器人阻抗模型参数进行跟踪,但是由于图像处理时间比伺服控制时间长,导致了延迟。Baeten和de Schutter^[10]设计了一种混合视觉/力的控制方法,通过接触力引起的相机工具变形来检测路径中的突变点实现边缘定位,并激活有限状态控制器以在最佳条件下绕过拐角实现恒力跟踪,但是对于连续光滑的曲线无法很好的识别。Jeon等^[11]通过使

收稿日期: 2018-07-23; 录用日期: 2018-09-19; 网络出版时间: 2018-11-22 15:32

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1637.005.html

基金项目: 国家科技重大专项(2015ZX04005006); 广东省重大科技专项(2014B090921004, 2014B090920002); 中山市重大科技专项(2016F2FC0006)

* 通信作者. E-mail: merobot@scut.edu.cn

引用格式: 李琳, 肖佳栋, 张铁, 等. 基于自适应迭代的机器人曲面恒力跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 641-649.
LI L, XIAO J D, ZHANG T, et al. Constant-force curved-surface-tracking with robotic manipulator based on adaptive iterative algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 641-649 (in Chinese).

用视觉传感器检测图像中心到轮廓的距离和角度获得轮廓的边缘点和曲率,然后通过应变计力传感器获得的力信息控制工具与任务对象之间的接触力,并通过移动机器人实现恒力轮廓跟踪,但是由于移动机器人刚度不足,只能满足曲面轮廓跟踪的工况,不利于后续的加工过程。Lange 和 Hirzinger^[12]通过力反馈控制的迭代自我控制实现轮廓跟踪,但是没有将传感器反馈的力转化为垂直于曲面的法向力进行控制器参数迭代,难以补偿曲面曲率变化的不确定性,而且没有进行收敛性分析,难以保证算法的收敛。Visioli 等^[13]设计了迭代学习混合力/速度控制方法用于曲面的轮廓跟踪。Roveda 等^[14]通过迭代学习和强化学习算法进行自动化控制器参数调整实现机器人对未知环境顺应性控制,但是设计的算法过于复杂。Winkler 和 Suchý^[15]通过在力/位置传感器中加入双积分器,降低了力控制的稳态误差,但是双积分器的力控制方向固定,不能跟随轮廓的改变而调整力控制方向。Kumar^[16]和 Jung^[17]等提出通过神经网络来学习机器人机械手的未知动力学,补偿机器人运动学中的参数不确定性造成的干扰,从而实现机器人的恒力控制。Karayiannidis 等^[18]通过设计一种神经网络自适应控制器,利用权值神经网络中的线性逼近功能,保证对于任意小集合的力和位置误差的一致最终有界性。He 等^[19]设计了一种自适应神经网络阻抗器,用于处理跟踪控制过程中的不确定性和输入饱和度,实现力的控制。但是以上研究都只停留在仿真阶段。

这些控制方法中,传统控制方法难以补偿机器人实际跟踪过程中的不确定性,如机器人运动学的不确定性^[20];而智能算法设计复杂,且大多停留在仿真阶段。本文提出了一种基于自适应迭代学习算法的机器人力/位混合曲面恒力跟踪控制方法,从而解决在机器人内部传递函数未知和环境刚度未知的情况下,通过多次迭代补偿跟踪过程中的不确定性问题,使机器人末端与工件的接触力收敛到期望值。

1 曲面跟踪受力分析

机器人曲面恒力跟踪实验平台如图 1 和图 2 所示。工作台坐标系 {S}、传感器坐标系 {T}、机器人运动坐标系 {V} 的姿态相对于机器人基坐标系 {B} 始终保持不变。机器人始终保持速度 v_x 沿着 V_x 方向移动。当探头和曲面接触时,探头受到

曲面的法向力 F_n 和切向力 F_τ 。保持恒定的法向力 F_n 可以得出曲面的轮廓,为了得到法向力 F_n 的大小,需要将曲面坐标系 {C} 中的力映射到已知传感器坐标系 {T} 中,曲面坐标系 {C} 中心与传感器坐标系 {T} 中心重合, X 轴方向与曲面切向方向相同, Y 轴方向始终垂直于曲面轮廓^[21]。由图 3 受力分析可知:

$$\begin{bmatrix} {}^T F_x \\ {}^T F_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta \\ \sin \theta & -\cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} F_\tau \\ F_n \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中: ${}^T F_x$ 和 ${}^T F_y$ 分别为传感器坐标系 {T} 下 F_x 和 F_y 的力; θ 为传感器坐标系 {T} 的 X 轴方向 X_T 和曲面坐标系 {C} 的 X 轴方向 X_C 的夹角。

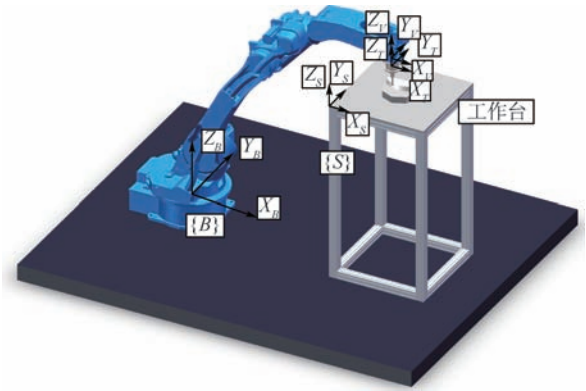


图 1 机器人曲面恒力跟踪实验平台模型
Fig. 1 Experimental platform model of robot constant-force curved-surface-tracking

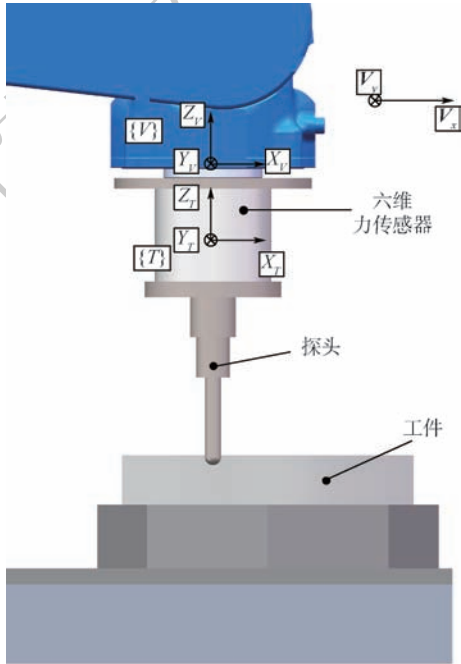


图 2 机器人模型末端局部图
Fig. 2 Partial view of end-effector of robot model

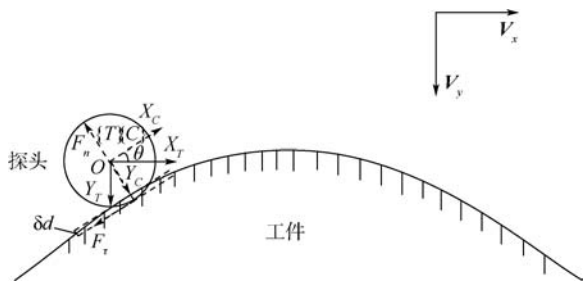


图3 机器人末端受力分析

Fig. 3 Analysis of force on robot end-effector

将式(1)解耦可得

$$\begin{cases} F_x = {}^T F_x \cos \theta + {}^T F_y \sin \theta \\ F_y = {}^T F_x \sin \theta - {}^T F_y \cos \theta \end{cases} \quad (2)$$

式中: ${}^T F_x$ 和 ${}^T F_y$ 的大小可通过六维力传感器测得。

由于夹角 θ 未知,需要对其进行估计,根据 V_x 和 V_y 方向的位移差分可得到每一步长的切线倾斜角,即

$$\begin{cases} \tilde{\theta} = \arctan\left(\frac{v_s \Delta t}{\Delta y}\right) \\ \Delta y = vn \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\tilde{\theta}$ 为差分后的曲线倾斜角; v_s 为机器人沿着 V_x 方向的速度; Δt 为机器人沿着 V_x 方向每个周期的时间; Δy 为机器人沿着 V_y 方向的偏移量,其大小与上位机在每个周期内给机器人的偏置电压成正比; v 为偏置电压; n 为常数。当得到曲线倾斜角 $\tilde{\theta}$ 后,需对其进行平均值滤波,最终得到稳定的曲线倾斜角 θ 。实验中,角度平均误差小于 5° ,满足实际应用的需要。

2 自适应迭代学习算法

当使用机器人进行曲面恒力跟踪时,为了得到精确的轨迹,需要对曲面进行重复多次的跟踪,在这种情况下,可以使用迭代学习技术来逐渐提高跟踪性能^[22]。

2.1 迭代学习控制律设计

当机器人末端与曲面相接触时,实际接触力与期望接触力满足如下阻抗模型:

$$f - f_d = \mathbf{M}(\ddot{x} - \ddot{x}_r) + \mathbf{B}(\dot{x} - \dot{x}_r) + \mathbf{K}(x - x_r) \quad (4)$$

式中: f 为实际的接触力; f_d 为期望的接触力; x 为机器人末端的位置; x_r 为参考运动位置; $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{B}$ 、 $\mathbf{K}$ 分别为质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵。

当机器人与环境接触时,常将环境当作线性弹簧^[23],接触力可表示为

$$f = -\mathbf{K}_e(x - x_e) \quad (5)$$

式中: $\mathbf{K}_e$ 为环境的刚度矩阵; x_e 为环境的位置。

所以当机器人末端位置为参考位置 x_r 时,对应接触力为

$$f_r = -\mathbf{K}_e(x_r - x_e) \quad (6)$$

由式(4)~式(6)得

$$\mathbf{M}(\ddot{x} - \ddot{x}_r) + \mathbf{B}(\dot{x} - \dot{x}_r) + f_d - f_r = -(\mathbf{K} + \mathbf{K}_e)(x - x_r) \quad (7)$$

参考文献[7]设计迭代学习控制律,将式(7)化为

$$\mathbf{M}(\ddot{x}_k(t) - \ddot{x}_r(t)) + \mathbf{B}(\dot{x}_k(t) - \dot{x}_r(t)) + f_d(t) - f_r(t) = -(\mathbf{K} + \mathbf{K}_e)\Delta x_k(t) + D_k(t) \quad (8)$$

式中: t 为时间; 非负整数 $k(k \in \mathbf{Z}_+)$ 为迭代次数; $\Delta x_k(t)$ 为控制的末端轨迹偏移调整量; $D_k(t)$ 为机器人系统参数不确定项和干扰。

为了方便起见,将式(8)化为

$$\mathbf{m}(\ddot{x}_k - \ddot{x}_r) + \mathbf{b}(\dot{x}_k - \dot{x}_r) + \Delta f = -\Delta x_k + d_k(t) \quad (9)$$

式中: $\mathbf{m} = \mathbf{M}/(\mathbf{K}_e + \mathbf{K})$; $\mathbf{b} = \mathbf{B}/(\mathbf{K}_e + \mathbf{K})$; $\Delta f = f_d - f_r$; $d_k(t) = D_k(t)/(\mathbf{K} + \mathbf{K}_e)$ 。

假设系统参数未知,且系统满足如下假设:

假设1 系统的初始状态一致且可重复,即 $x_1(0) = x_2(0) = \dots = x_k(0)$ 。

假设2 微扰量的一阶及二阶导数 $\dot{x}_k - \dot{x}_r$ 和 $\ddot{x}_k - \ddot{x}_r$ 有界。

假设3 $\left| \Delta f + \frac{\mathbf{m} \ddot{f}_r}{\mathbf{K}_e} \right| = \left| f_d - f_r + \frac{\mathbf{m} \ddot{f}_r}{\mathbf{K}_e} \right| \geq \zeta$ 。

假设4 $|d_k - \mathbf{b}(\dot{x}_k - \dot{x}_r)| \leq \beta$ 。

由式(9)所示系统以及假设1~假设4,设计迭代学习控制律为

$$\Delta x_k(t) = k_p e_k(t) + k_d \dot{e}_k(t) + \hat{\delta}_k(t) \operatorname{sgn}(\dot{e}_k(t)) \quad (10)$$

式中:

$$\begin{cases} \hat{\delta}_k(t) = \hat{\delta}_{k-1}(t) + \gamma \dot{e}_k(t) \operatorname{sgn}(\dot{e}_k(t)) \\ \hat{\delta}_{-1}(t) = 0, e_k(t) = f_d - f_k(t), \dot{e}_k(t) = \dot{f}_d - \dot{f}_k(t) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $f_k(t)$ 为第 k 次迭代时传感器测得的接触力。如果 k_p 、 k_d 、 γ 均大于0,则 $e_k(t)$ 、 $\dot{e}_k(t)$ 及 $\Delta x_k(t)$ 对于任何 $k \in \mathbf{Z}_+$ 都有界,且 $\lim_{k \rightarrow \infty} e_k(t) = \lim_{k \rightarrow \infty} \dot{e}_k(t) = 0, \forall t \in [0, T]$ 。

2.2 收敛性分析

1) 第1步:证明 W_k 的递增性。

取如下 Lyapunov 函数:

$$W_k(t) = V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t)) + \frac{1}{2} \int_0^t \gamma^{-1} \tilde{\delta}_k^2(\tau) d\tau \quad (12)$$

式中: δ 为不确定项,且定义为 $\delta = \beta - \zeta$, $\tilde{\delta}(t) =$

$\delta - \hat{\delta}(t); V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t))$ 项选取如下:

$$V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t)) = \frac{1}{2} \cdot \frac{m}{K_e} \dot{e}_k^2 + \frac{1}{2} k_p e_k^2 \quad (13)$$

则

$$\begin{aligned} \Delta W_k = W_k - W_{k-1} &= V_k - V_{k-1} + \frac{1}{2} \int_0^t \gamma^{-1} (\tilde{\delta}_k^2 + \\ &\tilde{\delta}_{k-1}^2(\tau)) d\tau = V_k - V_{k-1} - \\ &\frac{1}{2} \int_0^t \gamma^{-1} (\tilde{\delta}_k^2 + 2\tilde{\delta}_k \tilde{\delta}_k) d\tau \end{aligned} \quad (14)$$

式中: $\tilde{\delta}_k = \hat{\delta}_k - \delta_{k-1}$ 。

对 $V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t))$ 求一阶导数, 两边积分可得

$$V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t)) = V_k(e_k(0), \dot{e}_k(0)) + \int_0^t \left(\frac{m}{K_e} \dot{e}_k \ddot{e}_k + k_p e_k \dot{e}_k \right) d\tau \quad (15)$$

由 $\ddot{e}_k(t) = \ddot{f}_d - \ddot{f}_k(t)$, 且 f_d 为常数, 所以 $\ddot{e}_k(t) = -\ddot{f}_k(t) = K_e(\ddot{x}_k - \ddot{x}_e)$, 又由式(6)可得, $\ddot{e}_k(t) = K_e(\ddot{x}_k - \ddot{x}_e) - \ddot{f}_e$, 再利用式(9)可得

$$\begin{aligned} V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t)) &= V_k(e_k(0), \dot{e}_k(0)) + \\ &\int_0^t \dot{e}_k \left[-b(\dot{x}_k - \dot{x}_e) - \Delta f + d_k - \Delta x_k + \right. \\ &\left. k_p e_k - \frac{m \ddot{f}_e}{K_e} \right] d\tau \end{aligned} \quad (16)$$

由假设3和假设4可得

$$V_k(e_k(t), \dot{e}_k(t)) \leq V_k(e_k(0), \dot{e}_k(0)) + \int_0^t \dot{e}_k (\beta \cdot \text{sgn}(\dot{e}_k) - \zeta \text{sgn}(\dot{e}_k) - \Delta x_k + k_p e_k) d\tau \quad (17)$$

将式(10)、式(11)和式(17)代入式(14)得

$$\Delta W_k \leq -V_{k-1} - \frac{1}{2} \int_0^t (\gamma^{-1} \tilde{\delta}_k^2 + 2k_d \dot{e}_k^2) d\tau \leq 0 \quad (18)$$

式(18)说明 W_k 是非增序列, 现只要证明 W_0 有界就说明了 W_k 是有界的。

2) 第2步: 证明 W_0 的有界性。

对 W_0 求导可得

$$\dot{W}_0 \leq \dot{e}_0 (\tilde{\delta}_0 \text{sgn}(\dot{e}_0) - k_d \dot{e}_0) + \frac{1}{2} \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0^2 \quad (19)$$

又因 $\hat{\delta}_{-1}(t) = 0$, 且 $\hat{\delta}_0(t) = \hat{\delta}_{-1}(t) + \gamma \dot{e}_0(t) \cdot \text{sgn}(\dot{e}_0(t))$, 因此可得

$$\dot{W}_0 \leq -\dot{e}_0 k_d \dot{e}_0 + \left(\hat{\delta}_0 + \frac{1}{2} \tilde{\delta}_0 \right) \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 \quad (20)$$

由 $\hat{\delta}_0(t) = \delta(t) - \tilde{\delta}_0(t)$, 代入式(20)可得

$$\dot{W}_0 \leq -\dot{e}_0 k_d \dot{e}_0 - \frac{1}{2} \tilde{\delta}_0 \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 + \delta \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 \quad (21)$$

对于 $\lambda > 0$, 如下不等式

$$\delta \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 \leq \lambda (\gamma^{-1} \tilde{\delta}_0)^2 + \frac{1}{4\lambda} \delta^2 \quad (22)$$

恒成立, 则可得

$$\dot{W}_0 \leq -\dot{e}_0 k_d \dot{e}_0 - \frac{1}{2} \tilde{\delta}_0 \gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 + \lambda (\gamma^{-1} \tilde{\delta}_0)^2 + \frac{1}{4\lambda} \delta^2 \quad (23)$$

因初始给定的值都有界, 故 $\tilde{\delta}_0$ 有界, 存在

$$\dot{W}_0 \leq \frac{1}{4\lambda} \delta_{\max}^2 + \lambda (\gamma^{-1} \tilde{\delta}_0 |_{\max})^2 \quad (24)$$

式中: $\delta_{\max} = \sup_{t \in [0, T]} \delta; \tilde{\delta}_0 |_{\max} = \sup_{t \in [0, T]} \tilde{\delta}_0$ 。

故 W_0 在 $[0, T]$ 上是一致连续有界, 因而 W_k 有界, 进而可知 $e_k(t)$ 、 $\dot{e}_k(t)$ 及 $\Delta x_k(t)$ 对于任意 $k \in \mathbf{Z}_+$ 都有界。

3) 第3步: 证明 $e_k(t)$ 和 $\dot{e}_k(t)$ 的收敛性。

W_k 可改写为

$$W_k = W_0 + \sum_{j=1}^k \Delta W_j \quad (25)$$

由式(18)可得

$$W_k \leq W_0 - \sum_{j=1}^k V_{j-1} \leq W_0 - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^k \left(k_p e_{j-1}^2 + \frac{m}{K_e} \dot{e}_{j-1}^2 \right) \quad (26)$$

由式(26)可推得

$$\sum_{j=1}^k \left(k_p e_{j-1}^2 + \frac{m}{K_e} \dot{e}_{j-1}^2 \right) \leq 2(W_0 - W_k) \leq 2W_0 \quad (27)$$

因此, $\lim_{k \rightarrow \infty} e_k(t) = \lim_{k \rightarrow \infty} \dot{e}_k(t) = 0, \forall t \in [0, T]$ 。

3 力/位混合曲面恒力跟踪控制方法

第2节中已经设计了针对机器人末端位置控制量和位置参考量之间修正量的迭代学习控制律, 因此当获得机器人末端位置参考控制量时, 便可对机器人进行恒力跟踪控制。当机器人末端与环境接触时, 如果环境的刚度 K_e 和位置 x_e 已知, 则可根据设定的恒力 f_d 获得机器人的末端参考位置^[24]为

$$x_r = x_e + \frac{f_d}{K_e} \quad (28)$$

实际接触过程中, 环境的刚度 K_e 和位置 x_e 是很难测得的, 所以就必须通过在线估计的方法求得参考位置 x_r 。参考文献[24]的方法^[25], 使用PID控制律进行在线估计:

$$x_r(t) = x_r(t-1) + k_p^* e(t) + k_i^* \int_0^t e(t) dt + k_d^* \dot{e}(t) \quad (29)$$

为了避免误差积累^[26], 用前一采样时刻的接触位置 $x(t-1)$ 代替上一控制周期的参考位置 $x_r(t-1)$, 可得

$$x_r(t) = x(t-1) + k_p^* e(t) + k_i^* \int_0^t e(t) dt + k_d^* \dot{e}(t) \quad (30)$$

由式(10)、式(11)和式(30)得机器人末端位置控制律为

$$x(t) = x(t-1) + (k_p^* + k_p)e_k(t) + k_i \int_0^t e_k(t) dt + (k_d^* + k_d)\dot{e}_k(t) +$$

$$\hat{\delta}_k(t) \operatorname{sgn}(\dot{e}_k(t)) \quad (31)$$

式中: $\hat{\delta}_k(t) = \hat{\delta}_{k-1}(t) + \gamma \dot{e}_k(t) \operatorname{sgn}(\dot{e}_k(t))$ 。

根据式(31)设计的机器人末端位置控制律,设计机器人的控制框图如图4所示。

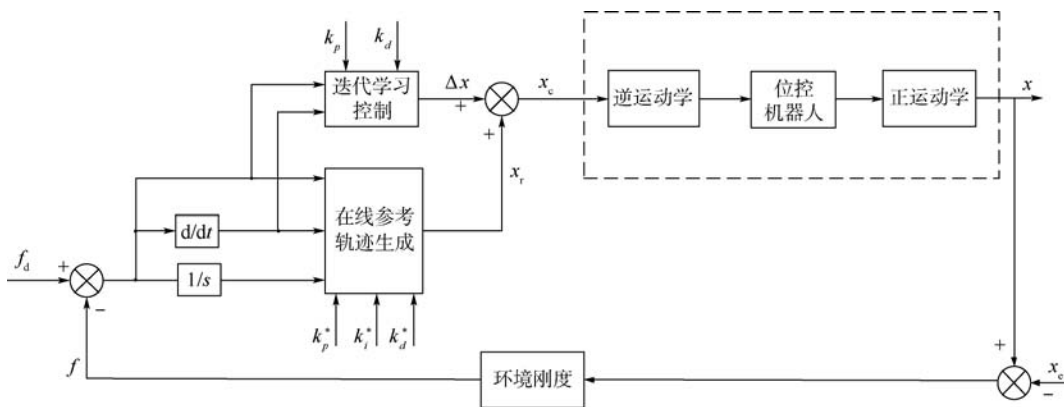


图4 基于自适应迭代学习算法的力/位混合控制

Fig. 4 Hybrid force/position control based on adaptive iterative learning algorithm

4 曲面恒力跟踪实验

曲面恒力跟踪实验装置如图5所示。采用安川机器人 MA24,机器人在运动过程中通过内置软件 MotoPlus 接受外部 $-10 \sim 10 \text{ V}$ 的模拟信号产生偏移,偏移位移方向与模拟信号符号一致,偏移位移与电压绝对值成正比;六维力传感器选用 ME-FKD40,实验中采集的力信号通过上位机处理发送到倍福模块,倍福模块产生电压模拟信号传送给机器人控制器;用于曲面恒力跟踪实验的探头和工件尺寸如图6和图7所示,末端执行件为圆柱阶梯状探头,做成阶梯状的原因是为了在保证末端执行件刚度情况下使末端探头尺寸尽可能小,以减少摩擦力的影响。曲面工件形状为 $y = -0.006x^2 + 0.9x - 6$ 的抛物线,机器人运动起始点为 A,终止点为 B,设置期望接触力为 30 N ,设置初始实验的参数: $k_p^* + k_p = 0.08$, $k_i^* = 0.005$, $k_d^* + k_d = 0.5$,得到没有迭代时的 PID 控制的接触

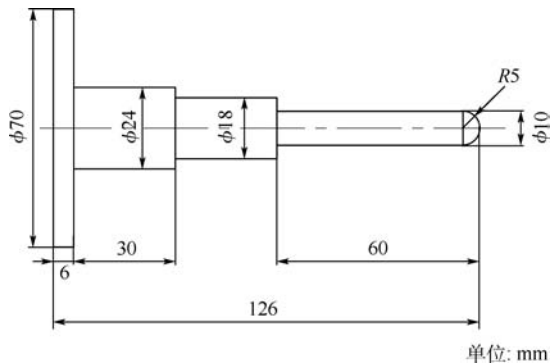


图6 探头尺寸

Fig. 6 Size of probe detector

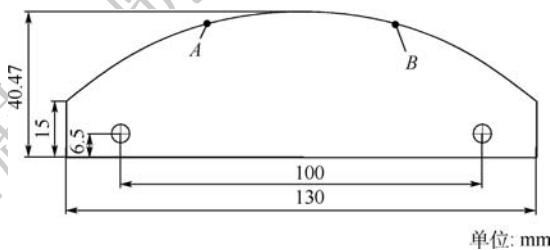


图7 曲面工件尺寸

Fig. 7 Size of curved-surface workpiece



图5 机器人曲面恒力跟踪实验平台

Fig. 5 Experimental platform of robot constant-force curved-surface-tracking

力如图8所示。可知,接触力波动范围在 $(30 \pm 6) \text{ N}$ 的范围之内。采用式(31)的控制律取学习因子 $\gamma = 0.2$ 进行迭代,每次实验后将传感器采回的力信号通过 MATLAB 编写的迭代程序离线迭代得到更新序列 $\hat{\delta}_{k-1}(t)$,再在下次迭代时,在控制器中在线调用 $\hat{\delta}_{k-1}(t)$ 通过式(31)的控制律进行控制,得到迭代1次、7次和15次的跟踪接触力,如图9所示。可知,经过15次迭代,接触力

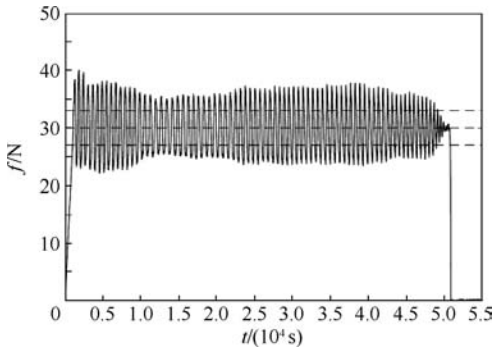
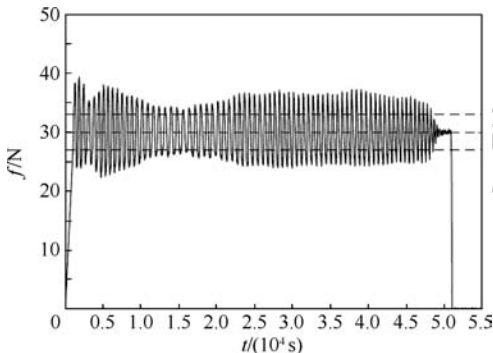
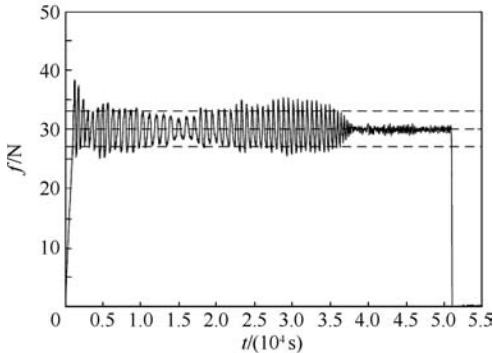


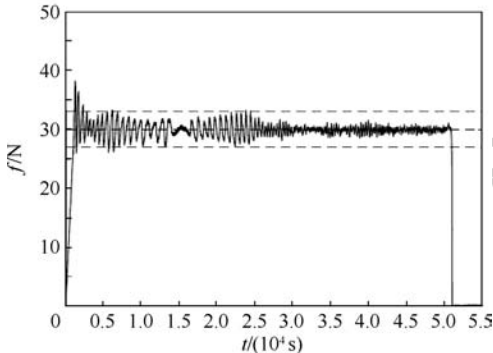
图 8 没有迭代的跟踪过程
Fig. 8 Tracking process before iteration



(a) 迭代1次



(b) 迭代7次



(c) 迭代15次

图 9 迭代 1 次、7 次和 15 次的跟踪过程
Fig. 9 Tracking process after 1 iteration, 7 iterations and 15 iterations

波动范围在 $(30 \pm 3) \text{ N}$ 之内,经过 15 次迭代的误差绝对值平均值、方差和标准差如表 1 所示。说明与 PID 控制相比,经过迭代之后,接触力波动范围更小,控制效果更好。实验中所用的曲面工件的曲线轨迹表达式为 $y = -0.006x^2 + 0.9x - 6$,利用 MATLAB 拟合得出的 15 次迭代之后机器人末端实际跟踪曲线表达式为 $y = -0.00573x^2 + 0.8584x - 5.892$,二次方程的系数差异是由于机器人末端和环境产生了相对位移,所以实际跟踪轨迹相比于工件曲线轨迹有所不同,如图 10 和图 11 所示,可以看出通过 15 次迭代之后轨迹跟踪效果良好。

表 1 误差分析
Table 1 Error analysis

迭代次数	接触力/N		
	误差绝对值平均值	误差标准差	误差方差
0	4.1798	2.4234	5.8726
1	3.6091	1.9832	3.9329
2	3.0635	2.2186	4.9221
3	2.8602	2.4407	5.9570
4	2.5223	2.0796	4.3248
5	2.2609	1.6613	2.7598
6	1.9978	2.0027	2.0108
7	1.7003	1.3685	1.8727
8	1.6132	1.2835	1.6474
9	1.6864	1.3446	1.8080
10	1.4757	1.2244	1.4991
11	1.3527	1.1477	1.3171
12	1.3261	1.1441	1.3844
13	1.2604	0.9960	1.0063
14	1.0217	0.9763	0.9531
15	0.8861	0.8705	0.7577

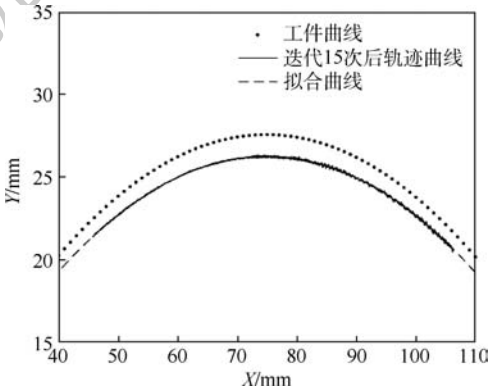


图 10 工件曲线与实际跟踪曲线轨迹对比
Fig. 10 Comparison between curve of workpiece and curve of tracking trajectory

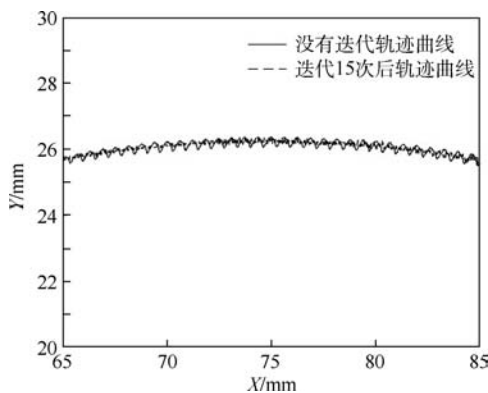


图 11 没有迭代与迭代 15 次之后的跟踪曲线轨迹对比

Fig. 11 Comparison between curve of tracking trajectory without iteration and curve of tracking trajectory after 15 iterations

5 结 论

1) 针对使用机器人进行打磨、抛光、去毛刺过程中难以得到稳定接触力的问题,对曲面工件轮廓恒力跟踪控制进行研究。对机器人末端执行器与曲面接触进行了受力分析,得到各个坐标系间的映射关系,构建了法向接触力和传感器采集的力信号之间的映射关系。

2) 利用机器人和环境接触时的阻抗模型设计了一种针对机器人末端位置控制量和位置参考量之间修正量的自适应迭代学习控制律,并通过构建 Lyapunov 能量函数对迭代学习控制律进行了收敛性分析和证明。

3) 将迭代学习控制律与力/位混合控制方法结合起来,用于机器人的曲面恒力跟踪中。实验表明,使用基于自适应迭代学习算法的机器人力/位混合曲面恒力跟踪控制方法可以实现恒力跟踪控制,并且经过 15 次迭代后得到的接触力误差绝对值平均值相比于没有迭代时减少了 79%,误差标准差减少了 64%,误差方差减少了 87%,同时曲面跟踪精度提高。

本文提出的控制方法得到的轨迹可以用于机器人打磨、抛光、去毛刺时对工件轮廓进行跟踪,具有一定的法向接触力控制精度。

参考文献 (References)

[1] TIAN F, LI Z, LV C, et al. Polishing pressure investigations of robot automatic polishing on curved surfaces[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 87 (1-4): 639-646.

[2] NAGATA F, KUSUMOTO Y, FUJIMOTO Y, et al. Robotic sanding system for new designed furniture with free-formed surface [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2007,

23(4):371-379.

[3] ZILIANI G, VISIOLI A, LEGNANI G. A mechatronic approach for robotic deburring [J]. Mechatronics, 2007, 17 (8): 431-441.

[4] PLIEGO-JIMÉNEZ J, ARTEAGA-PÉREZ M A. Adaptive position/force control for robot manipulators in contact with a rigid surface with uncertain parameters [J]. European Journal of Control, 2015, 22: 1-12.

[5] ROSWELL A, XI F J, LIU G. Modelling and analysis of contact stress for automated polishing[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2006, 46(3-4): 424-435.

[6] QIAO B, LU R J. Impedance force control for position controlled robotic manipulators under the constraint of unknown environments[J]. Journal of Southeast University (English Edition), 2003, 19(4): 359-363.

[7] 李正义, 唐小琦, 熊烁, 等. 沿任意倾斜面的机器人力/位置控制方法研究[J]. 中国机械工程, 2012, 23(3): 304-309.

LI Z Y, TANG X Q, XIONG S, et al. Study on robot force position control method for arbitrarily inclined plane tracking[J]. China Mechanical Engineering, 2012, 23(3): 304-309 (in Chinese).

[8] DUAN J, GAN Y, CHEN M, et al. Adaptive variable impedance control for dynamic contact force tracking in uncertain environment [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2018, 102: 54-65.

[9] 李二超, 李战明, 李炜. 基于视觉的机器人模糊自适应阻抗控制[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2011, 42(2): 409-413.

LI E C, LI Z M, LI W. Fuzzy adaptive impedance control of robot based on vision [J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2011, 42(2): 409-413 (in Chinese).

[10] BAETEN J, DE SCHUTTER J. Hybrid vision/force control at corners in planar robotic-contour following[J]. ASME Transactions on Mechatronics, 2002, 7(2): 143-151.

[11] JEON S W, AHN D S, BAE H J, et al. Object contour following task based on integrated information of vision and force sensor [C] // International Conference on Control, Automation and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1040-1045.

[12] LANGE F, HIRZINGER G. Iterative self-improvement of force feedback control in contour tracking [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1992: 1399-1404.

[13] VISIOLI A, ZILIANI G, LEGNANI G. Iterative-learning hybrid force/velocity control for contour tracking[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2010, 26(2): 388-393.

[14] ROVEDA L, PALLUCCA G, PEDROCCHI N, et al. Iterative learning procedure with reinforcement for high-accuracy force tracking in robotized tasks[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2018, 14(4): 1753-1763.

[15] WINKLER A, SUCHÝ J. Force controlled contour following on unknown objects with an industrial robot [C] // IEEE International Symposium on Robotic and Sensors Environments. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 208-213.

[16] KUMAR N, PANWAR V, SUKAVANAM N, et al. Neural net-

work based hybrid force/position control for robot manipulators [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2011, 12(3): 419-426.

[17] JUNG S, HSIA T C. Robust neural force control scheme under uncertainties in robot dynamics and unknown environment[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2002, 47(2): 403-412.

[18] KARAYIANNIDIS Y, ROVITHAKIS G, DOULGERI Z. Force/position tracking for a robotic manipulator in compliant contact with a surface using neuro-adaptive control[J]. Automatica, 2007, 43(7): 1281-1288.

[19] HE W, DONG Y, SUN C. Adaptive neural impedance control of a robotic manipulator with input saturation[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics; Systems, 2016, 46(3): 334-344.

[20] 丁希仑, 周乐来, 周军. 机器人的空间位姿误差分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(2): 241-245.
DING X L, ZHOU L L, ZHOU J. Pose error analysis of robot in three dimension[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(2): 241-245 (in Chinese).

[21] 张铁, 胡广. 曲面轮廓恒力跟踪的非线性双闭环控制[J]. 电机与控制学报, 2017, 21(7): 99-106.
ZHANG T, HU G. Nonlinear dual-loop force controller of contour following [J]. Electric Machines and Control, 2017, 21(7): 99-106 (in Chinese).

[22] TAYEBI A. Adaptive iterative learning control for robot manipulators[J]. Automatica, 2004, 40(7): 1195-1203.

[23] GRAIG J J. Introduction to robotics mechanics and control [M]. London: Pearson, 2004.

[24] 乔兵, 吴洪涛, 朱剑英, 等. 面向位控机器人的力/位混合控制[J]. 机器人, 1999, 21(3): 217-222.
QIAO B, WU H T, ZHU J Y, et al. Hybrid force position control for position-controlled robotic manipulators[J]. Robot, 1999, 21(3): 217-222 (in Chinese).

[25] SERAJI H, COLBAUGH R. Force tracking in impedance control [C]//IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1993: 409-506.

[26] 李二超, 李战明. 基于力/力矩信息的面向位控机器人的阻抗控制[J]. 控制与决策, 2016, 31(5): 957-960.
LI E C, LI Z M. Impedance control for positional-controlled robotic manipulators based on force/torque information[J]. Control and Decision, 2016, 31(5): 957-960 (in Chinese).

作者简介:

李琳 女, 博士, 教授。主要研究方向: 机器人技术及应用。

肖佳栋 男, 硕士研究生。主要研究方向: 机器人打磨过程智能能力控制。

张铁 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机器人及自动化装备设计。

Constant-force curved-surface-tracking with robotic manipulator based on adaptive iterative algorithm

LI Lin, XIAO Jiadong, ZHANG Tie^{*}, XIAO Meng

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

Abstract: This paper dealt with the fluctuation and instability of contact force that is generated between robot end-effector and environment during the process of robotic grinding, polishing and deburring. In order to obtain constant tracking force, the contact force is generated by robot end-effector onto the workpiece surface is analyzed and the mapping relationship between the contact force of robot end-effector in real contact conditions and the known sensor coordinate system was built. Meanwhile, a hybrid force/position control scheme based on adaptive iterative learning algorithm was proposed to compensate the robot end-effector trajectory offset. The control method is composed with two steps. An iterative learning control law was designed based on the impedance model of robot-environment in dynamic interaction task. This control law coped with the unknown parameters and disturbances by adding the iterative term to the PD feedback structure. Meanwhile, a Lyapunov energy function was designed to prove the convergence of the control law. The adaptive iterative learning control law was then combined with the force/position hybrid control method to design the constant-force curved-surface-tracking control scheme with robotic manipulator. The experimental results show that after 15 times iteration, the fluctuating range of contact force becomes small gradually and is within ± 3 N, which illustrates the effectiveness of the designed control scheme.

Keywords: robot; curved-surface-tracking; constant-force control; hybrid force/position control; adaptive iterative learning

Received: 2018-07-23; **Accepted:** 2018-09-19; **Published online:** 2018-11-22 15:32

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181115.1637.005.html

Foundation items: National Science and Technology Major Project of China (2015ZX04005006); Science and Technology Planning Project of Guangdong Province, China (2014B090921004, 2014B090920002); Zhongshan Science and Technology Planning Project, China (2016F2FC0006)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0463

高超声速飞行器预设性能反演控制方法设计



李小兵^{1,*}, 赵思源², 卜祥伟¹, 何阳光²

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051)

摘 要:为解决吸气式高超声速飞行器的飞行控制问题,提出了一种新型预设性能神经反演控制器设计方法。通过构造预设性能函数,保证速度跟踪误差和高度跟踪误差能够按照预设的收敛速度、超调量及稳态误差收敛至期望的区域,同时满足系统预设的瞬态性能和稳态精度。在反演控制设计结构下,引入径向基函数(RBF)神经网络对模型未知函数及不确定项进行逼近,提高了控制系统的鲁棒性。引入的RBF神经网络中仅有一个参数需要在线更新,有效提高了控制准确性,避免了通常反演控制方法中经常出现的“微分膨胀问题”,并降低了计算量。通过仿真实验验证了所设计控制系统的有效性和可行性。

关 键 词:高超声速飞行器;预设性能;反演控制;瞬态性能;径向基函数(RBF)神经网络

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0650-12

高超声速飞行器是指以超燃冲压发动机为动力,以马赫数5以上的速度飞行在高度为20~100 km的临近空间中的一类飞行器,主要为军方执行情报收集、侦察监视、高空投送等任务^[1]。因其军民两用前景广阔,在情报侦查和通信运送等方面优势独特,从而引起了世界大国广泛且高度的关注,并迅速成为近年来空天领域研究的热点。飞控技术是高超声速飞行的核心问题之一。高超声速飞行器具有强非线性、强耦合、模型不确定和多干扰、多约束以及大时变等特性。由于临近空间中高超声速飞行器特定的飞行速度和复杂的飞行环境,飞行控制正经历着传统飞行器所未曾遇到过的新问题,这对于控制系统的设计提出了许多相应的新要求,对其开展控制新理论、新方法和新技术研究意义重大^[2-3]。

从目前公开的文献资料看,大多数的研究工作是基于建立的Winged-Cone刚体模型上开展

的^[4-6],一般很难反映出高超声速飞行器的结构动力学特性。Bolender与Doman^[7]则在以上研究的基础上,通过分别建立弹性动力学模型、气动力模型与发动机模型,最终得到了一个气动/推进/结构耦合的纵向一体化解析式系统模型。Parker等^[8]则在Bolender与Doman^[7]的工作基础上,通过忽略模型中的一些弱耦合关系,建立了一个面向控制的高超声速飞行器参数拟合模型。目前已有相当多的控制算法被应用于控制器的设计。经典的鲁棒控制在本质上是考虑不确定性为最坏情况时优化解的求取情况,文献[9]通过反馈线性化和极点配置的方法设计了标称控制器,通过鲁棒补偿器来抑制参数不确定和外界扰动带来的不利影响;滑模控制对模型本身的不确定与外部扰动都不敏感,具有良好的鲁棒性,文献[10]设计了一种多输入、多输出的自适应滑模控制律,确保了速度与高度跟踪误差指数收敛的滑模面,但控

收稿日期: 2018-07-31; 录用日期: 2018-10-16; 网络出版时间: 2018-10-29 10:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1414.008.html

基金项目: 国家自然科学基金(61603410)

* 通信作者: E-mail: 1098547574@qq.com

引用格式: 李小兵, 赵思源, 卜祥伟, 等. 高超声速飞行器预设性能反演控制方法设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 650-661. LI X B, ZHAO S Y, BU X W, et al. Design of prescribed performance backstepping control method for hypersonic flight vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 650-661 (in Chinese).

制输入存在高频抖振;文献[11]设计弹性自适应控制律,减弱了系统的抖振,跟踪效果较好,但控制律设计是基于刚体模型建立的且并未分析系统的弹性状态影响;反演控制能充分利用系统有用的非线性项,将非匹配不确定系统转化为匹配不确定系统,这已成为高机动飞行器控制系统设计的主流方法^[12-13]。文献[14]针对飞行器弹性模型设计了一种鲁棒反演控制器,虽然对指令输入跟踪效果较好,但是由于未考虑到加入干扰观测器后使得对模型的不确定项估计变得相对平滑,在后期鲁棒性能上无法确保。

虽然对于高超声速飞行器的参考轨迹跟踪研究已有大量的较好成果,但是考虑不确定扰动下跟踪误差的瞬态性能(如超调量、跟踪误差等)研究却少之又少^[15-16]。2008年,希腊学者 Bechlioulis 和 Rovithakis^[15]提出了一种控制策略-预设性能控制,较好地实现了对跟踪误差瞬态性能的范围约束。预设性能控制方法的主要思路是通过设计预设性能函数对轨迹跟踪误差进行相应转化,从而保证误差能够以预期的瞬态性能收敛至预设范围内。文献[17]设计了一种预设性能的鲁棒反演控制,完成了控制任务且对未知随机扰动有较强的鲁棒性,但误差收敛速度较慢。文献[18]对于全状态的预设性能设计了一种受限指令的反演控制器,在输出和中间状态稳态分析的基础上,对全状态信号的瞬时性能进行了分析。

本文针对高超声速飞行器巡航段纵向动力学模型设计了一种新型预设性能神经反演控制方法。首先,将纵向运动模型分解为速度和高度子系统,并分别进行控制器设计,引入预设性能函数及转化误差来满足预先设定的瞬态性能和稳态精度。在设计控制器过程中引入径向基函数(RBF)神经网络对模型不确定项进行补偿和逼近,有效提高了控制精度。然后,分别对速度和高度子系统构造 Lyapunov 函数进行系统稳定性分析。最后,通过仿真对所设计控制器的可行性和有效性进行验证。

1 高超声速飞行器建模

1.1 高超声速飞行器纵向平面运动学方程

高超声速飞行器轨迹控制系统的任务是在保持飞行姿态稳定的前提下,通过调节燃料-空气比 Φ 和升降舵偏角 δ_e 在纵向平面内实现对速度参考指令和高度参考指令的有效跟踪。高超声速飞行器受力情况示意图如图 1 所示,其在纵向平面内的运动模型为^[7-8,19-20]

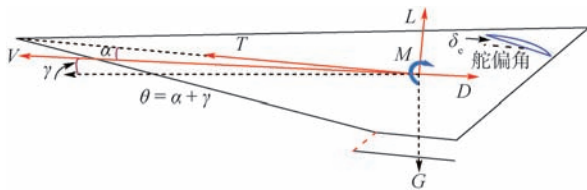


图 1 高超声速飞行器受力示意图

Fig. 1 Force map of hypersonic flight vehicle

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{m V} - \frac{g}{V} \cos \gamma \\ \dot{\theta} = Q \\ \dot{Q} = \frac{M + \tilde{\varphi}_1 \ddot{\eta}_1 + \tilde{\varphi}_2 \ddot{\eta}_2}{I_{yy}} \\ k_1 \ddot{\eta}_1 = -2\zeta_1 \omega_1 - \omega_1^2 \eta_1 + N_1 - \\ \quad \tilde{\varphi}_1 \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\varphi}_1 \tilde{\varphi}_2 \ddot{\eta}_2}{I_{yy}} \\ k_2 \ddot{\eta}_2 = -2\zeta_2 \omega_2 - \omega_2^2 \eta_2 + N_2 - \\ \quad \tilde{\varphi}_2 \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\varphi}_2 \tilde{\varphi}_1 \ddot{\eta}_1}{I_{yy}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: V 为飞行速度; γ 为飞行航迹角; h 为飞行高度; θ 为俯仰角; g 为重力加速度; Q 为俯仰角速率; m 和 I_{yy} 分别为飞行器的质量和俯仰转动惯量; L 、 T 、 D 和 M 分别为升力、推力、阻力和俯仰力矩; 攻角 $\alpha = \theta - \gamma$; η_i 为弹性状态量; ζ_i 和 ω_i 分别为第 i 阶弹性模态的阻尼系数和自然频率; N_i 为第 i 阶广义弹性力; $\tilde{\varphi}_i$ 为第 i 阶弹性模态的耦合系数; $k_i = 1 + \tilde{\varphi}_i / I_{yy}$ 。

式(1)中 L 、 T 、 D 、 M 的拟合式如下:

$$\begin{cases} L \approx \bar{q} S (C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^0) \\ T \approx C_T^\alpha \alpha^3 + C_T^\alpha \alpha^2 + C_T^\alpha \alpha + C_T^0 \\ D \approx \bar{q} S (C_D^\alpha \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^0) \\ M \approx z_T T + \bar{q} S \bar{c} (C_{M,\alpha}^\alpha \alpha^2 + C_{M,\alpha}^\alpha \alpha + C_{M,\alpha}^0 + c_e \delta_e) \\ N_1 \approx N_1^{\alpha^2} \alpha^2 + N_1^\alpha \alpha + N_1^0 \\ N_2 \approx N_2^{\alpha^2} \alpha^2 + N_2^\alpha \alpha + N_2^{\delta_e} \delta_e + N_2^0 \\ C_T^\alpha = \beta_1(h, \bar{q}) \Phi + \beta_2(h, \bar{q}) \\ C_T^{\alpha^2} = \beta_3(h, \bar{q}) \Phi + \beta_4(h, \bar{q}) \\ C_T^\alpha = \beta_5(h, \bar{q}) \Phi + \beta_6(h, \bar{q}) \\ C_T^0 = \beta_7(h, \bar{q}) \Phi + \beta_8(h, \bar{q}) \\ \bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \\ \bar{\rho} = \bar{\rho}_0 \exp\left(\frac{h_0 - h}{h_s}\right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\bar{q}$ 为空气动压; $\bar{\rho}$ 为空气密度; S 和 $\bar{c}$ 分别为飞行器参考气动面积和气动弦长; Φ 和 δ_e 分别为燃料-空气比和升降舵偏角; z_T 为推力力矩耦合系数。式(1)和(2)中飞行器几何参数和气动参数见文献[21]。

注1 本文所采用的 Parker 弹性体模型相比于文献[22-23]中采用的刚体模型更能准确地模拟出飞行器的真实飞行状态。本文所采用模型的气动力拟合公式中充分考虑了弹性状态的影响, 将弹性状态视为系统的不确定项处理, 因此相应的控制难度加大。

由式(1)和式(2)可以看出, 速度的变化主要与燃料-空气比 Φ 相关, 而高度的变化主要与舵偏角 δ_e 相关。因此控制输入选择燃料-空气比 Φ 和升降舵偏角 δ_e , 输出为速度 V 和高度 h 。

由式(1)和式(2)可以看出, 飞行器弹性体状态通过气动力 L 、 T 、 D 、 M 严重地同刚体状态耦合, 如果抑制弹性状态的效果不明显, 将会对刚体状态的控制产生较大影响。因此, 控制系统的任务除了保证刚体系统稳定跟踪参考输入外, 还要保证弹性状态最终是收敛的。

为便于控制律设计, 通常先将高超声速飞行器的运动模型分解为速度子系统与高度子系统, 再分别对其设计相应控制律。这里已将2个子系统的耦合考虑在内^[14]。

1.2 RBF 神经网络

引入如下 RBF 神经网络用来逼近模型不确定项:

$$F(\xi) = W^T \psi(\xi) \quad (3)$$

式中: $F \in \mathbf{R}$ 和 $\xi \in \mathbf{R}^n$ 分别为神经网络的输出和输入; $W \in \mathbf{R}^n$ 为权值向量; $\psi(\xi) = [\psi_1(\xi), \psi_2(\xi), \dots, \psi_n(\xi)]^T$ 为径向基函数。通常情况下, 将 $\psi_i(\xi)$ 选取成如下高斯基函数:

$$\psi_i(\xi) = \exp\left(-\frac{\|\xi - \xi_i\|^2}{2b_i^2}\right) \quad i = 0, 1, \dots, n \quad (4)$$

式中: $\xi_i \in \mathbf{R}^n$ 为高斯基函数中心向量; $b_i \in \mathbf{R}^+$ 为高斯基函数的宽度。

引理1^[24] 给定任意连续函数 $F(\xi)$ 是定义在紧集 Ω_ξ 上的实函数以及任意常数 $\varpi > 0$ 。当 n 足够大时, 选取合适的 b_i 和 ξ_i 使得 RBF 神经网络变为

$$F(\xi) = (W^*)^T \psi(\xi) + \Delta(\xi) \quad (5)$$

式中: $|\Delta(\xi)| \leq \varpi$ 表示估计误差; $\forall \xi \in \Omega_\xi$, W^* 为最优权值向量, 将 W^* 定义为如下形式:

$$W^* = \arg \min_{W \in \mathbf{R}^n} \left\{ \sup_{\xi \in \Omega_\xi} |F(\xi) - W^T \psi(\xi)| \right\} \quad (6)$$

2 控制器设计与稳定性分析

2.1 预设性能分析

定义1 连续函数 $\rho(t): \mathbf{R}^+ \rightarrow \mathbf{R}^+$, 若同时满足以下条件^[25]: ① $\rho(t)$ 是严格单调递减的正函数; ② $\lim_{t \rightarrow \infty} \rho(t) = \rho_\infty > 0$ 。则该连续函数可被称为预设性能函数。

基于定义1, 本文选取如下预设性能函数:

$$\rho(t) = (\rho_0 - \rho_\infty) e^{-lt} + \rho_\infty \quad (7)$$

式中: $\rho_0, \rho_\infty, l \in \mathbf{R}^+$ 为待设计参数且 $\rho_0 > \rho_\infty$, ρ_0 为函数 $\rho(t)$ 的初值, ρ_∞ 为函数 $\rho(t)$ 的稳态值, l 为函数 $\rho(t)$ 的下降速率。

可以看出, $\rho(t)$ 具有如下性质: ① $\rho(t)$ 为正的单调递减函数; ② $\rho(0) = (\rho_0 - \rho_\infty) + \rho_\infty = \rho_0 > \rho_\infty$; ③ $\lim_{t \rightarrow \infty} \rho(t) = \rho_\infty$ 。

跟踪误差 $e(t)$ 应满足下述定义不等式:

$$-\kappa \rho(t) < e(t) < \lambda \rho(t) \quad (8)$$

式中: κ 和 λ 为正参数。

则对于任意未知但有界的 $e(0)$, 均有

$$-\kappa \rho(0) < e(0) < \lambda \rho(0) \quad (9)$$

由式(8)可以看出, ρ_∞ 表示 $e(t)$ 稳态值的上界, 即 $-\kappa \rho_\infty < e(\infty) < \lambda \rho_\infty$, 故可通过选取合适的 ρ_∞ 来保证 $e(t)$ 具有理想的稳态精度。 $\rho(0)$ 表示 $e(t)$ 所允许的最大超调量。

在设计控制系统的过程中, 直接对不等式约束(式(8))进行处理的难度非常大, 因此可以先将不等式约束转化为等式约束再进行设计, 这里定义一个误差转换函数 $H(\varepsilon(t))$:

$$H(\varepsilon(t)) = \frac{e(t)}{\rho(t)} \quad (10)$$

式中: $\varepsilon(t)$ 为转换误差。

$H(\varepsilon(t))$ 平稳递增, 则有

$$\begin{cases} \lim_{\varepsilon(t) \rightarrow -\infty} H(\varepsilon(t)) = -\kappa \\ \lim_{\varepsilon(t) \rightarrow +\infty} H(\varepsilon(t)) = \lambda \end{cases} \quad (11)$$

那么 $H(\varepsilon(t))$ 的逆可以写成

$$\varepsilon(t) = H^{-1}(\varepsilon(t)) = \varepsilon\left(\frac{e(t)}{\rho(t)}\right) \quad (12)$$

这里将 $\varepsilon(t)$ 选取为如下形式:

$$\varepsilon(t) = \begin{cases} \ln\left(\frac{\kappa + e(t)/\rho(t)}{\lambda - e(t)/\rho(t)}\right) & e(0) > 0 \\ \ln\left(\frac{\lambda + e(t)/\rho(t)}{\kappa - e(t)/\rho(t)}\right) & e(0) < 0 \end{cases} \quad (13)$$

对式(13)求导可得

$$\dot{\varepsilon}(t) = \mu \dot{x} - \mu \nu \quad (14)$$

式中:

$$\mu = \begin{cases} \left(\frac{1}{H(\varepsilon(t)) + \kappa} - \frac{1}{H(\varepsilon(t)) - \lambda} \right) \frac{1}{\rho} > 0 & e(0) > 0 \\ \left(\frac{1}{H(\varepsilon(t)) + \lambda} - \frac{1}{H(\varepsilon(t)) - \kappa} \right) \frac{1}{\rho} > 0 & e(0) < 0 \end{cases}$$

$$\nu = \dot{x}_d + e\dot{\rho}/\rho$$

$$\dot{\rho}(t) = -l(\rho_0 - \rho_\infty) e^{-lt} \in [-l(\rho_0 - \rho_\infty), 0]$$

显然, μ 和 ν 是有界的。

定理 1 若 $\varepsilon(t)$ 有界, 则有 $-\kappa\rho(t) < e(t) < \lambda\rho(t)$ 。

证明 当 $e(0) > 0$ 时, 因为 $\varepsilon(t)$ 有界, 必存在有界正数 ε_M 使得 $|\varepsilon(t)| \leq \varepsilon_M$ 。这样, 式(13)的逆变换为

$$e^{\varepsilon(t)} = \frac{\kappa + e(t)/\rho(t)}{\lambda - e(t)/\rho(t)} \quad (15)$$

由式(15)可得

$$-\kappa < \frac{e^{-\varepsilon_M} - \kappa}{\lambda + e^{-\varepsilon_M}} \leq \frac{e(t)}{\rho(t)} \leq \frac{e^{\varepsilon_M} - \kappa}{\lambda + e^{\varepsilon_M}} < \lambda \quad (16)$$

也即

$$-\kappa\rho(t) < e(t) < \lambda\rho(t)$$

反之可得 $e(0) < 0$ 的情况。证毕

下文的控制器设计将基于转换误差 $\varepsilon(t)$ 。定理 1 表明, 只要 $\varepsilon(t)$ 有界, 误差 $e(t)$ 便可被限定在式(8)所定义的预设区域内。通过为 $\rho(t)$ 设计合适的参数, 便可保证 $e(t)$ 具有预期的瞬态性能与稳态精度。

2.2 速度控制器设计与稳定性分析

根据文献[14]中的时间刻度原理, 由于速度的动态变化比高度角及角速率(γ, θ, Q)更慢, 可以认为速度和高度属于长周期模态, 高度角属于短周期模态, 这样在设计控制器时就可以将高超声速飞行器运动模型分解为速度子系统和高度子系统。因此将式(1)中 $\dot{V}$ 表达式改写为如下形式:

$$\dot{V} = f_v + \Phi \quad (17)$$

式中: $f_v = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma - \Phi$ 为未知的非线性函数。

定义速度跟踪误差为

$$\tilde{V} = V - V_{\text{ref}} \quad (18)$$

将式(18)求导, 得到

$$\dot{\tilde{V}} = f_v + \Phi - \dot{V}_{\text{ref}} \quad (19)$$

根据式(13), 速度的转换误差 ε_v 可以表示为

$$\varepsilon_v = \ln \left(\frac{\kappa + \tilde{V}/\rho_v}{\lambda - \tilde{V}/\rho_v} \right) \quad (20)$$

式中: $\rho_v = (\rho_{v0} - \rho_{v\infty}) e^{-l_v t} + \rho_{v\infty}$, $\rho_{v0}, \rho_{v\infty}, l_v$ 均为正的待设计参数。

结合式(19)对式(20)求导可得

$$\dot{\varepsilon}_v = \mu_v \dot{V} - \mu_v \nu_v \quad (21)$$

若假设 $\mu_v > \mu_{v0} > 0$, 式(21)可以进一步写成

$$\dot{\varepsilon}_v = \mu_v \Phi - \frac{1}{2} \varepsilon_v + F_v(\xi_v) \quad (22)$$

式中: $F_v(\xi_v) = \frac{1}{2} \varepsilon_v - \mu_v \nu_v + \mu_v f_v$ 为未知的非线性函数, 需要用 RBF 来进行估计。

基于反演理论, 将实际控制律 Φ 设计为

$$\Phi = -c_v \varepsilon_v - \frac{1}{2} \varepsilon_v \hat{\vartheta}_v \psi_v^T(\xi_v) \psi_v(\xi_v) \quad (23)$$

对于式(5)中未知的最优权值向量, 定义

$$\vartheta_v = \frac{\|\mathbf{W}_v^*\|}{\mu_{v0}} \quad (24)$$

根据式(24)可得

$$\dot{\hat{\vartheta}}_v = \frac{\tau_v}{2} \varepsilon_v^2 \psi_v^T(\xi_v) \psi_v(\xi_v) - \tau_v \sigma_v \hat{\vartheta}_v \quad (25)$$

式中: $\hat{\vartheta}_v$ 为 ϑ_v 的估计值; $c_v > 0, \tau_v > 0$ 和 $\sigma_v > 0$ 为待设计的参数。

证明 选取如下 Lyapunov 函数:

$$L_v = \frac{1}{2} \varepsilon_v^2 + \frac{\mu_{v0}}{2\tau_v} \tilde{\vartheta}_v^2 \quad (26)$$

式中: $\tilde{\vartheta}_v = \hat{\vartheta}_v - \vartheta_v$ 。

对式(26)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_v &\leq \frac{1}{2} \omega_v^2 + \frac{1}{2} \varepsilon_v \mu_{v0} \Phi + \\ &\quad \frac{\mu_{v0}}{\tau_v} \tilde{\vartheta}_v \left(\dot{\hat{\vartheta}}_v - \frac{\tau_v}{2} \varepsilon_v^2 \psi_v^T(\xi_v) \psi_v(\xi_v) \right) + \\ &\quad \frac{\mu_{v0}}{2} \varepsilon_v^2 \hat{\vartheta}_v \psi_v^T(\xi_v) \psi_v(\xi_v) \end{aligned} \quad (27)$$

将式(23)和式(25)代入式(27)可得

$$\dot{L}_v \leq -c_v \mu_{v0} \varepsilon_v^2 - \mu_{v0} \sigma_v \tilde{\vartheta}_v \hat{\vartheta}_v + \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \omega_v^2 \quad (28)$$

又有不等式

$$-\tilde{\vartheta}_v \hat{\vartheta}_v \leq \frac{1}{2} \tilde{\vartheta}_v^2 + \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_v^2 \quad (29)$$

将不等式(29)代入式(28)可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_v &\leq -c_v \mu_{v0} \varepsilon_v^2 - \frac{1}{2} \mu_{v0} \sigma_v \tilde{\vartheta}_v^2 + \\ &\quad \frac{1}{2} \mu_{v0} \sigma_v \hat{\vartheta}_v^2 + \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \omega_v^2 \leq \iota_v L_v + \phi_v \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $\iota_v = \min(2c_v \mu_{v0}, \tau_v \sigma_v)$; $\phi_v = \frac{1}{2} \mu_{v0} \sigma_v \hat{\vartheta}_v^2 +$

$$\frac{1}{2} + \frac{1}{2} \omega_v^2。$$

结合式(29)可得

$$0 \leq L_V(t) \leq \frac{\phi_V}{\iota_V} + \left(L_V(0) - \frac{\phi_V}{\iota_V} \right) e^{-\iota_V t} \quad t \geq 0 \quad (31)$$

显然, ε_V 、 $\tilde{\vartheta}_V$ 和 $\hat{\vartheta}_V$ 是有界的, 再结合式(13)及式(18)可以保证预期的瞬态性能。 证毕

2.3 高度控制器设计与稳定性分析

为了便于控制器设计, 根据式(1)将高超声速飞行器高度子系统改写为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{h} = V\gamma \\ \dot{\gamma} = f_\gamma + \theta \\ \dot{\theta} = Q \\ \dot{Q} = f_Q + \delta_e \end{cases} \quad (32)$$

式中: $f_\gamma = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma - \theta$ 和 $f_Q = (M + \tilde{\varphi}_1 \ddot{\eta}_1 + \tilde{\varphi}_2 \ddot{\eta}_2) / I_{yy} - \delta_e$ 均为未知的非线性函数。

定义高度跟踪误差为

$$\tilde{h} = h - h_{\text{ref}} \quad (33)$$

将式(33)求导并结合式(32), 得到

$$\dot{\tilde{h}} = V\gamma - \dot{h}_{\text{ref}} \quad (34)$$

根据式(13), 高度的转换误差函数 ε_h 可表示为

$$\varepsilon_h = \ln \left(\frac{\kappa + \tilde{h} / \rho_h}{\lambda - \tilde{h} / \rho_h} \right) \quad (35)$$

式中: $\rho_h = (\rho_{h0} - \rho_{h\infty}) e^{-l_{h1}} + \rho_{h\infty}$, ρ_{h0} 、 $\rho_{h\infty}$ 、 l_{h1} 均为正的待设计参数。

类似的, 航迹角的转换误差函数 ε_γ 可表示为

$$\varepsilon_\gamma = \ln \left(\frac{\kappa + \tilde{\gamma} / \rho_\gamma}{\lambda - \tilde{\gamma} / \rho_\gamma} \right) \quad (36)$$

式中: $\rho_\gamma = (\rho_{\gamma0} - \rho_{\gamma\infty}) e^{-l_{\gamma1}} + \rho_{\gamma\infty}$, $\rho_{\gamma0}$ 、 $\rho_{\gamma\infty}$ 、 $l_{\gamma1}$ 均为正的待设计参数。

俯仰角的转换误差函数 ε_θ 可表示为

$$\varepsilon_\theta = \ln \left(\frac{\kappa + \tilde{\theta} / \rho_\theta}{\lambda - \tilde{\theta} / \rho_\theta} \right) \quad (37)$$

式中: $\rho_\theta = (\rho_{\theta0} - \rho_{\theta\infty}) e^{-l_{\theta1}} + \rho_{\theta\infty}$, $\rho_{\theta0}$ 、 $\rho_{\theta\infty}$ 、 $l_{\theta1}$ 均为正的待设计参数。

俯仰角速率的转换误差函数 ε_Q 可表示为

$$\varepsilon_Q = \ln \left(\frac{\kappa + \tilde{Q} / \rho_Q}{\lambda - \tilde{Q} / \rho_Q} \right) \quad (38)$$

式中: $\rho_Q = (\rho_{Q0} - \rho_{Q\infty}) e^{-l_{Q1}} + \rho_{Q\infty}$, ρ_{Q0} 、 $\rho_{Q\infty}$ 、 l_{Q1} 均为正的待设计参数。

结合式(34)对式(35)求导可得

$$\dot{\varepsilon}_h = \mu_h \dot{\tilde{h}} - \mu_h V \gamma \quad (39)$$

若假设 $\mu_h > \mu_{h0} > 0$, 式(39)可以进一步写成

$$\dot{\varepsilon}_h = \mu_h V (\varepsilon_\gamma + \gamma_d) - \frac{1}{2} \varepsilon_h + F_h(\xi_h) \quad (40)$$

式中: $F_h(\xi_h) = \frac{1}{2} \varepsilon_h - \mu_h V \gamma$ 为未知的非线性函数, 需要用式(5)提到的 RBF 神经网络来进行估计:

$$F_h(\xi_h) = (W_h^*)^T \psi_h(\xi_h) + \Delta_h(\xi_h) \quad (41)$$

其中: $|\Delta_h(\xi_h)| \leq \varpi_h$ 为估计误差。

基于反演理论, 将虚拟控制律 γ_d 设计为

$$\gamma_d = -c_h \varepsilon_h - \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_h \varepsilon_h \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) \quad (42)$$

同时

$$\dot{\hat{\vartheta}}_h = \frac{\tau_h}{2} \varepsilon_h^2 \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) - \tau_h \sigma_h \hat{\vartheta}_h \quad (43)$$

式中: $\hat{\vartheta}_h$ 为 ϑ_h 的估计值; $c_h > 0$ 、 $\tau_h > 0$ 和 $\sigma_h > 0$ 为待设计的参数。

选取如下 Lyapunov 函数:

$$L_h = \frac{1}{2} \varepsilon_h^2 + \frac{\mu_{h0}}{2\tau_h} \tilde{\vartheta}_h^2 \quad (44)$$

对式(44)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_h = & \varepsilon_h \mu_h V \varepsilon_\gamma + \varepsilon_h \mu_h V \gamma_d - \frac{1}{2} \varepsilon_h^2 + \\ & \varepsilon_h W_h^T \psi_h + \varepsilon_h \Delta_h(\xi_h) + \frac{\mu_{h0}}{\tau_h} \tilde{\vartheta}_h \dot{\vartheta}_h \end{aligned} \quad (45)$$

根据 Yong 不等式, 有

$$\begin{aligned} \varepsilon_h W_h^* \psi_h(\xi_h) \leq & \frac{1}{2} \varepsilon_h^2 \|W_h^*\|^2 \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) + \\ & \frac{1}{2} \leq \frac{\mu_{h0}}{2} \vartheta_h \varepsilon_h^2 \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) + \frac{1}{2} \end{aligned} \quad (46)$$

又有不等式

$$\varepsilon_h \Delta_h(\xi_h) \leq \frac{1}{2} \varepsilon_h^2 + \frac{1}{2} \varpi_h^2 \quad (47)$$

因此

$$\begin{aligned} \dot{L}_h \leq & \varepsilon_h \mu_h V \varepsilon_\gamma + \varepsilon_h \mu_h V \gamma_d + \\ & \frac{\mu_{h0}}{2} \hat{\vartheta}_h \varepsilon_h^2 \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) + \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \varpi_h^2 + \\ & \frac{\mu_{h0}}{\tau_h} \tilde{\vartheta}_h \left(\dot{\vartheta}_h - \frac{\tau_h}{2} \varepsilon_h^2 \psi_h^T(\xi_h) \psi_h(\xi_h) \right) \end{aligned} \quad (48)$$

将式(42)、式(43)代入式(48)可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_h \leq & -\mu_{h0} c_h \varepsilon_h^2 + \varepsilon_h \mu_h V \varepsilon_\gamma - \mu_{h0} \sigma_h \tilde{\vartheta}_h \hat{\vartheta}_h + \\ & \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \varpi_h^2 \end{aligned} \quad (49)$$

定义航迹角误差为

$$\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma_d \quad (50)$$

将式(50)求导并结合式(32),得到

$$\dot{\hat{\gamma}} = f_{\gamma} + \theta - \dot{h}_{\text{ref}} \quad (51)$$

结合式(51)对式(36)求导可得

$$\dot{\varepsilon}_{\gamma} = \mu_{\gamma} \dot{\gamma} - \mu_{\gamma} \nu_{\gamma} \quad (52)$$

若假设 $\mu_{\gamma} > \mu_{\gamma 0} > 0$, 式(52)可以进一步写成

$$\dot{\varepsilon}_{\gamma} = \mu_{\gamma}(\varepsilon_{\theta} + \theta_d) - \frac{1}{2}\varepsilon_{\gamma} - \mu_h V \varepsilon_h + F_{\gamma}(\xi_{\gamma}) \quad (53)$$

式中: $F_{\gamma}(\xi_{\gamma}) = \mu_h \varepsilon_h + \frac{1}{2}\varepsilon_{\gamma} - \dot{\gamma}_d$ 为未知的非线性函数,需要用式(5)提到的 RBF 神经网络来进行估计:

$$F_{\gamma}(\xi_{\gamma}) = (W_{\gamma}^*)^T \psi_{\gamma}(\xi_{\gamma}) + \Delta_{\gamma}(\xi_{\gamma}) \quad (54)$$

其中: $|\Delta_{\gamma}(\xi_{\gamma})| \leq \varpi_{\gamma}$ 为估计误差。

基于反演理论,将虚拟控制律 θ_d 设计为

$$\theta_d = -c_{\gamma} \varepsilon_{\gamma} - \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_{\gamma} \varepsilon_{\gamma} \psi_{\gamma}^T(\xi_{\gamma}) \psi_{\gamma}(\xi_{\gamma}) \quad (55)$$

同时

$$\dot{\hat{\vartheta}}_{\gamma} = \frac{\tau_{\gamma}}{2} \varepsilon_{\gamma}^2 \psi_{\gamma}^T(\xi_{\gamma}) \psi_{\gamma}(\xi_{\gamma}) - \tau_{\gamma} \sigma_{\gamma} \hat{\vartheta}_{\gamma} \quad (56)$$

式中: $\hat{\vartheta}_{\gamma}$ 为 ϑ_{γ} 的估计值; $c_{\gamma} > 0$, $\tau_{\gamma} > 0$ 和 $\sigma_{\gamma} > 0$ 为待设计的参数。

选取如下 Lyapunov 函数:

$$L_{\gamma} = L_h + \frac{1}{2} \varepsilon_{\gamma}^2 + \frac{\mu_{\gamma 0}}{2 \tau_{\gamma}} \tilde{\vartheta}_{\gamma}^2 \quad (57)$$

对式(57)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_{\gamma} = & \dot{L}_h - \mu_h V \varepsilon_h \varepsilon_{\gamma} + \varepsilon_{\gamma} \mu_{\gamma} V \varepsilon_{\gamma} + \\ & \varepsilon_{\gamma} \mu_{\gamma} \theta_d - \frac{1}{2} \varepsilon_{\gamma}^2 + \varepsilon_{\gamma} F_{\gamma}(\xi_{\gamma}) + \frac{\mu_{\gamma 0}}{\tau_{\gamma}} \tilde{\vartheta}_{\gamma} \dot{\hat{\vartheta}}_{\gamma} \end{aligned} \quad (58)$$

与式(46)和式(47)类似可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_{\gamma} \leq & -(\mu_{h0} c_h \varepsilon_h^2 + \mu_{\gamma 0} c_{\gamma} \varepsilon_{\gamma}^2) + \varepsilon_{\gamma} \mu_{\gamma} \varepsilon_{\theta} - \\ & (\mu_{h0} \sigma_h \tilde{\vartheta}_h \hat{\vartheta}_h + \mu_{\gamma 0} \sigma_{\gamma} \tilde{\vartheta}_{\gamma} \hat{\vartheta}_{\gamma}) + \\ & \frac{1}{2} \varpi_h^2 + \frac{1}{2} \varpi_{\gamma}^2 + 1 \end{aligned} \quad (59)$$

定义俯仰角误差为

$$\tilde{\theta} = \theta - \theta_d \quad (60)$$

将式(60)求导并结合式(32),得到

$$\dot{\tilde{\theta}} = Q - \theta_d \quad (61)$$

结合式(61)对式(37)求导可得

$$\dot{\varepsilon}_{\theta} = \mu_{\theta} \dot{\tilde{\theta}} - \mu_{\theta} \nu_{\theta} \quad (62)$$

若假设 $\mu_{\theta} > \mu_{\theta 0} > 0$, 式(62)可以进一步写成

$$\dot{\varepsilon}_{\theta} = \mu_{\theta}(\varepsilon_Q + Q_d) - \frac{1}{2} \varepsilon_{\theta} - \mu_{\gamma} \varepsilon_{\gamma} + F_{\theta}(\xi_{\theta}) \quad (63)$$

式中: $F_{\theta}(\xi_{\theta}) = \frac{1}{2} \varepsilon_{\theta} + \mu_{\gamma} \varepsilon_{\gamma} - \dot{\theta}_d$ 为未知的非线性函数,需要用式(5)提到的 RBF 神经网络来进行估计:

$$F_{\theta}(\xi_{\theta}) = (W_{\theta}^*)^T \psi_{\theta}(\xi_{\theta}) + \Delta_{\theta}(\xi_{\theta}) \quad (64)$$

其中: $|\Delta_{\theta}(\xi_{\theta})| \leq \varpi_{\theta}$ 为估计误差。

基于反演理论,将虚拟控制律 Q_d 设计为

$$Q_d = -c_{\theta} \varepsilon_{\theta} - \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_{\theta} \varepsilon_{\theta} \psi_{\theta}^T(\xi_{\theta}) \psi_{\theta}(\xi_{\theta}) \quad (65)$$

同时

$$\dot{\hat{\vartheta}}_{\theta} = \frac{\tau_{\theta}}{2} \varepsilon_{\theta}^2 \psi_{\theta}^T(\xi_{\theta}) \psi_{\theta}(\xi_{\theta}) - \tau_{\theta} \sigma_{\theta} \hat{\vartheta}_{\theta} \quad (66)$$

式中: $\hat{\vartheta}_{\theta}$ 为 ϑ_{θ} 的估计值; $c_{\theta} > 0$, $\tau_{\theta} > 0$ 和 $\sigma_{\theta} > 0$ 为待设计的参数。

选取如下 Lyapunov 函数:

$$L_{\theta} = L_{\gamma} + \frac{1}{2} \varepsilon_{\theta}^2 + \frac{\mu_{\theta 0}}{2 \tau_{\theta}} \tilde{\vartheta}_{\theta}^2 \quad (67)$$

对式(67)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_{\theta} = & \dot{L}_{\gamma} - \mu_{\gamma} \varepsilon_{\gamma} \varepsilon_{\theta} + \varepsilon_{\theta} \mu_{\theta} \varepsilon_{\theta} + \\ & \varepsilon_{\theta} \mu_{\theta} Q_d - \frac{1}{2} \varepsilon_{\theta}^2 + \varepsilon_{\theta} F_{\theta}(\xi_{\theta}) + \frac{\mu_{\theta 0}}{\tau_{\theta}} \tilde{\vartheta}_{\theta} \dot{\hat{\vartheta}}_{\theta} \end{aligned} \quad (68)$$

与式(46)和式(47)类似可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_{\theta} \leq & -(\mu_{h0} c_h \varepsilon_h^2 + \mu_{\gamma 0} c_{\gamma} \varepsilon_{\gamma}^2 + \mu_{\theta 0} c_{\theta} \varepsilon_{\theta}^2) + \\ & \varepsilon_{\theta} \mu_{\theta} \varepsilon_Q - (\mu_{h0} \sigma_h \tilde{\vartheta}_h \hat{\vartheta}_h + \mu_{\gamma 0} \sigma_{\gamma} \tilde{\vartheta}_{\gamma} \hat{\vartheta}_{\gamma} + \\ & \mu_{\theta 0} \sigma_{\theta} \tilde{\vartheta}_{\theta} \hat{\vartheta}_{\theta}) + \frac{1}{2} \varpi_h^2 + \frac{1}{2} \varpi_{\gamma}^2 + \frac{1}{2} \varpi_{\theta}^2 + \frac{3}{2} \end{aligned} \quad (69)$$

定义俯仰角速率误差为

$$\tilde{Q} = Q - Q_d \quad (70)$$

将式(70)求导并结合式(32),得到

$$\dot{\tilde{Q}} = f_Q + \delta_e - Q_d \quad (71)$$

结合式(71)对式(38)求导可得

$$\dot{\varepsilon}_Q = \mu_Q \dot{\tilde{Q}} - \mu_Q \nu_Q \quad (72)$$

若假设 $\mu_Q > \mu_{Q0} > 0$, 式(72)可以进一步写成

$$\dot{\varepsilon}_Q = -\mu_{\theta} \varepsilon_{\theta} + \mu_Q \delta_e - \frac{1}{2} \varepsilon_Q + F_Q(\xi_Q) \quad (73)$$

式中: $F_Q(\xi_Q) = F_Q + \frac{1}{2} \varepsilon_Q + \mu_{\theta} \varepsilon_{\theta} - \dot{Q}_d$ 为未知的非线性函数,需要用式(5)提到的 RBF 神经网络来进行估计:

$$F_Q(\xi_Q) = (W_Q^*)^T \psi_Q(\xi_Q) + \Delta_Q(\xi_Q) \quad (74)$$

其中: $|\Delta_Q(\xi_Q)| \leq \varpi_Q$ 为估计误差。

基于反演理论,将实际控制律 δ_e 设计为

$$\delta_e = -c_Q \varepsilon_Q - \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_Q \varepsilon_Q \psi_Q^T(\xi_Q) \psi_Q(\xi_Q) \tag{75}$$

同时

$$\dot{\hat{\vartheta}}_Q = \frac{\tau_Q}{2} \varepsilon_Q^2 \psi_Q^T(\xi_Q) \psi_Q(\xi_Q) - \tau_Q \sigma_Q \hat{\vartheta}_Q \tag{76}$$

式中: $\hat{\vartheta}_Q$ 为 ϑ_Q 的估计值; $c_Q > 0$ 、 $\tau_Q > 0$ 和 $\sigma_Q > 0$ 为待设计的参数。

证明 选取如下 Lyapunov 函数:

$$L_0 = L_\theta + \frac{1}{2} \varepsilon_Q^2 + \frac{\mu_{Q0}}{2\tau_Q} \tilde{\vartheta}_Q^2 \tag{77}$$

对式(77)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_0 = & \dot{L}_\theta - \varepsilon_Q \mu_\theta \varepsilon_\theta + \varepsilon_Q \mu_Q \delta_e - \\ & \frac{1}{2} \varepsilon_Q^2 + \varepsilon_Q F_Q(\xi_Q) + \frac{\mu_{Q0}}{\tau_Q} \tilde{\vartheta}_Q \dot{\hat{\vartheta}}_Q \end{aligned} \tag{78}$$

与式(46)和式(47)类似可得

$$\begin{aligned} \dot{L}_0 \leq & -(\mu_{h0} c_h \varepsilon_h^2 + \mu_{\gamma0} c_\gamma \varepsilon_\gamma^2 + \mu_{\theta0} c_\theta \varepsilon_\theta^2 + \\ & \mu_{Q0} c_Q \varepsilon_Q^2) - (\mu_{h0} \sigma_h \tilde{\vartheta}_h^2 + \mu_{\gamma0} \sigma_\gamma \tilde{\vartheta}_\gamma^2 + \\ & \mu_{\theta0} \sigma_\theta \tilde{\vartheta}_\theta^2 + \mu_{Q0} \sigma_Q \tilde{\vartheta}_Q^2) + \\ & \frac{1}{2} \varpi_h^2 + \frac{1}{2} \varpi_\gamma^2 + \frac{1}{2} \varpi_\theta^2 + \frac{1}{2} \varpi_Q^2 + 2 \end{aligned} \tag{79}$$

注 2 RBF 神经网络具有补偿和逼近系统的不确定项的能力,这样一来避免了虚拟控制量的重复求导问题。在每一步设计控制律中,通过引入神经网络权值的估计值,使得只有一个参数需要在线更新,这样简化了参数设计降低了计算量。同时考虑到 RBF 神经网络的估计性能是建立在紧集 Ω 上的,这里只能保证控制系统的局部稳定。

应用如下不等式:

$$-\tilde{\vartheta}_i \hat{\vartheta}_i \leq \frac{1}{2} \tilde{\vartheta}_i^2 + \frac{1}{2} \hat{\vartheta}_i^2 \quad i = h, \gamma, \theta, Q \tag{80}$$

将式(79)写成如下形式:

$$\begin{aligned} \dot{L} \leq & -(\mu_{h0} c_h \varepsilon_h^2 + \mu_{\gamma0} c_\gamma \varepsilon_\gamma^2 + \mu_{\theta0} c_\theta \varepsilon_\theta^2 + \\ & \mu_{Q0} c_Q \varepsilon_Q^2) - \frac{1}{2} (\mu_{h0} \sigma_h \tilde{\vartheta}_h^2 + \mu_{\gamma0} \sigma_\gamma \tilde{\vartheta}_\gamma^2 + \\ & \mu_{\theta0} \sigma_\theta \tilde{\vartheta}_\theta^2 + \mu_{Q0} \sigma_Q \tilde{\vartheta}_Q^2) + \phi \end{aligned} \tag{81}$$

式中:

$$\begin{aligned} \phi = & \frac{1}{2} (\mu_{h0} \sigma_h \hat{\vartheta}_h^2 + \mu_{\gamma0} \sigma_\gamma \hat{\vartheta}_\gamma^2 + \mu_{\theta0} \sigma_\theta \hat{\vartheta}_\theta^2 + \\ & \mu_{Q0} \sigma_Q \hat{\vartheta}_Q^2) + \frac{1}{2} \varpi_h^2 + \frac{1}{2} \varpi_\gamma^2 + \frac{1}{2} \varpi_\theta^2 + \frac{1}{2} \varpi_Q^2 + 2 \end{aligned} \tag{82}$$

令 $\iota = \min\{2c_i \mu_i, \tau_i \sigma_i\}$, 式(81)变为

$$\dot{L} \leq -\iota L + \phi \tag{83}$$

则由式(83)可得

$$0 \leq L(t) \leq \frac{\phi}{\iota} + \left(L(0) - \frac{\phi}{\iota} \right) e^{-\iota t} \quad t \geq 0 \tag{84}$$

式(84)表明了 $L(t)$ 是有界的,又有 ε_i 、 $\tilde{\vartheta}_i$ 和 $\hat{\vartheta}_i$ 都是有界的。由于 ε_i 都是有界的,根据转化误差函数式(13),可以得到 $-\kappa p(t) < e(t) < \lambda p(t)$,这也就保证了期望的预设性能。证毕

3 仿真与分析

针对高超声速飞行器动力学模型进行速度与高度的闭环仿真实验。速度与高度参考输入均由图 2 所示的二阶参考模型给出。该二阶参考模型的传递函数为^[26]

$$\frac{V_{\text{ref}}(s)}{V_c(s)} = \frac{h_{\text{ref}}(s)}{h_c(s)} = \frac{\omega_A^2}{s^2 + 2\zeta_A \omega_A s + \omega_A^2} \tag{85}$$

二阶参考模型参数取为: $\zeta_A = 0.9$, $\omega_A = 0.1$ 。RBF 神经网络的输入 ξ_V 、 ξ_h 、 ξ_γ 、 ξ_θ 、 ξ_Q 以及非线性函数的高斯基宽度均为 1。定义的自适应律的初值为: $\hat{\vartheta}_V(0) = \hat{\vartheta}_h(0) = \hat{\vartheta}_\gamma(0) = \hat{\vartheta}_\theta(0) = \hat{\vartheta}_Q(0) = 0$ 。控制器参数的选取为: $c_V = 0.5$, $c_h = 0.04$, $c_\gamma = 150$, $c_\theta = 120$, $c_Q = 100$, $\tau_V = 10$, $\tau_h = 0.1$, $\tau_\gamma = 0.1$, $\tau_\theta = 0.01$, $\tau_Q = 0.01$, $\sigma_V = 1$, $\sigma_h = 0.1$, $\sigma_\gamma = 0.1$, $\sigma_\theta = 0.1$, $\sigma_Q = 0.1$ 。预设性能函数参数设计为: $\rho_{V0} = 30$, $\rho_{V\infty} = 2$, $l_V = 0.05$, $\rho_{h0} = \rho_{\gamma0} = \rho_{\theta0} = \rho_{Q0} =$

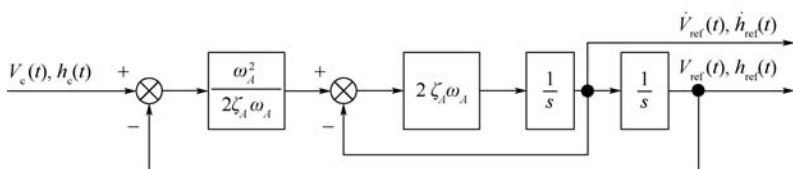


图 2 参考输入二阶模型结构

Fig. 2 Second-order model structure of reference input

$100, \rho_{h\infty} = \rho_{\gamma\infty} = \rho_{\theta\infty} = \rho_{Q\infty} = 20, l_h = l_\gamma = l_\theta = l_Q = 0.05, \kappa = \lambda = 1$ 。仿真中,高超声速飞行器的初始状态取值如表 1 所示。

通过 MATLAB/Simulink 搭建控制系统,采用步长为 0.01 s 的四阶 Runge-Kuta 法验证本文控制方法的有效性。在保持动压 $q = 90\,148\text{ Pa}$ 不变的前提下,要求巡航阶段高超声速飞行器在速度阶跃 100 m/s ,高度阶跃 100 m 作用下。控制的目的是要求系统输出跟踪给定的速度和高度参考指令并保证跟踪误差稳定在给定的预设性能范围内。为了检验控制律的鲁棒性,假设高超声速飞行器模型气动系数存在 $\pm 40\%$ 的摄动量,定义

表 1 高超声速飞行器的状态初值

Table 1 Hypersonic flight vehicle state initial value

参数	数值
$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	2500
h/m	27000
$\gamma/(\circ)$	0
$\theta/(\circ)$	1.5295
$Q/((\circ) \cdot \text{s}^{-1})$	0
η_1	0.2857
η_2	0.2350

$$C = \begin{cases} C_0 & 0 \leq t < 50\text{ s} \\ C_0(1 + 0.4\sin(0.1\pi t)) & t \geq 50\text{ s} \end{cases} \quad (86)$$

式中: C_0 为高超声速飞行器气动系数的标称值。

为了验证本文方法的优越性,将其与文献[27]中传统反演控制方法进行对比仿真,仿真结果如图 3~图 9 所示。由图 3 和图 4 可见,速度与高度均能准确跟踪参考输入,采用预设性能控制方法时的速度跟踪误差与高度跟踪误差均能够被限定在预设的区域内;与文献[27]方法相比,本文方法能够保证速度跟踪误差与高度跟踪误差具有较好的瞬态性能和稳态性能;当存在气动参数摄动时,本文方法的控制精度更高,也具有更强的鲁棒性。图 5 表明,2 种控制方法的航迹角控制效果并无很大差别,但本文方法的航迹角响应更平滑。虽然文献[27]方法的俯仰角与俯仰角速率响应更平滑,但采用本文方法时,这 2 个角度响应没有出现高频抖振,并且本文方法能够保证俯仰角以及俯仰角速率跟踪误差具有更好的动态性能与稳态精度。由图 6~图 8 可见,2 种控制方法的弹性状态与控制输入均没有高频抖振现象。图 9 表明,误差转换函数 $\varepsilon_V(t)$ 、 $\varepsilon_h(t)$ 、 $\varepsilon_\gamma(t)$ 、 $\varepsilon_\theta(t)$ 与 $\varepsilon_Q(t)$ 均有界。

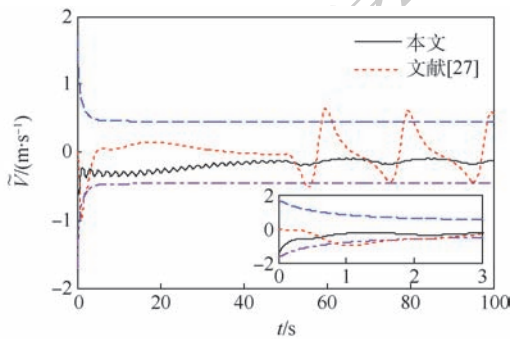
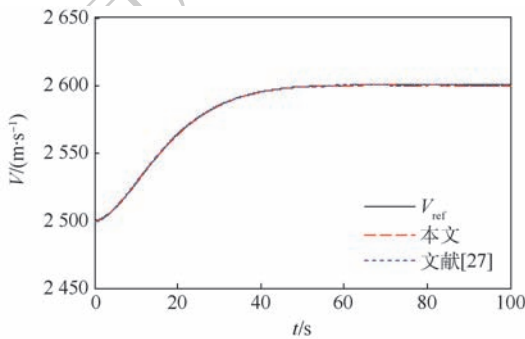


图 3 速度跟踪响应

Fig.3 Velocity tracking performance response

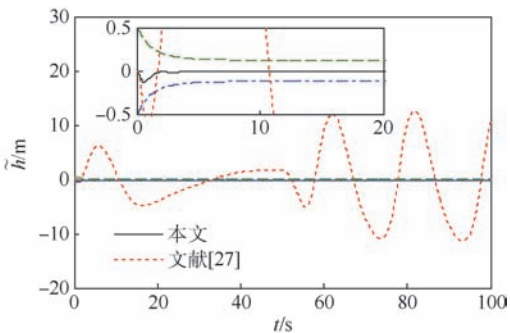
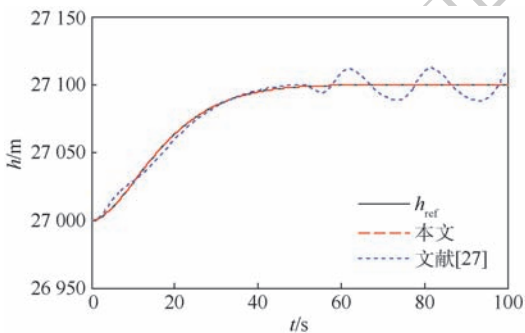


图 4 高度跟踪响应

Fig.4 Altitude tracking performance response

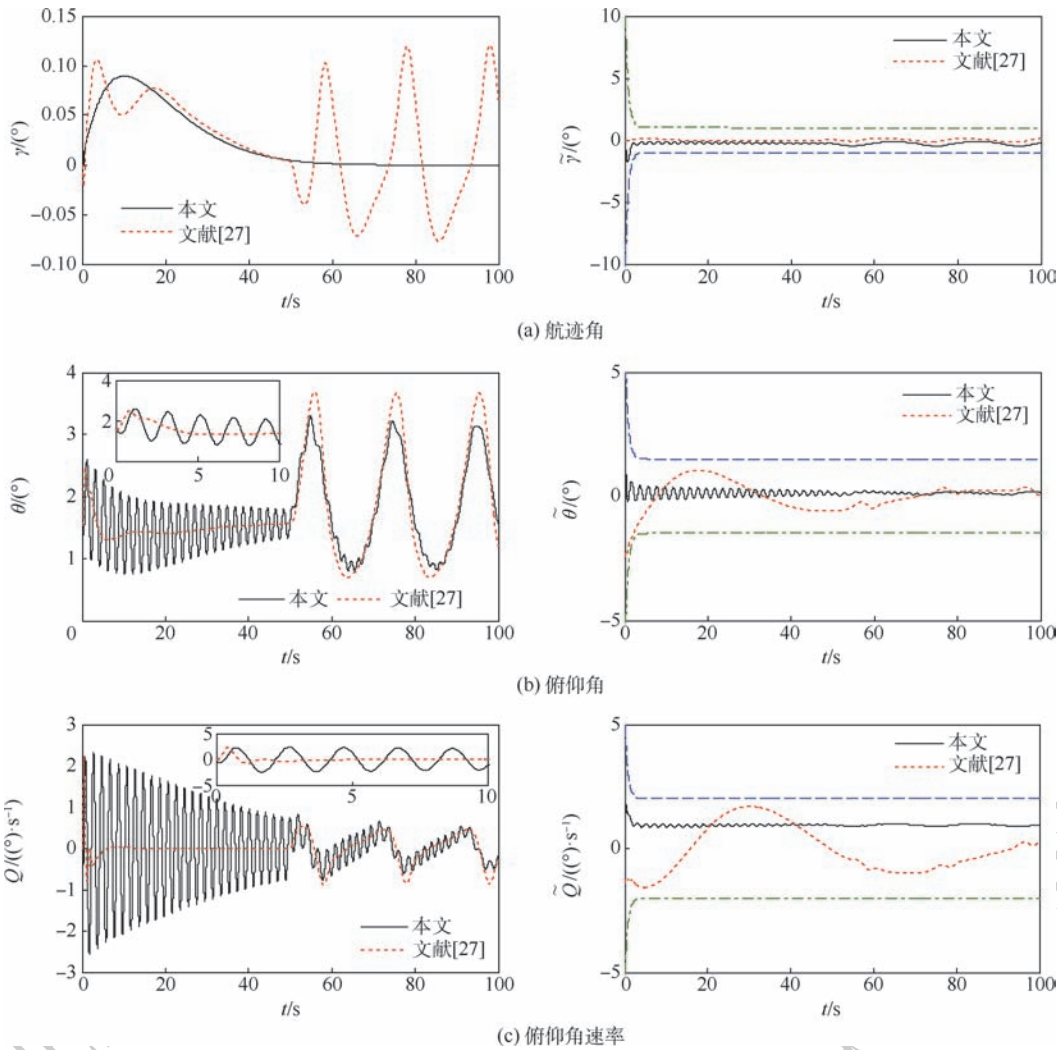


图 5 高度角曲线

Fig. 5 Curves of altitude angle

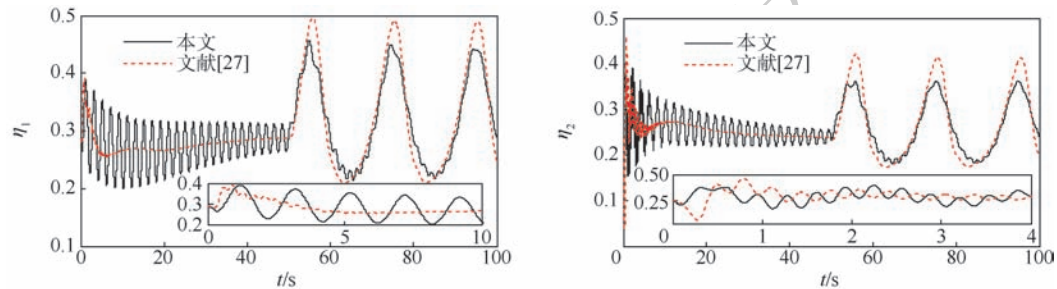


图 6 弹性状态

Fig. 6 Flexible states

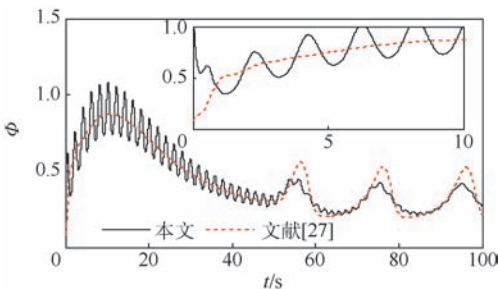


图 7 燃料-空气比
Fig. 7 Fuel-to-air ratio

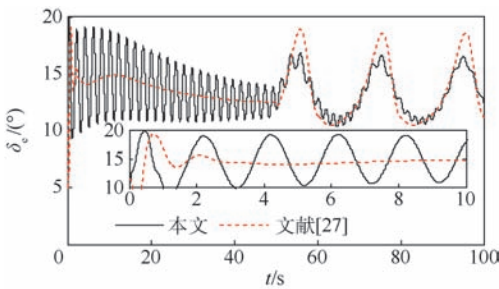


图 8 升降舵偏角
Fig. 8 Elevator declination

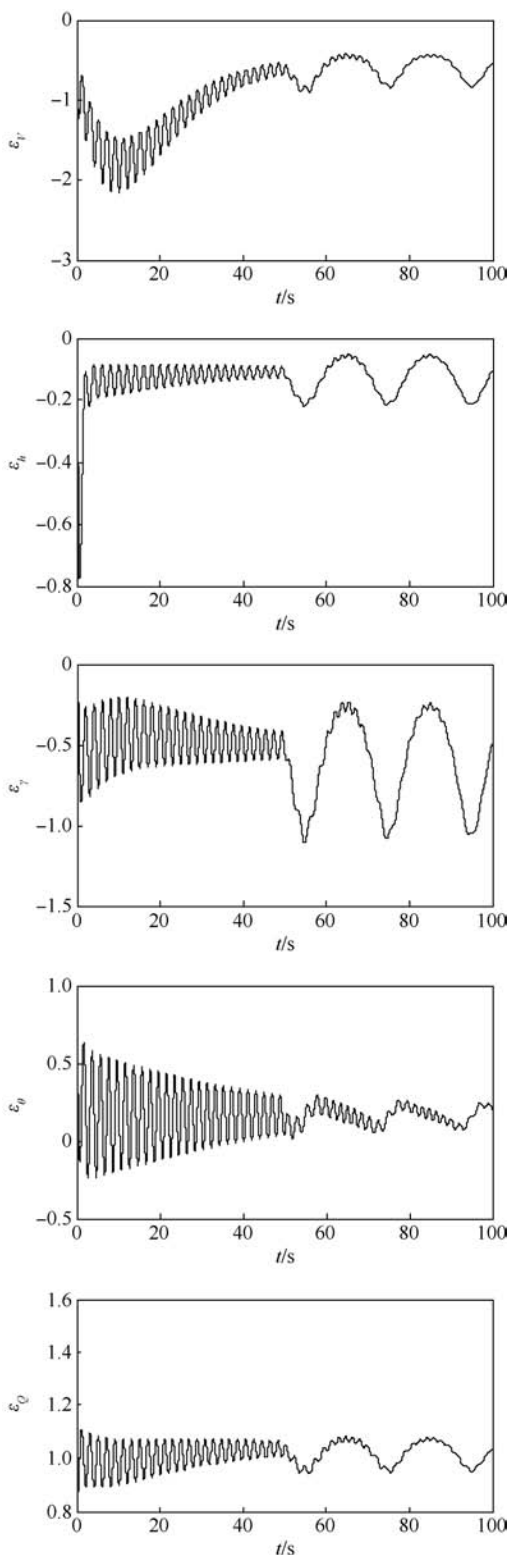


图9 转换误差函数

Fig.9 Conversion error function

4 结 论

针对高超声速飞行器纵向动力学模型设计了一种预设性能神经反演控制方法。

1) 通过构造预设性能函数,使得速度跟踪误差和高度跟踪误差能够同时满足预先设定的瞬态

性能和稳态精度。

2) 为了保证系统具有足够的鲁棒性应对参数及模型的不确定,在每个子系统反演控制器设计过程中的未知非线性函数引入 RBF 神经网络估计,在对不确定项逼近的过程中仅有一个参数需要实时更新,既有效将控制精度提高,又顺利避免了反演控制方法中的“微分膨胀问题”,并降低了计算量。

3) 基于 Lyapunov 函数证明了所有闭环系统均是有界的。仿真结果表明,同现有的反演控制器相比,本文所设计的控制方法可以很好地实现控制目标,满足预设性能且对未知的随机扰动具有较强的鲁棒性。

参考文献 (References)

- [1] 孙长银,穆朝絮,余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报,2013,39(11):1901-1913.
SUN C Y, MU C X, YU Y. Some control problems for near space hypersonic vehicles[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(11):1901-1913 (in Chinese).
- [2] 黄琳,段志生,杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用,2011,28(10):1496-1505.
HUANG L, DUAN Z S, YANG J Y. The challenge to control science of near space hypersonic vehicles[J]. Control Theory and Application, 2011, 28(10):1496-1505 (in Chinese).
- [3] SOLOWAY D I, OUZTS P J, WOLPERT D H, et al. The role of guidance, navigation, and control in hypersonic vehicle multi-disciplinary design and optimization: AIAA-2009-7329 [R]. Reston: AIAA, 2009.
- [4] 董朝阳,路遥,王青. 高超声速飞行器指令滤波反演控制[J]. 宇航学报,2016,37(8):957-963.
DONG Z Y, LU Y, WANG Q. Command filtered backstepping control for hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(8):957-963 (in Chinese).
- [5] FIORENTINI L. Nonlinear adaptive controller design for air-breathing hypersonic vehicles [D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.
- [6] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2):401-406.
- [7] BOLENDER M A, DOMAN D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2):374-387.
- [8] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3):856-869.
- [9] 李昭莹,余令艺,刘昊,等. 高超声速飞行器非线性鲁棒控制律设计[J]. 控制理论与应用,2016,33(1):62-69.
LI Z Y, YU L Y, LIU H, et al. Nonlinear robust controller design for hypersonic vehicles[J]. Control Theory & Applica-

- tions, 2016, 33(1): 62-69 (in Chinese).
- [10] XU H J, MIRMIRANI M D, IANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [11] 余朝军, 江驹, 甄子洋, 等. 高超声速飞行器弹性自适应控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(6): 1026-1031.
- YU C J, JIANG J, ZHEN Z Y, et al. A novel resilient adaptive control scheme for hypersonic vehicles[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(6): 1026-1031 (in Chinese).
- [12] ZONG Q, WANG F, SU R, et al. Robust adaptive backstepping tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle subject to input constraint[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(1): 10-25.
- [13] GAO D X, WANG S X, ZHANG H J. A singularly perturbed system approach to adaptive neural back-stepping control design of hypersonic vehicles[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2014, 73(1): 249-259.
- [14] BIN X. Robust adaptive neural control of flexible hypersonic flight vehicle with dead-zone input nonlinearity[J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 80(3): 1509-1520.
- [15] BECHLIOLIS C P, ROVITHAKIS G A. Robust adaptive control of feedback linearizable MIMO nonlinear systems with prescribed performance[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(9): 2090-2099.
- [16] BECHLIOLIS C P, ROVITHAKIS G A. Adaptive control with guaranteed transient and steady state tracking error bounds for strict feedback systems[J]. Automatica, 2009, 45(2): 532-538.
- [17] 王鹏飞, 王洁, 时建明, 等. 高超声速飞行器预设性能反演鲁棒控制[J]. 电机与控制学报, 2017, 21(2): 94-102.
- WANG P F, WANG J, SHI J M, et al. Prescribed performance back-stepping robustness control of a flexible hypersonic vehicle[J]. Electric Machines and Control, 2017, 21(2): 94-102 (in Chinese).
- [18] 张扬, 吴文海, 胡云安, 等. 基于全状态预设性能的受限制令反演控制器设计[J]. 控制与决策, 2018, 33(3): 479-485.
- ZHANG Y, WU W H, HU Y A, et al. Constrained command backstepping controller design under full state prescribed performance[J]. Control and Decision, 2018, 33(3): 479-485 (in Chinese).
- [19] 卜祥伟. 高超声速飞行器纵向运动非线性型控制技术[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2018: 16-18.
- BU X W. Nonlinear control technology for longitudinal motion of hypersonic vehicles[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2018: 16-18 (in Chinese).
- [20] BU X W, WU X Y, HUANG J Q, et al. Minimal-learning-parameter based simplified adaptive neural back-stepping control of flexible air-breathing hypersonic vehicles without virtual controllers[J]. Neurocomputing, 2016, 175: 816-825.
- [21] 李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术(下)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012: 469-473.
- LI H F. Hypersonic vehicles guidance and control technology (II)[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2012: 469-473 (in Chinese).
- [22] 唐意东, 李小兵, 夏训辉. 高超声速飞行器弱抖振反演滑模控制律设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2014, 17(6): 17-30.
- TANG Y D, LI X B, XIA X H. Design of weak buffet back stepping sliding mode control law for hypersonic vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014, 17(6): 17-30 (in Chinese).
- [23] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Back-stepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 805-810.
- GAO D X, SUN Z Y, LUO X, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Back-stepping method[J]. Control Theory and Application, 2008, 25(5): 805-810 (in Chinese).
- [24] SANNER R M, SLOTINE J E. Gaussian networks for direct adaptive control[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 1992, 3(6): 837-863.
- [25] 胡云安, 耿宝亮, 盖俊峰. 初始误差未知的不确定系统预设性能反演控制[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2014, 42(8): 43-47.
- HU Y A, GENG B L, GAI J F. Prescribed performance back-stepping control for uncertain systems with unknown initial errors[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2014, 42(8): 43-47 (in Chinese).
- [26] 卜祥伟, 吴晓燕, 马震, 等. 基于状态重构的吸气式高超声速飞行器鲁棒反演控制器设计[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(3): 314-319.
- BU X W, WU X Y, MA Z, et al. State-reconstruction-based robust backstepping controller of air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(3): 314-319 (in Chinese).
- [27] BU X W, WU X Y, ZHANG R, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739-1765.

作者简介:

李小兵 男, 教授。主要研究方向: 空天拦截器制导控制与仿真。

赵思源 男, 硕士研究生。主要研究方向: 空天拦截器制导控制与仿真。

Design of prescribed performance backstepping control method for hypersonic flight vehicles

LI Xiaobing^{1,*}, ZHAO Siyuan², BU Xiangwei¹, HE Yangguang²

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In order to solve the flight control problem of the air-breathing hypersonic vehicle, a new design method of neural inversion controller with prescribed performance was proposed. By constructing a prescribed performance function, it is ensured that the velocity tracking error and the altitude tracking error can converge to a desired area according to the prescribed convergence speed, overshoot amount and steady state error, and satisfy the preset transient performance and steady state accuracy of the system. Under the backstepping control design structure, the radial basis function (RBF) neural network was introduced to approximate the model unknown function and uncertainties, which improved the robustness of the control system. Only one parameter of the introduced RBF neural network needed to be updated online, which effectively improved the control accuracy, avoided the "differential expansion problem" in the backstepping control method, and reduced the burden of calculation. Finally, the simulation experiments verify the effectiveness and feasibility of the designed control system.

Keywords: hypersonic flight vehicles; prescribed performance; backstepping control; transient performance; radial basis function (RBF) neural network

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0481

舰载机弹射起飞影响因素分析及侧向控制律设计

吴文海^{1,*}, 宋立廷¹, 张杨¹, 汪节², 高丽¹

(1. 海军航空大学青岛校区 控制科学工程系, 青岛 266041; 2. 海军航空大学 教练机模拟训练中心, 葫芦岛 125001)

摘 要: 针对舰载机弹射起飞安全性问题, 对起飞过程中影响起飞安全的因素进行了详细分析, 建立了舰载机离舰上升段的非线性六自由度运动模型, 仿真研究了甲板的横摇、偏摆运动以及常值侧风干扰等因素对弹射起飞特性的影响。分析得出, 对舰载机离舰后滚转和侧滑运动起主要影响的是甲板横摇运动和侧风干扰。设计了基于非线性动态逆方法的控制器以保留模型的非线性特征, 实现对横侧向运动状态的解耦控制, 效果更佳。仿真结果表明, 设计的侧向控制律能够保证飞机的滚转角在离舰后 3 s 内满足不超过 5° 的安全准则要求, 且不会因侧风干扰出现明显的侧滑现象, 能够保证舰载机安全起飞。

关 键 词: 舰载机; 弹射起飞; 侧风扰动; 动态逆; 飞行控制

中图分类号: V212.13

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0662-10

舰载机弹射起飞的过程虽然很短暂, 但受到的力和力矩繁多, 其动力学特性具有明显的非线性, 所以基于传统的小扰动线性化技术已经无法满足弹射起飞过程建模和控制的需求, 采用非线性的建模方式是十分必要的。在舰载机弹射起飞过程中, 航母的甲板运动和侧风干扰等因素会使舰载机在离舰后出现姿态滚转和航迹偏移, 不利于安全起飞, 故需采取相应的控制策略。

当今的航母大国关于舰载机弹射起飞的研究开展较早且技术成熟, 但能够获取的资料很有限, 国内的相关研究主要集中在动力学建模^[1-3]、起飞环境的影响分析^[4-10]、机/舰适配性^[11]及飞行控制设计^[12-15]。其中, 有关弹射起飞控制设计的研究成果并不多, 大多是针对纵向运动特性, 多采用的是线性化模型和传统的 PID 控制方法。而舰载机离舰初期的侧向运动特性也十分重要, 文献[16]指出, 舰载机在离舰后的 3 s 内滚转角应

小于 5°, 否则飞机会有潜在的失控翻转危险, 或因纵向和侧向之间的耦合作用而导致升力减小、下沉量增大。近年来, 虽然已有科研人员对弹射起飞侧向运动的影响因素进行了仿真分析^[9-10], 但未对飞行过程加以控制。而在实际弹射作业过程中, 飞行员因承受载荷过大, 无法操控飞机, 因此只能依赖控制器自动控制飞机的姿态和轨迹。

本文借鉴相关文献对侧向影响因素的分析结果, 建立了舰载机离舰上升段的全量非线性运动模型, 研究了飞机离舰时多种可能的初始姿态以及受到侧风干扰作用后的运动特性, 并设计了基于非线性动态逆方法的控制器, 以保障飞机在离舰初期的起飞安全。

1 数学模型建立

综合考虑舰载机自身的气动特性和环境影响因素, 建立上升段舰载机的全量非线性运动模型,

收稿日期: 2018-08-16; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-09 13:29

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181108.1037.002.html

* 通信作者。E-mail: 441211638@qq.com

引用格式: 吴文海, 宋立廷, 张杨, 等. 舰载机弹射起飞影响因素分析及侧向控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 662-671. WU W H, SONG L T, ZHANG Y, et al. Analysis of factors affecting catapult take-off of carrier aircraft and design of lateral control law[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 662-671 (in Chinese).

并对弹射起飞过程侧向的相关影响因素进行建模。

1.1 舰载机的非线性运动模型

舰载机在离舰上升段主要受到发动机推力、气动力和重力的作用,受力分析如图1所示。图中: G 为飞机重力。

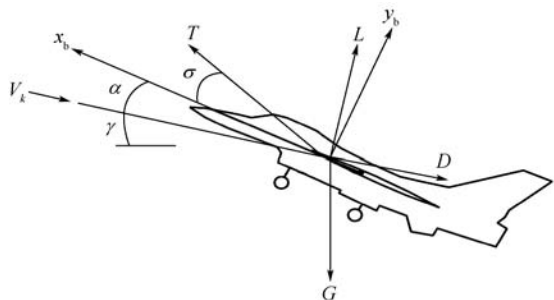


图1 舰载机离舰上升段受力分析示意图

Fig.1 Schematic of force analysis of carrier aircraft in climbing phase after leaving ship

采用国际标准坐标系,视飞机为刚体,忽略地球自转及曲率的影响,可得飞机动力学方程为

$$\begin{cases} m \frac{dV_k}{dt} = T \cos(\alpha + \sigma) \cos \beta - D + C \sin \beta \cos \beta + \\ L \cos \beta - mg \sin \gamma \\ m V_k \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = T(\sin \mu \sin(\alpha + \sigma) - \\ \sin \beta \cos \mu \cos(\alpha + \sigma)) + D \cos \mu \sin \beta \cos \beta + \\ C \cos \mu + L \sin \mu \\ - m V_k \frac{d\gamma}{dt} = T(-\sin \beta \sin \mu \cos(\alpha + \sigma) - \\ \cos \mu \sin(\alpha + \sigma)) - D \sin \mu \cos \beta \sin \beta + \\ C \sin \mu - L \cos \mu + mg \cos \gamma \end{cases} \quad (1)$$

飞机运动方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{1}{m V \cos \beta} (-L - \\ T \sin(\alpha + \sigma) + mg \cos \gamma \cos \mu) \\ \dot{\beta} = -r \cos \alpha + p \sin \alpha + \frac{1}{m V} (C \sin \beta - \\ T \sin \beta \cos(\alpha + \sigma) + mg \cos \gamma \sin \mu) \\ \dot{\mu} = (p \cos \alpha + r \sin \alpha) / \cos \beta + \frac{L}{m V} (\tan \gamma \sin \mu + \\ \tan \beta) + \frac{C}{m V} \tan \gamma \cos \mu \cos \beta - \\ \frac{T \cos(\alpha + \sigma)}{m V} \tan \gamma \cos \mu \sin \beta - \\ \frac{g}{V} \cos \gamma \cos \mu \tan \beta \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 为飞机的质量; g 为重力加速度; V 为舰

载机的空速值; V_k 为飞机的航迹速度; p 为飞机的滚转角; q 为飞机的俯仰角; r 为飞机的偏航角; γ 为飞机的航迹角; χ 为航迹偏转角; μ 为航迹滚转角; α 为飞机迎角; σ 为发动机安装角; T 为发动机推力; D 为飞行阻力; C 为飞机所受侧力; L 为升力。

三轴角运动方程为

$$\begin{cases} \dot{p} = -\frac{I_z^2 - I_y I_z + I_{zx}^2}{I_x I_z - I_{zx}^2} q r + \frac{(I_x - I_y + I_z) I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} p q + \\ \frac{I_z}{I_x I_z - I_{zx}^2} L_{roll} + \frac{I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} N \\ \dot{q} = -\frac{I_x - I_z}{I_y} p r - \frac{I_{zx}}{I_y} (p^2 - r^2) + \frac{1}{I_y} (M + T e) \\ \dot{r} = -\frac{(I_x - I_y + I_z) I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} q r + \frac{I_x^2 - I_x I_y + I_{zx}^2}{I_x I_z - I_{zx}^2} p q + \\ \frac{I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} L_{roll} + \frac{I_x}{I_x I_z - I_{zx}^2} N \end{cases} \quad (3)$$

式中: I_x 、 I_y 、 I_z 为飞机的惯性矩; I_{zx} 为飞机的惯性积; L_{roll} 、 N 、 M 分别为飞机的气动力滚转、俯仰、偏航力矩; e 为飞机的发动机推力偏心距。

轨迹运动方程为

$$\begin{cases} dx_g/dt = V_k \cos \gamma \cos \chi \\ dy_g/dt = V_k \cos \gamma \sin \chi \\ dz_g/dt = -V_k \sin \gamma \end{cases} \quad (4)$$

式中: x_g 、 y_g 、 z_g 为飞机位移在三个坐标轴上的分量。

1.2 航母运动模型

航母在航行时,受海风和浪涌的影响会作六自由度的复杂运动,其中对舰载机弹射起飞侧向影响较大的主要是横摇和偏摆运动,研究表明可用正弦波的组合来描述。在中等海况下:

横摇运动

$$\phi_s = 2.5 \sin(0.5t) + 3.0 \sin(0.52t) + 0.5 \quad (5)$$

偏摆运动

$$\psi_s = 0.25 \sin(0.7t) + 0.5 \sin(0.1t) \quad (6)$$

式中: ϕ_s 和 ψ_s 分别为甲板横摇角和偏摆角,°。

上述甲板运动综合影响的结果可导致舰载机在离舰时具有最大为 6° 的滚转角和最大为 0.7° 的偏航角^[16]。

1.3 侧风模型

为利于舰载机的弹射起飞,航母通常迎着海风行驶,即便如此,起飞方向难免与海风风向之间存在一定夹角,导致飞机受到侧向风的干扰。舰载机在舰面滑跑阶段,侧向甲板风会影响飞机的

侧滑角,但由于此时飞机受到舰面上多种外力的约束,由侧滑角改变引起的气动力变化对飞机的作用并不明显,故认为甲板风仅影响了离舰时的初始侧滑角。而离舰上升段,风速矢量的叠加使舰载机的空速方向发生了改变,从而影响飞机的运动。因此,定量研究叠加风速矢量后的附加侧滑角是建模的关键。

如图2所示,舰载机的原飞行速度 V_k 与飞机轴线的夹角为原侧滑角 β_k ,在叠加了风速 V_i 后,飞行速度 V_a 与飞机纵轴线的夹角,即侧滑角 $\beta_a = \beta_k + \beta_w$, $\beta_w = \arctan(V_w/V_k)$, V_w 为 V_i 垂直于 V_k 的分量^[17-18]。忽略 V_w 对 V_k 大小的影响。

由于侧滑角的改变,飞机的气动力和力矩会受到影响,因此考虑侧风干扰时,舰载机非线性模型中的 β 及与 β 相关的气动参数都用的是 β_a 。

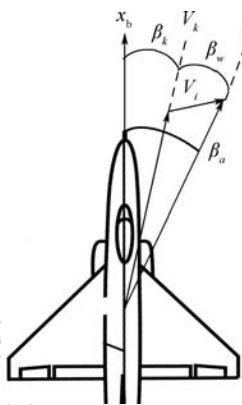


图2 侧风对于飞机侧滑角的影响示意图

Fig.2 Schematic of influence of crosswind on side-slip angle of aircraft

2 弹射起飞影响因素分析

2.1 纵向运动影响因素

舰载机弹射起飞的纵向安全边界准则包括离舰后的下沉量、飞机迎角以及在达到轨迹最低点之后的3 s内飞机的爬升率^[19],这些指标受以下诸多因素的影响。

1) 起飞质量。在弹射力和发动机推力一定的情况下,起飞质量将影响飞机在弹射冲程末端获得的末速度,若质量与弹射力和发动机推力不匹配,将可能会导致离舰后的下沉量增大^[11]。

2) 发动机推力。舰载机离舰后需要保持一定的剩余推力,以保证飞机能稳定爬升^[20]。因此,弹射过程中发动机始终保持加力状态有利于增大弹射末速度,可以提高弹射起飞的性能。

3) 弹射力。弹射力是飞机获得加速度的主要来源,会直接影响舰载机的弹射末速度,应根据

舰载机型号和实际载荷选取合适的弹射力大小^[11]。

4) 甲板风。在舰载机弹射起飞过程中,航母迎风行驶可以提高飞机相对大气的运动速度,相当于增大飞机空速,增加升力,减小飞机离舰后飞行轨迹的下沉量^[3]。舰艏气流也可以减小舰载机下沉量,增大离舰后的爬升率,且正向风速越大,对弹射起飞越有利。

5) 前起落架突伸。在弹射器动力冲程内,前起落架受到弹射器的牵引力而产生弹性形变,在冲程结束后,牵引力消失,起落架弹性势能释放而产生突伸作用,给舰载机施加抬头力矩,有助飞机建立起飞迎角^[21-22]。

6) 平尾预置偏角。由于弹射滑跑过程纵向过载很大,离舰初始飞行员无法操纵飞机,只能通过预置平尾偏角来调节飞机的起飞迎角,因此需根据需求设置合理的平尾预置偏角。

7) 航母纵摇。在甲板的多种运动中,影响纵向运动特性的有纵摇、升沉和垂荡,其中纵摇对下沉量影响较大。正纵摇角和向上的垂向速度会减小下沉量,负纵摇角和向下的垂向速度会增大下沉量^[4]。

8) 地效作用。舰载机离舰瞬间由于地效作用的消失会导致升力减小并产生低头力矩,是舰载机离舰后出现下沉量的主要诱因之一。增大弹射末速度并在飞机离舰后设计飞行控制系统稳定飞机姿态能够减小离舰后的下沉趋势。

2.2 侧向运动影响因素

影响舰载机弹射起飞离舰上升段侧向运动的因素如下^[19]:

1) 航母横摇。航母甲板横摇的运动赋予舰载机离舰瞬间的初始滚转角,如果在离舰后不能及时控制修正,将威胁舰载机的起飞安全。

2) 航母偏摆。航母的偏摆运动改变了舰艏的方向,相应地影响了舰载离舰时的航向,影响飞机的初始侧滑角和离舰后的航向稳定性^[23]。

3) 甲板风。如果航母的航行方向与海风风向存在一定夹角,则舰载机会受到侧向甲板风的作用,形成初始侧滑角,进而影响滚转角。

4) 弹射道偏角。极少数航母为了提升弹射效率,在斜角飞行甲板上设置了弹射器,在使用斜角甲板弹射起飞时,若飞机离舰后轨迹向靠近航母的方向偏离,会导致与舰艏距离过近,甚至发生碰撞,此时舰载机侧向控制的重要性尤甚^[8]。

5) 初始定位偏心。若舰载机进入弹射预定位置后,重心在甲板上的投影没有落在弹射器的

中心线内,则在弹射的过程中会产生轻微的摆振,最终影响舰载机的弹射末速度。不过一般情况下,影响并不明显,因此不必重点研究^[9]。

通过上述分析,舰载机离舰瞬间的滚转角和滚转角速度主要受航母横摇的影响,侧滑角主要受侧风的影响,偏航角主要受偏摆运动的影响。各种影响因素通过改变舰载机离舰时的初始角度和角速度,进而改变气动力矩,影响飞机的运动状态。对飞机离舰后气动特性影响较大的是侧滑状态和滚转运动,但横向和侧向运动之间又存在耦合作用,因此通过计算分析滚转角速度和侧风风速对飞机滚转力矩和偏航力矩影响的权重,并由此确定在耦合的横侧向运动中起主要作用的影响因素,以便更有针对性的设计控制器。

采用控制变量法,计算在不同滚转角速度和侧风风速的情况下,舰载机离舰时具有的滚转力矩,结果如图 3 所示。对比可见,滚转角速度对滚转力矩的影响作用更明显。

同理,在不同偏航角速度和侧风风速的情况下,舰载机离舰时具有的偏航力矩如图 4 所示。对比可见,侧风风速对偏航力矩的影响更明显。

综上所述,影响舰载机弹射起飞过程的各种因素如表 1 所示。

上述影响因素中,对飞机侧向运动起主要作用的包括航母甲板运动以及侧向风干扰,并且通过计算分析梳理了对舰载机气动特性的影响关系。因此,在后续的仿真中重点设置初始滚转角

表 1 舰载机弹射起飞影响因素
Table 1 Factors affecting catapult
take-off of carrier aircraft

	影响因素	影响指标
纵向	起飞质量	末速度
	发动机推力	末速度
	弹射力	末速度
	甲板风	末速度
	前起落架突伸	起飞迎角
	平尾预置偏角	起飞迎角
	航母纵摇	下沉量
	地效作用	下沉量
侧向	航母横摇	偏航角
	航母偏摆	侧滑角
	甲板风	侧滑角
	弹射道偏角	末速度
	初始定位偏心	末速度

速度和侧风风速的相应对照研究以分析对飞机离舰后运动状态的直接作用。

此外通过分析可知,舰载机弹射起飞的过程会受到很多因素的影响,使飞机的运动状态发生改变,而在弹射的过程中,因为生理因素飞行员又无法对飞机进行操控,因此必须要设计合适的控制器,对飞机离舰以后的飞行状态进行控制以保证起飞安全。

3 侧向控制律设计

有关舰载机弹射起飞纵向的控制律设计已进行了很多研究,取得了良好的控制效果,而对于侧向控制律的研究则鲜有涉及,这主要是因为横侧向运动之间存在耦合,控制难度大。而弹射起飞侧向的运动状态对于起飞安全性又十分重要,因此本文主要设计舰载机离舰上升段侧向控制律并进行仿真研究。文献[16]指出,舰载机在离舰后的 3 s 内滚转角应小于 5°,故选取滚转角作为飞机侧向安全性的主要评价指标。因在航迹坐标系下建模,采用的变量为航迹滚转角 μ ,虽不等同于 ϕ ,不过在侧滑角不大时,可近似认为两者相等,且当 μ 为零时可以得到此时 ϕ 也为零,因此设计控制律时,选取 μ 的期望值为零。因为考虑了常值侧风的干扰,飞机会出现附加侧滑角,这会增大起飞过程中的不确定性,为了满足起飞安全以及维持飞机运动平稳,不允许侧滑角变化过大,所以选取侧滑角期望值为零,以消除侧滑状态,抑制侧风干扰对起飞过程的影响。

由于飞机横向和侧向运动之间存在耦合作用,基于非线性建模时,若采用传统的 PID 控制方法,无法实现对系统的解耦,调试参数会非常困

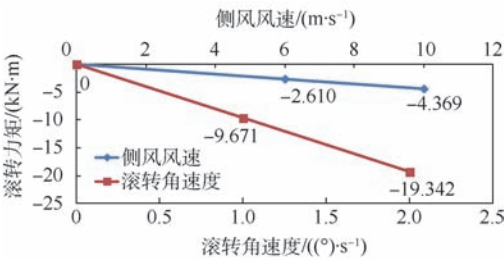


图 3 滚转力矩影响因素分析

Fig. 3 Analysis of factors affecting rolling moment

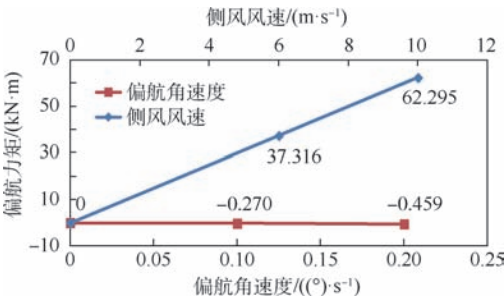


图 4 偏航力矩影响因素分析

Fig. 4 Analysis of factors affecting yaw moment

难,且控制效果较差。而非线性动态逆是考虑了飞机横向和侧向的运动特性以及控制舵面之间的耦合作用而综合设计的控制律,对系统进行了解耦,控制效果更优良;而且PID控制方法不考虑系统的模型,而非线性动态逆方法是依据系统的模型来进行控制器的设计,更具针对性,精确度更高。因此,本文采用非线性动态逆的方法设计弹射起飞离舰上升段控制律。

根据时标分离的原则,将舰载机动力学变量分成快慢不同的4组,每组子系统包含3个变量:极慢状态 $\mathbf{x}_0 = [x_g \ y_g \ z_g]^T$;非常慢状态 $\mathbf{x}_3 = [V \ \chi \ \gamma]^T$;慢状态 $\mathbf{x}_2 = [\alpha \ \beta \ \mu]^T$;快状态 $\mathbf{x}_1 = [p \ q \ r]^T$ 。并根据控制需求,设计快状态和慢状态变量的控制器^[24]。图5为非线性动态逆控制系统的结构。

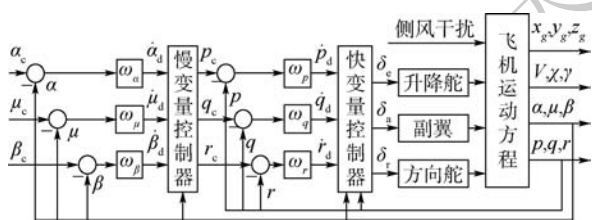


图5 弹射起飞非线性动态逆控制系统结构

Fig.5 Structure of catapult launch nonlinear dynamic inverse control system

3.1 快状态回路设计

选取变化最快的角速度式(3)为快变量,将快变量状态方程改写成与飞机状态和控制作用有关的两部分。通过将气动力矩 L_{roll} 、 M 与 N 的计算式中的操纵量 $(\delta_a, \delta_e \text{ 及 } \delta_r)$ 分离为单独的控制输入阵 $\mathbf{g}_f(\mathbf{x}_f)$,并将其余项写入到 $\mathbf{f}_f(\mathbf{x}_f)$ 中,可以得到仿射型结构的快状态回路表达式为

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{f}_f(\mathbf{x}_f) + \mathbf{g}_f(\mathbf{x}_f) \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{x}_f = [T, V, \gamma, \alpha, \beta, \mu, p, q, r]^T$; $\mathbf{g}_f(\mathbf{x}_f)$ 为操纵量输入的增益阵,表示舵面偏转对角加速度的影响。使用期望值 $\dot{p}_d, \dot{q}_d, \dot{r}_d$ 替代式(7)中的 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$,通过求逆可得为达到期望指令所需的控制输入应具有的控制量。

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = \mathbf{g}_f^{-1}(\mathbf{x}_f) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \mathbf{f}_f(\mathbf{x}_f) \right\} \quad (8)$$

快状态回路设计的目的是对3个加速度状态 p, q, r 进行线性化解耦控制。式(8)中快状态理想的动态响应 $\dot{p}_d, \dot{q}_d, \dot{r}_d$ 可通过相应期望指令输入

与实际反馈值的差值乘以适当增益 $(\omega_p, \omega_q, \omega_r)$ 表示:

$$\begin{cases} \dot{p}_d = \omega_p(p_c - p) \\ \dot{q}_d = \omega_q(q_c - q) \\ \dot{r}_d = \omega_r(r_c - r) \end{cases} \quad (9)$$

式中:根据实际仿真需要,选取回路带宽 $\omega_p = \omega_q = \omega_r = 10 \text{ rad/s}$;快状态的指令信号 p_c, q_c, r_c 由慢回路控制器产生。

3.2 慢状态回路设计

慢状态回路是包围快状态控制律的外回路。慢状态回路的输出为快状态回路的期望输入,选取 α, β, μ 为相应的慢状态,通过将式(2)中的角速度量分离为输入变量,可将其写为仿射型结构:

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = \mathbf{f}_s(\mathbf{x}_s) + \mathbf{g}_s(\mathbf{x}_s) \begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} + \mathbf{g}_{s'}(\mathbf{x}_s) \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{x}_s = [T, V, \gamma, \alpha, \beta, \mu]^T$ 。为了简化动态逆的计算,这里忽略舵面产生的力的影响,如果忽略快回路的动态响应过程,根据与内回路相似的设计方法,相应的快状态指令信号 p_c, q_c, r_c 为

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \mathbf{g}_s^{-1}(\mathbf{x}_s) \left\{ \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_d \\ \dot{\beta}_d \\ \dot{\mu}_d \end{bmatrix} - \mathbf{f}_s(\mathbf{x}_s) \right\} \quad (11)$$

式中: $\dot{\alpha}_d, \dot{\beta}_d$ 和 $\dot{\mu}_d$ 代表慢状态理想的动态响应,由如下线性反馈回路生成:

$$\begin{cases} \dot{\alpha}_d = \omega_\alpha(\alpha_c - \alpha) \\ \dot{\beta}_d = \omega_\beta(\beta_c - \beta) \\ \dot{\mu}_d = \omega_\mu(\mu_c - \mu) \end{cases} \quad (12)$$

其中: $\omega_\alpha = \omega_\beta = \omega_\mu = 2 \text{ rad/s}$ 。

慢状态指令信号 α_c, β_c, μ_c 根据需要给定期望输入。由于本文重在研究侧向运动特性,故不对迎角做过多限制,在仿真时仅给定 β_c, μ_c 的期望值进行分析研究。

4 仿真分析

本文以某型舰载机为例,采用式(1)~式(4)的非线性运动模型,弹射离舰的初速度为 52 m/s ,迎角为 0° ,发动机推力为 $8.7 \times 10^4 \text{ N}$,飞机初始滚转角和侧滑角主要受到航母甲板运动的影响,甲板运动的模型已由式(5)和式(6)给出。飞机在离开舰面前是固连于航母甲板的,因此可以认为舰载机离舰时的滚转角等于航母的横摇角,偏航角等于航母的航向偏摆角,侧滑角取决于航母的行驶方向与海风风向之间的角度。为减小侧向

风的干扰,通常会调整航母的前进方向使甲板风的角度不大于 30°。选取 2 种典型的航母甲板运动的初相位,通过计算得到飞机离舰时的初始角度及角速度(见表 2),并设置无初始偏差的状态作对比验证。

侧向初始状态如表 2 所示,不加入侧风干扰时,仿真结果如图 6 所示。

由图 6 可见,舰载机在具有所取的初始状态时,滚转角不能满足离舰后最初 3 s 内小于 5°的要求,甚至随着时间推移继续增大。而由于侧向运动的耦合性,飞机也会出现侧滑。不难看出,甲板运动对舰载机离舰后的飞行状态具有很重要的影响,若不加以控制,滚转角不能满足安全条件,且会出现侧滑和航向偏移,威胁起飞安全。

采用表 2 的工况 1 作为初始状态,加入侧风模型,取风向角度为航母行进方向的右前方 30°,风速大小根据海况等级分别取 6、10、16 m/s(即三、五、七级海况),仿真结果如图 7 所示。

由图 7 可见,飞机离舰时无初始偏角,离舰后受到右侧风影响,滚转角出现波动态势,幅值均

未超出安全要求量,侧滑角呈正负交替振荡态势。与图 6 对比可发现,侧风对舰载机离舰后的滚转角影响不如甲板运动大,但会产生较大的侧滑角。

为研究侧风与甲板运动对舰载机离舰后运动状态的综合影响,取表 2 的工况 2,分别选取风向角度为航母行进方向的右前方 30°和左前方 30°,风速取 6 m/s,观察不同风向下,舰载机具有初始偏角时的运动特性,如图 8 所示。

表 2 某舰载机离舰时的初始角运动状态

Table 2 Initial angle motion state when a carrier aircraft is leaving ship				
工况	滚转角/ (°)	滚转角速度/ (°·s ⁻¹)	偏航角/ (°)	偏航角速度/ (°·s ⁻¹)
1	0	0	0	0
2	4.3	1.98	0.3	0.13
3	6.0	0.1	0.36	-0.04

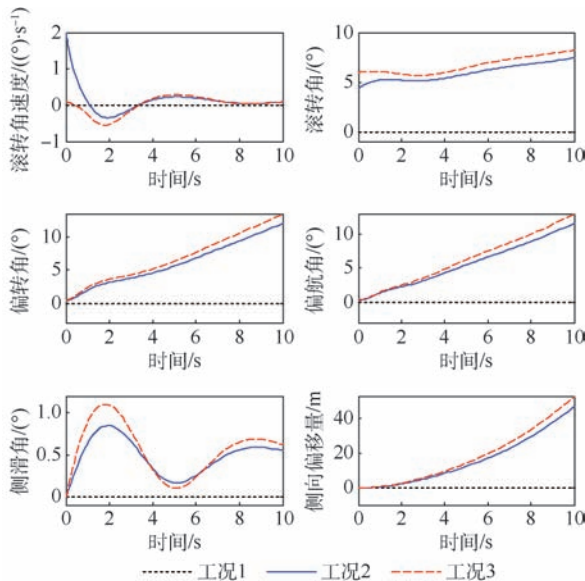


图 6 甲板运动对飞机离舰后运动状态的影响
Fig. 6 Effect of deck motion on motion state of aircraft after leaving ship

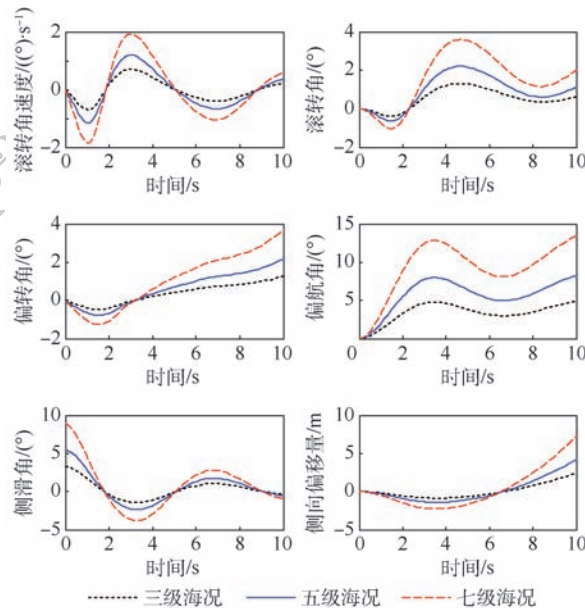


图 7 侧风干扰对飞机离舰后运动状态的影响
Fig. 7 Effect of crosswind interference on motion state of aircraft after leaving ship

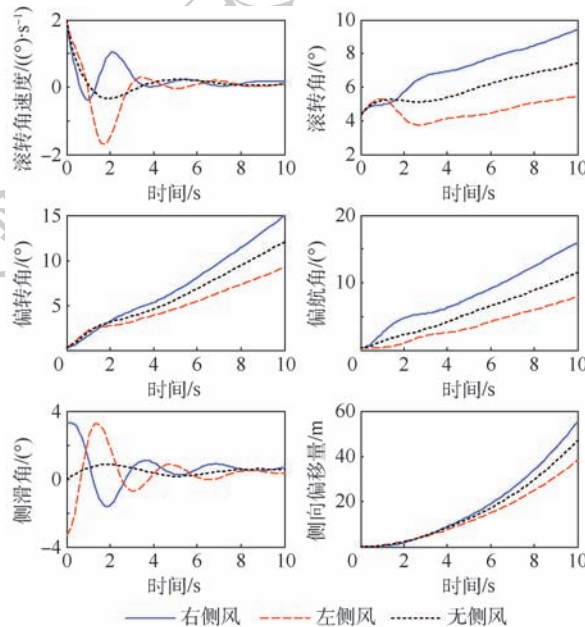


图 8 不同风向的侧风对飞机离舰后运动状态的影响
Fig. 8 Effect of crosswind with different wind directions on motion state of aircraft after leaving ship

由图 8 可见,飞机在离舰时具有右滚转姿态,若受右侧风干扰,舰载机的滚转角会进一步增大,航迹偏转也更严重;若受左侧风干扰,舰载机的滚转角在初期会略微减小,而随后也会逐渐增大,航向偏转变化稍缓,但在由滚转运动引起的航向偏转的情况中没有改变总体变化趋势。不难看出,风向不同,虽然角度变化趋势略有差别,但并没有改变飞机最初的右滚转和右偏航状态,侧滑角则均呈正负振荡态势。

因此,舰载机离舰时因甲板运动导致的初始滚转角和角速度会使上升段中的滚转运动以及由滚转所引起的偏航运动产生明显的变化,可见甲板横摇运动对舰载机离舰后的侧向运动特性有明显的影响。而且通过分析可知,在甲板运动和侧风干扰的综合影响下,舰载机的运动状态可能会超出侧向安全准则的边界条件。所以,设计侧向控制律对舰载机弹射起飞的安全性十分重要。

第 3 节已论述了本文采用非线性动态逆方法是因为在舰载机离舰上升段控制中,横侧向之间耦合作用引起 PID 控制方法调参困难,效果不佳。在此,首先进行仿真验证,对比 2 种方法的差别。

对于 PID 控制方法,引入 β 作为方向舵反馈信号,引入 μ 作为副翼反馈信号,通过反复试验,得出控制效果相对良好的参数设置。取表 2 的工况 2 作为初始状态,并加入 10 m/s 的侧风,风向为右前方 30°,设置 β_e 和 μ_e 的期望值均为 0°,分别应用第 3 节所设计的非线性动态逆控制律和 PID 控制律,由图 9 可见,PID 控制律选取的主要反馈变量能够收敛到期望值,但收敛速度和效果都不理想,且偏航角和航迹偏移量等出现了较大偏差,远不如采用非线性动态逆的方法精确和稳定,难以满足舰载机离舰上升段的控制目标。

因此,引入本文设计的非线性动态逆控制律,取表 2 的工况 2 和工况 3 作为初始状态,加入 6 m/s 的侧风,风向为右前方 30°,设置 β_e 和 μ_e 的期望输入均为 0°,仿真结果如图 10 所示。

图 10 与图 7 对比可见,加入非线性动态逆控制律后,飞机的滚转角迅速减小,最终能稳定于 0°;削弱了侧滑角的振荡幅度,对航向偏移也起到了抑制作用。侧向偏移量则由自然状态下的几十米缩减到不足 1 m,控制效果明显。

取表 2 的工况 2 作为初始状态,加入侧风,风向为右前方 30°,风速大小根据海况等级分别取 6、10、16 m/s,引入非线性动态逆控制律,依然设置 β_e

和 μ_e 的期望输入均为 0°,仿真结果如图 11 所示。

图 11 与图 8 对比可见,加入非线性动态逆控制律后,飞机的滚转角能迅速减小,并最终稳定于 0°。飞机侧滑角初期出现波动,随后也能稳定于 0°附近,侧向偏移量在控制律的作用下不超过 1 m,控制效果依然明显。

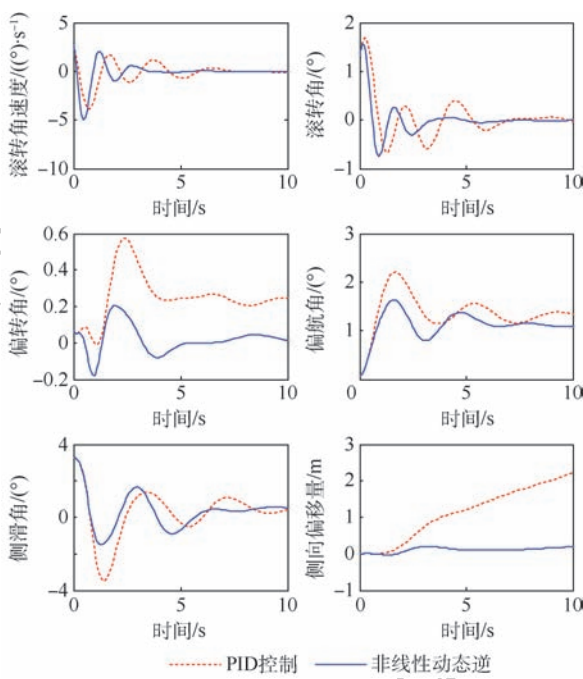


图 9 PID 控制方法与非线性动态逆方法效果对比
Fig.9 Comparison of PID control method and nonlinear dynamic inverse method

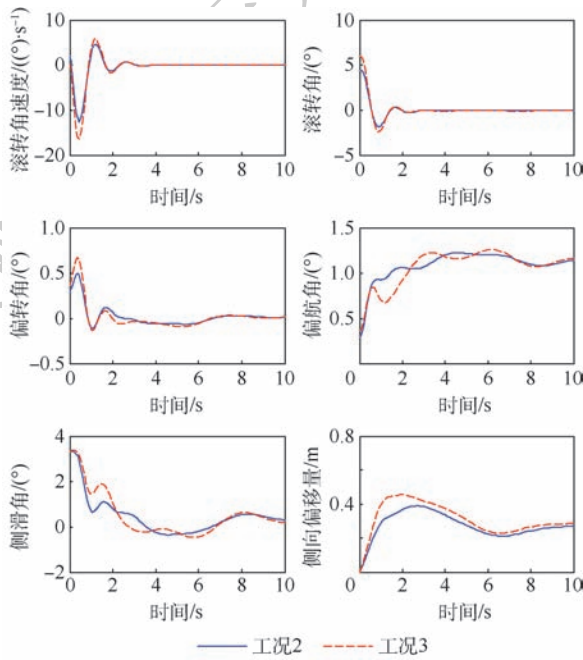


图 10 非线性动态逆控制律作用对飞机离舰后运动状态的影响
Fig.10 Effect of nonlinear dynamic inverse control law on motion state of aircraft after leaving ship

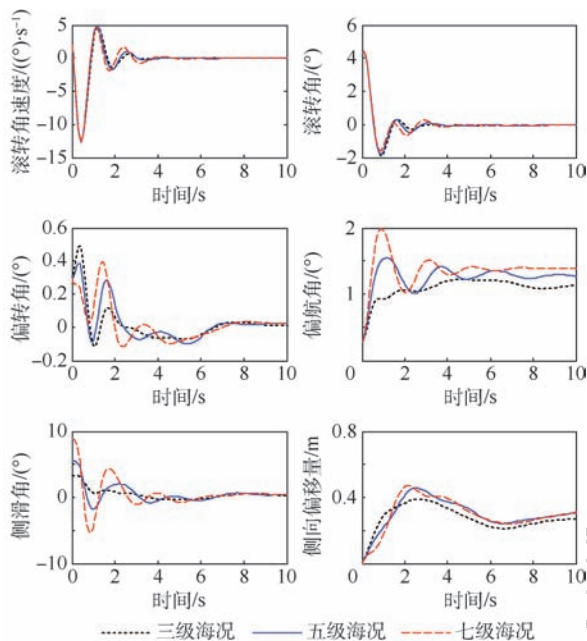


图11 非线性动态逆控制律作用下侧风干扰对飞机离舰后运动状态的影响

Fig.11 Effect of crosswind interference on motion state of aircraft after leaving ship under nonlinear dynamic inverse control law

5 结 论

1) 对舰载机弹射起飞过程中可能影响起飞安全的各种因素进行了详尽分析,建立了舰载机离舰上升段的六自由度非线性运动模型,着重对影响侧向运动特性的主要干扰因素进行仿真,结果表明甲板运动的影响比侧风干扰要更明显。

2) 开展的弹射起飞控制律设计的研究对中国未来的舰载机设计及起飞技术的发展有着重要的技术储备价值,研究成果可以为中国今后航空母舰作战力量的提升和舰载机弹射起飞技术的发展奠定一定的理论基础。

3) 采用了非线性动态逆方法针对侧向运动特性设计快、慢2个状态回路的控制律,并仿真验证了控制系统能在短时间内消除舰载机的滚转姿态,防止飞机出现严重的侧滑,抑制侧风干扰对舰载机上升段的飞行姿态和航向的影响,保障起飞安全。

4) 采用的非线性动态逆方法是最基本的形式,需要指出的是,其需要对象的数学模型较为精确,若模型存在误差,则可以考虑将鲁棒控制或滑模控制的一些理论与动态逆方法相结合,以获得更好的控制效果,可成为未来的研究方向。

参考文献 (References)

- [1] 王俊彦,吴文海,高丽,等. 舰载机弹射起飞建模与控制[J]. 飞机设计,2010,30(2):10-13.
WANG J Y, WU W H, GAO L, et al. Modeling and control of launching and taking-off of shipboard aircraft[J]. Aircraft Design, 2010, 30(2): 10-13 (in Chinese).
- [2] 王萌辉,赵波. 舰载飞机起降动力学研究[J]. 飞机设计, 1997(1):21-33.
WANG M H, ZHAO B. Research on dynamics of shipborne aircraft taking off and landing[J]. Aircraft Design, 1997(1): 21-33 (in Chinese).
- [3] 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 analysis of the factors of launching and taking off of carrier-based aircraft in complex environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 877-881 (in Chinese).
- [4] 贾忠湖,高永,韩维. 航母纵摇对舰载机弹射起飞的限制研究[J]. 飞行力学,2002,20(2):19-21.
JIA Z H, GAO Y, HAN W. Research on the limitation of aircraft carrier's panning to the launch of shipborne aircraft[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(2): 19-21 (in Chinese).
- [5] 蔡丽青,江驹,王新华,等. 甲板运动对舰载机弹射起飞特性的影响[J]. 飞行力学,2014,32(2):105-109.
CAI L Q, JIANG J, WANG X H, et al. Influence of deck motion on ejection characteristics of carrier aircraft[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(2): 105-109 (in Chinese).
- [6] 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 influence of ship surface motion on ejection takeoff characteristics[J]. Flight Dynamics, 1994, 12(1): 57-63 (in Chinese).
- [7] 贺少华,刘东岳,谭大力,等. 载机舰船气流场相关研究综述[J]. 舰船科学技术,2014,36(2):1-7.
HE S H, LIU D Y, TAN D L, et al. A review of research on air-flow fields of carrier ships[J]. Ship Science and Technology, 2014, 36(2): 1-7 (in Chinese).
- [8] 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, LE T, et al. Influence of asymmetry on the safety of launching takeoff of carrier aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(2): 363-374 (in Chinese).
- [9] 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. The influence of off-center positioning on the attitude of the aircraft during the ejection process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 10-14 (in Chinese).
- [10] 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 catapult takeoff in shipborne engine eccentricity [J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34 (2): 10-14 (in Chinese).

[11] 刘星宇, 许东松, 王立新. 舰载飞机弹射起飞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. Parameter adaptation characteristics of ship-based aircraft for catapult takeoff [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31 (1): 102-108 (in Chinese).

[12] 朱熠. 舰载机起飞控制与仿真技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

ZHU Y. Research on take-off control and simulation technology of carrier aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

[13] 朱熠, 江驹, 甄子洋, 等. 舰载机弹射起飞上升段控制律研究 [J]. *电光与控制*, 2012, 19 (2): 13-16.

ZHU Y, JIANG J, ZHEN Z Y, et al. Research on control law of shipborne aircraft launching and rising section [J]. *Electronics Optics & Control*, 2012, 19 (2): 13-16 (in Chinese).

[14] 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 Z Z, FENG J B. Automatic control flight of shipborne aircraft ejection and take-up section [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1995, 27 (4): 431-438 (in Chinese).

[15] 程世超. 舰载机弹射起飞参数优化及自动控制飞行的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.

CHENG S C. Study on parameters optimization and automatic control flight of aircraft launching and launching [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012 (in Chinese).

[16] 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.

[17] 吴文海. 飞行综合控制系统 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.

WU W H. Flight integrated control system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2007 (in Chinese).

[18] COLLINSON R P G. Introduction to avionics systems [M]. Berlin: Springer, 2009.

[19] LUCAS C B. Catapult criteria for a carrier-based airplane: AD702814 [R]. Washington, D. C.: Naval Air Systems Command, 1968.

[20] 甄子洋, 江驹, 王新华, 等. 舰载机不同弹射系统的弹射过程 [J]. *电光与控制*, 2012, 19 (5): 7-10.

ZHEN Z Y, JIANG J, WANG X H, et al. The ejection process of different ejection systems for carrier-based aircraft [J]. *Electronics Optics & Control*, 2012, 19 (5): 7-10 (in Chinese).

[21] 胡淑玲, 林国锋. 前起落架突伸对舰载机起飞特性的影响 [J]. *飞行力学*, 1994 (1): 28-34.

HU S L, LIN G F. Influence of the outrigger stretching on the takeoff characteristics of carrier aircraft [J]. *Flight Dynamics*, 1994 (1): 28-34 (in Chinese).

[22] 郑本武. 前起落架突伸对舰载飞机弹射起飞航迹的影响 [J]. *南京航空航天大学学报*, 1994, 26 (1): 27-33.

ZHENG B W. Influence of the outrigger stretching on the catalytic take-off track of shipborne aircraft [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1994, 26 (1): 27-33 (in Chinese).

[23] 朱齐丹. 航母舰载机安全起飞、着舰技术 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2016: 86-87.

ZHU Q D. Safe take-off and landing technology of aircraft carrier aircraft [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2016: 86-87 (in Chinese).

[24] 韩英华, 范彦铭. 基于非线性动态逆的无人机自动着陆控制系统 [J]. *航空学报*, 2008, 29 (增刊): 66-72.

HAN Y H, FAN Y M. Automatic landing control system for UAV based on nonlinear dynamic inversion [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29 (Sup.): 66-72 (in Chinese).

作者简介:

吴文海 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 精确制导与飞行控制。

宋立廷 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器智能制导技术。

Analysis of factors affecting catapult take-off of carrier aircraft and design of lateral control law

WU Wenhai^{1,*}, SONG Liting¹, ZHANG Yang¹, WANG Jie², GAO Li¹

(1. Control and Engineering Department, Qingdao Branch, Naval Aviation University, Qingdao 266041, China;

2. Trainer Simulation Training Center, Naval Aviation University, Huludao 125001, China)

Abstract: The various factors affecting the carrier aircraft catapult take-off safety are analyzed in detail. The nonlinear six-degree-of-freedom motion model of the aircraft in climbing phase is established. The effect of the rolling and yaw motion and crosswind on the catapult take-off characteristics is simulated and analyzed, and it is found that the main influences on the rolling and side-slip movement of the carrier aircraft after leaving the ship are the deck rolling motion and crosswind disturbance respectively. The nonlinear dynamic inverse control method is proposed to keep the nonlinear features of the model, make the result more precise, and realize the decoupling control of directional and lateral motion states. The simulation result indicates that the designed lateral control law can ensure that the rolling angle of the aircraft meets the safety criterion of not exceeding 5° within 3 seconds after leaving the ship and that there will be no obvious side-slip phenomenon due to crosswind disturbance, which can guarantee the safe take-off of carrier aircraft.

Keywords: carrier aircraft; catapult take-off; crosswind disturbance; dynamic inverse; flight control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0573

低动能来流下背负式进气道非定常流动特性分析



刘志敏¹, 闫盼盼², 张群峰^{2,*}, 黎星佐¹, 孙超³

北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京交通大学 土木建筑工程学院, 北京 100044;

3. 中国航空工业集团有限公司 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 为了改善飞翼布局背负式 S 弯进气道低动能来流状态下的流动性能, 采用改进的延迟分离涡模拟 (IDDES) 方法对原型及改进型背负式进气道流场进行了数值模拟研究, 对比分析了进气道流量特性及内部脉动压力特性。结果表明: 低动能来流时背负式进气道上部唇口附近存在很大的气流转折角, 导致唇口产生分离涡; 原型进气道唇口分离涡强度高, 高能量分离涡在进气道顶部破裂产生了大范围旋涡结构, 进一步加剧了流动分离, 从而引发进气道内产生强烈的压力脉动, 声压级最大幅值高达 145 dB; 改进型进气道唇口分离涡得到了有效控制, 强度大幅下降, 进气道内部压力脉动幅值也显著降低, 声压级降幅达 8 dB; 改进型进气道分离的抑制使进气道有效流通截面积增大, 质量流量增加。同时, 流场出口品质提升, 进气道出口综合畸变指数降低了 9.5%。

关 键 词: 背负式 S 弯进气道; 分离流动; 改进的延迟分离涡模拟 (IDDES); 压力脉动; 流量

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0672-09

良好的隐身性能可以提升战斗机的生存能力和战斗力, 已成为评价新一代飞行器的重要指标。背负式 S 弯进气道可以大幅降低进气系统的雷达反射面积, 提升战斗机隐身性能, 在无人机设计中得到了广泛的应用。针对背负式 S 弯进气道的设计及气动特性研究, 国内外已开展了一些研究工作。李大伟等^[1-2]设计了一种适用于无人机的背负式 S 形进气道, 随后探究了采用流场控制技术改善背负式 S 弯进气道出口流场分布, 降低畸变指数。郁新华等^[3]利用风洞试验探究了背负式进气道在不同迎角和侧滑角时的气动特性。谭慧俊和郭荣伟^[4-5]设计了一种背负式无隔道进气道, 其选取的进口鼓包能够有效地隔除机身上表面的附面层。Shi 和 Guo^[6]设计了一种锯齿形入口背负式 S 弯进气道, 并对不同迎角和偏航角下

进气道流动特性进行了分析。Zhang 等^[7]采用数值模拟方法探究了无人机背负式进气道总压恢复系数和流量系数随迎角的变化规律。Murakami^[8]给出了一种适用于超声速无人机的背负式进气道设计方案, 得到了较好的总压恢复和流量特性。张乐等^[9]对比研究了三角形、矩形和梯形进口形状对进气道气动及隐身性能的影响。孔德英等^[10]提出了一种背负式 S 弯进气道辅助进气门设计方案。徐诸霖等^[11]基于五孔探针的测量方法对 S 弯进气道旋流畸变进行了评估。张航等^[12]对背负式狭缝进口进气道进行了设计和仿真研究, 得到了进气道的流动特性和工作特征。但上述研究大多侧重于高动能来流时进气道工作特性, 针对低动能来流条件下进气道气动特性的研究相对较少, 某些无人机在低动能来流条件下

收稿日期: 2018-09-28; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-27 09:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.1048.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (11772314); 装备预研领域基金课题 (6140206040316JW17001)

* 通信作者: E-mail: zhangqunfeng@263.net

引用格式: 刘志敏, 闫盼盼, 张群峰, 等. 低动能来流下背负式进气道非定常流动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 672-680. LIU Z M, YAN P P, ZHANG Q F, et al. Unsteady flow characteristics of dorsal inlet under low-energy inflow [J].

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 672-680 (in Chinese).

进行地面测试时,进气道内出现强烈的压力脉动,导致进气道结构疲劳破坏,严重影响进气道的性能。

低速时飞机冲压能量降低,基本上依赖发动机本身抽吸能力使气流加速到压气机入口所需速度。由于机身的影响,气流主要由两侧和上部吸入进气道,而且上下气流流动极不均匀,对于追求高隐身特性的无人机来说,采用尖唇缘大后掠的进口形式,在唇口绕流处容易出现分离,导致进气道性能下降,因此针对唇口后掠角度对进气道分离流动的影响需要深入探究。

本文采用改进的延迟分离涡模拟(Improved Delayed Detached-Eddy Simulation, IDDES)方法、高质量的计算网格和高精度计算格式对飞翼布局无人机背负式进气道低动能来流时流场特性进行数值模拟,研究唇口分离流动对进气道性能及其内部压力脉动特性的影响,并通过改型设计对唇口分离流动进行控制改进,降低分离带来的不利影响,提升低动能来流时进气道性能。

1 数值计算方法

1.1 改进的延迟分离涡模拟方法

本文研究问题涉及显著的分离流动,IDDES方法求解该类问题较为适合,因此选用其进行湍流模拟^[13-15],公式如下:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \mathbf{U}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] + P_k - D_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \omega \mathbf{U}) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_\omega \frac{\nabla k \cdot \nabla \omega}{\omega} + \alpha \frac{\rho}{\mu_t} P_k - \beta \rho \omega^2 \quad (2)$$

$$D_k = \frac{\rho \sqrt{k^3}}{l_{\text{IDDES}}} \quad (3)$$

$$l_{\text{IDDES}} = \tilde{f}_d (1 + f_e) l_{\text{RANS}} + (1 - \tilde{f}_d) l_{\text{LES}} \quad (4)$$

$$l_{\text{LES}} = C_{\text{DES}} \Delta \quad (5)$$

$$l_{\text{RANS}} = \frac{\sqrt{k}}{C_\mu \omega} \quad (6)$$

$$C_{\text{DES}} = (1 - F_1) C_{\text{DES}}^{k-\varepsilon} + F_1 C_{\text{DES}}^{k-\omega} \quad (7)$$

$$\Delta = \min \{ \max [c_w d, c_w h_{\max}, h_{\text{wn}}], h_{\max} \} \quad (8)$$

$$\tilde{f}_d = \max \{ (1 - f_{\text{dt}}), f_{\text{B}} \} \quad (9)$$

$$f_{\text{dt}} = 1 - \tanh[(8r_{\text{dt}})^3] \quad (10)$$

$$r_{\text{dt}} = \frac{\nu_t}{\sqrt{\partial_i u_j \partial_j u_i} \kappa^2 d^2} \quad (11)$$

$$f_{\text{B}} = \min \{ 2 \exp(-9\alpha^2), 1.0 \} \quad (12)$$

$$\alpha = 0.25 - d/h_{\max} \quad (13)$$

式中: ρ 为密度; k 为湍动能; t 为时间; $\mathbf{U}$ 为速度矢量; μ 和 μ_t 分别为分子黏性及湍流黏性; P_k 为湍动能生成项; ω 为湍流耗散比; $\beta = 0.075$; h_{wn} 为垂直壁面方向的网格步长; c_w 为经验常数,取0.15; $h_{\max}$ 为 h_{wn} 的最大值; F_1 为经验混合函数; C_{DES} 为比例系数; σ_k 、 σ_ω 、 σ_{ω^2} 为待定常数; f_e 为尺度混合函数; C_μ 为常数,取0.07; d 为网格间距; ν_t 为湍流动力黏度; κ 为卡门常数,取0.4。

1.2 离散格式

采用基于格心的有限体积法进行计算,黏性项选用中心差分格式进行离散;对流项的空间离散采用具有二阶精度的Roe格式。选取修正的Venkatakrishnan^[16]限制器保证二阶精度插值且具有TVD性质,同时又具有较小的数值耗散。非定常计算采用Jameson^[17]提出的双重时间步法进行时间推进,即在控制方程中引入虚拟时间项,利用物理时间步求解真实解,而每一物理时间步通过虚拟时间迭代达到收敛。内迭代收敛判据为残差下降2个量级或内迭代步达到20步。

1.3 本征正交分解方法

背负式S弯进气道在低动能来流时,唇口附近和S弯进气道内部流场存在很强的非定常特性,本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)方法可以用来从大量的非定常流场数据中提取相干结构,其基本思想是将原始数据分解为一系列POD模态的线性叠加。常用的POD处理方法有经典方法和快照法。当数据结构的空间点数大于采样时间点数时,快照法更加适用,本文选用快照法。Sirovich^[18]于1987年提出的快照法处理步骤如下:首先以相同的时间间隔得到截面A的N份脉动速度场数据,假设截面A上存在M个节点,将得到的非定常数据按照下列方式排列。

$$\mathbf{X} = [\mathbf{u}^1 \quad \mathbf{u}^2 \quad \cdots \quad \mathbf{u}^N] = \begin{bmatrix} u_1^1 & u_1^2 & \cdots & u_1^N \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ u_M^1 & u_M^2 & \cdots & u_M^N \\ v_1^1 & v_1^2 & \cdots & v_1^N \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ v_M^1 & v_M^2 & \cdots & v_M^N \end{bmatrix} \quad (14)$$

由此计算得到自协方差矩阵 $\mathbf{C} = \mathbf{X}^T \mathbf{X}$,并求解其特征值及特征向量。

$$\mathbf{C} \mathbf{A}^i = \lambda^i \mathbf{A}^i \quad (15)$$

将特征值按照由大到小的顺序排序,使得 $\lambda^1 > \lambda^2 > \cdots > \lambda^N = 0$,特征值的大小代表该模态

所含能量的多少。POD 模态 φ^i 按照下列公式计算:

$$\varphi^i = \frac{\sum_{n=1}^N A_n^i u^n}{\left\| \sum_{n=1}^N A_n^i u^n \right\|} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (16)$$

继续求解得到各阶 POD 模态系数 $a_i = \varphi^i u^n$, 某时刻速度场即可以按下式展开为 N 个 POD 模态的叠加:

$$u^n = \sum_{i=1}^N a_i^n \varphi^i \quad (17)$$

2 模型网格及计算条件

2.1 计算模型

计算模型为飞翼布局无人机前机身加背负式 S 弯进气道, 模型尺寸为 $7 \text{ m} \times 4 \text{ m} \times 1.5 \text{ m}$, 计算域尺寸选取为 $80 \text{ m} \times 40 \text{ m} \times 40 \text{ m}$ 。原型进气道几何外形及安装位置如图 1 (a) 所示, 进气道进口形状为三角形, 唇口后掠角为 40° , 进气道唇口宽 1 m , 最大高度为 0.47 m 。改进型进气道几何外形及安装位置如图 1 (b) 所示, 进气道唇口后掠角由 40° 增加为 60° 。

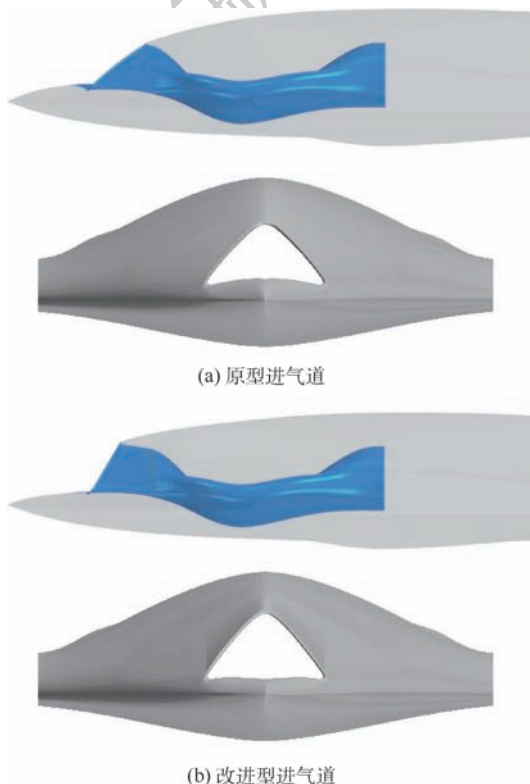


图1 背负式 S 弯进气道计算模型

Fig. 1 Calculation model of dorsal S-shaped inlet

2.2 网格划分

在计算域内生成非结构的 Trim 网格, 在近壁

区采用棱柱体网格, 为保证壁面 y^+ 值接近于 1, 壁面垂向第一层网格尺寸设置为 $3 \times 10^{-6} \text{ m}$, 进气道内网格尺度为 8 mm , 唇缘附近进行局部加密, 计算模型总网格数为 1600 万。图 2 为对称面网格分布。



图2 对称面网格分布

Fig. 2 Grid distribution on symmetry plane

2.3 计算条件

本文主要研究进气道在低动能来流时气动特性, 来流速度设为 1 m/s , 静压为 87900 Pa , 静温设为 290 K 。进气道出口背压设为 0.84 倍环境静压, 壁面均采用无滑移壁面条件, 计算时间步长选取为 $5 \times 10^{-5} \text{ s}$ 。

3 计算结果与分析

3.1 流场特性分析

为了分析进气道入口流场特性, 选用 Q 判据和进气道唇口附近流线图相结合来识别流场中的分离涡结构。图 3 给出了背负式进气道内 Q 值等值面分布图, 图 4 为背负式进气道唇口附近流线图, 流线的颜色表示马赫数的大小。可以看出, 背负式 S 弯进气道受机身的影响, 进气道下部的气流沿着前机身上表面平顺吸入, 进气道两侧和上部气流以较大的转折角吸入, 两股气流形成较大的气流夹角, 在相互诱导下, 在唇口底部沿着唇口边缘卷绕, 在左、右两侧形成分离涡。

两侧的分流涡 (见图 3 中红色引线) 由进气道唇口底部一直延伸到顶部位置, 且受进气道抽吸作用的影响, 分离涡并不紧贴唇口而是向进气道内部倾斜。分离涡向进气道顶部发展过程中不断加速, 涡核区为高速区而具有很高的能量。分

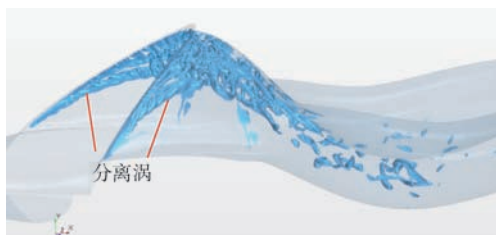


图3 背负式进气道内 Q 值等值面分布

($Q = 1 \times 10^7 \text{ s}^{-2}$)

Fig. 3 Q iso-surface distribution inside dorsal inlet

($Q = 1 \times 10^7 \text{ s}^{-2}$)

离涡发展到进气道顶部附近时发生破裂,下游流场表现为脉动很强的湍流涡团,使得进气道内呈现强烈的非定常特性。

采用 1.3 节介绍的快照法对进气道入口截面流态进行 POD 分析,截面位置如图 5 所示,共选取 2 000 个快照进行计算,图 5 给出了前四阶 POD 模态对应的速度矢量图及涡量云图,可以看出速度矢量图与涡量云图分布基本重合。从图中还可以发现,进气道上部存在较强的涡结构,该旋涡结构即为进气道入口分离涡。其中 POD 第 1 阶模态(模态 1)和第 2 阶模态(模态 2)分别对应进气道左侧和右侧的分离涡结构。

图 6 给出了改进后背负式进气道内 Q 值等值面分布图。图 7 为改进后背负式进气道唇口附近流线图。可以看出,唇口后掠角增加使得进气道唇口气流与主流间夹角减小,因此唇口分离涡仅分布于唇缘附近,两侧的分离涡(见图 6 中红色引线)向进气道内部发展很短的距离后强度

便大幅衰弱,并未形成向进气道内部延伸的高强度分离涡,同时进气道顶部区域的涡结构也大幅减小。

采用同样的方法对改进型进气道入口截面流态进行 POD 分析,图 8 给出了前四阶 POD 模态对应的速度矢量图,云图表示涡量分布。从前四阶 POD 模态可以看到紧贴进气道两侧存在条形

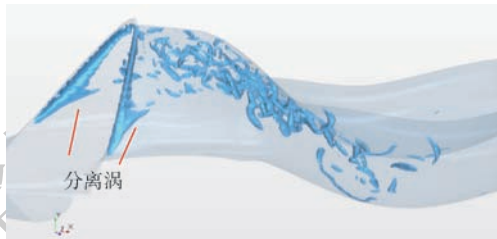


图 6 改进型背负式进气道内 Q 值等值面分布
($Q = 1 \times 10^7 \text{ s}^{-2}$)

Fig. 6 Q iso-surface distribution inside improved dorsal inlet ($Q = 1 \times 10^7 \text{ s}^{-2}$)

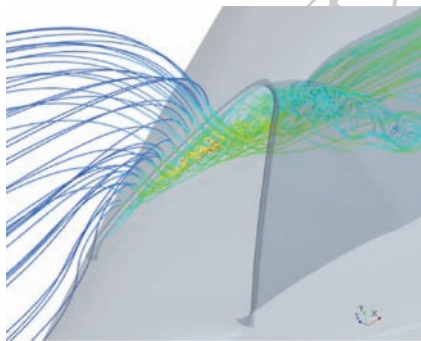


图 4 背负式进气道唇口附近流线图

Fig. 4 Streamline near dorsal inlet lip

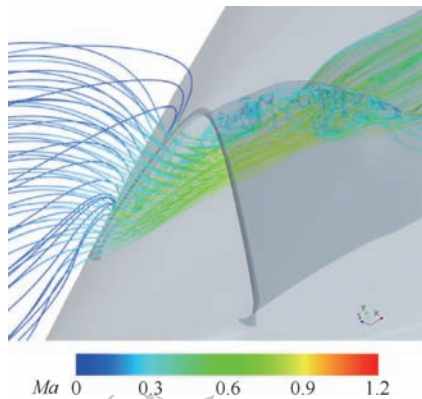


图 7 改进型背负式进气道唇口附近流线图

Fig. 7 Streamline near improved dorsal inlet lip

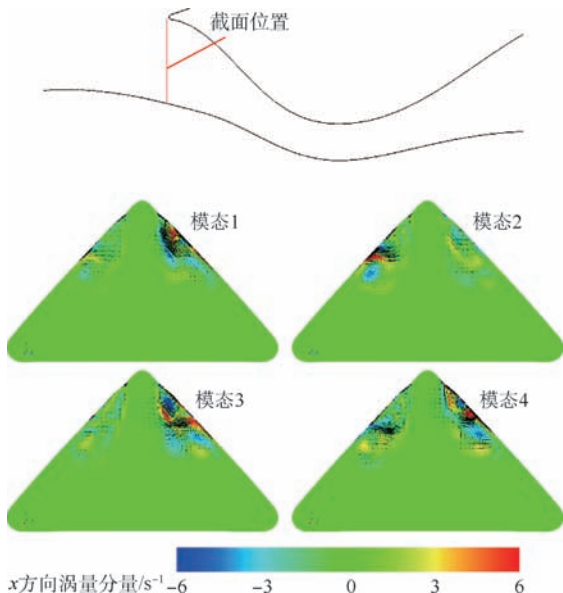


图 5 背负式进气道入口前四阶 POD 模态

Fig. 5 The first four order POD modes of dorsal inlet

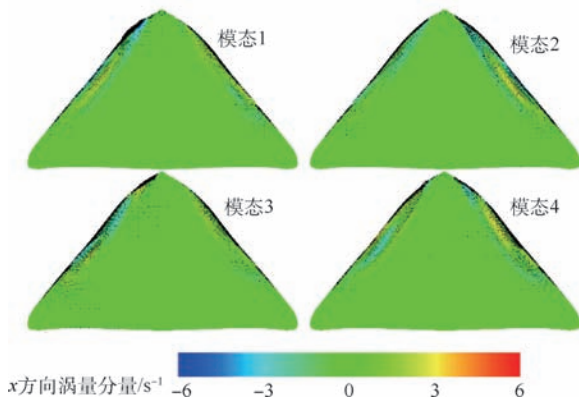


图 8 改进型背负式进气道入口前四阶 POD 模态

Fig. 8 The first four order POD modes of improved dorsal inlet

结构,其代表两侧唇缘的分离涡引起的低速流动区域,从涡量云图可以看出,其强度明显低于原型进气道。改进后进气道入口截面各阶 POD 模态均未出现高强度的涡结构,表明进气道唇口分离流动得到了有效改善,其强度大幅降低。

上述分析表明,进气道唇口后掠角是影响分离涡产生、发展和破裂的重要因素。唇口后掠角由 40°增加为 60°能够显著改善唇口分离流动。

3.2 流量特性及出口畸变特性分析

图 9 为原型进气道内横截面流向速度分布云图。可以看出,进气道入口速度具有很强的不均匀性,唇口两侧分离涡的涡核区域流动速度达到超声速,这是由于气流被吸入后,进入涡核内区域的气流能够在压力驱动下持续加速进而形成了局部超声速区。分离涡破碎后该高速区消失,形成大范围的低速尾迹区,加剧了顶角分离区的强度和规模,使得进气道入口有效流通截面积减小,导致进气道质量流量下降。

图 10 为改进后进气道内横截面流向速度分布云图。对比图 9 可以看出,入口截面速度分布较为均匀,分离涡内未出现高速区,大面积流场区域流速有所增加。分离涡破碎过程中没有产生大规模的涡结构,进气道顶角分离区的范围减小,进气道有效流通截面积增大,质量流量增加。

图 11 为 0.62 ~ 0.70 s 进气道质量流量随时间变化曲线。可以看出,改进后进气道质量流量由 48.69 kg/s 提高到 51.41 kg/s。

采用面平均紊流度和稳态周向总压畸变指数来表征进气道出口畸变特性。面平均紊流度 ε_{av} 计算公式如下^[19]:

$$\varepsilon_{av} = \frac{\sum_{i=1}^n \varepsilon_i}{n}$$

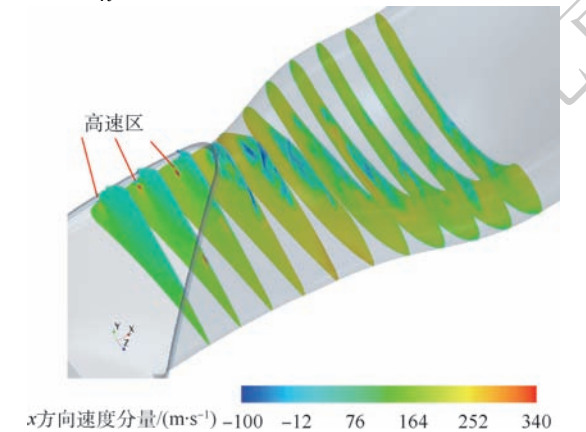


图 9 背负式进气道内部横截面流向速度分布云图
Fig. 9 Streamwise velocity distribution contour of interior sections of dorsal inlet

式中: n 为测点数; ε_i 表征每一个监测点上的总压脉动特性,即

$$\varepsilon_i = \frac{(\Delta P)_{RMS}}{P_{av}}$$
$$(\Delta P)_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{T_u} \int_0^T (P(t) - P_{av})^2 dt}$$

其中: $P(t)$ 为测量点得到的随时间变化的总压值; T_u 为脉动气流取样时间; P_{av} 为时间 T_u 内该测点的总压平均值。

本文选取的总压监测点分布如图 12 所示。

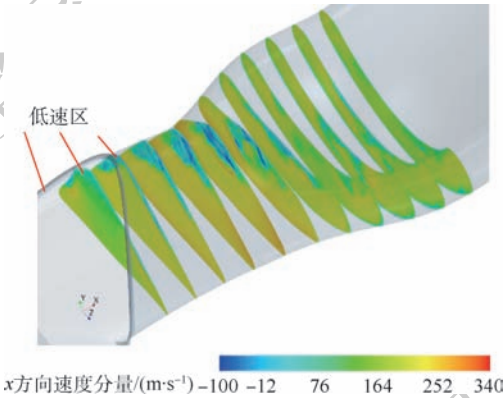


图 10 改进型背负式进气道内部横截面流向速度分布云图

Fig. 10 Streamwise velocity distribution contour of interior sections of improved dorsal inlet

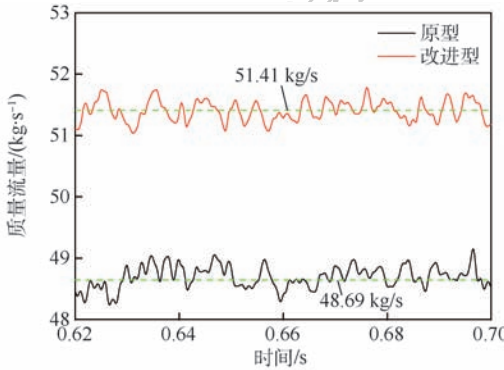


图 11 背负式进气道质量流量随时间变化曲线
Fig. 11 Variation curves of mass flux with time of dorsal inlet

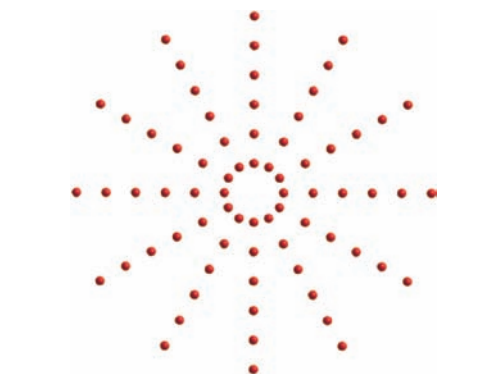


图 12 背负式进气道出口截面总压监测点分布
Fig. 12 Distribution of total pressure monitor points on outlet section of dorsal inlet

若进气道出口截面总压 σ_r 沿周向分布如图 13 所示,则稳态周向总压畸变指数 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 计算公式如下^[19]:

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}}$$
$$\sigma_0 = \frac{1}{\theta^-} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_r(\theta) d\theta$$
$$\sigma_{av} = \frac{\int_0^{2\pi} \sigma_r(\theta) d\theta}{2\pi}$$
$$\sigma_r(\theta) = \frac{1}{1 - r_{hub}^2} \int_{r_{hub}}^1 2\sigma(r, \theta) r dr$$

低压区范围:

$$\theta^- = \theta_2 - \theta_1$$

综合畸变指数 W 按照下式进行计算:

$$W = \Delta \bar{\sigma}_0 + \varepsilon_{av}$$

表 1 给出了计算得到的原型进气道及改进型进气道的畸变指数。原型进气道周向总压畸变存在 2 个低压区,低压区范围分别为 135° 和 31° ,由于第 2 个低压区的范围小于 60° ,取第 1 个低压区的 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 值作为原型进气道周向总压畸变值。改进型进气道只存在一个低压区,低压区范围为 128° ,与原型进气道相比低压区范围有所降低,同时低压区的周向总压畸变值 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 也由 0.04 减小为 0.036。

从总压脉动特性来看,原型进气道面平均紊流度 ε_{av} 为 0.034,改进后进气道唇口分离流动得到改善,流场内非定常特性减弱,进气道出口面平均紊流度 ε_{av} 降低为 0.031。改进后进气道出口的综合畸变指数 W 由 0.074 降低为 0.067,下降了 9.5%,出口流场畸变减小,进气道性能得到提升。

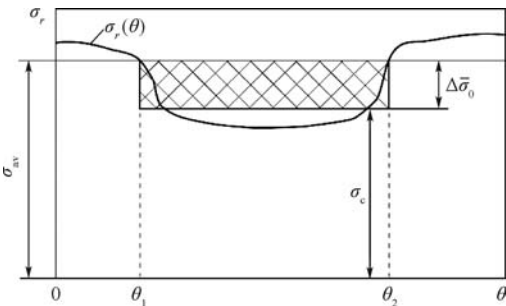


图 13 σ_r 沿周向分布

Fig. 13 Circumferential distribution of σ_r

表 1 畸变指数

Table 1 Distortion coefficient

工况	ε_{av}	$\Delta \bar{\sigma}_0$	$\theta^- / (^\circ)$	W
原型	0.034	0.04	135	0.074
改进型	0.031	0.036	128	0.067

3.3 压力脉动特性分析

原型进气道唇口两侧高强度分离涡具有很高

的能量,在顶部位置破碎后形成大规模的涡结构并随气流向 S 弯进气道下游运动。这些旋涡加剧了 S 弯进气道内部流场非定常特性,使得进气道内部出现剧烈的压力脉动。图 14 为快照法获得的原型进气道前四阶 POD 模态对应的速度矢量图及涡量分布云图。可以看出,第 1 阶模态流动结构主要集中在唇口顶部附近,这对应于 3.2 节提到的进气道入口高强度分离涡破碎引起的进气道顶部区域强涡流场。第 2 阶模态和第 3 阶模态分别给出了进气道内部的主要含能结构,这些含能结构直接导致了进气道内的强压力脉动。

图 15 为改进型进气道前四阶 POD 模态对应的速度矢量图及涡量分布云图。可以看出,改进后进气道入口顶部的强涡流动结构消失,第 1 阶模态和第 2 阶模态分别对应于进气道内部的含能结构。从涡量云图可以看出,其幅值显著小于原型进气道,表明改进后进气道内部含能结构强度下降,因此改进后进气道内压力脉动幅值显著降低。

图 16 和图 17 分别给出了数值模拟计算得到

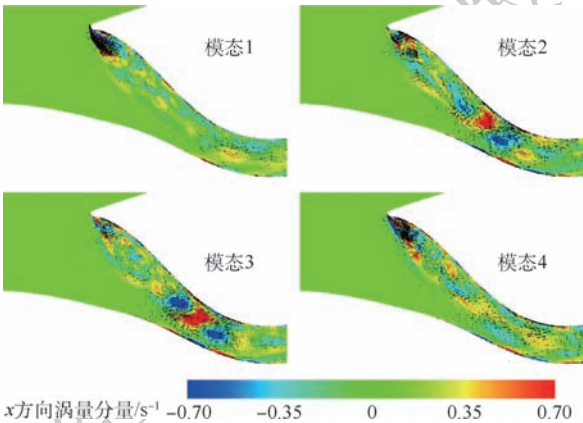


图 14 背负式进气道内部前四阶 POD 模态

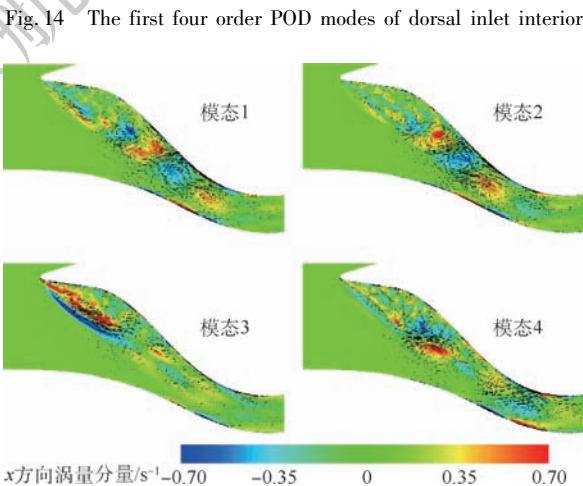


图 15 改进型背负式进气道内部前四阶 POD 模态

Fig. 15 The first four order POD modes of improved dorsal inlet interior

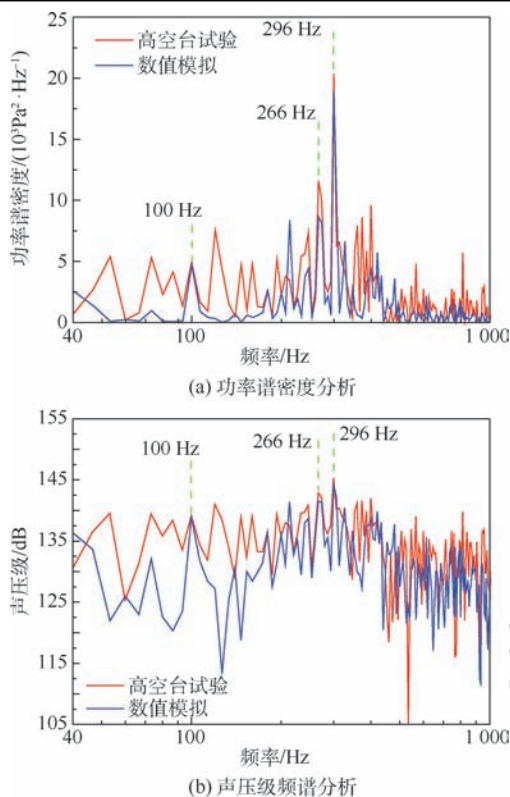


图 16 背负式进气道脉动压力功率谱密度分析及快速傅里叶变换分析

Fig. 16 Power spectral density and fast Fourier transformation of fluctuating pressure for dorsal inlet

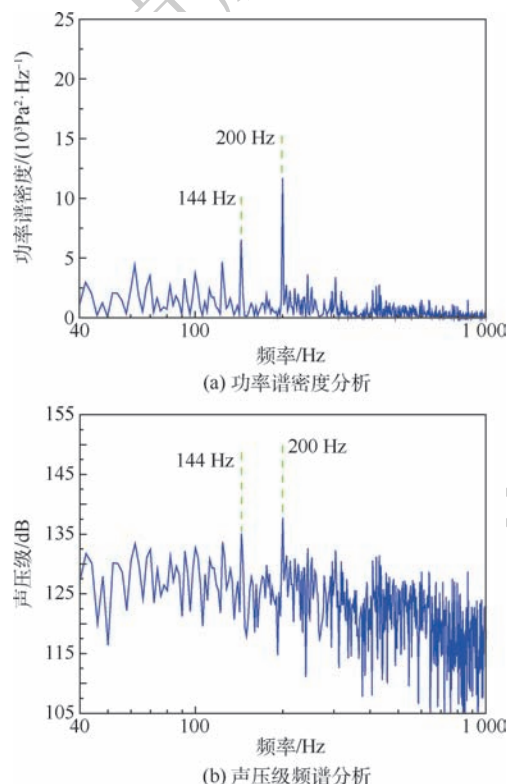


图 17 改进型背负式进气道脉动压力功率谱密度分析及快速傅里叶变换分析

Fig. 17 Power spectral density and fast Fourier transformation of fluctuating pressure for improved dorsal inlet

的原型和改进后进气道下表面最低点附近脉动压力功率谱密度分布及声压级频谱特性,图 16 还给出了原型进气道高空台试验的实测值。由图 16 可以看出,针对原型进气道,数值模拟得到的 3 个频率值 100 Hz、266 Hz 和 296 Hz 与试验测量得到的结果符合较好,这也说明本文选取的数值模拟方法可以较为精确地模拟进气道内部非定常压力脉动。3 个频率中,296 Hz 为主频,对应最大声压级幅值约为 145 dB。由图 17 可以看出,改进后进气道内部脉动压力的主频率变为 200 Hz,其对应的声压级最大值下降了 8 dB,为 137 dB,其余各阶频率的声压级幅值同样出现一定幅度降低。

4 结 论

本文采用高精度数值方法对某型飞翼布局无人机背负式 S 弯进气道及其改进型进行模拟研究,探究了低动能来流时进气道唇口分离流动对进气道流量特性及其内部压力脉动特性的影响,得到如下结论:

- 1) 背负式进气道低动能来流时,受机身影响,气流只能从进气道上部流入,唇口附近气流存在很大的转折角,使得唇口气流和主流存在较大的气流夹角,两股气流在相互诱导下形成分离涡。
- 2) 唇口分离涡受进气道抽吸作用的影响将向进气道内部偏折,若背负式进气道唇口后掠角与分离涡偏转角接近,则会导致分离涡得到持续的能量供应,内部流速持续增加,强度不断增强。
- 3) 唇口高强度分离涡破裂后形成的尾迹加剧了顶角分离区的强度和规模,减小了进气道有效流通截面积,使得质量流量降低。同时强涡流场向进气道下游流动还导致了进气道内部强烈的压力脉动,对应最大声压级幅值约为 145 dB。
- 4) 通过对唇口进行改型设计,增加唇口后掠角度,可以对唇口分离涡进行有效控制,减弱分离涡强度,从而使有效流通截面积增加,质量流量升高。分离涡强度的减弱还使得进气道内部压力脉动幅度大幅降低。

参考文献 (References)

- [1] 李大伟,张云飞,马东立. 背负式 S 形进气道设计及数值分析[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 61-65.
LI D W, ZHANG Y F, MA D L. Design and numerical investigation of dorsal S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 61-65 (in Chinese).
- [2] 李大伟,马东立. 背负式 S 形进气道流场控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(12): 1456-1459.
LI D W, MA D L. Improving dorsal S-shaped inlet performance

- by vortex flow control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1456-1459 (in Chinese).
- [3] 郁新华, 刘斌, 陶于金, 等. 背负式进气道设计及其气动性能研究[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2): 270-273.
YU X H, LIU B, TAO Y J, et al. Top-mounted inlet design and its aerodynamic performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(2): 270-273 (in Chinese).
- [4] 谭慧俊, 郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟研究与实验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 540-545.
TAN H J, GUO R W. Numerical simulation investigation and experimental validation of a top-mounted diverterless inlet and its validation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 540-545 (in Chinese).
- [5] TAN H J, GUO R W. Design and wind tunnel study of a top-mounted diverterless inlet[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(2): 72-78.
- [6] SHI L, GUO R W. Serpentine inlet design and analysis: AIAA-2012-0839[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [7] ZHANG Z, XU Q, HOU A. Numerical simulation on aerodynamic performance of dorsal S-shaped inlet[C]//3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 5632898.
- [8] MURAKAMI Y W A U. Design of top mounted supersonic inlet for silent supersonic technology demonstrator S3TD[C]//27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010: 1-9.
- [9] 张乐, 周洲, 许晓平, 等. 飞翼无人机3种保形进气口进气道气动与隐身综合特性对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1651-1660.
ZHANG L, ZHOU Z, XU X P, et al. Comparison on aerodynamic and stealthy performance of flying wing unmanned aerial vehicle with three conformal intake inlets[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1651-1660 (in Chinese).
- [10] 孔德英, 邓文剑, 方力. 一种背负式S弯进气道辅助进气门设计[J]. 航空科学技术, 2016, 27(12): 1-7.
KONG D Y, DENG W J, FANG L. Design of an auxiliary air intake for the dorsal S-shaped inlet[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(12): 1-7 (in Chinese).
- [11] 徐诸霖, 达兴亚, 范召林. 基于五孔探针的大S弯进气道旋流畸变评估[J]. 航空学报, 2017, 38(12): 53-62.
XU Z L, DA X Y, FAN Z L. Assessment of swirl distortion of serpentine inlet based on five-hole probe[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 53-62 (in Chinese).
- [12] 张航, 谭慧俊, 李湘潭. 类X-47狭缝式进气道的流动特征与工作性能[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2243-2249.
ZHANG H, TAN H J, LI X P. Flowstructure and performance characteristics of X-47-like slot-shaped inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2243-2249 (in Chinese).
- [13] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [14] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181-195.
- [15] SPALART P, JOU W, STRELETS M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach[C]//First AFOSR International Conference on DNS/LES, 1997: 137-147.
- [16] VENKATKRISHNAN V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions[C]//31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1994: 1-12.
- [17] JAMESON A. Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings[C]//10th Computational Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 1991: 1586-1599.
- [18] SIROVICH L. Turbulence and the dynamics of coherent structures I—III[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1987, 45(3): 561-590.
- [19] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
LIU D X, YE P L, HU J, et al. Stability design and assessment technology of aeronautical turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004 (in Chinese).

作者简介:

刘志敏 男, 博士研究生, 研究员。主要研究方向: 飞行器设计。

闫盼盼 男, 博士。主要研究方向: 应用计算流体力学。

张群峰 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 应用计算流体力学。

黎星佐 男, 硕士。主要研究方向: 飞行器设计。

孙超 男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器设计。

Unsteady flow characteristics of dorsal inlet under low-energy inflow

LIU Zhimin¹, YAN Panpan², ZHANG Qunfeng^{2,*}, LI Xingzuo¹, SUN Chao³

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Civil Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;

3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Shenyang 110035, China)

Abstract: To improve the dorsal S-shaped inlet flow performance of low-energy inflow. The flow fields of both original and improved dorsal inlet were studied by using improved delayed detached-eddy simulation (IDDES) method, and the mass flow and pressure fluctuation characteristics of the two inlets were compared. The results show that, influenced by the fuselage, airflow turning angle near the inlet lip is very large and this will cause the formation of separation bubbles. The intensity of the separation vortex at the lip of the original inlet is very high. When the separation bubbles with high energy break down at the top of the inlet, massive high-strength vortices are created. These high-strength vortices aggravate the separation near the inlet top and cause fierce pressure fluctuations inside the S-shaped inlet. The amplitude of the sound pressure level can reach 145 dB. The strength of separation bubbles inside the improved inlet successfully decreased, which enlarges the effective flow area of the inlet and increases mass flux. The pressure fluctuations inside the S-shaped inlet decrease and the reduction of sound pressure level is up to 8 dB. Meanwhile, the comprehensive distortion coefficient decreased by 9.5% which improves the characteristic of outlet flow field.

Keywords: dorsal S-shaped inlet; separated flow; improved delayed detached-eddy simulation (IDDES); pressure fluctuation; flux

Received: 2018-09-28; **Accepted:** 2018-10-15; **Published online:** 2018-11-27 09:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.1048.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11772314); National Defense Pre-research Foundation of China (6140206040316JW17001)

* **Corresponding author.** E-mail: zhangqunfeng@263.net

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0425

基于卷积曲面的动态实时星图模拟

闫劲云¹, 刘慧¹, 赵伟强¹, 江洁^{2,*}

(1. 中国计量科学研究院, 北京 100029; 2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 多星模拟器可动态刷新显示变化的星空, 是星敏感器测试的关键设备。在动态条件下星点成像发生拖尾, 要求星模拟器能够准确、实时仿真拖尾星图。建立了动态拖尾星点的卷积曲面模型。该模型是星点光斑弥散函数与权重函数沿着星点运动轨迹的卷积, 可描述以任意形式运动产生的拖尾星点。提出了一种基于卷积曲面的像素离散算法, 解决了星图仿真实时性不够的问题。先将星点轨迹分割为多段, 再计算得到每段轨迹对应形成的星点光斑的像素值, 将所有星点光斑累加。所提算法将多重积分化简, 使得仿真速度提高了一个数量级, 多星模拟器的刷新率达 30 Hz。

关 键 词: 星图模拟; 星模拟器; 星敏感器; 卷积曲面; 拖尾星点

中图分类号: V448.25

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0681-06

星敏感器是航天器中最重要的姿态敏感设备, 在设计、调试和测试等环节中, 需要提供输入激励以完善和评估其各项功能和性能, 星模拟器是实现这一任务的最佳途径^[1-2]。星模拟器包括单星模拟器、静态多星模拟器、动态多星模拟器^[3-4]。动态多星模拟器可模拟全天区任意指向的星图, 然后由光学系统将星图输出为适合星敏感器接收的星光信号^[5]。

随着星敏感器的动态性能和数据更新率等各种指标的不断提高, 对多星模拟器的要求也随之提高^[6-7]。星敏感器的动态性能是指当其随着载体运动时, 星点成像发生拖尾的情况下, 保持正常姿态输出的能力。为了测试动态性能, 要求多星模拟器可以模拟拖尾的星点, 目前多星模拟器对于动态拖尾星点模拟的算法研究还较少^[5,8]。当前星敏感器的数据更新率普遍可达 10 Hz, 一些星敏感器可达 30 Hz^[6], 多星模拟器要求动态刷新显示变化的星空, 其刷新率不低于星敏感器的数据

更新率, 通常大于 30 Hz, 因此对算法的实时性也提出了较高要求^[9]。

多星模拟器算法的核心任务是高精度实时星图生成, 主要包括导航星搜索、星点坐标变换、星点光斑弥散及像素离散化等步骤。导航星搜索是指根据星敏感器的视轴指向在全天区范围内搜索当前视场内的星点信息。星点坐标变换将搜索到的星点信息变换为模拟星图中的图像坐标和灰度信息。星点光斑弥散模拟了镜头的弥散作用, 将星点变换为星点光斑^[10]。像素离散化过程将连续的星点光斑变为离散的数字图像。通过星表分区^[3,5]和重新组织构建星表^[11]等方法, 可以解决搜索导航星耗时较高的问题, 本文对此不再赘述。静态下的星点坐标变换模型较为成熟, 但在动态条件下, 星点在模拟星图中的坐标构成一条轨迹。刘海波^[8]和刘朝山^[12]等推导了星点在像面的速度与星敏感器角速度的关系, 但未给出星点轨迹曲线的表达式。Sun 等^[7]在推导过程中使用了一

收稿日期: 2018-07-13; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-02 10:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181030.1042.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61505191, 61725501); 质量技术监督能力提升专项(ANL1805)

* 通信作者。E-mail: jiangjie@buaa.edu.cn

引用格式: 闫劲云, 刘慧, 赵伟强, 等. 基于卷积曲面的动态实时星图模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 681-686.

YAN J Y, LIU H, ZHAO W Q, et al. Dynamic real-time star map simulation based on convolution surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 681-686 (in Chinese).

阶近似,因此仅适用于曝光时间较短的情况。本文在此基础上,给出了完备的星点轨迹模型。对于模拟星点光斑弥散过程,Sun 等^[7]利用运动模糊图像中的概念,将动态拖尾星点在频域中表示为镜头弥散函数和运动退化函数的乘积,但运动退化函数在时域中的物理含义仍有待进一步明确。Yan 等^[6]利用线扩散函数的概念,得出了拖尾星点光斑的解析表达式模型,但仅适用于星点在像面做匀速直线运动的情况。本文针对这些问题,建立了拖尾星点的卷积曲面模型,更准确地描述了动态拖尾星点的成像过程。对于像素离散化过程,由于涉及对光斑曲面的二重积分,普遍存在计算复杂、实时性较差的问题^[13]。Yan 等^[6]的方法仅适用于匀速直线运动的情况,刘朝山等^[12]的方法假定星点扫过每个像素的时间一致,因此不适合非匀速运动的情况。本文在卷积曲面模型的基础上提出了一种快速像素离散算法,适用于星点做任意运动的情况,并且大大加快仿真速度,以满足动态多星模拟器的实时星图仿真要求。

1 动态拖尾星点模拟

1.1 星点运动轨迹

当星敏传感器随载体发生角位移时,在曝光时间内,星点在星敏传感器像面移动成像,星点中心的运动轨迹为一条曲线段。

设星表中恒星 i 在天球坐标系下的映像为 V_i 。在 t 时刻,此恒星在星敏传感器坐标系下的映像为 $W_i(t)$,则 V_i 和 $W_i(t)$ 可分别表示为

$$V_i = \begin{pmatrix} \cos \delta_i \cos \alpha_i \\ \cos \delta_i \sin \alpha_i \\ \sin \delta_i \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$W_i(t) = \frac{[-x_i(t) \quad -y_i(t) \quad F]^T}{\sqrt{(x_i(t))^2 + (y_i(t))^2 + F^2}} \quad (2)$$

式中: α_i 和 δ_i 分别为赤经和赤纬; $(x_i(t), y_i(t))$ 为星点在星敏传感器像面的投影坐标; F 为星敏传感器的镜头焦距。

$W_i(t)$ 和 V_i 是同一个矢量在不同坐标系下的映像,二者关系为

$$W_i(t) = R(t) V_i \quad (3)$$

式中: $R(t)$ 为星敏传感器的姿态矩阵。

设星敏传感器相对于天球坐标系的旋转角速度为 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$,式(3)对时间 t 求导得^[8]

$$\begin{aligned} \frac{dW_i(t)}{dt} &= \frac{dR(t)}{dt} V_i = -[\omega \times] R(t) V_i = \\ &= -[\omega \times] W_i(t) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\text{式中:} [\omega \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

记 $v_{ix}(t) = \frac{dx_i(t)}{dt}$ 和 $v_{iy}(t) = \frac{dy_i(t)}{dt}$ 分别表示恒星 i 在像面沿 x 轴方向和 y 轴方向的速度。将式(2)代入式(4)并化简得

$$\begin{bmatrix} v_{ix} \\ v_{iy} \end{bmatrix} = \frac{1}{F^2} \begin{bmatrix} x_i^2 + F^2 & x_i y_i \\ x_i y_i & y_i^2 + F^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_z y_i + \omega_y F \\ -\omega_z x_i - \omega_x F \end{bmatrix} \quad (5)$$

若曝光起始时刻 t_0 星点在像面坐标为 (x_{i0}, y_{i0}) ,则动态下星点在像面的运动轨迹 C 为

$$\begin{cases} x_i(t) = x_{i0} + \int_{t_0}^{t_0+t} v_{ix}(\tau) d\tau \\ y_i(t) = y_{i0} + \int_{t_0}^{t_0+t} v_{iy}(\tau) d\tau \end{cases} \quad (6)$$

1.2 基于卷积曲面的光斑弥散模型

星敏传感器为了获得亚像素级的定位精度,无穷远处的星光经过星敏传感器镜头在图像传感器像面并非汇聚于单个像素,而是成像为一个弥散光斑。静态下星点光斑能量分布可表示为^[6-7]

$$f(x, y) = \Phi Th(x - x_c, y - y_c) \quad (7)$$

式中: Φ 为星光被镜头收集并入射到像面的辐射通量; T 为曝光时间; (x_c, y_c) 表示星点光斑中心位置; $h(x, y)$ 为镜头的点扩散函数,通常以二维高斯函数来描述^[6]。

$$\Phi = E_0 \cdot 2.512^{-m} \frac{\pi D^2}{4} \tau \quad (8)$$

$$h(x, y) = \frac{1}{2\pi\rho^2} \exp\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\rho^2}\right) \quad (9)$$

式中: E_0 为 0 等星在地球大气外表面处的辐照度^[1], $E_0 = 2.96 \times 10^{-14} \text{ W/mm}^2$; m 为入射星光的星等; D 为星敏传感器的光学镜头孔径; τ 为镜头的透射率; ρ 为镜头的弥散半径。

动态情况下,星点在像面发生移动,星点光斑的能量分布构成一个二维卷积曲面^[14-15],如图 1 所示。图 1 中,星点的轨迹曲线为 C , r 为轨迹曲线上的点, $r = (x_c(t), y_c(t))$,其参数方程见式(6)。

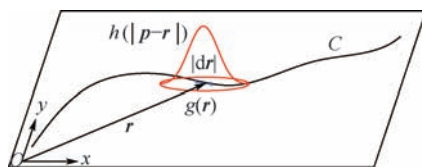


图 1 拖尾星点光斑成像过程

Fig. 1 Imaging process of smeared star spot

$\mathbf{p}$ 为像平面内的任意一点, $\mathbf{p} = (x, y)$ 。 $h(\mathbf{p})$ 为星敏感器光学成像系统的点扩散函数, $h(|\mathbf{p} - \mathbf{r}|)$ 表示此函数的中心位于点 $\mathbf{r}$ 。记权重函数 $g(\mathbf{r})$ 表示星点经过轨迹曲线上的弧微元 $|\mathbf{dr}|$ 所需的时间, 则有

$$g(\mathbf{r}) = \frac{dt}{|\mathbf{dr}|} \quad (10)$$

在点 $\mathbf{r}$ 附近取弧微元 $|\mathbf{dr}|$, 星点扫过此微元期间的能量为 $\Phi g(\mathbf{r}) |\mathbf{dr}|$ 。显然, 当星点的速度越快, 星光累积的能量越少; 反之, 当星点的速度越慢, 能量累积越多。由于光学镜头的弥散作用, 此星点能量按照点扩散函数描述的方式弥散到了像面, 能量分布可表示为 $\Phi g(\mathbf{r}) h(|\mathbf{p} - \mathbf{r}|) |\mathbf{dr}|$, 那么沿曲线积分后可得星点在像面的总能量分布为

$$f(\mathbf{p}) = \Phi \int_C g(\mathbf{r}) h(|\mathbf{p} - \mathbf{r}|) |\mathbf{dr}| = \Phi g(\mathbf{p}) \otimes h(\mathbf{p}) \quad (11)$$

式中: $\otimes$ 为卷积运算符。星点能量分布为一卷积曲面, 即 $f(\mathbf{p})$ 为点扩散函数 $h(\mathbf{p})$ 与权重函数 $g(\mathbf{r})$ 的卷积。拖尾星点光斑的卷积曲面模型具有清晰的物理含义, 但不便于运算, 为此进一步导出动态下星点能量分布积分模型为

$$f(x, y) = \Phi \int_0^T h(x - x_c(t), y - y_c(t)) dt \quad (12)$$

式(11)和式(12)所表示的模型精确描述了动态条件下的拖尾星点成像过程。

1.3 卷积曲面的快速像素离散算法

入射到像面的光斑能量, 在像元内转化为电荷信号, 再经过读出和放大, 转换为数字图像。那么位于第 i 行和第 j 列的像素的图像灰度值为^[1,5-8,12-13]

$$I(j, i) = K \int_{i-0.5}^{i+0.5} \int_{j-0.5}^{j+0.5} f(x, y) dx dy \quad (13)$$

式中: K 为转换系数, 是图像传感器的量子效率和转换增益的乘积。图像传感器对光斑能量的作用不仅仅体现为离散采样, 还包括积分作用, 此过程称为像素离散。显然, 像素灰度值为一个三重积分表达式, 因此仿真一幅星图需要对每个星点光斑范围内的每一个像素计算三重积分, 运算的时间开销较大, 不能满足动态多星模拟器实时性的要求。

由拖尾星点的卷积曲面模型的物理含义出发, 提出一种快速算法, 以解决运算量较大的问题。具体思路为: 将曝光时间 T 等间隔地分为 N 段, 每段时间间隔 $\Delta T = T/N$ 。相应的, 轨迹曲线也被分为了 N 段。当 ΔT 足够短时, 地轨迹上的

每一段可近似为一点, 此时的星点光斑成像近似为静态下的情况。静态下对二维高斯函数的二重积分可推导得其原函数, 将耗时的数值积分转化为函数求值。最后将这 N 点沿轨迹累加, 即可得到

$$E(j, i) = K \sum_{k=1}^N \left(\int_{i-0.5}^{i+0.5} \int_{j-0.5}^{j+0.5} f(x, y) dx dy \right) \Delta T \quad (14)$$

由于二维高斯函数在 x, y 方向的独立性, 二维高斯函数的二重积分可表示为 2 个一维高斯函数积分的乘积, 记 $u(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\rho} \exp\left(-\frac{x^2}{2\rho^2}\right)$ 。

式(14)可推导为

$$E(j, i) = K \Phi \sum_{k=1}^N \left(\int_{i-0.5}^{i+0.5} u(x - x_{ck}) dx \int_{j-0.5}^{j+0.5} u(y - y_{ck}) dy \right) \Delta T = K \Phi \sum_{k=1}^N \operatorname{erf}\left(\frac{x - x_{ck}}{\sqrt{2}\rho}\right) \Big|_{i-0.5}^{i+0.5} \cdot \operatorname{erf}\left(\frac{y - y_{ck}}{\sqrt{2}\rho}\right) \Big|_{j-0.5}^{j+0.5} \frac{T}{4N} \quad (15)$$

式中: (x_{ck}, y_{ck}) 为第 k 时间段时星点光斑中心在轨迹上的坐标; $\operatorname{erf}(x)$ 为误差函数。式(15)将复杂的三重积分化简为函数求值、乘法和加法运算, 大大提高了拖尾星点的仿真速度。

2 仿真及分析

仿真计算机的配置如下。CPU: Inter Core i7, 内存 8 GB, 仿真环境: MATLAB 2015b。仿真星敏感器的主要参数为: 视场 $20^\circ \times 20^\circ$, 镜头直径 27 mm, 焦距 37.92 mm, 像素尺寸 $5.5 \mu\text{m} \times 5.5 \mu\text{m}$, 图像分辨率 2 048 像素 $\times$ 2 048 像素。采用 SAO 星表, 选取亮于 6.0 等星的星作为仿真星表。

2.1 精度对比

本节首先对比 3 种星点仿真算法的精度, 再研究对轨迹划分到何种精度, 本文算法的精度可以达到满意结果。式(13)表示的三重积分法是未优化的原始算法, 速度慢, 但精度高, 得到的星点光斑可认为是真值。本文算法的精度依赖于对积分划分的细度, 随着 N 增大, 精度逐渐逼近真值。第 3 种算法为运动模糊图像卷积法, 拖尾星点由原始星点图像与运动模糊核函数图像卷积而得^[7,10]。定义星点图像灰度误差为

$$f_{\text{err}} = |E(j, i) - I(j, i)| \quad (16)$$

进一步定义最大灰度误差为星点区域内误差绝对值最大的灰度值; 定义灰度 RMS 误差为星点区域内每一个像素的误差灰度值的均方差。

设 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z] = [5(^{\circ})/\text{s}, 5(^{\circ})/\text{s}, 0]$, 曝光

时间 $T = 20\text{ ms}$, 镜头的弥散半径为 0.7 像素, 星点初始位置为像面中心, 则由式 (6) 可得, 星点拖尾长度为 14.33 像素。采用三重积分法得到的拖尾星点如图 2(a) 所示; 采用本文算法, 将星点轨迹划分为 143 段, 仿真得到的拖尾星点如图 2(b) 所示; 采用图像卷积法得到拖尾星点如图 2(c) 所示; 后两者的星点图像灰度误差分别如图 2(d)、(e) 所示。为便于比较, 图中星点灰度值在最大值处进行了归一化。

对比图 2(a)、(b) 可知, 本文仿真结果与真值较为一致。由图 2(d) 可知, 仅起始点和终点附近存在一定误差, 星点拖尾中间部位的误差可忽略, 其灰度 RMS 误差为 0.0054 。由图 2(a)、(c) 可知, 采用图像卷积法得到的拖尾星点, 其星点能量弥散程度较大, 图 2(e) 所示的星点误差也较大, 其灰度 RMS 误差为 0.1020 。

由式 (14) 可知, 当轨迹划分越细, 则仿真精度越高。本文算法在不同划分间隔下, 星点灰度误差如表 1 所示。

由表 1 可知, 随着轨迹划分间隔增加, 星点灰度误差逐渐增大。由于成像过程中存在的背景噪声及其他噪声, 星点图像灰度存在起伏, 若仿真星点最大误差小于噪声引起的灰度起伏, 则仿真误差对最终结果可忽略。若以最大灰度误差为限, 轨迹划分间隔为 0.05 像素时, 仿真星点精度满足要求; 若以 RMS 误差为限, 轨迹划分为 0.10 像素即可满足要求。

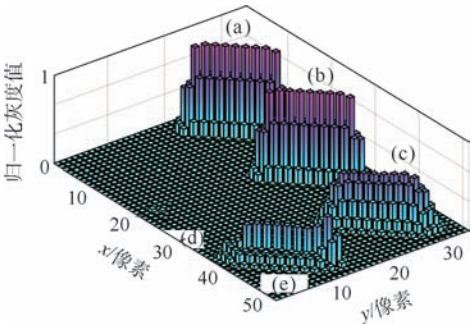


图 2 拖尾星点光斑仿真精度对比
Fig. 2 Simulation accuracy comparison of smeared star spots

表 1 不同划分间隔下的星点灰度误差

划分间隔/像素	0.02	0.05	0.10	0.20
最大灰度误差	0.0053	0.0129	0.0260	0.0525
灰度 RMS 误差	0.0011	0.0027	0.0054	0.0109

2.2 仿真速度对比

令多星模拟器产生 $1\,000$ 个随机视轴指向, 分别利用三重积分法、运动模糊图像卷积法和本

文算法仿真生成拖尾星图, 统计每幅仿真星图的仿真时间, 3 种算法仿真耗时的直方图统计如图 3 所示。

由图 3 可知, 三重积分法仿真一幅星图所需时间为几秒, 运动模糊图像卷积法所需时间为几百毫秒, 本文算法耗时为几十毫秒, 3 种算法仿真一幅星图的平均耗时分别为 $3\,030$ 、 309 和 22 ms 。显然, 本文算法的仿真速度大大优于前两种算法。

图 3(c) 所示的个别星图的仿真耗时大于 33 ms , 不满足多星模拟器刷新率的要求。为此, 绘制模拟星图仿真耗时与星点数量的关系图 (见图 4), 以进一步分析超时原因。

由图 4 可知, 星图仿真耗时与星点数量是线性关系。星点数量较多时, 仿真耗时也越多。对于单个拖尾星点, 平均仿真耗时为 0.45 ms , 那么为保证单幅星图仿真时间小于 33 ms , 只要星图中星点个数小于 70 即可。为此, 对于模拟星图中

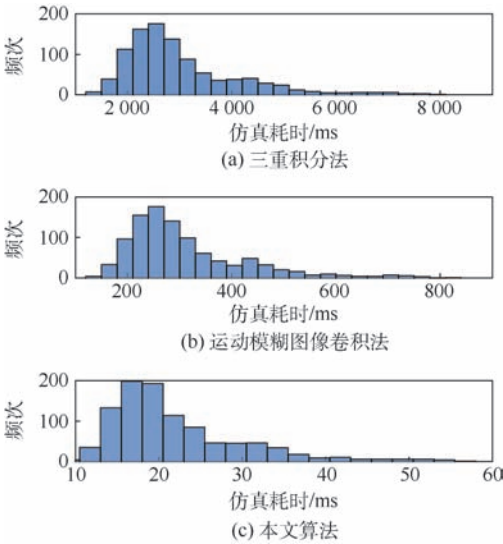


图 3 不同算法仿真耗时直方图
Fig. 3 Histogram of simulation time consumption for different algorithm

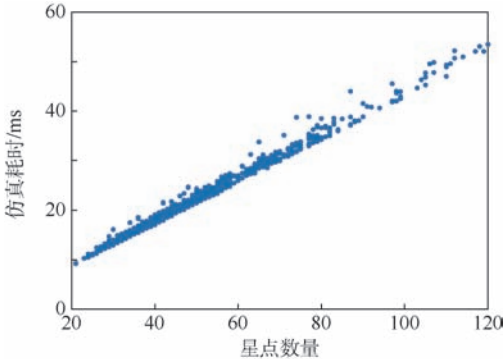


图 4 星图仿真耗时与星图中星点数量的关系
Fig. 4 Star map simulation time consumption vs. star number of star image

星点数量大于70颗星的情况,根据星点的亮度信息,筛选其中较亮的70颗星,其余亮度较暗的星予以剔除。这样的处理对实际使用影响较小,原因在于星敏感器为获得较高的姿态精度,仅采用较亮的若干颗星进行姿态解算。较暗的星形成的星点光斑图像的信噪比低,因此对其定位的精度也较低,应予以剔除。增加对多余暗星剔除的步骤,得到的仿真耗时直方图如图5所示。

由图5可知,剔除多余暗星后,本文的快速星点仿真算法可满足动态多星模拟器的实时星图仿真的要求。

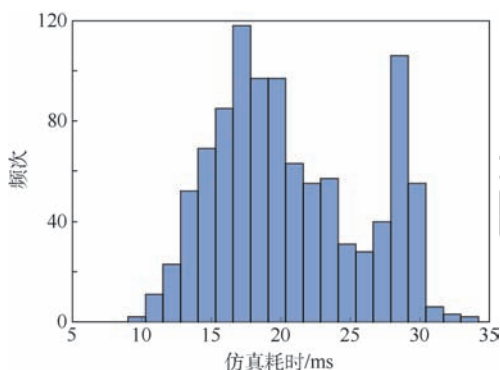


图5 剔除暗星后仿真耗时直方图

Fig. 5 Histogram of simulation time consumption after dark star is excluded

3 结 论

针对动态多星模拟器对拖尾星点仿真难以满足实时性的问题,本文首先建立了动态拖尾星点的卷积曲面成像模型,然后提出了一种基于卷积曲面的快速像素离散算法。得到的仿真星点误差低于图像噪声水平,仿真精度高;同时仿真一幅星图耗时小于33 ms,比现有算法速度提高14倍,满足了多星模拟器刷新率30 Hz的要求。

参考文献 (References)

[1] LIEBE C C. Accuracy performance of star trackers-A tutorial [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(2): 587-599.

[2] 陈启梦,张国玉,张健,等. 高精度亚像素显示技术动态天体模拟器[J]. 光学精密工程, 2018, 26(5): 1037-1045.

CHEN Q M, ZHANG G Y, ZHANG J, et al. High-precision dynamic celestial simulator with sub-pixel display technology[J]. Optics and Precision Engineering, 2018, 26(5): 1037-1045 (in Chinese).

[3] 胡宜宁,巩岩. 动态星图显示算法的设计与实现[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 849-853.

HU Y N, GONG Y. Design and realization of a dynamic display algorithm for star map [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29

(3): 849-853 (in Chinese).

[4] 孟遥,张国玉,孙高飞,等. 基于硅基液晶拼接的高对比度动态星模拟器光学系统[J]. 光学精密工程, 2016, 24(3): 511-520.

MENG Y, ZHANG G Y, SUN G F, et al. Optical system of high contrast dynamic star simulator based on LCOS splicing technology [J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(3): 511-520 (in Chinese).

[5] 鹿瑞,武延鹏. 动态拖尾星图模拟算法研究[J]. 空间控制技术与应用, 2016, 42(4): 57-62.

LU R, WU Y P. An approach of star image simulation for strap-down star sensor [J]. Aerospace Control and Application, 2016, 42(4): 57-62 (in Chinese).

[6] YAN J Y, JIANG J, ZHANG G J. Dynamic imaging model and parameter optimization for a star tracker [J]. Optics Express, 2016, 24(6): 5961-5983.

[7] SUN T, XING F, YOU Z, et al. Motion-blurred star acquisition method of the star tracker under high dynamic conditions [J]. Optics Express, 2013, 21(17): 20096-20110.

[8] 刘海波,宿德志,谭吉春,等. 考虑卫星轨道运动和像移影响的星敏感器星图模拟方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 1190-1194.

LIU H B, SU D Z, TAN J C, et al. An approach to star image simulation for star sensor considering satellite orbit motion and effect of image shift [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(5): 1190-1194 (in Chinese).

[9] 王凌云,王博,张国玉,等. 高精度高动态星模拟器研究[J]. 空间科学学报, 2015, 35(3): 356-361.

WANG L Y, WANG B, ZHANG G Y, et al. Study on high precise and high dynamic star simulator [J]. Chinese Journal of Space Science, 2015, 35(3): 356-361 (in Chinese).

[10] 高源,林再平,李骏,等. 基于CCD点扩散和拖尾特性的星空模拟方法研究[J]. 电子信息对抗技术, 2008, 23(2): 58-62.

GAO Y, LIN Z P, LI J, et al. Imaging simulation algorithm for star field based on CCD PSF and space target's striation characteristic [J]. Electronic Information Warfare Technology, 2008, 23(2): 58-62 (in Chinese).

[11] 全伟,徐梁,宁晓琳. 一种基于三正交主轴平面的快速星图模拟方法[J]. 空间科学学报, 2012, 32(1): 141-146.

QUAN W, XU L, NING X L. A high-speed simulation method of star map based on three orthogonal axis planes [J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(1): 141-146 (in Chinese).

[12] LIU C S, HU L H, LIU G B, et al. Kinematic model for the space-variant image motion of star sensors under dynamical conditions [J]. Optical Engineering, 2015, 54(6): 063104.

[13] 王海涌,周文睿,赵彦武. 简易高斯灰度扩散模型的误差分析及适用性研究[J]. 光学学报, 2012, 32(7): 115-120.

WANG H Y, ZHOU W R, ZHAO Y W. Error analysis and applicability study on simplified Gaussian gray diffusion model [J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(7): 115-120 (in Chinese).

[14] 张海林,金小刚,冯结青. 三次B样条曲线骨架卷积曲面造型[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2006, 18(9): 1300-1305.

ZHANG H L, JIN X G, FENG J Q. Convolution surface model-

ing for cubic B-spline skeletons[J]. Journal of Computer-aided Design & Computer Graphics, 2006, 18 (9) : 1300-1305 (in Chinese).

[15] OELTZE S,PREIM B. Visualization of vasculature with convolution surfaces: Method, validation and evaluation [J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2005, 24 (4) : 540-548.

作者简介:

闫劲云 男,博士,助理研究员。主要研究方向:星敏感器技术、光度计量。

江洁 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:星敏感器技术、图像处理。

Dynamic real-time star map simulation based on convolution surface

YAN Jinyun¹, LIU Hui¹, ZHAO Weiqiang¹, JIANG Jie^{2,*}

(1. National Institute of Metrology, Beijing 100029, China; 2. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The multi-star simulator dynamically displays star image in the sky map and is the key device for testing a star sensor. As the star spot in the star image smears under dynamic conditions, it is necessary for the star simulator to accurately simulate the smeared star image in real time. First, the convolution surface model of the smeared star spot is established. This model is a convolution of the point spread function and the weight function along the star spot trajectory, and can represent any smeared star spot moving on the image plane. Then, a pixelating algorithm based on the convolution surface is proposed to improve the real-time performance of the star image simulation. The algorithm separates the trajectory into tiny arc segments, calculates pixel values of star spot at each arc segment, and sums all the spots. The pixelating algorithm turns multiple integrals into simple operations, and increases the simulation speed by nearly ten times, with a refresh rate of 30 Hz for multi-star simulator.

Keywords: star map simulation; star simulator; star sensor; convolution surface; smeared star spot

Received: 2018-07-13; **Accepted:** 2018-10-15; **Published online:** 2018-11-02 10:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181030.1042.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61505191,61725501); Project for Improvement of Quality and Technical Supervision Capacity (ANLI805)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0447

基于运动模型的低空非合作无人机目标识别

陈唯实^{1,*}, 刘佳^{1,2}, 陈小龙³, 李敬¹

(1. 中国民航科学技术研究院, 北京 100028; 2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083;

3. 海军航空大学, 烟台 264001)

摘 要: 为保障低空安全,在利用雷达数据探测无人机目标的同时剔除飞鸟等虚警信息,提出了一种基于运动模型的低空非合作无人机目标识别方法,作为已有目标跟踪方法应用的拓展。首先,建立多种运动模型模拟无人机和飞鸟目标运动;然后,基于多种运动模型进行目标跟踪,并估计各种运动模型的出现概率;最后,以各种运动模型在连续时间内出现概率的方差均值来度量目标运动模型的转换频率。通过对仿真数据和机场低空监视雷达实测数据的处理,所提方法能够在杂波环境中跟踪无人机目标并剔除飞鸟目标,进一步验证了其有效性和实用性。

关 键 词: 运动模型; 无人机; 目标; 识别; 雷达

中图分类号: TN959.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0687-08

随着无人机(UAV)产业的迅猛发展,近年来,中国多个机场接连出现无人机扰航事件^[1]。非法放飞无人机所带来的安全隐患给机场、边境、重要敏感区域的低空保护敲响了警钟,引发公众高度关注。根据目标与探测设备之间是否通信进行分类,以无人机为代表的“低慢小”目标通常可分为合作和非合作两类。针对合作无人机,其飞行信息可实时接入无人机云管理系统,监管部门将对误入相应区域的无人机进行查询和记录^[2]。合作式监管技术目前已能覆盖95%以上的消费级无人机,而剩余不足5%的非合作无人机是低空防范的重点和难点。

目前,典型的非合作无人机目标探测技术包括光电、无线电侦测、声学、雷达等,每种技术手段各具优势和短板^[3-9]。其中,无线电侦测技术可有效侦测到无人机操作者,对于不发射无线电信号的“静默”无人机,不能有效发现;光电探测虽

在目标识别方面存在优势,但易受环境光线干扰,且探测距离有限;音频探测技术易受噪声、杂波的影响,对于大型无人机效果较好,但在背景噪声较强的环境中难以探测到中小型无人机。总的来说,雷达作为目标探测和监视的主要手段,在空和海面目标监视预警等国防和公共安全领域应用广泛,虽然传统雷达对于“低慢小”目标存在探测效能不足的问题,但雷达仍是对空目标探测的重要手段^[10]。

在低空环境中,飞鸟是除无人机目标外主要的“低慢小”目标,在无人机目标探测过程中,需要对无人机和飞鸟目标进行分类识别,进而将飞鸟目标作为杂波剔除。一般情况下,雷达作为单一探测手段,仅能获取目标的幅度、位置、速度等信息,难以对目标进行有效分类和识别。目前,典型的无人机探测系统采用光电技术作为雷达系统的补充,在雷达发现无人机目标后加以识别确

收稿日期: 2018-07-25; 录用日期: 2018-10-17; 网络出版时间: 2018-11-20 13:45

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181116.0948.001.html

基金项目: 国家自然科学基金委员会-中国民用航空局民航联合研究基金(U1633122); 国家重点研发计划(2016YFC0800406)

* 通信作者。E-mail: chenwsh@mail.castc.org.cn

引用格式: 陈唯实, 刘佳, 陈小龙, 等. 基于运动模型的低空非合作无人机目标识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 687-694. CHEN W S, LIU J, CHEN X L, et al. Non-cooperative UAV target recognition in low-altitude airspace based on motion model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 687-694 (in Chinese).

认^[11];但此类系统成本较高,且由于光电设备视场有限,加之其在探测不同距离的目标时需要调整焦距,使雷达和光电设备在联动配合的同步性方面存在困难。另有大量研究者通过提取目标的微多普勒特征识别无人机目标^[12-16],但此类研究目前还只适用于雷达回波较强的金属旋翼无人机,对于回波微弱的轻小型无人机(如大疆精灵系列)识别尚鲜有相关报道。

针对以上问题,本文利用常规机械扫描雷达获取的目标回波信息,充分分析无人机与飞鸟目标运动方式的差异,提出了一种基于运动模型的低空非合作无人机与飞鸟目标识别方法。该方法同时基于多种运动模型进行无人机和飞鸟目标跟踪,并估计各种运动模型的出现概率,以各种运动模型在连续时间内出现概率的方差均值来度量目标运动模型的转换频率,进而区分出飞鸟和无人机目标。

1 模型的建立与分析

低空飞鸟目标的散射截面、飞行速度、飞行高度等特征信息与轻小型无人机接近,现有的低空监视雷达难以区分,在探测轻小型无人机时易导致虚警。本文提出了一种基于运动模型的轻小型无人机与飞鸟目标识别方法,能够剔除飞鸟等干扰目标,提升雷达跟踪效果。本节首先给出方法的基本流程,进而详述运动模型的建立与特征提取方法。

1.1 方法流程设计

本文方法通过多模型目标跟踪、多模型概率提取、目标运动模式判断、目标运动特征提取等4个步骤,最终提取出目标运动模型转换频率等目标特征,用以区分轻小型无人机目标与飞鸟目标,方法流程如图1所示。已有的目标跟踪方法通过建立目标运动模型预估目标的状态信息,并利用量测信息对目标状态进行修正,其目的在于提高跟踪精度,逼近目标的真实运动状态。本文方法的目标不在于提高跟踪精度,而在于实现目标的识别分类,是对已有目标跟踪方法应用的拓展和延伸。

1.2 运动模型的建立与特征提取

1) 多模型目标跟踪

由于每个目标在运动过程中可能具备多种运动模式,在某一时刻,多模型目标跟踪采用 n 种模型并行工作,通过混合上一时刻所有滤波器生成的状态估计,获得某种模型配置滤波器的初始条件。

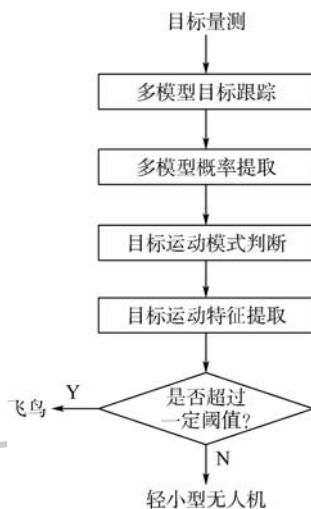


图1 无人机与飞鸟目标识别方法流程

Fig. 1 Flowchart of recognition method for UAV and flying bird targets

每个模型 M^i 和 M^j 在 k 时刻的混合概率 $\mu_k^{i|j}$ 计算如下:

$$\bar{c}_j = \sum_{i=1}^n p_{ij} \mu_{k-1}^i \quad (1)$$

$$\mu_k^{i|j} = \frac{1}{\bar{c}_j} p_{ij} \mu_{k-1}^i \quad (2)$$

式中: μ_{k-1}^i 为 $k-1$ 时刻模型 M^i 的概率; $\bar{c}_j$ 为归一化参数;在下一时刻由模型 M^i 转换到模型 M^j 的概率表示为

$$p_{ij} = \{M_k^j | M_{k-1}^i\}$$

然后计算每个滤波器的混合输入:

$$m_{k-1}^{0j} = \sum_{i=1}^n \mu_k^{i|j} m_{k-1}^i \quad (3)$$

$$P_{k-1}^{0j} = \sum_{i=1}^n \mu_k^{i|j} \{P_{k-1}^i + [m_{k-1}^i - m_{k-1}^{0j}] [m_{k-1}^i - m_{k-1}^{0j}]^T\} \quad (4)$$

式中: m_{k-1}^i 和 P_{k-1}^i 分别为 $k-1$ 时刻模型 M^i 的更新均值和协方差。

对每个模型 M^i ,滤波如下:

$$[m_k^{-,i}, P_k^{-,i}] = F_p(m_{k-1}^{0j}, P_{k-1}^{0j}, A_{k-1}^i, Q_{k-1}^i) \quad (5)$$

$$[m_k^i, P_k^i] = F_u(m_k^{-,i}, P_k^{-,i}, y_k, H_k^i, R_k^i) \quad (6)$$

式中:标准卡尔曼滤波器的预估和更新分别用 $F_p(\cdot)$ 和 $F_u(\cdot)$ 表示; y_k 为 k 时刻的量测; $m_k^{-,i}$ 和 $P_k^{-,i}$ 分别为 k 时刻模型 M^i 的预估均值和协方差; A_{k-1}^i 和 Q_{k-1}^i 分别为 $k-1$ 时刻模型 M^i 的转换矩阵和过程噪声矩阵; H_k^i 和 R_k^i 分别为 k 时刻模型 M^i 的量测模型矩阵和量测噪声矩阵。

此外,还计算了每个滤波器的测量相似性:

$$\Lambda_k^i = N(v_k^i; 0, S_k^i) \quad (7)$$

式中: v_k^i 为测量残差; S_k^i 为模型 M^i 在滤波更新部

分的协方差; $N(\cdot)$ 为高斯概率密度分布函数。

2) 多模型概率提取

k 时刻每个模型 M^i 的概率 μ_k^i 计算如下:

$$c = \sum_{i=1}^n \Lambda_k^i c_i \quad (8)$$

$$\mu_k^i = \frac{1}{c} \Lambda_k^i c_i \quad (9)$$

式中: c 为归一化因子。

3) 目标运动模式判断

在 k 时刻 n 种并行存在的模型中,选择概率 μ_k^i 最大的模型 M^i 作为 k 时刻的目标运动模式 I_k ,记为

$$I_k = \{I | \mu_k^I = \max(\mu_k^i, i = 1, 2, \dots, n)\} \quad (10)$$

4) 目标运动特征提取

提取目标运动模型转换频率估计值 F ,由下式计算:

$$F = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \text{var}\{\mu_k^i | k = 1, 2, \dots, T\} \quad (11)$$

即目标在连续 T 个时刻运动模式的变化情况估计,由 n 种模型在连续 T 个时刻内的出现概率 μ_k^i 的方差 $\text{var}\{\cdot\}$ 均值进行度量。

飞鸟目标的机动性通常高于轻小型无人机,设定阈值 S ,如该转换频率估计值高于 S ,则为飞鸟目标,反之,则为轻小型无人机目标。

2 仿真数据验证

本节针对无人机与飞鸟目标的仿真数据,通过蒙特卡罗实验评价本文方法的有效性,评价方法包括不同模型的估计概率、检测率、虚警率、工作特征(ROC)曲线等。

2.1 仿真运动模型

本文建立了匀速直线运动和机动变速运动2类仿真模型,以匀速直线运动模型模拟无人机目标,以匀速直线运动模型和机动变速运动模型模拟飞鸟运动。

对于匀速直线运动,其在 k 时刻的状态包括目标位置 x_k 和 y_k ,以及速度 $\dot{x}_k$ 和 $\dot{y}_k$,目标状态向量表示为

$$\mathbf{x}_k = (x_k \ y_k \ \dot{x}_k \ \dot{y}_k) \quad (12)$$

目标动态模型表示为

$$\mathbf{x}_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_k + \mathbf{q}_k \quad (13)$$

式中: Δt 为系统数据更新时间间隔; $\mathbf{q}_k$ 为高斯过程噪声,其均值为零,协方差为

$$E[\mathbf{q}_k \mathbf{q}_k^T] = \begin{bmatrix} \frac{1}{3} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 \\ 0 & \frac{1}{3} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t \end{bmatrix} q \quad (14)$$

其中: q 为噪声的谱密度。

对于机动变速运动,除目标位置 (x, y) 和目标速度 $(\dot{x}, \dot{y})$ 外,还考虑了加速度的状态变量 $(\ddot{x}, \ddot{y})$ 。因此, k 时刻运动目标的状态可由如下向量表示:

$$\mathbf{x}_k = (x_k \ y_k \ \dot{x}_k \ \dot{y}_k \ \ddot{x}_k \ \ddot{y}_k) \quad (15)$$

目标动态模型表示为

$$\mathbf{x}_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \Delta t & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta t & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_k + \mathbf{q}_k \quad (16)$$

式中: $\mathbf{q}_k$ 均值为零,协方差为

$$E[\mathbf{q}_k \mathbf{q}_k^T] = \begin{bmatrix} \frac{1}{20} \Delta t^5 & 0 & \frac{1}{8} \Delta t^4 & 0 & \frac{1}{6} \Delta t^3 & 0 \\ 0 & \frac{1}{20} \Delta t^5 & 0 & \frac{1}{8} \Delta t^4 & 0 & \frac{1}{6} \Delta t^3 \\ \frac{1}{8} \Delta t^4 & 0 & \frac{1}{6} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 \\ 0 & \frac{1}{8} \Delta t^4 & 0 & \frac{1}{6} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 \\ \frac{1}{6} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \Delta t^3 & 0 & \frac{1}{2} \Delta t^2 & 0 & \Delta t \end{bmatrix} q \quad (17)$$

本文中,2种运动模型的时间步长均设定为 $\Delta t = 0.1$,过程噪声的功率谱密度设定为 $q = 0.1$ 。所有无人机和飞鸟目标的运动轨迹均匀随机地分布在空间 $[-100, 100] \times [-100, 100]$ 中,如图2所示,包括全局示意图及对某飞鸟目标轨迹的局部放大示意图。无人机和飞鸟目标的运动模型参数设置如下:

1) 无人机目标的起点为 $[0, 0]$,起始速度为

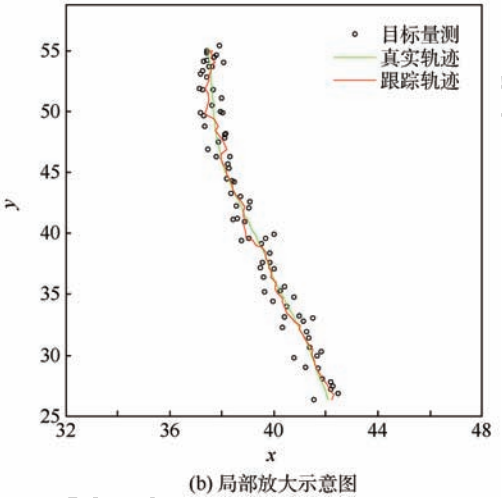
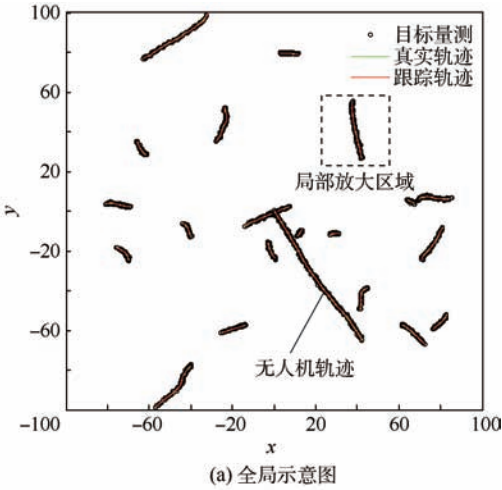


图2 无人机与飞鸟目标轨迹仿真轨迹

Fig.2 Simulated trajectories of UAV and flying bird targets

[2, -3], 经过 240 步仿真。

2) 每个飞鸟目标运动轨迹的起点在空间 $[-100, 100] \times [-100, 100]$ 中随机分布。

3) 每个飞鸟目标的起始速度幅值为 2, 运动起始方向在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 范围内随机生成。

4) 每个飞鸟目标运动轨迹的仿真步数在 20 ~ 60 范围内随机生成。

5) 飞鸟目标的运动模型在匀速直线运动模型和机动变速运动模型二者之间切换, 切换的频率由 p 进行控制, 即生成 0 ~ 1 之间的随机数, 当其小于 p 时, 就切换一次运动模型。

6) 无人机和飞鸟目标均经过 1000 次蒙特卡罗仿真, 即各生成 1000 条仿真运动轨迹。

2.2 仿真结果与分析

基于无人机和飞鸟目标运动轨迹的蒙特卡罗仿真数据, 对本文方法的无人机目标识别效果进行分析验证。

图 3 和图 4 分别给出了无人机和飞鸟目标某次跟踪仿真中的模型概率估计结果, 其中飞鸟目

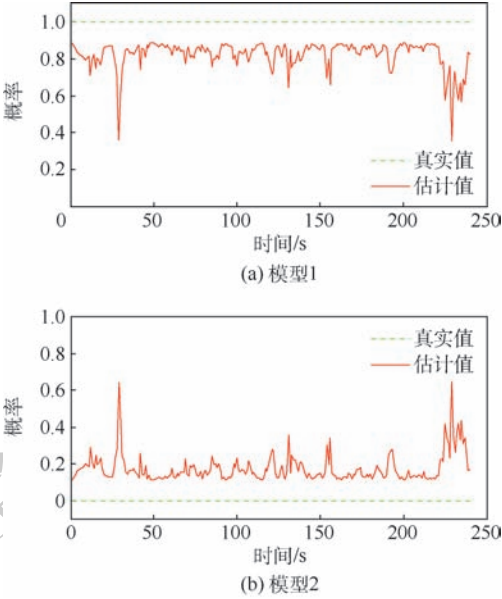


图3 无人机目标跟踪中的模型估计概率

Fig.3 Model estimation probability in UAV target tracking

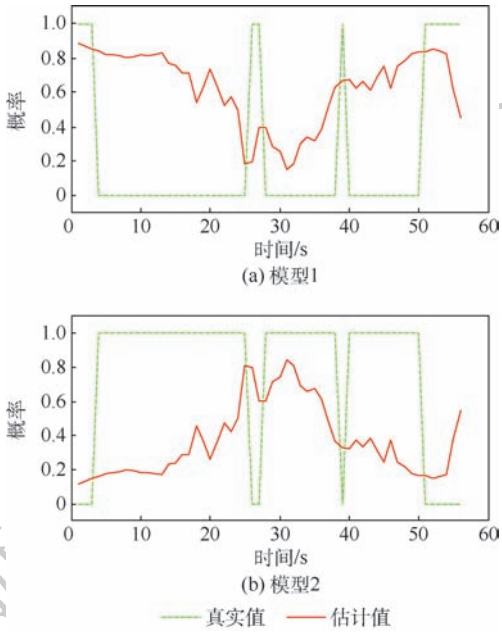


图4 飞鸟目标跟踪中的模型估计概率

Fig.4 Model estimation probability in flying bird target tracking

标的模型切换频率 $p = 0.3$ 。无人机目标在 240 步跟踪仿真中, 模型 1 (即匀速直线运动模型) 的估计概率约为 0.8, 模型 2 (即机动变速运动模型) 的估计概率约为 0.2, 说明其仅采用了匀速直线运动模型。飞鸟目标在 56 步跟踪仿真中, 在模型 1 和模型 2 之间切换 6 次, 模型 1 和模型 2 的估计概率在 0.1 ~ 0.8 之间变化且起伏较大, 明显高于无人机目标, 可以此为特征区分这两类目标。

表 1 给出了 1000 次蒙特卡罗实验的无人机和飞鸟目标的运动模型概率估计的方差均值 F ,

以度量目标运动模型转换的频繁程度。可见,无人机目标运动模型概率估计的方差均值比飞鸟目标低一个数量级;随着模型转换频率 p 值的增加($p=0.2,0.3,0.4,0.5$),运动模型概率估计方差 F 的均值也逐渐增加。

图5给出了不同 p 值情况下,随阈值设置变化,基于1000次蒙特卡罗仿真数据的ROC曲线,以无人机为目标、飞鸟为虚警。 p 值越大,飞鸟目标运动模型的转化频率越高,越容易识别。可见, $p=0.5$ 时,无人机目标的检测率接近1.0时,对飞鸟目标的虚警率低于0.15。

需要说明的是,目标跟踪方法能够通过数据关联剔除背景噪声,一定数量的背景噪声对本文方法的识别性能不会造成影响。通过在仿真数据中增加背景噪声,验证本文方法在噪声环境中的目标识别效果。图6为加入背景噪声的无人机与飞鸟目标运动轨迹仿真数据,噪声由“×”表示,

表1 无人机与飞鸟目标的 F 均值

Table 1 Mean value of F of UAV and flying bird targets

无人机	飞鸟			
	$p=0.2$	$p=0.3$	$p=0.4$	$p=0.5$
0.005 9	0.044 7	0.051 1	0.059 4	0.062 5

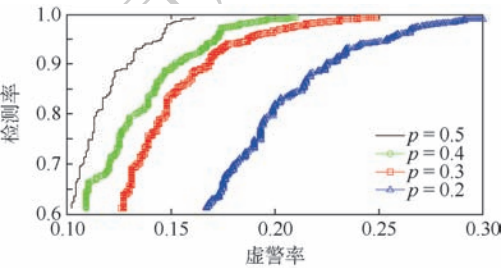


图5 无人机目标识别的ROC曲线

Fig.5 ROC curves of UAV target recognition

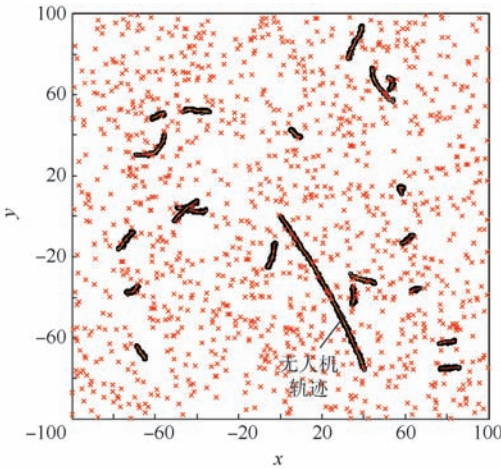


图6 加入背景噪声的目标轨迹仿真

Fig.6 Simulated trajectories of targets with background clutters

平均每步仿真加入5个噪声,其余参数设置与2.1节相同;可见,本文方法仍然实现了对无人机和飞鸟目标的正常跟踪。

图7给出了 $p=0.5$ 时,有无背景噪声条件下的无人机目标识别ROC曲线对比,本次仿真中平均每步仿真加入5个噪声。可见,一定数量的背景噪声基本不会对本文方法的目标识别性能造成影响。

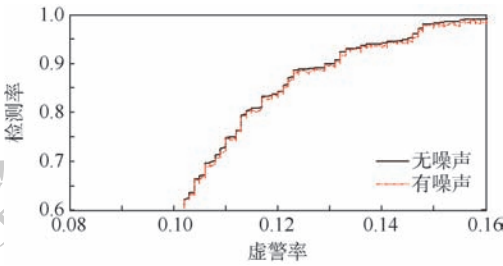


图7 背景噪声环境中的无人机目标识别ROC曲线

Fig.7 ROC curves of UAV target recognition in background cluttered environment

3 实测数据验证

基于在广西北海机场安装的低空雷达监视系统,目前已采集了大量含有人机和飞鸟目标的雷达实测数据,前期研究已实现了对各类目标的检测跟踪^[1, 17-20]。图8为某时段采集的北海机场雷达实测数据,量测数据由“○”表示,其中包含了一架测试放飞的大疆精灵3无人机及机场自然环境中活动的若干飞鸟目标,以及少量背景噪声,由“×”表示。图8所示雷达数据中的飞鸟目标多为觅食状态中的本地留鸟,飞行距离较短且机动性较高。本节将采用本文方法对其中的无人机和飞鸟目标进行跟踪,剔除背景噪声,并做识别分



图8 北海机场低空雷达监视数据

Fig.8 Low-altitude radar surveillance data at Beihai Airport

类,验证方法的可行性。

在工程应用中,首先通过人工方法识别出无人机和飞鸟目标,计算出不同目标的模型转换概率估计值,进而设定无人机和飞鸟目标的分类阈值;在不同的测试环境中,该阈值往往不同,需要通过实验的方法进行测定,以确保系统的识别效果。图9给出了采用本文方法处理图8所示雷达

数据,在不同分割阈值条件下无人机目标的跟踪与识别结果,目标轨迹由实线表示,背景噪声被完全剔除。部分飞鸟目标的机动性不高,其运动模型与无人机接近,当阈值偏高时,仍然残存大量飞鸟目标,只有当阈值设置足够低时(见图9(d), $S=0.005$),才能剔除全部飞鸟目标并保留无人机目标。参照图9,表2给出了不同阈值条件下,

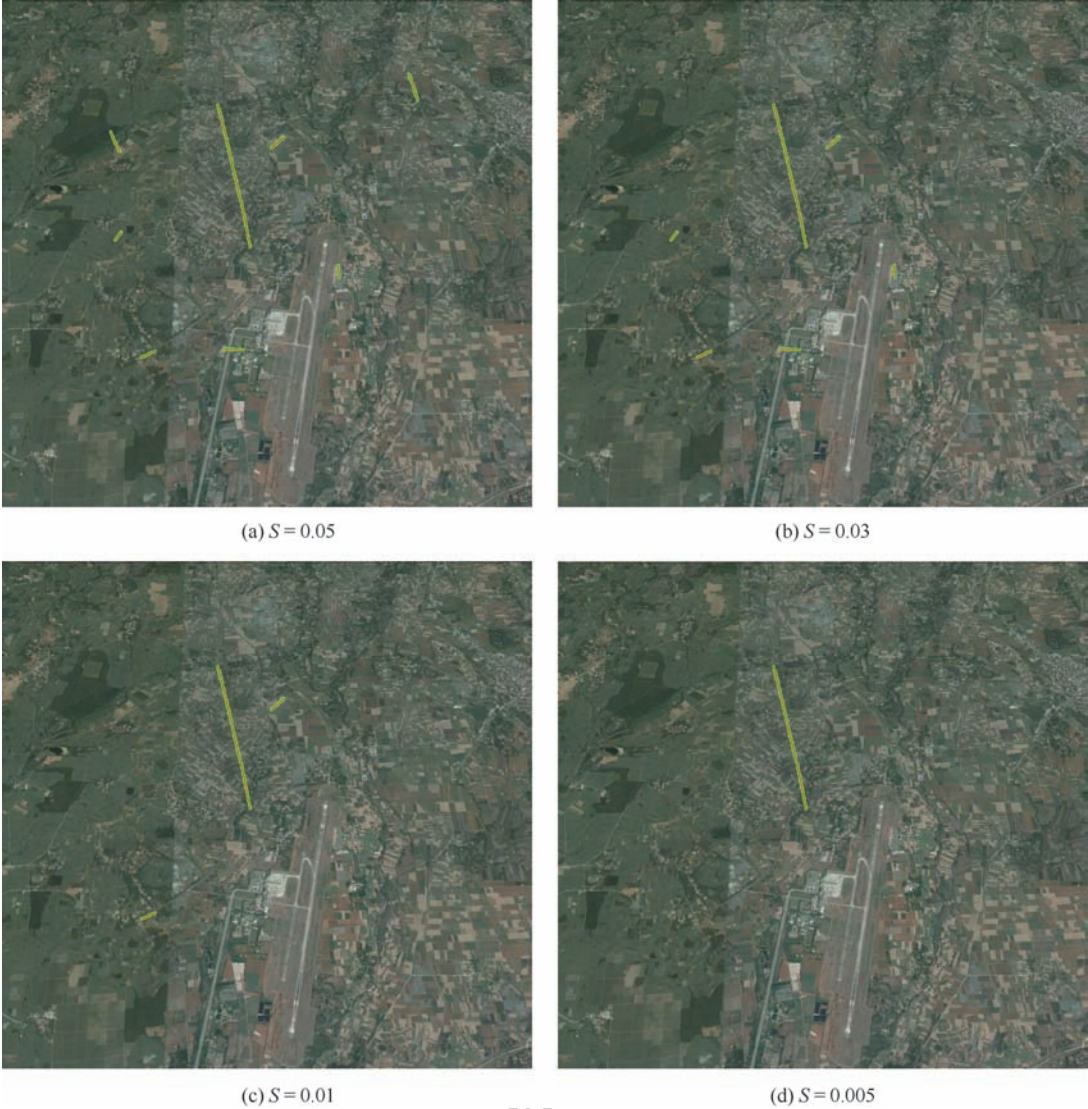


图9 无人机目标跟踪与识别结果示意图

Fig.9 Schematic of UAV target tracking and recognition results

表2 无人机目标识别结果

Table 2 UAV target recognition results

S	无人机目标	其他低空目标
0.005	1	0
0.01	1	2
0.02	1	2
0.03	1	5
0.04	1	6
0.05	1	7
0.06	1	10
0.07	1	11
0.08	1	12
0.09	1	14

无人机目标的识别结果及飞鸟等其他低空目标的虚警具体数量。

4 结 论

本文利用常规低空雷达获取的非合作目标信息,以目标运动模型转换频率为特征,提出了一种轻小型无人机与飞鸟目标识别方法。通过仿真与雷达实测数据验证了本文方法的有效性,得出结论:

1) 本文方法适用于常规机械扫描监视雷达

数据,能够利用目标运动方向、速度、位置等较少的回波信息较好地地区分出无人机和飞鸟目标。

2) 由仿真数据可知,无人机目标运动模型转换估计频率的方差均值比机动性较高的飞鸟目标低一个数量级以上。

3) 对于部分机动性较低的飞鸟目标,其运动方式与无人机近似,采用本文方法易导致虚警,需要结合目标微动特征等其他精细化处理技术加以识别分类^[10]。

4) 目标的微动特征在一定程度上反映了目标固有的运动属性,与目标的结构和电磁散射特性有着密切关联,因此,随着低空监视雷达探测性能的逐步提升,微多普勒特征必将成为无人机等低慢小目标探测与识别的重要手段和途径。

参考文献 (References)

- [1] 陈唯实. 轻小型无人机监管、探测与干扰技术[J]. 中国民用航空, 2017, 253(7): 33-34.
CHEN W S. The supervision, detection and jamming technologies for light and small UAV[J]. China Civil Aviation, 2017, 253(7): 33-34 (in Chinese).
- [2] 吕信明. 军用无人机的发展及对策[J]. 国防科技, 2013, 34(1): 5-7.
LV X M. Military UAV development and countermeasures[J]. National Defense Science & Technology, 2013, 34(1): 5-7 (in Chinese).
- [3] 陈超帅, 王世勇. 大疆无人机目标红外辐射特性测量及温度反演[J]. 光电工程, 2017, 44(4): 427-434.
CHEN C S, WANG S Y. Infrared radiation characteristics measurement and temperature retrieval based on DJI unmanned aerial vehicle[J]. Opto-Electronic Engineering, 2017, 44(4): 427-434 (in Chinese).
- [4] 罗德与施瓦茨(中国)科技有限公司. 无人机自动识别、定位和压制系统(一)[J]. 中国无线电, 2016(8): 72-73.
Rohde & Schwarz. Automatic identification, positioning and suppression system of UAV (I)[J]. China Radio, 2016(8): 72-73 (in Chinese).
- [5] 罗德与施瓦茨(中国)科技有限公司. 无人机自动识别、定位和压制系统(二)[J]. 中国无线电, 2016(9): 71-72.
Rohde & Schwarz. Automatic identification, positioning and suppression system of UAV (II)[J]. China Radio, 2016(9): 71-72 (in Chinese).
- [6] 罗德与施瓦茨(中国)科技有限公司. 无人机自动识别、定位和压制系统(三)[J]. 中国无线电, 2016(10): 72-73.
Rohde & Schwarz. Automatic identification, positioning and suppression system of UAV (III)[J]. China Radio, 2016(10): 72-73 (in Chinese).
- [7] 吕冰, 王爱举, 马妍, 等. 无线电技术在民用无人机管控中的应用[J]. 中国无线电, 2017(8): 24-26.
LV B, WANG A J, MA Y, et al. Radio technology application in civil UAV control[J]. China Radio, 2017(8): 24-26 (in Chinese).
- [8] 陈唯实, 闫军, 李敬. 基于 Rao-Blackwellized 蒙特卡罗数据关联的检测跟踪联合优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(4): 700-708.
CHEN W S, YAN J, LI J. Joint optimization of detection and tracking with Rao-Blackwellized Monte Carlo data association[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(4): 700-708 (in Chinese).
- [9] 陈小龙, 关键, 黄勇, 等. 雷达低可观测目标探测技术[J]. 科技导报, 2017, 35(11): 30-38.
CHEN X L, GUAN J, HUANG Y, et al. Radar low-observable target detection[J]. Science & Technology Review, 2017, 35(11): 30-38 (in Chinese).
- [10] 陈小龙, 关键, 黄勇, 等. 雷达低可观测目标精细化处理及应用[J]. 科技导报, 2017, 35(20): 19-27.
CHEN X L, GUAN J, HUANG Y, et al. Radar refined processing and its applications for low-observable moving target[J]. Science & Technology Review, 2017, 35(20): 19-27 (in Chinese).
- [11] ZHANG J, XU Q Y, CAO X B, et al. Hierarchical incorporation of shape and shape dynamics for flying bird detection[J]. Neurocomputing, 2014, 131(5): 179-190.
- [12] BAI X R, XING M D, ZHOU F, et al. Imaging micromotion targets with rotating parts based on empirical-mode decomposition[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2008, 46(11): 3514-3523.
- [13] STANKOVIC L, THAYAPARAN T, DAKOVIC M, et al. Micro-Doppler removal in the radar imaging analysis[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(2): 1234-1250.
- [14] ZHANG Q, YEO T S, TAN H S, et al. Imaging of a moving target with rotating parts based on the Hough transform[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2008, 46(1): 291-299.
- [15] 张群, 何其芳, 罗迎. 基于贝塞尔函数基信号分解的微动群目标特征提取方法[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(12): 3056-3062.
ZHANG Q, HE Q F, LUO Y. Micro-Doppler feature extraction of group targets using signal decomposition based on Bessel function basis[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(12): 3056-3062 (in Chinese).
- [16] 张群, 罗迎. 雷达目标微多普勒效应[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 22-30.
ZHANG Q, LUO Y. Micro-Doppler effect of radar targets[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 22-30 (in Chinese).
- [17] 陈唯实, 李敬. 基于空域特性的低空空域雷达目标检测[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3060-3068.
CHEN W S, LI J. Radar target detection in low-altitude airspace with spatial features[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3060-3068 (in Chinese).
- [18] 陈唯实. 基于时域特性的非相参雷达目标检测与跟踪[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(8): 1800-1807.
CHEN W S. Incoherent radar target detection and tracking with temporal features[J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(8): 1800-1807 (in Chinese).

[19] CHEN W S. Spatial and temporal features selection for low-altitude target detection [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 40 (1) : 171-180.

[20] 陈唯实,李敬. 雷达探鸟技术发展与应用综述 [J]. 现代雷达, 2017, 39 (2) : 7-17.

CHEN W S, LI J. Review on developments and applications of avian radar technology [J]. Modern Radar, 2017, 39 (2) : 7-17 (in Chinese).

作者简介:
陈唯实 男,高级工程师。主要研究方向:低空空域安全监视、雷达目标检测与跟踪、机场安全运行技术。

Non-cooperative UAV target recognition in low-altitude airspace based on motion model

CHEN Weishi^{1,*}, LIU Jia^{1,2}, CHEN Xiaolong³, LI Jing¹

(1. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China;
2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: To guarantee the safety of low-altitude airspace, a target recognition method based on motion model was proposed for the non-cooperative UAV target in low-altitude airspace, as an extension of the application of the existing target tracking algorithm, which could detect the UAV and reject the false alarms such as flying birds with radar data. Firstly, multiple motion models were established to simulate the movement of UAV and flying bird targets. Secondly, the targets were tracked with multiple motion models and the appearance probabilities of these models were estimated. Thirdly, the transformation frequency between target motion models was measured by the mean variance of the appearance probabilities of multiple models in continuous time domain. By processing the simulation data and the measured data of the airport low-altitude surveillance radar, the method can track the UAV target in cluttered environment and eliminate the flying bird target, further verifying its effectiveness and practicability.

Keywords: motion model; UAV; target; recognition; radar

Received: 2018-07-25; Accepted: 2018-10-17; Published online: 2018-11-20 13:45
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181116.0948.001.html
Foundation items: Joint Research Foundation of National Natural Science Foundation of China (NSFC) and Civil Aviation Administration of China (CAAC) (U1633122); National Key R & D Program of China (2016YFC0800406)
* Corresponding author. E-mail: chenwsh@mail.castc.org.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0518

金属材料微裂纹取向与超声波和频非线性效应



杨斌^{1,*}, 史开元¹, 袁廷璧², 肖德铭², 王侃¹, 李振海¹

北京科技大学 国家材料服役安全科学中心, 北京 100083; 2. 国电锅炉压力容器检验有限公司, 北京 102209)

摘

要: 针对非线性超声无损检测金属材料微裂纹取向角度的问题, 开展了微裂纹

取向与超声波的和频非线性效应研究, 建立了超声和频非线性特征系数与微裂纹取向角度的关系模型。理论和有限元仿真实验结果表明, 随着微裂纹取向角度的逐渐增大, 超声和频非线性特征系数与微裂纹取向角度之间呈现明显的正相关趋势, 而且相比二次非线性特征系数, 和频非线性特征系数对微裂纹取向检测更为敏感。同时, 从超声波平均能流密度(即声强)的角度出发, 计算可知和频分量声强会随着微裂纹取向角度的增大而增大, 而二次谐波声强基本不会发生变化, 同时和频分量声强占比相比于二次谐波声强占比也得到了明显提高。超声波声强计算结果与仿真计算结果趋势基本一致, 证明了理论模型的正确性。通过实验验证了模型的有效性, 为金属材料微裂纹取向的检测提供了一种有效的手段。

关键词: 无损检测; 微裂纹; 非线性超声; 和频; 微裂纹取向

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2019)04-0695-10

金属材料的长期服役过程中, 在环境和载荷的作用下, 微裂纹会逐渐萌生、扩展长大形成宏观裂纹, 一旦裂纹扩展到临界尺寸, 即会发生破坏, 产生严重的后果^[1]。研究表明, 金属材料早期微裂纹阶段占整个裂纹寿命的 90%^[2], 因此, 在金属材料微裂纹早期阶段开展相关的检测工作, 对于避免重大安全生产事故、保障工程材料的安全服役, 具有重要的意义。近年来的研究发现^[3], 材料力学性能的退化、微裂纹的产生等都会引起超声波传播的非线性畸变, 显示出非线性超声技术在材料微裂纹检测中的巨大应用潜力, 受到了非常广泛的关注^[4]。

微裂纹与超声波作用的非线性效应包括高次谐波、次谐波和谐振频率漂移^[4]等。在实际应用中, 利用非线性超声的高次谐波进行材料的无损检测容易受到仪器非线性因素干扰, 导致检测结果不准确。非线性超声混频检测^[5]是近年来出

现的新型检测方法, 其检测原理是: 利用 2 列不同频率的超声波经过金属材料, 如果材料中没有微裂纹, 则 2 列波线性叠加不会产生新的频率成份; 如果材料中有微裂纹, 2 列波在经过微裂纹相遇时, 会产生非线性畸变, 进而产生新的频率成份^[6]。该方法是利用 2 列波叠加产生的混合频率, 不会受到仪器非线性效应的影响, 将有效提高非线性超声检测的准确性。混合频率包含和频、差频、多倍和频和多倍差频等, 本文对其中的和频信号进行了定量分析研究。

北京工业大学焦敬品教授等探索了混频非线性超声检测微裂纹的可行性^[7], 以及微裂纹的长宽因素对检测结果中和频分量振幅的影响^[8]; Croxford 等^[9]利用混频非线性超声研究了材料的塑性和疲劳损伤在不同载荷下的变化; Sun 等^[10]提出了利用混频非线性超声来检测和定位材料中的微损伤; McGovern 和 Reis^[11]利用混频非线性超

收稿日期: 2018-09-04; 录用日期: 2018-11-16; 网络出版时间: 2018-12-24 10:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181220.1305.004.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFA0403404)

* 通信作者. E-mail: binyang@ustb.edu.cn

引用格式: 杨斌, 史开元, 袁廷璧, 等. 金属材料微裂纹取向与超声波和频非线性效应[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 695-704. YANG B, SHI K Y, YUAN T B, et al. Sum frequency nonlinear effects of micro-crack orientation and ultrasound in metallic materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 695-704 (in Chinese).

声检测了不同温度下样品的弯曲强度。由此可见,目前混频非线性超声与微裂纹相互作用的研究主要集中在微裂纹的尺寸形貌、位置以及损伤畸变等方面,而且研究相对较少,尚未开展微裂纹取向与超声和频非线性效应的研究。

研究表明,不同的微裂纹取向会影响微裂纹生长速率的大小、传播数目的多少等,对材料微裂纹的产生、发展到形成断裂的过程研究非常重要^[12]。因此,本文开展了金属材料微裂纹取向与超声波的和频非线性效应研究。首先,利用2列不同频率的超声波,在经过不同取向的微裂纹时会引发微裂纹界面处不同大小的应变。然后,基于泰勒公式将应力应变的线性关系模型转化为非线性关系模型,获得2列超声波经过微裂纹时叠加产生的和频非线性频率分量,进而计算得到这些频率分量的位移场。最后,以位移场为桥梁,建立超声和频非线性特征系数与微裂纹取向角度的关系模型。有限元仿真计算和实验测试都验证了模型的有效性,为金属材料微裂纹早期的检测提供了一种新的有效手段。

1 理论模型

1.1 混频非线性超声检测中的频率分量

当金属材料存在微裂纹损伤时,其输入输出信号可用以下非线性方程表示^[13]:

$$y(t) = ax(t) + bx^2(t) + q(t) \quad (1)$$

式中: $x(t)$ 为输入信号; $y(t)$ 为系统响应; a 、 b 为常数; $q(t)$ 为噪声,忽略不计。

输入信号中包含2种频率的简谐分量:

$$x(t) = A_1 \sin(2\pi w_1 t + \phi_1) + A_2 \sin(2\pi w_2 t + \phi_2) \quad (2)$$

式中:输入信号的基波频率为 w_1 和 w_2 ;2个简谐分量的幅值、相位分别为 A_1 和 A_2 、 ϕ_1 和 ϕ_2 。

将式(2)代入式(1)中可以得到对应输出为

$$\begin{aligned} y(t) = & aA_1 \sin(2\pi w_1 t + \phi_1) + aA_2 \sin(2\pi w_2 t + \phi_2) - \\ & b \frac{A_1^2}{2} \cos(2\pi(2w_1)t + 2\phi_1) - \\ & b \frac{A_2^2}{2} \cos(2\pi(2w_2)t + 2\phi_2) + \\ & bA_1 A_2 \cos(2\pi(w_2 - w_1)t + (\phi_2 - \phi_1)) - \\ & bA_1 A_2 \cos(2\pi(w_2 + w_1)t + (\phi_2 + \phi_1)) \quad (3) \end{aligned}$$

由式(3)可知,输出信号 $y(t)$ 中不仅出现了频率为 $2w_1$ 和 $2w_2$ 的二次谐波,还出现了频率为 $w_2 - w_1$ 的差频分量及频率为 $w_1 + w_2$ 的和频分量,因此在混频检测中可以通过输出信号的和频分量或者差频分量是否存在来说明被检测材料中

是否存在微裂纹等非线性损伤。

1.2 非线性和频横波分量与微裂纹的相互作用

假设微裂纹的2个面是简单接触,2个界面之间施加的内应力为 $\Delta\sigma$,即

$$\Delta\sigma = K\xi \quad (4)$$

式中: ξ 为微裂纹受到入射波加载所产生的应变; $K = K(\xi)$ 表示界面的刚度为超声波经过微裂纹时引发的应变的函数。

利用泰勒公式,在 $K = K_0$ 处展开并保留前两项,得

$$K = K_0 + \alpha\xi \quad (5)$$

式中: α 为非线性系数,并且 $\alpha\xi \ll K_0$ 。

将式(5)代入式(4)中得到

$$\Delta\sigma = K_0\xi + \alpha\xi^2 \quad (6)$$

假设混合信号分量频率 $w_3 = w_1 \pm w_2$,其中 w_1 与 w_2 分别为2列入射超声波的频率,如图1所示。

得到微裂纹分别在入射波1与入射波2作用下接触界面产生的形变分别为

$$u_1(x, y, t) = U_1(x, y) \cos(w_1 t) \quad (7a)$$

$$u_2(x, y, t) = U_2(x, y) \cos(w_2 t) \quad (7b)$$

式中: U_1 和 U_2 分别为入射波1和入射波2的位移场; x 和 y 为微裂纹中心位置的坐标,坐标系原点位于中心位置。

假定微裂纹有效长度为 h ,宽度为 D ,通常认为微裂纹宽度远小于入射波的波长,所以在微裂纹宽度方向上,微裂纹受到入射波加载所产生的应变为

$$\begin{aligned} \xi = & D \frac{\partial(u_1 + u_2)}{\partial x} = D \frac{\partial U_1}{\partial x} \cos(w_1 t) + \\ & D \frac{\partial U_2}{\partial x} \cos(w_2 t) \quad (8) \end{aligned}$$

将式(8)代入式(6)中,可以得到2列入射波驱动微裂纹产生的应力为

$$\Delta\sigma_3 = \alpha D^2 \frac{\partial U_1(x, y)}{\partial x} \cdot \frac{\partial U_2(x, y)}{\partial x} \cos(w_3 t) \quad (9)$$

应力 $\Delta\sigma_3$ 作用于裂纹周围,使得经过微裂纹的超声波产生多个新的非线性频率分量。

超声波在各向同性弹性介质中传播的位移场可以用方程表示为^[14]

$$U = A \cos(kx) \quad (10)$$

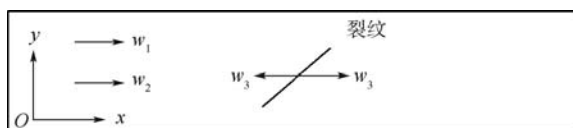


图1 混合频率信号示意图

Fig. 1 Schematic of mixed frequency signal

式中: U 为位移场; A 为幅度; k 为波数。

本文利用横波进行分析研究,在实际材料中,微裂纹的取向较散乱,超声波传播经过微裂纹时,只有垂直于微裂纹方向的振动分量会驱动微裂纹界面的两侧发生“张开”与“闭合”运动,对超声波起到非线性调制作用^[15],产生和频横波。假设存在一个微裂纹与超声波振动方向的夹角 $\theta(0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ)$,即微裂纹取向角度。

如图2所示,垂直于微裂纹的振幅分量为 $A \sin \theta$,则推导得到入射波1与入射波2垂直于微裂纹取向的位移场分别为

$$U_1 = A_1 \sin \theta \cos(k_1 x) \quad (11a)$$

$$U_2 = A_2 \sin \theta \cos(k_2 x) \quad (11b)$$

入射波1和入射波2驱动微裂纹运动所产生的应变可分别表示为

$$\varepsilon_1 = \frac{\partial U_1}{\partial x} = y \frac{\partial^2 w_1}{\partial x^2} = -y k_1^2 A_1 \sin \theta \cos(k_1 x) \quad (12a)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\partial U_2}{\partial x} = y \frac{\partial^2 w_2}{\partial x^2} = -y k_2^2 A_2 \sin \theta \cos(k_2 x) \quad (12b)$$

$y=0$ 表示试样的中心。

将式(12a)和式(12b)代入式(9)中可以得到应力为

$$\Delta \sigma_3 = \alpha y k_1^2 k_2^2 D^2 A_1 A_2 \sin^2 \theta \cos(k_1 x) \sin(k_2 x) \cos(w_3 t) \quad (13)$$

整个裂纹内力为

$$F = s \Delta \sigma_3 = \alpha s y k_1^2 k_2^2 D^2 A_1 A_2 \sin^2 \theta \cdot \cos(k_1 x) \sin(k_2 x) \cos(w_3 t) \quad (14)$$

式中: s 为微裂纹的表面积。

假设该内力 F 均匀分布于 (x_0, y_0) 的微裂纹横截面上,产生混合信号分量,频率为 w_3 ,该信号分量的位移场为 U_3 ,推导得^[14]

$$U_3 = y_0 \alpha k_1^2 k_2^2 D^2 \frac{A_1 A_2 \sin^2 \theta}{S k_3 \sin(k_3 L)} \cdot \cos(k_3(L-x)) \cos(k_1 x_0) \sin(k_2 x_0) \quad (15)$$

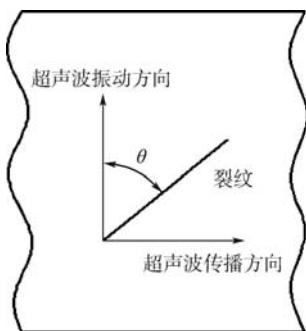


图2 微裂纹取向示意图

Fig.2 Schematic of micro-crack orientation

式中: $1/\sin(k_3 L)$ 表示混合信号分量的谐振特性; S 为试样的横截面积; L 为试样的长度。

假设混合信号分量的位移场与2列入射波位移场具有相同的形式,即

$$U_3 = A_3 \sin \theta \cos(k_3 x) \quad (16)$$

定义超声和频非线性特征系数^[16] $\beta = \frac{A_3}{A_1 A_2}$,可以用于定量评价金属材料早期损伤微裂纹特征参数的和频非线性效应^[17]。将式(16)代入式(15)中,可以得到超声和频非线性特征系数 β 为

$$\beta = \frac{A_3}{A_1 A_2} = \sin \theta \frac{y_0 \alpha k_1^2 k_2^2 s D^2 \cos(k_1 x_0)}{S k_3 \sin(k_3 L)} \cdot \frac{\cos(k_3(L-x)) \sin(k_2 x)}{\cos(k_3 x)} \quad (17)$$

因此,超声和频非线性特征系数 $\beta \propto \sin \theta (0 \leq \theta \leq 90^\circ)$ 。从式(17)中可以得到,超声和频非线性特征系数 β 与微裂纹取向角度 θ 成正相关趋势。

2 仿真分析

2.1 有限元模型建立

采用ABAQUS有限元仿真,在二维域建立金属试样截面模型,试样长×高为120 mm×8 mm,微裂纹尺寸长×宽为2 mm×0.04 mm,如图3所示。材料密度 $\rho = 7800 \text{ kg/m}^3$,泊松比 $\nu = 0.3$,弹性模量 $E = 200 \text{ GPa}$ 。微裂纹在试样中心位置,使用椭圆来模拟微裂纹的形状,其长轴和短轴尺寸分别是微裂纹的长和宽。在金属试样左端分别施加正弦横波激励信号1和激励信号2,在右端接收输出信号。

模型的网格划分采用了分区域划分的形式,整体尺寸划分的依据是在一个单位时间步内,各个频率的超声波均不能传播穿过一个网格。其中 c 为超声横波在低碳钢中的波速,约为3230 m/s,为保证精度,取频率最高的和频分量(2.5 MHz),计算得到最小波长约为1.3 mm,模型最大网格尺寸取为波长的十分之一,取为0.13 mm,时间步长设置为0.02 μs,并对微裂纹处的网格进行分区

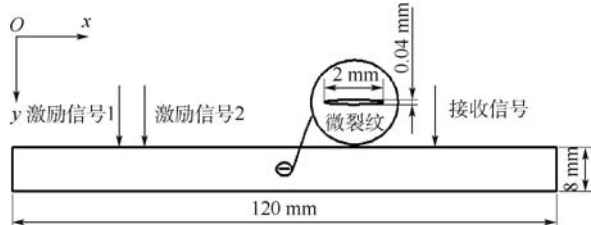


图3 有限元模拟板示意图

Fig.3 Schematic of finite element simulation board

加密处理,设置为 0.1 mm。

如图 4 所示,仿真建模中激励信号采用连续正弦信号模式的压强来模拟横波信号,2 列幅值均设置为 10 GPa;计算完成后,对于不同角度的微裂纹,取相对于微裂纹中心同一位置处单元格,提取检测信号时域数据,再使用 MATLAB 进行傅里叶变换为频域数据进行分析对比。

如图 5 所示,在保证微裂纹长宽均不变的情况下,设置有限元模型中微裂纹取向角度 θ 为 0° 、 15° 、 30° 、 45° 、 60° 、 75° 、 90° ,进行微裂纹取向特征参数的仿真计算。

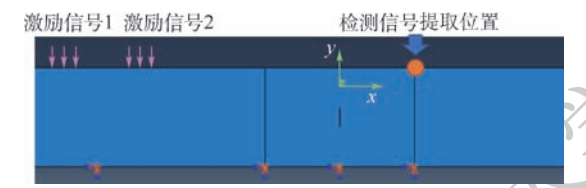


图 4 激励及检测信号加载位置

Fig. 4 Excitation and detection signal loading position

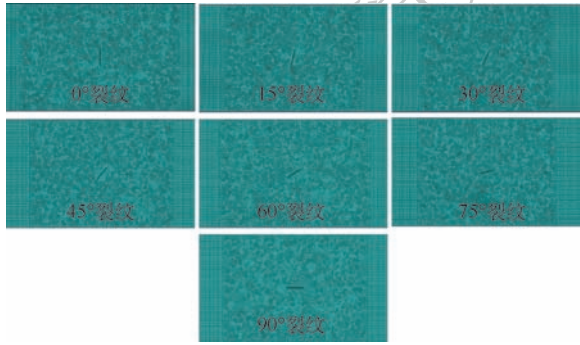


图 5 不同微裂纹取向角度仿真模型图

Fig. 5 Simulation model illustration for different micro-crack orientation angles

2.2 仿真结果

激励信号采用包含 2 个中心频率分别为 1 MHz 和 1.5 MHz 的连续信号,其时域波形与经过傅里叶变换后的频域波形如图 6 所示。当 2 列超声波经过取向角度为 90° 的微裂纹时,输出信号的时域波形和频域波形如图 7 (a) 和图 7 (b) 所示。可以看到,相比于原始激励信号的频域,不仅出现了 1 MHz 和 1.5 MHz 基波的二次谐波 2 MHz 和 3 MHz 的信号,而且出现了频率为 2.5 MHz 的和频信号。仿真结果表明,微裂纹的存在不仅产生了二次谐波非线性效应,而且出现了和频、差频等非线性效应。

采用同样的方法,依次对 7 组不同的微裂纹取向角度 (0° 、 15° 、 30° 、 45° 、 60° 、 75° 和 90°) 进行了仿真模拟,结果如图 8 所示。

图 8 给出了不同角度下仿真模拟得到的时域

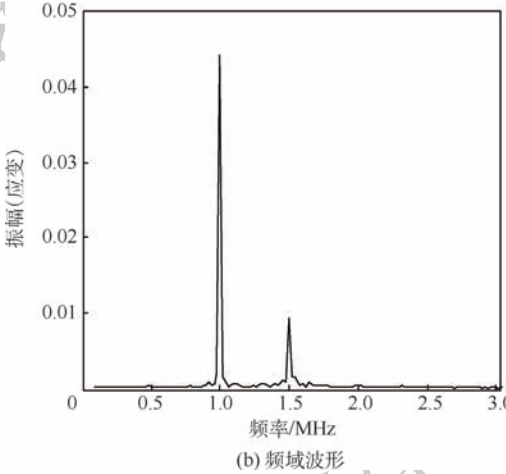
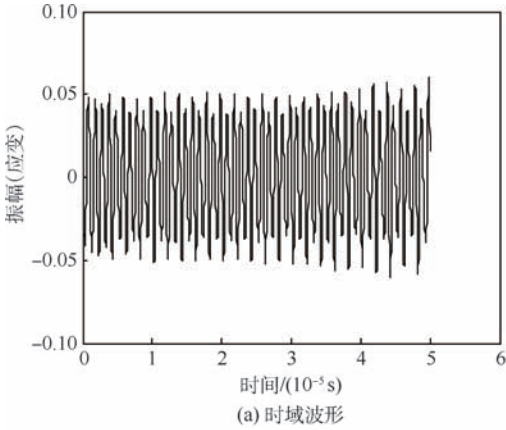


图 6 激励信号的波形与频谱

Fig. 6 Excitation signal waveform and spectrogram

与频域波形。由图 8 (b) 可得,微裂纹取向角度 0° 变化到 90° 均观察到了 2.5 MHz 的和频波峰,产生了超声波的和频非线性效应;为方便对比分析,将图 8 (b) 中的信号数据提取出来绘制和频振幅,微裂纹取向变化趋势如图 9 (a) 所示,和频 ($w_3 = 2.5$ MHz) 振幅的总体趋势是随着微裂纹取向角度 θ 的增大而增大。利用式 (17) 计算超声和频非线性特征系数,如图 9 (b) 所示。计算结果表明,随着微裂纹取向与超声波振动方向的夹角不断增大,超声和频非线性特征系数也在不断增大,与理论结果相一致,验证了模型的正确性。

为了说明超声波和频非线性特征效应对微裂纹取向的敏感性,将混频检测中的超声和频非线性特征系数 β 与单频检测中的二次非线性特征系数 β' 进行对比分析。其中,二次非线性特征系数 β' 为^[18]

$$\beta' = \frac{B_2}{B_1^2} \tag{18}$$

式中: B_1 为单频检测基波振幅; B_2 为二次谐波振幅。

为便于对比分析,单频超声非线性检测仿真

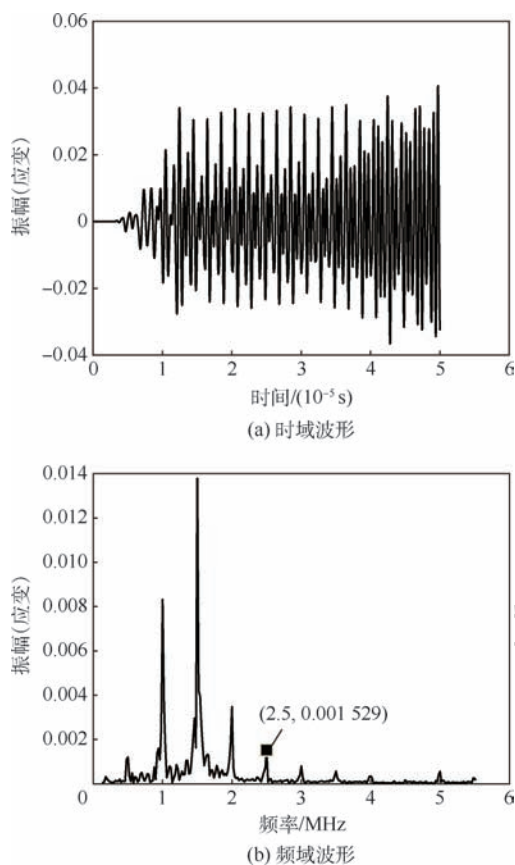


图7 微裂纹取向角度为90°时输出信号的波形与频谱
Fig.7 Waveform and spectrogram of output signal when micro-crack orientation angle is 90°

中设置信号的中心频率为1.25 MHz,其非线性二次谐波的中心频率与混频检测中和频信号频率相同,为2.5 MHz,由于单频检测只有一列激励信号,为了保持与混频检测相同激励水平,其幅值设置为混频检测激励信号的2倍,为20 GPa。其他各项参数设置均与混频计算保持一致,同样进行了7组计算模拟来研究微裂纹取向对二次谐波振幅及二次非线性特征系数的影响,仿真结果如图10所示。

图10(a)、(b)分别给出了单频非线性超声与不同微裂纹取向角度相互作用的时域与频域波形。由图10(b)可得,微裂纹取向角度从0°变化到90°时的输出信号频谱中均产生了频率为2.5 MHz的二次谐波信号。将振幅数据提取出来绘制成图10(c),可以得到,随着微裂纹取向角度 θ 的不断增大,二次谐波($w = 2.5$ MHz)振幅大小起伏不定,并未呈现明显的总体趋势。将基波振幅与二次谐波振幅提取出来,计算二次非线性特征系数 β' ,并将其与超声和频非线性特征系数 β 进行比较,结果如图10(d)所示。由仿真结果可以看出,随着微裂纹取向角度 θ 的不断增大,超

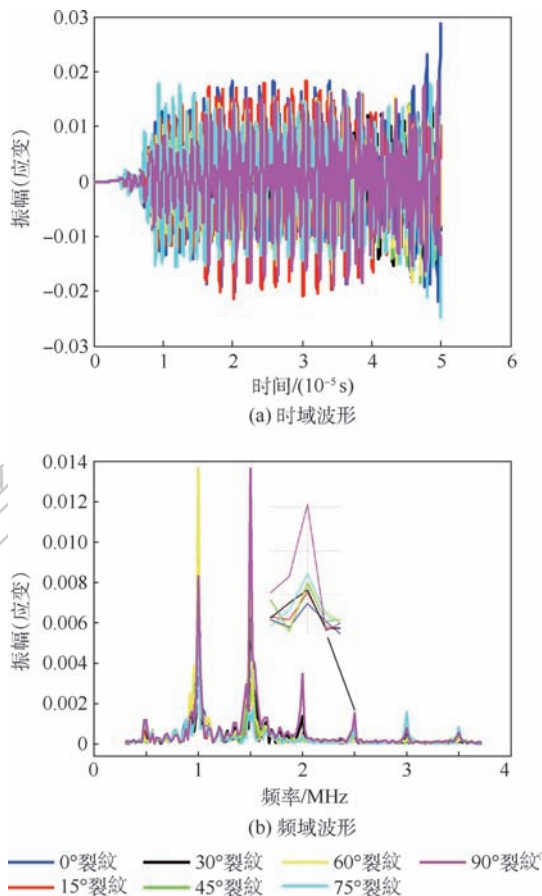


图8 混频检测仿真结果

Fig.8 Mixed frequency detection simulation results

声和频非线性特征系数呈不断增大的趋势,而二次非线性特征系数变化起伏较大,没有一定规律。因此,相比于单频非线性超声检测,混频非线性超声检测中和频分量与微裂纹取向角度相互作用的非线性效应趋势更加明显。

2.3 讨论与分析

非线性特征系数不仅与特定角度下和频振幅或二次谐波的振幅有关,也与基波的振幅有关。因此,本节从超声波的平均能流密度(即声强)的角度对混频检测和单频检测的仿真模拟结果进行分析,综合考虑基波振幅对非线性特征系数的影响;将混频非线性超声检测与单频非线性超声检测仿真模拟结果中的振幅数据分别提取出来,计算超声波声强的参考波的声强计算公式为

$$I = \frac{1}{2} \rho w^2 c A^2 \quad (19)$$

分别计算混频检测与单频检测情况下系统的输入超声波的声强及各频率分量的声强,并计算和频分量声强占比 η_1 与二次谐波声强占比 η_2 ,即

$$\eta_1 = \frac{I'_1}{I_1} \times 100\% \quad (20)$$

$$\eta_2 = \frac{I'_2}{I_2} \times 100\% \quad (21)$$

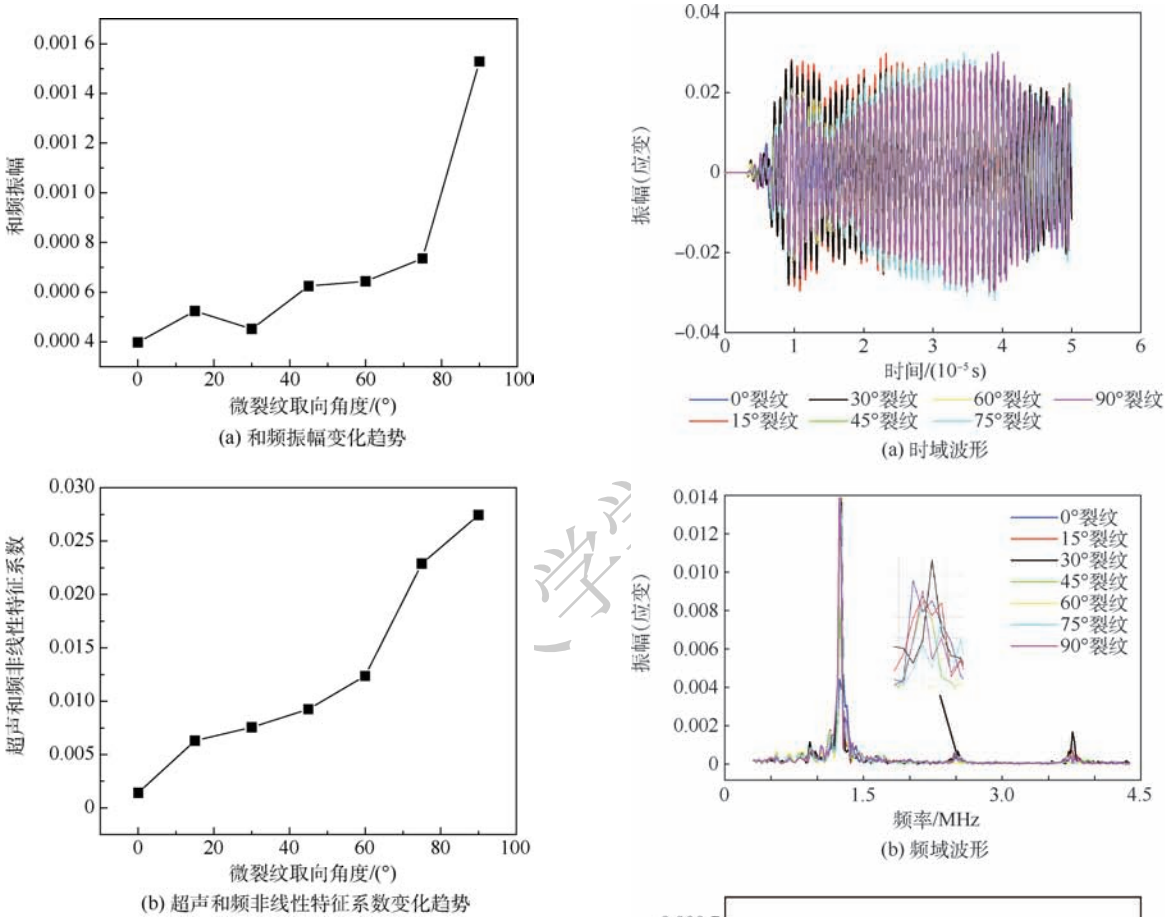


图9 不同取向角度微裂纹的和频非线性效应
Fig.9 Sum frequency nonlinear effect of microcracks at different orientation angles

式中: I_1 为混频检测超声波输入信号声强; I'_1 为混频检测和频分量信号声强; I_2 为单频检测超声波输入信号声强; I'_2 为单频检测二次谐波分量信号声强。

计算混频检测中和频分量声强与声强占比、单频检测中二次谐波声强与声强占比,结果如表1所示。

利用表1中相关数据,绘制混频检测与单频检测中的声强对比,如图11所示。如图11(a)所示,随着微裂纹取向角度的增大,和频分量声强整体呈明显增大趋势,而二次谐波声强整体无明显波动。

同时,如图11(b)所示,随着微裂纹取向角度的不断增大,和频分量声强占比不断增大,而二次谐波声强占比有一定波动,但是并没有成一定趋势;同时对比和频分量的声强变化与声强占比变化发现,声强占比曲线的增大趋势更为均匀显著,说明基波振幅对于微裂纹取向的和频非线性效应也具有一定的影响。

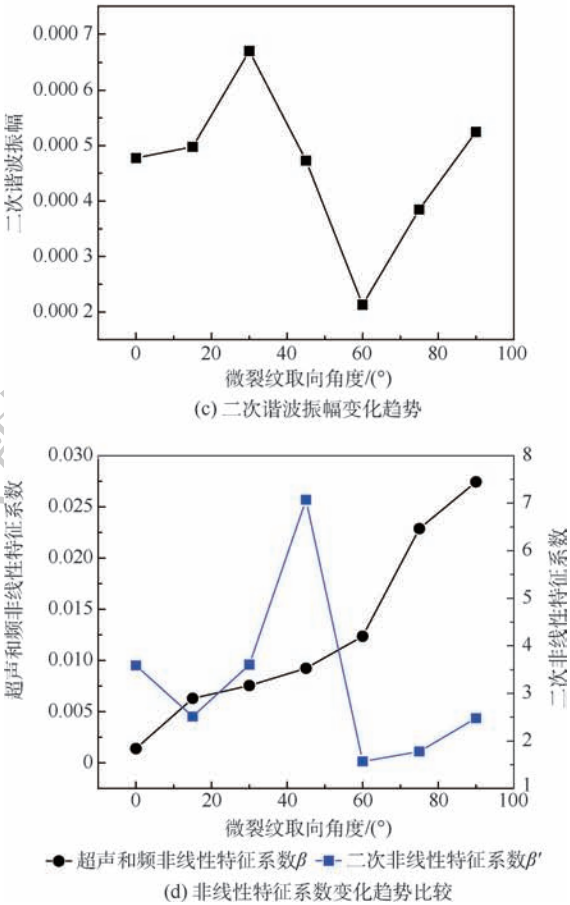


图10 单频检测仿真结果
Fig.10 Single-frequency detection simulation results

表 1 各分量声强计算结果及占比

Table 1 Computation results and proportions of sound intensity of each component

微裂纹取向 角度/(°)	$I_1/(10^{13} \text{ W} \cdot \text{ m}^{-2})$	$I_2/(10^{13} \text{ W} \cdot \text{ m}^{-2})$	$\eta_1/\%$	$\eta_2/\%$
0	1.247	1.797	0.289	0.681
15	2.163	1.951	1.290	0.498
30	1.608	3.541	1.455	0.958
45	3.074	1.762	1.428	1.321
60	3.262	0.357 2	2.157	0.134
75	4.264	1.166	4.518	0.273
90	18.41	2.166	4.566	0.518

1.5 MHz 的正弦连续横波信号,经过放大和滤波后,使用超声波压电陶瓷横波探头施加在试样上。超声波信号沿着试样的长度方向传播,由于微裂纹的存在,2 列波在微裂纹处会叠加产生和频分量信号,采用中心频率为 2.5 MHz 的超声波压电陶瓷横波探头接收和频信号,然后进行傅里叶变换,得到接收信号中的基波分量与和频分量。对不同微裂纹取向角度的试样重复上述步骤。对于微裂纹试样的制备,首先将试样按照一定角度切断,再将其按照原状使用夹持设备夹紧来模拟特定取向的微裂纹,为尽可能保证夹持时模拟微裂纹的宽度一致,实验中通过控制虎钳旋转的角度一致,3 个试样的夹持位置一致,保证了 3 个不同角度模拟微裂纹的夹紧力度相一致;同时,激励探头、接收探头与试样的相对位置保持一致,如图 13 所示。在实际测试过程中,选取试样微裂纹夹角为 0°、45°、90°进行实验验证,如图 14 所示。

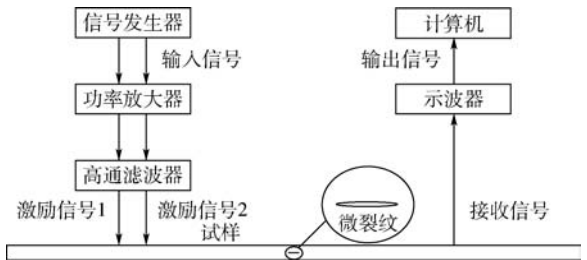


图 12 实验流程示意图

Fig. 12 Schematic of experiment process



图 13 实验实物图

Fig. 13 Experiment equipment

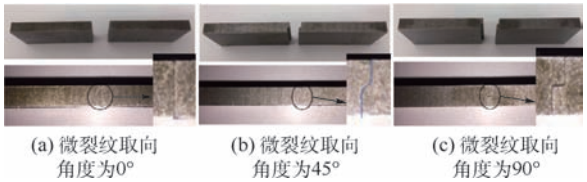


图 14 试样制备图

Fig. 14 Sample preparation

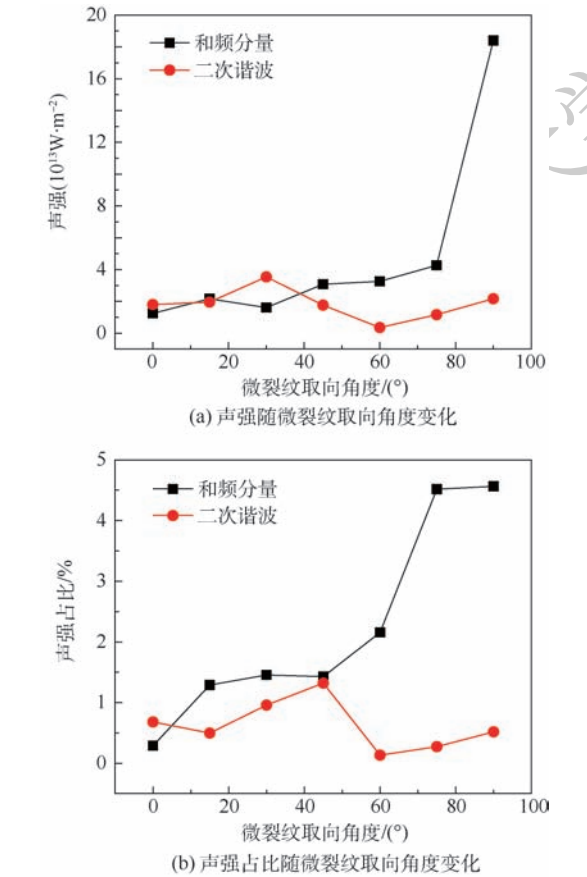


图 11 和频分量与二次谐波声强对比

Fig. 11 Comparison of sound intensity of sum frequency component and second harmonic component

分别计算各角度下和频分量声强相对二次谐波声强的增长程度,就各个微裂纹取向角度下平均而言,和频分量比二次谐波声强提高了5 倍以上。这证实了相比于单频检测,混频检测微裂纹取向的和频非线性效应趋势更加明显、有效。

3 实验验证

3.1 实验系统设计

实验流程的示意图如图 12 所示。首先由双通道信号发生器产生 2 个频率分别为 1 MHz 和

3.2 实验结果

实验测试的输出信号如图 15 所示。和频信号相较于基频信号较为微弱,但频谱中出现了较为明显和频分量,如图 15(a)、(b)、(c)所示。从图 15(d)中可以看出,和频振幅随着微裂纹取向

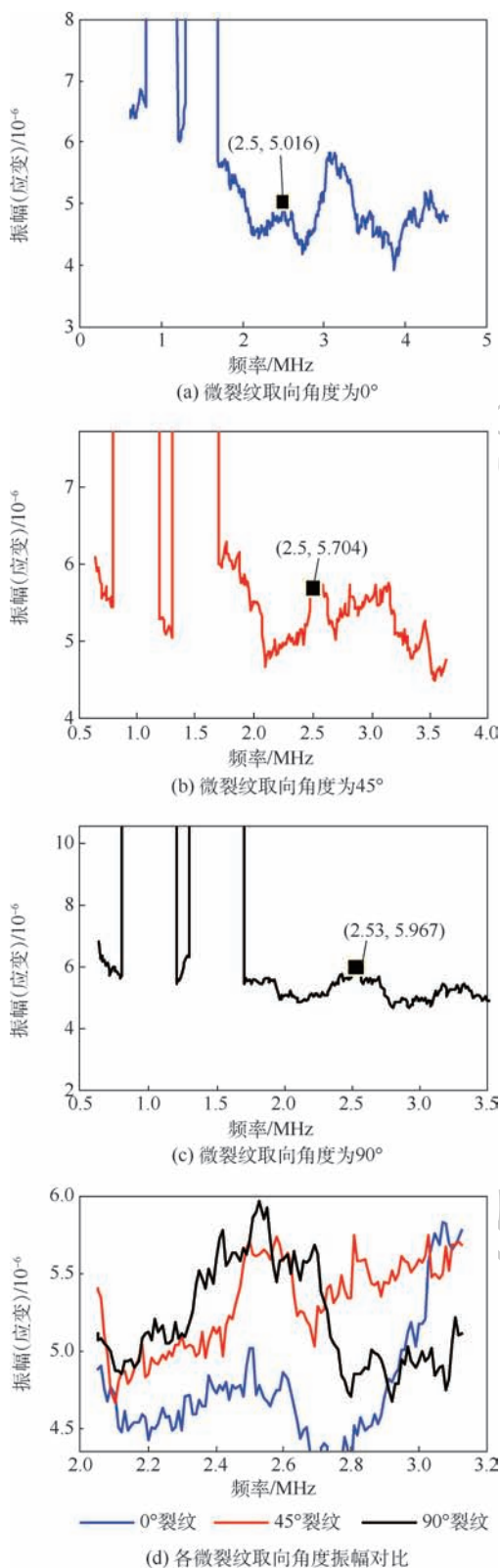


图 15 不同微裂纹取向角度输出信号频域波形

Fig. 15 Frequency domain waveform of different orientation angle micro-crack output signal

角度 θ 的增大而增大,其结果与理论结果及仿真计算结果的趋势基本吻合。

利用和频信号振幅与基波信号振幅计算超声和频非线性特征系数,如图 16 所示。可以看出,实验结果与模拟仿真及理论推导的结果相似,超声和频非线性特征系数随着微裂纹取向角度的增大而增大,成明显的正相关趋势,与计算模拟结果同样一致。

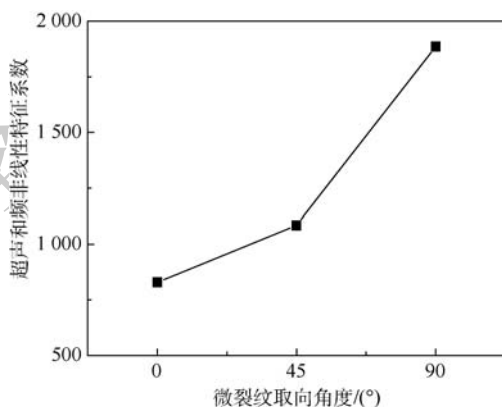


图 16 超声和频非线性特征系数变化趋势

Fig. 16 Tendency of ultrasound nonlinear characteristic coefficient of sum frequency

4 结 论

本文开展了金属材料微裂纹取向与超声波的和频非线性效应研究,以位移场为桥梁,建立了超声和频非线性特征系数与微裂纹取向角度的关系模型。实验结果表明:

- 1) 随着微裂纹取向角度的逐渐增大,混频检测中和频振幅呈增大趋势,超声和频非线性特征系数与微裂纹取向角度之间呈现明显的正相关趋势。
- 2) 相比二次非线性特征系数,超声和频非线性特征系数对微裂纹取向检测更为敏感有效。
- 3) 和频分量声强与声强占比会随着微裂纹取向角度的增大而增大。基波振幅对于微裂纹取向的和频非线性效应也具有一定的影响。

综上所述,利用超声波与金属材料微裂纹相互作用的和频非线性效应,可以有效检测微裂纹的取向角度趋势,为检测金属材料早期损伤提供了一种有效手段。

参考文献 (References)

- [1] MEYENDORF N G, RÖSNER H, KRAMB V, et al. Thermo-acoustic fatigue characterization [J]. Ultrasonics, 2002, 40 (1-8): 427-434.
- [2] 税国双,汪越胜,曲建民. 材料力学性能退化的超声无损检

- 测与评价[J]. 力学进展, 2005, 35(1): 52-68.
- SHUI G S, WANG Y S, QU J M. Advances in nondestructive test and evaluation of material degradation using nonlinear ultrasound[J]. *Advances in Mechanics*, 2005, 35(1): 52-68 (in Chinese).
- [3] 高桂丽, 李大勇, 董静薇, 等. 铝合金薄板疲劳裂纹的非线性声学特性[J]. *机械工程学报*, 2010, 46(18): 71-76.
- GAO G L, LI D Y, DONG J W, et al. Nonlinear acoustic characteristics of fatigue cracks in aluminum alloy sheet[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(18): 71-76 (in Chinese).
- [4] JHANG K Y. Nonlinear ultrasonic techniques for non-destructive assessment of micro damage in material: A review[J]. *International Journal of Precision Engineering and Manufacturing*, 2009, 10(1): 123-135.
- [5] 周正干, 刘斯明. 非线性无损检测技术的研究、应用和发展[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(8): 2-11.
- ZHOU Z G, LIU S M. Nonlinear ultrasonic techniques used in nondestructive testing: A review[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(8): 2-11 (in Chinese).
- [6] 焦敬品, 樊仲祥, 吴斌, 等. 闭合裂纹非共线混频超声检测试验研究[J]. *声学学报*, 2017, 42(2): 205-213.
- JIAO J P, FAN Z X, WU B, et al. Experiments of non-collinear mixed frequency ultrasonic for closed crack detection[J]. *Acta Acustica*, 2017, 42(2): 205-213 (in Chinese).
- [7] 焦敬品, 孙俊俊, 吴斌, 等. 结构微裂纹混频非线性超声检测方法研究[J]. *声学学报*, 2013, 38(6): 648-656.
- JIAO J P, SUN J J, WU B, et al. A frequency-mixing nonlinear ultrasonic technique for micro-crack detection[J]. *Acta Acustica*, 2013, 38(6): 648-656 (in Chinese).
- [8] JIAO J, MENG X, HE C, et al. Nonlinear Lamb wave-mixing technique for micro-crack detection in plates[J]. *NDT & E International*, 2016, 85: 63-71.
- [9] CROXFORD A J, WILCOX P D, DRINKWATER B W, et al. The use of non-collinear mixing for nonlinear ultrasonic detection of plasticity and fatigue[J]. *Journal of the Acoustical Society of America*, 2009, 126(5): 117-122.
- [10] SUN M, XIANG Y, DENG M, et al. Scanning non-collinear wave mixing for nonlinear ultrasonic detection and localization of plasticity[J]. *NDT & E International*, 2018, 93: 1-6.
- [11] MCGOGERN M, REIS H. Damage characterization in dimension limestone cladding using noncollinear ultrasonic wave mixing[J]. *Optical Engineering*, 2015, 55(1): 011012.
- [12] 冯侠, 邢修三. 微裂纹取向对金属断裂过程的影响[J]. *北京理工大学学报*, 1994, 14(3): 234-239.
- FENG X, XING X S. On the effects of random orientation of microcracks upon the fracture process of metals[J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 1994, 14(3): 234-239 (in Chinese).
- [13] COURTNEY C R P, NEILD S A, WILCOX P D, et al. Application of the bispectrum for detection of small nonlinearities excited sinusoidally[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 2010, 329(20): 4279-4293.
- [14] DONSKOY D, SUTIN A, EKIMOV A. Nonlinear acoustic interaction on contact interfaces and its use for nondestructive testing[J]. *NDT & E International*, 2001, 34(4): 231-238.
- [15] SOLODOV I Y, KROHN N, BUSSE G. An example of nonclassical acoustic nonlinearity in solids[J]. *Ultrasonics*, 2002, 40(1-8): 621-625.
- [16] BREAZEALE M A, PHILIP J. Determination of third-order elastic constants from ultrasonic harmonic generation measurements[M]. Pittsburgh: Academic Press, 1987.
- [17] CROXFORD A J, DRINKWATER B W, WILCOX P D. Nonlinear ultrasonic characterization using the noncollinear method[C]//37th Annual Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation. New York: AIP, 2014: 330-337.
- [18] 李海洋, 安志武, 廉国选, 等. 粗糙接触界面超声非线性效应的概率模型[J]. *声学学报*, 2015, 40(2): 247-253.
- LI H Y, AN Z W, LIAN G X, et al. A probability model for ultrasonic nonlinear effects of rough contact interface[J]. *Acta Acustica*, 2015, 40(2): 247-253 (in Chinese).

作者简介:

杨斌 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 结构材料失效监测与分析。

Sum frequency nonlinear effects of micro-crack orientation and
ultrasound in metallic materials

YANG Bin^{1,*}, SHI Kaiyuan¹, YUAN Tingbi², XIAO Deming², WANG Kan¹, LI Zhenhai¹

(1. National Center for Materials Service Safety, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China;

2. Guodian Boiler Pressure Vessel Inspection Co., Ltd., Beijing 102209, China)

Abstract: In order to study the non-destructive testing of micro-crack orientation angle of metal materials, the research of the ultrasonic sum frequency nonlinear effect about the micro-crack orientation of metallic materials is carried out. In theory, the relationship between the ultrasonic nonlinear frequency characteristic coefficient and the orientation angle of micro-crack is established. Then, the results of finite element simulation and calculation show that with the gradual increase of the orientation angle of the micro-cracks, there is a clear positive correlation trend between the ultrasonic nonlinear frequency characteristic coefficient and the micro-crack orientation angle, and compared to the secondary nonlinear coefficient, the sum frequency nonlinear coefficient is more sensitive to micro-crack orientation detection. At the same time, from the perspective of the average ultrasonic wave energy density, for example, the sound intensity, the sound intensity of the sum frequency component will increase with the increase of the orientation angle of the micro-crack, and the sound intensity of the second harmonic component will not change substantially. The ratio of the sound intensity of the sum frequency component is also significantly higher than that of the second harmonic component. The calculation results of the ultrasonic intensity are basically consistent with the simulation results, which proves the correctness of the theoretical model. Finally, through the design experiments, the use of simulated cracks to verify the validity of the model provides an effective means for the detection of micro-crack orientation of metallic materials.

Keywords: non-destructive testing; micro-crack; nonlinear ultrasound; sum frequency; micro-crack orientation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0430

结冰飞机非线性稳定域确定及安全操纵方法



周驰, 李颖晖*, 郑无计, 武朋玮, 董泽洪

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 结冰会恶化飞机的动力学特性,造成飞行包线收缩,威胁飞行安全,研究结冰后飞机的非线性稳定域变化对于驾驶员操纵应对策略设计以及飞行安全的提高具有重要意义。以 NASA 的 GTM 为案例飞机,首先对飞机气动参数进行多项式拟合,同时结合结冰因子模型,建立了飞机在结冰条件下的纵向通道动力学模型;然后通过分岔分析方法对飞机在不同程度结冰条件和操纵指令下的飞行状态变化进行了研究,并将其用于指导驾驶员操纵,同时考虑到分岔分析方法的局限性,利用微分流形理论确定了飞行系统的非线性稳定域,并将其作为飞行安全边界;最后针对结冰情形,提出将分岔分析方法与微分流形理论相结合共同用于操纵指导,并进行了操纵时域验证。研究结果表明,结冰会使安全边界收缩,在小扰动的作用下都可能使飞行状态超出安全边界。随着结冰程度增加,飞机的稳定性质甚至会发生变化,此时飞行状态将很难维持在原有的安全边界以内,提出了通过指导驾驶员操纵指令变化使飞行状态到达新的安全边界。研究结果对于飞行安全操纵及边界保护都具有一定的指导意义。

关 键 词: 结冰飞机;分岔分析;微分流形理论;稳定域;飞行操纵

中图分类号: V328

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0705-09

结冰不仅会恶化飞机的动力学特性,也会严重影响驾驶员正常操纵,因而结冰飞行事故持续发生^[1]。驾驶员在结冰情况下仍继续保持常规操纵,飞行状态极易超出安全边界^[2]。NASA 对 1976—1994 年间的飞行事故进行了数据统计,其中由结冰引发的飞行事故就有 16 起,共造成 139 人死亡^[3]。结冰不仅使飞机升力减小,阻力增大,失速迎角也会对应减小,这导致飞机更易失速。1994 年,美国鹰航公司的一架 ATR72-212 飞机因机翼严重结冰在印第安纳州坠毁,当时飞行迎角仅为 5°,远远低于飞控系统给出的限制值 18.1°,但事故却仍因飞机失速而发生^[4]。

对于刚体飞机而言,一旦控制结构确定下来,整个飞控系统也被固定。同时飞行指令也存在一

个限制,只要机组下达的飞行指令超出这个限制,飞机将很难回到原有的平衡状态。当飞机的动力学特性发生变化,就可能出现抖动甚至失速。文献[5]指出通过分岔分析方法能够清晰地对环境影响下的飞机动力学状态变化进行观测,此时驾驶员可通过操纵将飞行状态调整到新的稳定平衡状态,这也是一种常用的边界恢复方法。分岔分析方法目前正被广泛应用于研究飞机的动力学特性变化,并用于指导飞行操纵^[6-7]。Engelbrecht 等^[8]指出飞行系统的稳定性与分岔点有关。操纵过度,分岔就会出现,系统就可能失稳。Harry 和 Jean^[9]利用分岔分析方法对飞机动力学特性进行了研究,但其只是研究了对飞行指令的限制,虽然提出了当飞机失稳后将飞行状态调整到某一

收稿日期: 2018-07-13; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-01 14:35

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181030.1042.002.html

基金项目: 国家“973”计划 (2015CB755805)

* 通信作者: E-mail: liyinghui66@163.com

引用格式: 周驰, 李颖晖, 郑无计, 等. 结冰飞机非线性稳定域确定及安全操纵方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 705-713. ZHOU C, LI Y H, ZHENG W J, et al. Nonlinear stability region determination and safety manipulation strategies for icing aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 705-713 (in Chinese).

稳定平衡点 (Stable Equilibrium Point, SEP) 的策略,但是该状态点附近稳定边界的范围却没有定义,如果找到的稳定平衡点附近的稳定边界较小,即使将飞行状态调整到该稳定状态,一个轻微的扰动都能使飞行状态重新失稳。为提升飞行安全,应该在此基础上找到可靠的边界确定方法。

近年来,国内外对安全边界的确定方法已经进行了大量研究。传统的边界确定方法是通过数值计算或飞行试验,给出迎角、侧滑角、俯仰角、飞行速度、过载等飞行参量的限制值。但由于传统方法无法将环境因素考虑在内,因此就不再适用于结冰条件安全边界确定。近年来,吸引域 (Region of Attraction, ROA) 方法^[10]被用于安全边界的确定,但是 ROA 方法主要是基于 Lyapunov 能量函数^[11]确定边界,精确性依赖于所选择的 Lyapunov 函数,因此保守性较强。Weekly 和 Tinka^[12]提出用可达集方法确定飞行安全边界,并将最大可控不变集作为安全边界,但可达集方法基于最优控制,在不同控制下可能确定的边界也不同,保守性较强,同时该方法不是基于稳定平衡状态确定边界,因此在指导飞行操纵上存在一定难度。

本文提出了利用微分流形理论对结冰条件下的飞行系统进行非线性稳定域确定,该方法在稳定域的确定上主要是基于稳定平衡点。稳定域的确定是通过计算稳定平衡点稳定边界上的不稳定平衡点 (Unstable Equilibrium Point, UEP) 的稳定流形的并集得到,并将其作为飞行系统的安全边界^[13-14]。只要将系统的飞行状态控制在稳定域内,飞行系统就不会有失稳风险,而在稳定域外的点则会振荡发散^[15]。本文首先利用分岔分析方法对不同结冰程度条件下的飞机的动力学特性变化进行观测,给出了不同条件下驾驶员的可操纵安全范围,并得到了飞机的稳定平衡点;然后在选定的稳定平衡点处基于微分流形理论进行安全边界确定。通过将 2 种方法相结合,实现了结冰条件下,即使飞行状态超出原安全边界,仍然可以通过操纵指导使其到达新的安全边界。

1 结冰飞机非线性模型

1.1 飞机纵向通道动力学模型

结冰飞机非线性动力学方程可表示成如下微分方程形式:

$$\dot{x} = f(x, \eta) \quad (1)$$

式中:状态变量 x 中包含飞行迎角 α 、俯仰角 θ 以及俯仰角速度 q ; η 为结冰因子,反映结冰程度。

建立的飞机三维非线性纵向通道动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q + (-L + mg \cos(\alpha - \theta)) / (mV) \\ \dot{\theta} = q \\ \dot{q} = M / I_y \end{cases} \quad (2)$$

式中: m 为飞机质量; L 为飞机升力; V 为飞行速度; M 为飞机纵向通道力矩; I_y 为飞机纵向通道转动惯量; g 为重力加速度。

升力和力矩可以表示为

$$\begin{cases} L = (F_x + T_x) \sin \alpha - (F_z + T_z) \cos \alpha \\ M = 0.5 \rho V^2 S c C_m \\ F_x = 0.5 \rho V^2 S C_x \\ F_z = 0.5 \rho V^2 S C_z \end{cases} \quad (3)$$

式中: T_x 和 T_z 分别为推力在机体轴上的分量, T 为飞机推力; F_x 和 F_z 分别为气动力在机体轴上的分量; ρ 为大气密度; S 为飞机参考面积; c 为平均空气动力学弦长; C_x 、 C_z 、 C_m 为力及力矩系数,具体见参考文献[9]。

1.2 结冰飞机多项式系数模型

对飞行数据进行多项式参数拟合能够精确地得到气动数据随飞行迎角 α 、俯仰角速度 q 以及升降舵偏角 δ_e 变化的多项式形式的解析表达式^[16],如下:

$$\begin{cases} C_x = x_1 \alpha + x_2 \alpha^2 + x_3 \delta_e + x_4 \\ C_z = z_1 \alpha + z_2 q + z_3 \alpha^2 + z_4 \delta_e \end{cases} \quad (4)$$

式中:多项式系数 x_i ($i = 1, 2, 3, 4$) 和 z_i ($i = 1, 2, 3, 4$) 为结冰因子 η 的函数。

可通过如下表达式体现结冰程度对飞机气动特性的影响^[2]:

$$C_{(A)iced} = (1 + \eta K_{C(A)}) C_{(A)} \quad (5)$$

式中: $K_{C(A)}$ 表示飞行参数的变化; $C_{(A)}$ 为结冰前力或力矩系数。结冰因子 η 是一个时变量,随结冰程度变化,变化范围从 0 到 η_{max} 。 $\eta = 0$ 表示飞机不受结冰影响, $\eta = \eta_{max}$ 表示飞机完全结冰。另外,式(5)所用的结冰程度影响模型是由 Bragg 提出的初步模型,虽然模型较为简单,但在一定程度上能够反映结冰的趋势,根据公开发表的文献^[4,17-18],可知该方法得到的结果对于本文使用的 GTM 飞机具有较强的通用性,且比较精确可靠。

1.3 增稳控制器设计

为了提升飞机的稳定性,对飞行系统进行反馈增稳控制。选取飞行迎角 α 、俯仰角 θ 以及俯仰角速度 q 作为控制变量,对整个飞行系统进行

增稳设计,具体结构如图1所示。图中: θ_e 为驾驶员操纵指令输入; K_α 、 K_q 为相应的反馈控制律参数; θ_e 为指令输入误差; K_p 为指令放大系数。

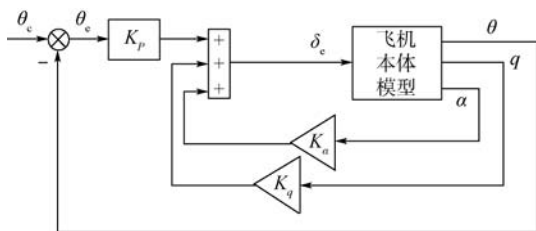


图1 飞机纵向通道控制器结构

Fig.1 Structure for longitudinal channel controller of aircraft

2 安全性分析方法

本文的主要研究内容是将微分流形理论与分岔分析方法相结合,并共同用于指导结冰条件下的驾驶员操纵。下面对这2种方法的基础理论进行介绍。

2.1 分岔分析方法

分岔分析方法可用于如下的非线性微分系统:

$$\dot{x} = f(x, \eta, u) \quad (6)$$

式中: $f(\cdot)$ 为非线性微分系统的函数; x 为状态变量; u 为控制输入。分岔分析方法可以用于展示全维飞行状态,但对于本文研究的飞机纵向通道而言,主要展示 (V, α, θ, q) 这4维。在分岔分析中,分岔点的形成主要是由于系统平衡点的稳定性发生变化所导致。当出现结冰情况,飞机的动力学系统将被破坏,这也会对平衡点的稳定性造成影响。伴随着结冰程度的不断增加,原本稳定的平衡点也可能变成不稳定平衡点,这样就形成了分岔点。同样的,当驾驶员操纵过猛也会造成动力学系统失稳,特别是对于结冰飞机,驾驶员的操纵会变得更加敏感。因此,本文分别将操纵指令输入 δ_e 及结冰因子 η 作为分岔参数进行研究。

2.2 微分流形理论

稳定性是衡量飞行安全的一项主要指标,只要能将飞行状态保持在稳定域内,飞机就不会有失稳的风险^[19-20]。本文提出的基于微分流形理论方法求稳定域是通过以稳定平衡点稳定边界上的不稳定平衡点的稳定流形作为安全边界,该方法能精确地刻画出飞行系统的稳定域。

2.2.1 基本理论

非线性动力学系统可表示为以下形式:

$$\dot{x} = f(x) \quad (7)$$

对于系统式(7),若存在点 x_0 ,使 $f(x_0) = 0$,则 x_0 称为系统的平衡点。若 x_0 处的Jacobian矩阵的特征值实部全不为零,则 x_0 为双曲平衡点。若特征值实部全为负,则 x_0 为稳定平衡点;反之,若其中存在实部大于零的特征值,则 x_0 是不稳定平衡点。对于不稳定平衡点,实部小于零的部分的特征向量 $\{v_1, v_2, \dots, v_l\}$ 张成稳定的特征空间 E^s ,大于零的部分对应的特征向量 $\{v_{l+1}, v_{l+2}, \dots, v_n\}$ 张成不稳定的特征空间 E^u ,全空间表示为 $R^n = E^s + E^u$ 。

双曲平衡点 x_0 的稳定流形 $W^s(x_0)$ 和不稳定流形 $W^u(x_0)$ 可表示如下:

$$\begin{cases} W^s(x_0) = \{x \mid \lim_{t \rightarrow \infty} \phi(t, x) = x_0\} \\ W^u(x_0) = \{x \mid \lim_{t \rightarrow -\infty} \phi(t, x) = x_0\} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\phi(t, x)$ 为系统式(7)始于 x 的解。

下面给出微分流形理论求解稳定边界的具体方法。对于一个微分系统 $\dot{x} = f(x)$,首先令 $f(x) = 0$,得到系统所有的平衡点;然后通过对比平衡点处的Jacobian矩阵的特征值,判断平衡点的稳定性,以其中的一个稳定平衡点作为工作点,对该稳定平衡点附近的所有不稳定平衡点进行积分,观察解轨线能否最终收敛于工作点,从而得到所有工作点边界上的不稳定平衡点;最后将边界上所有不稳定平衡点稳定流形的并集作为系统的稳定边界。

2.2.2 非线性系稳定域具体构造方法

本文的稳定域构造主要是基于轨道弧长法^[21],流程如图2所示。具体步骤如下:

步骤1 确定初始圆。利用不稳定平衡点 x_i 所对应的稳定特征向量组成特征子空间(即切平面),然后在切平面上以 x_i 为中心, r 为半径作初始圆,并在圆上均匀取 N 个点 $\{p_{1,1}, p_{1,2}, \dots, p_{1,N}\}$ 。

步骤2 求解轨线。以点集 $\{p_{1,1}, p_{1,2}, \dots, p_{1,N}\}$ 为初始点,分别对系统进行反时间积分,当轨线长度达到设定值 L_0 时停止,得到第一代轨线 $\{T_{1,1}, T_{1,2}, \dots, T_{1,N}\}$,各条轨线的终点记为 $\{p_{2,1}, p_{2,2}, \dots, p_{2,N}\}$ 。

步骤3 轨线疏密程度判断。首先检查各条轨线间的距离,若2条轨线间的距离大于 $D_{\max}$,则在这2条轨线的初始点间重新插入一个新初始点。若2条轨线间的距离小于 $D_{\min}$,则删除其中一条轨线的初始点。最后重新调整初始点集,返回步骤2,直到满足要求,进入步骤4。

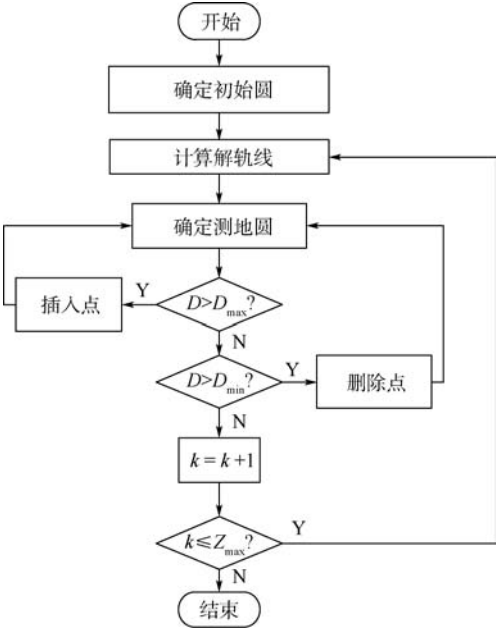


图2 轨道弧长法构造稳定边界流程

Fig.2 Flowchart of stability boundary with track arc length method

步骤4 以步骤3中确定的轨线终点为二代初始点,重复步骤2和步骤3,迭代达到 $Z_{\max}$ 次时停止。

步骤5 连接相邻代的轨线。将始于相邻初始点的轨线连接,形成边界面。

步骤6 将稳定边界上所有的不稳定平衡点所确定的稳定流形组合在一起形成系统的稳定域。

3 结冰飞机案例分析

本文以 NASA 的 GTM 为研究对象,考虑增稳控制结构的影响,利用 1.1 节给出的结冰飞机纵向通道模型,对飞行系统的动力学特性及非线性稳定域进行分析。飞机的相关动力学参数如下:飞机质量 $m = 90\,703\text{ kg}$, 大气密度 $\rho = 0.5384\text{ kg/m}^3$, 重力加速度 $g = 9.8063\text{ m/s}^2$, 飞行高度 $H = 6\,000\text{ m}$, 俯仰轴的转动惯量 $I_y = 14\,679\,000\text{ kg/m}^2$, 机翼参考面积 $S = 185.25\text{ m}^2$, 平均空气动力学弦长 $c = 4.87\text{ m}$, 飞机具体的气动力及力矩参数见参考文献[9]。

3.1 分岔分析

本文中分岔分析方法主要是用于研究结冰后飞机的动力学特性变化,通过展示飞行状态平衡点的形式揭示。为了便于分析,研究过程中各个控制参数保持不变,而驾驶员操纵指令作为变化量,其中平衡点的计算是通过计算飞机的动力学方程得到。仿真分别针对不同结冰条件给出 (V, α, θ, q) 的分岔分析图,如图 3 ~ 图 5 所示。

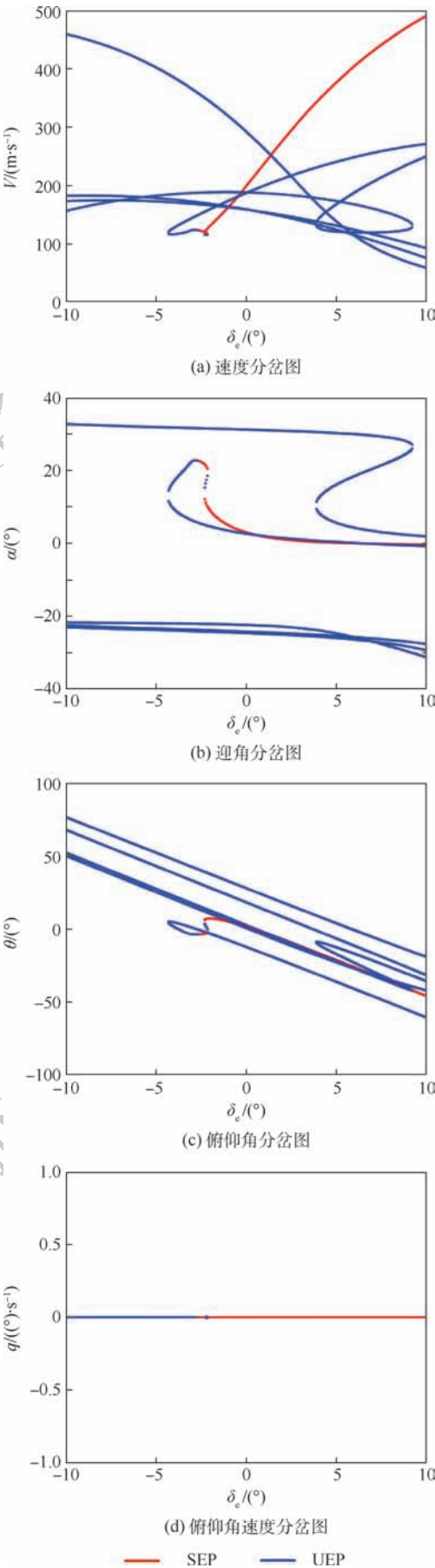
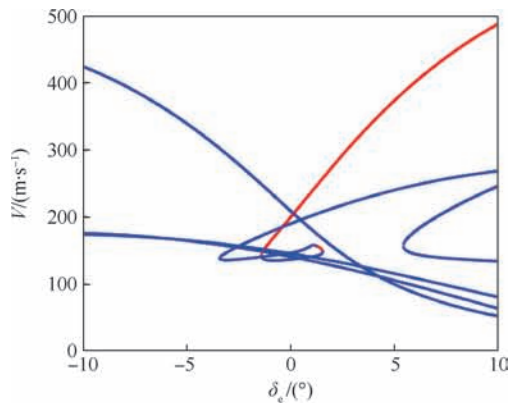
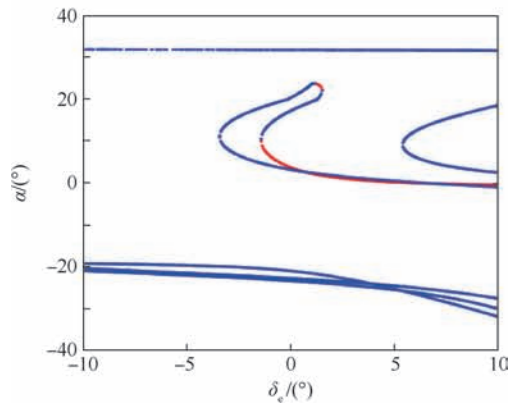


图3 无结冰($\eta = 0$)分岔图

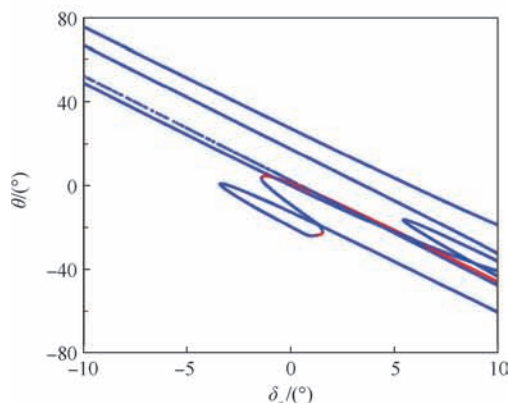
Fig.3 Bifurcation diagram without icing ($\eta = 0$)



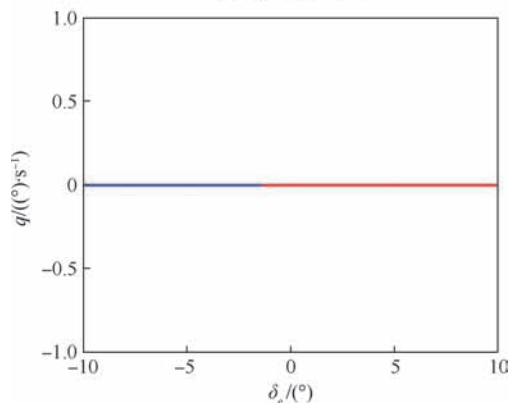
(a) 速度分岔图



(b) 迎角分岔图

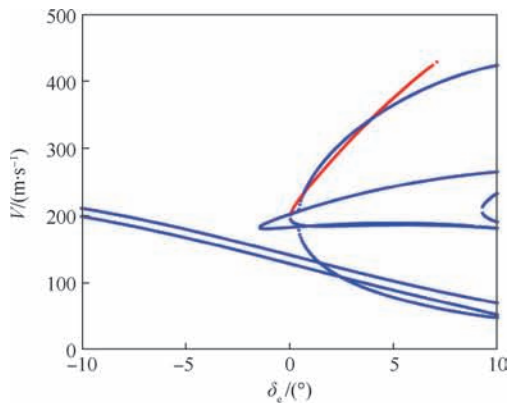


(c) 俯仰角分岔图

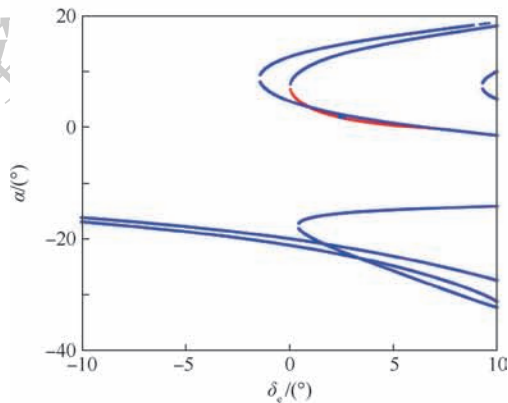


(d) 俯仰角速度分岔图

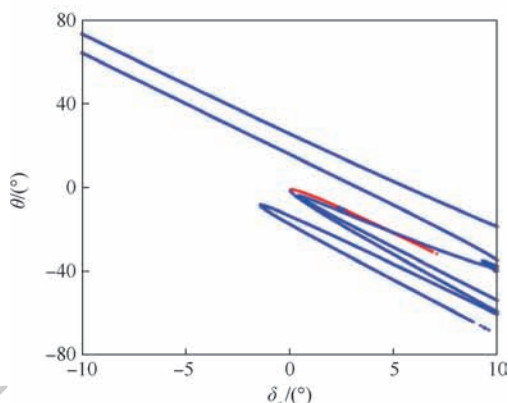
— SEP — UEP



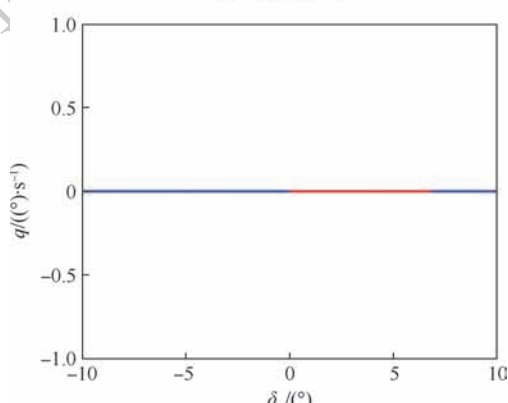
(a) 速度分岔图



(b) 迎角分岔图



(c) 俯仰角分岔图



(d) 俯仰角速度分岔图

— SEP — UEP

图 4 结冰因子 $\eta = 0.1$ 分岔图

Fig. 4 Bifurcation diagram for icing factor $\eta = 0.1$

图 5 结冰因子 $\eta = 0.3$ 分岔图

Fig. 5 Bifurcation diagram for icing factor $\eta = 0.3$

图 3 为飞机不结冰($\eta=0$)时的分岔图,其中红色和蓝色部分分别表示稳定平衡点和不稳定平衡点,指令输入 δ_e 的范围为 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 之间变化。可以看出,当飞机不结冰时指令输入 δ_e 在 $-2.2^\circ \sim 10^\circ$ 之间都存在稳定的平衡点,当操纵指令值低于 2.2° ,飞机就会存在失速的风险。文献[9]研究了一旦飞机失稳,通常是将驾驶杆控制到对应的指令为 $\delta_e=0^\circ$ 时的稳定平衡状态附近进行边界恢复,这也是一种最直接有效的方法。

图 4 为飞机轻度结冰($\eta=0.1$)时的分岔图。通过与图 3 对比可知,当飞机遭受结冰影响,飞机动力学模型结构也发生变化,从而平衡点分布也被改变。相对于不结冰情形,稳定平衡点的范围变化不大,驾驶员指令 δ_e 在 $-1.8^\circ \sim 10^\circ$ 之间都存在稳定的平衡点,因此轻度结冰对飞机的动力学特性的影响较小。

图 5 为飞机重度结冰($\eta=0.3$)时的分岔图。可以看出,随着结冰程度增加,在同一操纵指令下不仅平衡点的分布发生巨大变化,稳定平衡点的稳定性质也发生较大变化,原本稳定的平衡点也因结冰的影响变得不稳定。同时结冰程度的加剧也使驾驶员的可操纵范围相应减小,驾驶员指令 δ_e 只有在 $0^\circ \sim 6.8^\circ$ 范围内存在稳定平衡点,从而造成驾驶员的操纵变得更加敏感,轻易推拉杆都容易导致飞机失稳。

3.2 微分流形理论确定安全边界

3.2.1 精确性验证

本节中蒙特卡罗方法被用于对微分流形方法进行精确性验证。蒙特卡罗方法作为一种传统方法,已经广泛运用于飞行仿真验证。其原理是:首先在工作点(任意取的某一稳定平衡点)所确定的状态空间内大量取初始点,然后在初始点处进行正向积分,最后将能够收敛于工作点的初始点保留下来构成稳定域。该方法的特点是初始点取的越多,精度越高。但是初始点取得过多,计算所消耗的时间也越长。下面分别利用微分流形方法及蒙特卡罗方法计算稳定域,仿真环境在 Intel(R) Core(TM) i7-4790 处理器下进行,其中微分流形方法选择的圆弧向外增长长度(步长)为 0.01,向外扩展圈数为 10 圈。蒙特卡罗方法在满足精度要求的前提下,将其初始点数控制在 $50 \times 50 \times 50$ 。分别用蒙特卡罗方法和微分流形方法所计算的稳定域如图 6 所示。

图 6 中,蓝色点为蒙特卡罗方法构成的稳定域,彩色曲面为基于微分流形理论确定的安全边界。可以看出,用微分流形方法确定的稳定域能

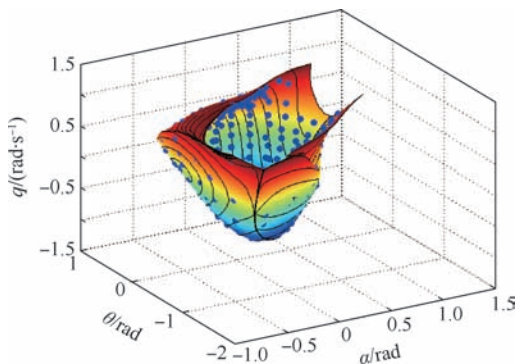


图 6 流形方法精确性验证

Fig. 6 Accuracy verification for manifold method

够与蒙特卡罗方法高度吻合,因此证明了基于微分流形理论构造稳定域具有较高的精度。另外在仿真时间上微分流形方法耗时较短仅需 2 min,而蒙特卡罗方法虽然同样能够得到精确的稳定域,但耗时却超过了 1 h。

3.2.2 结冰飞机安全边界确定及操纵保护

本节主要研究基于微分流形理论确定结冰飞机非线性稳定域,并将其作为飞机的安全边界。对于式(2)的模型,从 3.1 节的分岔分析图中选驾驶杆操纵值为 $\delta_e=5^\circ$ 时的稳定平衡点(0.01, -0.35, 0)作为工作点在 (α, θ, q) 3 维进行稳定域确定。针对不同的结冰程度,所确定的稳定域如图 7 所示。

图 7 中红色、绿色、黑色区域分别代表无结冰($\eta=0$)、轻度结冰($\eta=0.1$)以及重度结冰($\eta=0.3$)时飞机的稳定域。可以看出,当飞机只是轻度结冰时,稳定域变化不大,飞行状态仍然容易维持在稳定域内。但当飞机发生重度结冰,稳定域已经严重收缩,原先在稳定域内的平衡状态可能会超出稳定域,这给飞机带来失稳的风险,下面给出重度结冰时的飞机操纵保护策略。

当飞机遭遇重度结冰影响,可能会导致飞行

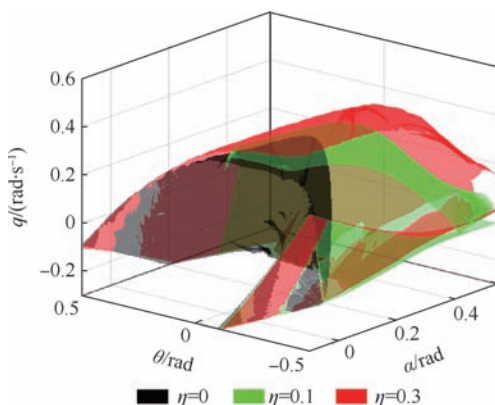


图 7 不同结冰程度稳定域

Fig. 7 Stability region for different degrees of icing

状态超出原有安全边界,由分岔分析可知,可通过改变驾驶杆,使飞行状态进入新的安全边界,如图8所示。图中黑色区域为重度结冰($\eta=0.3$),驾驶杆操纵量 $\delta_e=5^\circ$ 时飞机的稳定域。 $A(0.17, 0.08, 0.06)$ rad 为原先稳定域内的一点,但当飞机重度结冰,飞行状态已经超出原稳定域,如图中黑色区域所示。在点A处进行时域仿真,解轨线为图中蓝色曲线1所示,从解轨线可看出,最终飞行状态振荡发散。通过拉杆将操纵杆拉回至 $\delta_e=0^\circ$ 处,此时状态点A进入了新的稳定域内,如图中红色区域所示。在A点处进行时域仿真,解轨线为图中绿色曲线2,从解轨线可看出,轨线最后将会收敛于新的稳定平衡点,最终飞行状态达到稳定。

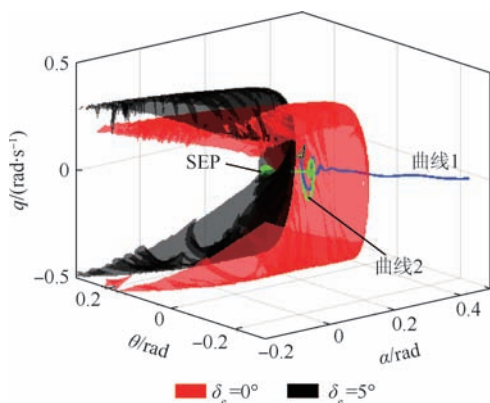


图8 不同操纵下稳定域

Fig.8 Stability region for different manipulations

4 结论

本文以 GTM 为案例飞机,将飞机气动参数进行多项式拟合并结合结冰因子模型,建立了结冰条件下的飞机纵向通道动力学模型。提出了基于微分流形理论确定飞机的安全边界,然后结合分岔分析方法对结冰后飞机的稳定性变化进行了研究,最后对于重度结冰情形给出了驾驶员操纵策略。主要结论如下:

1) 分岔分析可以得到飞机在不同结冰条件下的平衡点,并给出安全操纵范围,而微分流形理论正是基于稳定平衡点确定安全边界,相比在状态空间内进行大量搜索寻点,简化了工作量的同时能够更加清晰直观地对飞行状态变化进行观测。

2) 不同结冰程度对于飞机的操稳性能影响不同。对于轻度结冰,稳定域向内收缩程度低于10%,此时在同一稳定平衡状态下飞机仍具有较强抗干扰能力,同时对于驾驶员的可操纵范围影

响较小,操纵范围相较于不结冰情形只减少5%左右。但对于严重结冰,稳定域向内收缩程度已经超过50%,飞机的抗扰能力也严重降低,甚至原先的稳定平衡状态将变得不稳定,同时驾驶员的可操纵范围也减少了45%左右,这给飞行安全带来巨大风险。

3) 微分流形理论在不同程度结冰条件下都能够精确地确定飞机高维稳定域,将其与分岔分析方法相结合能够实现即使驾驶员的飞行状态在稳定域以外,仍能够通过指导操纵使其到达一个新的稳定域,最终使飞行状态达到稳定。

另外针对结冰因子模型的局限性,将进一步完善飞机结冰后的动力学非线性模型建立,并针对不同冰型、不同部位结冰以及不同飞机结冰进行研究,同时对飞机结冰保护控制方法进行更加深入研究。

参考文献 (References)

- [1] 屈亮,李颖晖,袁国强,等.基于相平面法的结冰飞机纵向非线性稳定域分析[J].航空学报,2016,37(3):865-872.
QU L, LI Y H, YUAN G Q, et al. Longitudinal nonlinear stabilizing region for icing aircraft based on phase-plane method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 865-872 (in Chinese).
- [2] VIKRANT S, PETROS G. Aircraft autopilot analysis and envelope protection for operation under icing conditions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(3): 454-465.
- [3] ROBERT B. Aircraft icing[EB/OL]. (2013-05-01) [2015-05-08]. www.aopa.org/asf/publications/sa11.pdf.
- [4] MERRET J M, HOSSAIN K N, BRAGG M B. Envelope protection and atmospheric disturbances in icing encounters: AIAA-2002-0814[R]. Reston: AIAA, 2002.
- [5] JAN S, BERND K. Control based bifurcation analysis for experiments[J]. Nonlinear Dynamics, 2008, 51(3): 365-377.
- [6] XIN Q, SHI Z K. Bifurcation analysis and stability design for aircraft longitudinal motion with high angle of attack[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 250-259.
- [7] KHATRI A K, SINHA N K. Aircraft maneuver design using bifurcation analysis and nonlinear control techniques: AIAA-2011-924[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [8] ENGELBRECHT J, PAUCK S, PEDDLE I. Bifurcation analysis and simulation of stall and spin recovery for large transport aircraft: AIAA-2012-4801[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [9] HARRY G K, JEAN T D. Nonlinear analysis of aircraft loss of control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(1): 149-162.
- [10] LARISSA K, BEHZAD S. Estimation of region of attraction for polynomial nonlinear systems: A numerical method[J]. ISA Transactions, 2014, 53(1): 25-32.
- [11] TAN W, PACKARD A. Stability region analysis using polynomial and composite polynomial Lyapunov functions and sum-of-

squares programming [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53 (2): 565-570.

[12] WEEKLY K, TINKA A. Autonomous river navigation using the Hamilton-Jacobi framework for underactuated vehicles [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 30 (5): 1250-1255.

[13] 郑无计, 李颖晖, 屈亮, 等. 基于正规形法的结冰飞机着陆阶段非线性稳定域 [J]. 航空学报, 2017, 38 (2): 100-110. ZHENG W J, LI Y H, QU L, et al. Nonlinear stability region of icing aircraft during landing phase based on normal form method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38 (2): 100-110 (in Chinese).

[14] ZHENG W J, LI Y H, QU L, et al. Dynamic envelope determination based on differential manifold theory [J]. Journal of Aircraft, 2017, 54 (5): 2005-2009.

[15] 袁国强, 李颖晖, 徐浩军, 等. 结冰对飞机本体纵向非线性动力学稳定域的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2017, 51 (9): 153-158. YUAN G Q, LI Y H, XU H J, et al. Effect of ice accretion on aircraft's longitudinal nonlinear dynamic stability region [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51 (9): 153-158 (in Chinese).

[16] MILLER R, RIBBENS W. The effects of icing on the longitudinal dynamics of an icing research aircraft: AIAA-1999-0636 [R]. Reston: AIAA, 1999.

[17] BRAGG M B, HUTCHISON T, MERRET J, et al. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamic: AIAA-2000-0360 [R]. Reston: AIAA, 2000.

[18] POKHARIYAL D, BRAGG M B, HUTCHISON T, et al. Aircraft flight dynamics with simulated ice accretion: AIAA-2001-541 [R]. Reston: AIAA, 2001.

[19] 曹启蒙, 李颖晖, 徐浩军. 考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (2): 1237-1253. CAO Q M, LI Y H, XU H J. Stability region for closed-loop pilot-vehicle system with actuator rate saturation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (2): 1237-1253 (in Chinese).

[20] HINKE M O. Two-dimensional invariant manifolds in four-dimensional dynamical systems [J]. Computers & Graphics, 2005, 29 (2): 289-297.

[21] HALLER G, BERONVERA F. Geodesic theory of transport barriers in two-dimensional flows [J]. Physica D Nonlinear Phenomena, 2012, 241 (20): 1680-1702.

作者简介:

周驰 男, 博士研究生. 主要研究方向: 先进控制理论及应用。

李颖晖 女, 博士, 教授. 主要研究方向: 非线性控制理论。

郑无计 男, 博士研究生. 主要研究方向: 飞行安全与飞行控制。

武朋玮 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 飞行安全与可达性分析。

董泽洪 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 先进控制理论及应用。

Nonlinear stability region determination and safety manipulation strategies for icing aircraft

ZHOU Chi, LI Yinghui*, ZHENG Wuji, WU Pengwei, DONG Zehong

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

Abstract: Icing will destroy the dynamic performance of the aircraft and cause the safety envelope shrink, which seriously affects the flight safety. It is of great significance to study the changes of nonlinear stability region of the icing aircraft for reducing flight accidents. In this paper, the NASA's GTM is taken as the object aircraft. First, the dynamic model of longitudinal channel under icing condition is established based on polynomial fitting of the aerodynamic parameters and the icing factor model. Then, the change of flight state under different icing conditions and control commands is studied by bifurcation analysis method which used to guide flight manipulation. Considering the limitation of bifurcation analysis method, the nonlinear stability region of flight system is determined by differential manifold theory. And the nonlinear stability region is regarded as flight safety boundary. Finally, considering the icing condition, the bifurcation analysis method and differential manifold theory are combined to guide manipulation. Furthermore, the time domain validation of the manipulation is carried out. The results show that icing will shrink the safety boundary, and a slight disturbance may contribute to flight state outside the safety boundary. Moreover, with the increasing degree of icing, the stability of the aircraft will even change and the flight state will be difficult to maintain within the original safety boundary. At this moment, the flight state can be brought to the new safety boundary by changing the pilot's manipulation instruction. The research results are helpful for flight safety manipulation and boundary protection.

Keywords: icing aircraft; bifurcation analysis; differential manifold theory; stability region; flight manipulation

Received: 2018-07-13; **Accepted:** 2018-10-15; **Published online:** 2018-11-01 14:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181030.1042.002.html

Foundation item: National Basic Research Program of China (2015CB755805)

* **Corresponding author.** E-mail: liyinghui66@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0433

模糊-随机混合参数的机构运动可靠度计算方法



游令非^{1,2}, 张建国^{1,2,*}, 翟浩^{1,2}, 李桥^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 在目前机构产品的参数当中普遍存在着模糊变量和随机变量混合的情况, 而现有的模糊-随机可靠度求解方法一般针对静态问题进行分析, 不能有效描述具有混合不确定性的机构运动时变问题。基于机构运动误差分析, 同时考虑失效判据和变量的模糊性, 提出了基于改进包络函数的模糊-随机时变机构可靠性建模及计算方法。首先, 将模糊判据转化为极限状态方程中的随机变量; 其次, 利用模糊论中的截集法处理模糊-随机混合变量, 建立机构产品的模糊-随机时变可靠性模型; 再次, 利用改进的包络函数计算机机构的运动时变可靠度; 最后, 结合四连杆机构的运动误差问题, 验证了本文方法的可行性, 结果表明该方法具有较高的计算精度。

关键词: 包络函数; 模糊; 时变可靠度; 运动误差; 截集

中图分类号: V415.4; TB114.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0714-08

机构运动时变可靠性是现有机构可靠性理论的重要内容, 机构运动时变可靠度定义为在规定的运动区间上, 规定的运动环境中, 机构完成规定动作的能力, 数学中表示为机构的实际运动输出满足期望运动输出的概率, 即机构运动误差位于最大允许误差范围内的概率, 其依赖于机构的运动误差建模和分析。机构运动误差问题一直受到机构学研究者的广泛关注, 并提出了诸如最坏情况分析、概率分析和模糊分析等方法。Tuo等^[1-2]考虑机构参数的不确定性, 建立了机构动态可靠性分析模型, 并对连杆机构等典型传动机构进行了动态精度可靠性分析。董玉革等^[3]提出将机构中不确定性因素处理为模糊变量进而构造了机构模糊可靠度分析算法。张义民等^[4-5]采用Edgeworth级数方法研究了随机变量不完全概率信息和随机变量为任意分布的机构可靠性问题。

但上述方法均为静态可靠性分析问题, 并未衡量机构在整个工作范围内的可靠度。Zhang和Du^[6]结合结构可靠性分析中上穿越率和下穿越率概念, 推导了计算机机构时变运动可靠性解析算法。除此以外, 传统的时变可靠性方法, 也可以解决一般的机构运动精度可靠性求解问题, 例如PHI2法^[7-8], 极值响应面法^[9-10]等。但这些研究只限于两态假设, 即非成功即失败, 这并不适用于实际工程应用中由认知不确定性带来的非两态问题问题。

基于包络思想的解决机构运动精度可靠性问题的方法由Du^[11]首次提出, 其通过误差带包络和一次二阶矩方法相结合, 解决机构运动误差时变可靠度的求解问题。Zhang和Du^[12]运用包络函数的方法, 对铰链间隙尺寸和结构尺寸同时具有随机特性的机构进行了时变可靠性分析。Wei

收稿日期: 2018-07-17; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-10-29 14:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1141.006.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51675026)

* 通信作者: E-mail: zjg@buaa.edu.cn

引用格式: 游令非, 张建国, 翟浩, 等. 模糊-随机混合参数的机构运动可靠度计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 714-721. YOU L F, ZHANG J G, ZHAI H, et al. Computation method on motional reliability of mechanism under mixed parameters with fuzziness and randomness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 714-721 (in Chinese).

等^[13]提出了基于包络函数法的参数可靠性灵敏度分析和全局可靠性灵敏度分析方法,求出了参数可靠性灵敏度指标和全局可靠性灵敏度指标。Wei等^[14]利用包络函数与一次二阶矩相结合的方法,针对输入变量具随机过程特性的杆系,对整个运动行程进行了可靠度求解。但这些研究并未考虑参数的模糊性,仅考虑了随机特性,这与实际工程应用是不相符的。

综上所述,传统的包络函数方法虽然可以很好地求解机构在整个工作范围内的可靠度,但其并没有考虑普遍存在的认知不确定性问题,特别是一些参数除随机特性外,往往伴随着模糊性问题;同时,其并未考虑失效准则的模糊性,即认为产品只有“成功”和“失效”2个状态,但实际工况中,由于对故障机理、失效模式等的认知不确定性,使得常规“两态”假设无法满足实际要求。因此,对于同时具有模糊和随机特性的机构系统的运动可靠度的研究十分必要。本文在关于机构模糊-随机时变可靠性研究的基础上,针对机构运动误差存在模糊判据和不确定参数具有模糊-随机混合特性的情况进行可靠性建模分析,对模糊判据和参数进行等效转化的同时,应用包络思想对运动误差带建立模糊-随机时变可靠性模型,将时变可靠性问题转化为时不变可靠性问题,并最终在每一截集下求出相应可靠度并进行平均加权,得到了机构系统运动在全行程内的可靠度,并最终应用于四连杆机构。

1 模糊失效判据的等效

组成机构的构件存在着加工和装配误差,这就使得构件的尺寸具有不确定性,从而造成机构运动误差的不确定性^[12],设 $g(\mathbf{X}, \theta)$ 为机构运动误差,其中 $\mathbf{X} = (X_1, X_2, \dots, X_n)$ 为机构构件尺寸随机变量, $\theta = \theta(t)$ 为机构运动角度,运动误差定义为机构实际输出 $\psi(\mathbf{X}, \theta)$ 和理想输出 $\psi_d(\theta)$ 之差,即

$$g(\mathbf{X}, \theta) = \psi(\mathbf{X}, \theta) - \psi_d(\theta) \quad (1)$$

由机构运动可靠度定义^[3]可知,若运动误差不大于机构允许的运动误差,则认为机构可靠;反之,则认为机构处于失效状态。机构运动误差功能函数 $G(\mathbf{X})$ 可表示为

$$G(\mathbf{X}) = |g(\mathbf{X}, \theta)| - \varepsilon \quad (2)$$

式中: ε 为运动误差阈值。相应地,在输入角 θ 的范围为 $[\theta_0, \theta_e]$ 上,其时变运动可靠度为

$$R = P\{G(\mathbf{X}) < 0, \theta \in [\theta_0, \theta_e]\} \quad (3)$$

但上述处理方法会带来一些困难,如设机构运动误差阈值为 0.025 mm ,则当机构运动误差为 0.025 mm 时,机构是可靠的;而当机构运动误差为 0.02501 mm 时,则认为机构不可靠,但这2种情况之间并无本质差别。造成这种矛盾的原因是将完好与失效状态截然分开,而未考虑中间过渡状态,即失效和完好这2个概念的外延是模糊的。为解决上述矛盾,更加准确、真实地反映机构的运动可靠性,有必要将模糊数学方法引入机构的运动可靠性分析中。

失效边界(误差阈值 ε)定义为某一模糊区间 $[z_L, z_U]$,其中 z_L 和 z_U 分别为模糊区间的下界和上界,把机构运动误差失效准则看作模糊事件,描述事件状态程度隶属函数 $\mu_c(z)$ 可以用来表示这一过渡情况,其数值越大,事件失效的倾向越大,数值越小,失效的倾向越小。机构运动失效概率可表示为

$$P_f = \int_{-\infty}^{+\infty} \mu_c(z) f_c(z) dz \quad (4)$$

式中: z 为机构模糊-随机混合空间 Ω 中的随机变量,其概率密度函数为 $f_c(z)$; $\mu_c(z)$ 为描述事件状态程度的隶属函数,其范围为 $0 \leq \mu_c(z) \leq 1$ 。

若 $\mu_c(z)$ 为递减函数,即使得机构运动的失效程度随 z 值的减小而增大,根据文献[15],结合随机变量的概率分布函数的定义,可以把 $1 - \mu_c(z)$ 看作一个新的随机变量(记为 Z')概率分布函数,模糊-随机失效域可以描述为 $\{\mathbf{X} | G(\mathbf{X}) \leq Z'\}$,等效的功能函数为 $G^e = G(\mathbf{X}) - Z'$ 。

若 $\mu_c(z)$ 为递增函数,则可以把 $\mu_c(z)$ 看作一个新的随机变量(记为 Z'')概率分布函数,同理,这种情况下机构运动的失效域描述为 $\{\mathbf{X} | G(\mathbf{X}) \geq Z''\}$,对应的等效功能函数为 $G^e = Z'' - G(\mathbf{X})$ 。

2 运动可靠度的一般包络方法

对于机构输入角范围为 $[\theta_0, \theta_e]$,由 $\mathbf{X}$ 的随机特性易知在误差阈值 ε 下, $g(\mathbf{X}, \theta) = \varepsilon$ 实为一族曲线,包络法^[11]定义了对 $[\theta_0, \theta_e]$ 上运动误差曲线族 $g(\mathbf{X}, \theta) = \varepsilon$ 中所有曲线的包络,定义包络方程 $G^+(\mathbf{X}) = 0$ 和 $G^-(\mathbf{X}) = 0$ 分别对应上界包络和下界包络,即曲线族的上边界和下边界,机构运动误差的包络函数如图1所示^[12]。由定义知在包络曲线上,函数值应处处等于 ε ,同时由于包络曲线包络了不同 θ 下的曲线,所以其对 θ 求偏导应为0。

在包络方程给出之后,考虑在整个运行周期中的机构运动误差时变可靠性问题,可表示为

$$R(\theta_0, \theta_e) = \Pr\{S^+ \cap S^-\} \quad (5)$$

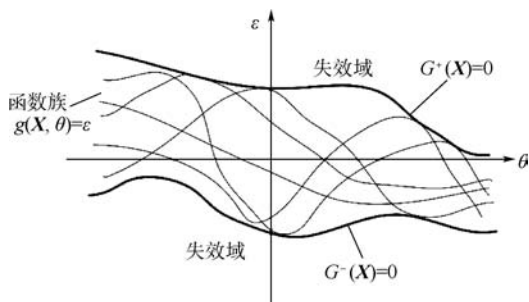


图1 机构运动误差的包络函数

Fig.1 Envelope functions of mechanism motion error

式中: $S^+ = \{G^+(X) < 0\}$; $S^- = \{G^-(X) > 0\}$ 。

上边界包络方程 $G^+(X) = 0$ 为

$$\begin{cases} g(X, \theta) - \varepsilon = 0 \\ \dot{g}(X, \theta) = 0 \end{cases} \quad (6)$$

下边界包络方程 $G^-(X) = 0$ 为

$$\begin{cases} g(X, \theta) + \varepsilon = 0 \\ \dot{g}(X, \theta) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\dot{g}(\cdot)$ 代表偏导数 $\partial g(\cdot) / \partial \theta$ 。

由以上分析可知, 可对每个包络方程的 2 个式子进行联立进而消除 θ , 时变可靠性问题则转变为时不变可靠性问题。

3 模糊-随机时变可靠性建模

考虑具有模糊-随机混合不确定性的机构, 在其输入角范围 $[\theta_0, \theta_e]$ 内, 其运动误差可表示为

$$\tilde{g}(\tilde{X}, \theta) = \tilde{\psi}(\tilde{X}, \theta) - \psi_d(\theta) \quad (8)$$

式中: $\tilde{g}(\tilde{X}, \theta)$ 为模糊-随机时变运动误差; $\tilde{\psi}(\tilde{X}, \theta)$ 为实际运动输出; $\psi_d(\theta)$ 为理想运动输出; $\tilde{X}$ 为模糊-随机混合变量。

结合前文所述, 其模糊-随机时变运动可靠性功能函数可表示为

$$\tilde{G}(\tilde{X}) = |\tilde{g}(\tilde{X}, \theta)| - \varepsilon \quad (9)$$

根据第 1 节的方法, 考虑模糊失效判据, 则上边界失效判据 $\mu_c^u(z)$ 为递增函数, 下边界失效判据 $\mu_c^l(z)$ 为递减函数, 可用新的随机变量来描述失效模糊-随机事件, 由于机构运动误差上下界的对称性, 设 $Z' = Z'' = Z$, 则运动误差的上界失效域描述为 $\{\tilde{X} | \tilde{g}(\tilde{X}, \theta) - Z - \varepsilon \geq 0\}$, 同样, 下界失效域描述为 $\{\tilde{X} | \tilde{g}(\tilde{X}, \theta) + Z + \varepsilon \leq 0\}$ 。运动误差的失效隶属度函数如图 2 所示, 本文认为其模糊失效状态的隶属函数 $\mu_c(z)$ 在过渡区间为线性变化的, γ 为由模糊失效判据造成的状态变化值。阈值模糊的可靠性失效事件描述如图 3 所示。应当注意到, 根据以上分析可知这里的 Z 为均值为 0 的某种对称随机分布。

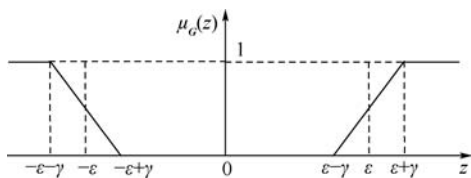


图2 运动误差的失效隶属度函数

Fig.2 Membership function of motion error failure

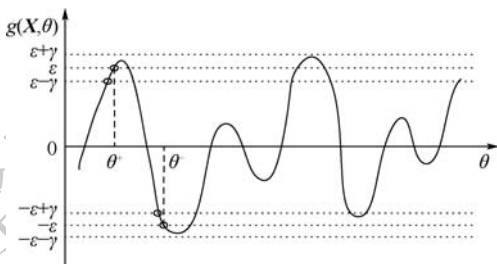


图3 阈值模糊的时变可靠性失效事件描述

Fig.3 Failure event description of time-dependent reliability based on fuzzy threshold

对于功能函数中的模糊变量 $\tilde{X}$, 本文全部取三角形隶属函数, 根据文献[16]的理论及文献[17]的方法, 将模糊变量处理成为概率密度函数中含有参数 α 的随机变量, 其中 $0 \leq \alpha \leq 1$ 。设实际运动输出 $\tilde{\varphi}(\tilde{X}, \theta)$ 中的模糊变量的隶属函数为 $\mu_x(x)$, 得到给定的 α 水平下的截集 $\tilde{X}_\alpha = [x_\alpha^l, x_\alpha^u]$ 和对应的概率密度函数 $f_\alpha(x)$, 相应地, $\tilde{g}(\tilde{X}, \theta)$ 转换为 α 水平下的运动误差 $g(X_\alpha, \theta)$ 。

至此, 在含有模糊-随机混合变量和模糊判据情况下, α 水平下的机构运动的可靠度为

$$\begin{aligned} R_\alpha(\theta_0, \theta_e) &= P\{-\varepsilon - Z \leq g(X_\alpha, \theta) \leq \varepsilon + Z, \forall \theta \in [\theta_0, \theta_e]\} \\ &= P\{|g(X_\alpha, \theta)| \leq \varepsilon + Z, \forall \theta \in [\theta_0, \theta_e]\} \end{aligned} \quad (10)$$

后续通过对 α 的离散求和或数值积分可以求得机构运动的失效概率。

根据以上分析, 在输入角范围 $[\theta_0, \theta_e]$ 上定义 α 水平下的上界包络方程为 $G_\alpha^+(X) = 0$, 下界包络方程 $G_\alpha^-(X) = 0$ 。考虑模糊失效判据, α 水平下机构运动可靠度可通过下列事件来表示:

$$R_\alpha(\theta_0, \theta_e) = \Pr\{S_\alpha^+ \cap S_\alpha^-\} \quad (11)$$

式中: $S_\alpha^+ = \{G_\alpha^+(X) < 0\}$; $S_\alpha^- = \{G_\alpha^-(X) > 0\}$ 。

$G_\alpha^+(X) = 0$ 表达式为

$$\begin{cases} g(X_\alpha, \theta) - Z = \varepsilon \\ \dot{g}(X_\alpha, \theta) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

$G_\alpha^-(X) = 0$ 表达式为

$$\begin{cases} g(X_\alpha, \theta) + Z = -\varepsilon \\ \dot{g}(X_\alpha, \theta) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

此时, 通过改进包络方程, 功能函数已转变为

仅含参数 α 的随机变量的表达式,但继续通过联立消除 θ 的方法,一般很难获得其精确的解析表达式,下面用近似方法对包络函数进行求解。

4 基于改进包络函数的时变可靠度计算

4.1 模糊-随机时变可靠度的近似求解

由于包络函数一般具有较强的非线性特性^[15],若通过传统的可靠度求解方法,即在一个展开点展开构造其近似表达式,会导致与原式误差较大。为充分利用包络函数特性,将包络函数在多个展开点上分段线性化,构造近似包络函数并求出每段的展开点,最终通过求这些展开点的联合分布函数最终求得可靠度。

假设 $\mathbf{X}_\alpha = [X_{1\alpha}, X_{2\alpha}, \dots, X_{n\alpha}]$ 为相互独立的正态分布随机变量,对 $g(\mathbf{X}_\alpha, \theta) - Z$ 在 $\mathbf{X}_\alpha$ 的均值 μ_{X_α} 处用一阶泰勒级数展开来近似运动误差,并把 $\mathbf{X}_\alpha$ 化成标准正态随机变量 $\mathbf{U}$,展开后表达式记为 $L_\alpha(\mathbf{U}, \theta)$,则由式(12)与式(13)知:

$$\begin{aligned} G_\alpha^+(\mathbf{U}) = 0 \text{ 表达式为} \\ \begin{cases} L_\alpha = a_\alpha(\theta) + \mathbf{b}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{U} = \varepsilon \\ \dot{L}_\alpha = \dot{a}_\alpha(\theta) + \dot{\mathbf{b}}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{U} = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} G_\alpha^-(\mathbf{U}) = 0 \text{ 表达式为} \\ \begin{cases} L_\alpha = a_\alpha(\theta) + \mathbf{b}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{U} = -\varepsilon \\ \dot{L}_\alpha = \dot{a}_\alpha(\theta) + \dot{\mathbf{b}}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{U} = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (15)$$

式中: $\mathbf{U} = [U_1, U_2, \dots, U_n]$, $U_i = [(X_{i\alpha} - \mu_{X_{i\alpha}}) / \sigma_{X_{i\alpha}}]_{i=1,2,\dots,n}$, $\sigma_{X_{i\alpha}}$ 为 $X_{i\alpha}$ 标准差; $a_\alpha(\theta) = \psi(\mu_X, \theta) - \psi_\alpha(\theta) - S(G)\mu_Z$; $\mathbf{b}_\alpha(\theta) = ((\partial \psi / \partial X_i |_{\mu_{X_{i\alpha}}} \cdot \sigma_{X_{i\alpha}})_{i=1,2,\dots,n-1}, S(G) \cdot \sigma_Z)$; $S(G) = \begin{cases} +1, \text{若 } G = G_\alpha^+(\mathbf{U}) \\ -1, \text{若 } G = G_\alpha^-(\mathbf{U}) \end{cases}$ 。

设待求展开点为 $U_\alpha(\theta_i)$ ($i=1,2,\dots,m$),由展开点特性易知原点 to 展开点的向量 $\mathbf{U}_\alpha(\theta)$ 和 $L_\alpha(\mathbf{U}, \theta)$ 在 $\mathbf{U}_\alpha(\theta)$ 处的梯度共线,即 $\mathbf{U}_\alpha(\theta) = c \cdot \mathbf{b}_\alpha(\theta) / \sqrt{\mathbf{b}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{b}_\alpha(\theta)}$, 其中 c 为常数。与式(14)联立,并根据 $G_\alpha^+(\mathbf{U})$ 特性,去除解中运动误差为负对应的角度,即可求出上边界包络 $G_\alpha^+(\mathbf{U})$ 的展开点 $U_\alpha(\theta_i^+)$ 与展开点对应的角度 θ_i^+ ($i=1,2,\dots,m^+$)。同理,也可以得到上边界包络 $G_\alpha^-(\mathbf{U})$ 的展开点 $U_\alpha(\theta_i^-)$ 与展开点对应的角度 θ_i^- ($i=1,2,\dots,m^-$)。至此,上下边界的近似包络展开点及对应角度已全部求出。

另一方面,由式(14)与式(15)可知,近似运动误差 $S(\theta_i)L_\alpha(\mathbf{U}, \theta_i)$ 为正态分布,由此可以用

展开点的高维正态分布函数(均值 μ_α 和协方差阵 Σ_α)对失效概率进行数值求解:

$$\begin{aligned} \mu_\alpha &= (s(\theta_i)\mu_{L_\alpha}(\theta_i))_{i=1,2,\dots,m} = \\ & (S(\theta_i)a_\alpha(\theta_i))_{i=1,2,\dots,m} \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \Sigma_\alpha &= (\sigma_{ij})_{i,j=1,2,\dots,m} \\ \sigma_{ij} &= s(\theta_i)s(\theta_j)b_\alpha(\theta_i)b_\alpha(\theta_j) \\ S(\theta_i) &= \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{cases} +1 & \theta = \theta_i^+ \text{ 或 } L_\alpha \geq 0 (\theta = \theta_0 \text{ 或 } \theta_e) \\ -1 & \theta = \theta_i^- \text{ 或 } L_\alpha < 0 (\theta = \theta_0 \text{ 或 } \theta_e) \end{cases} \quad (18)$$

式中:为保守计算, θ_i 包括 θ_i^+ , θ_i^- 和两端点 (θ_0 和 θ_e), $m = m^+ + m^- + 2$, $\varepsilon_i = s(\theta_i)\varepsilon$ 。易知, Σ_α 应是正定阵,如果条件不满足,那么并不是所有角度都需要。由于失效概率小的展开点必定被包含在失效概率大的展开点所线性展开的近似包络内,即在算可靠度时失效概率小的点是多余的,设其秩为 r ,则应算出所有 θ_i 对应的失效概率,并去除那些 $m-r$ 个最小失效概率点所对应的时刻,失效概率的算法如下

$$\begin{aligned} P_{f\alpha}(\theta_i) &= \Pr\{s(\theta_i)L_\alpha(\mathbf{U}, \theta_i) > \varepsilon\} = \\ & 1 - \phi\left\{\frac{s(\theta_i)[\varepsilon - a_\alpha(\theta_i)]}{\sqrt{\mathbf{b}_\alpha(\theta) \cdot \mathbf{b}_\alpha(\theta)}}\right\} \end{aligned} \quad (19)$$

从而得到新的均值向量 μ'_α 和新的协方差阵 Σ'_α ,则通过式(20)的数值算法(通过积分)可算出 α 水平下的可靠度累积分布函数(CDF) $R_\alpha(\theta_0, \theta_e)$:

$$\begin{aligned} R_\alpha(\theta_0, \theta_e) &= \Pr\left\{\bigcap_{i=1}^m \{S(\theta_i)L_\alpha(\mathbf{U}, \theta_i) < \varepsilon_i\}\right\} = \\ & \int_0^e \frac{1}{(2\pi)^{r/2} |\Sigma'_\alpha|} \exp\left[-\frac{1}{2}(\mathbf{x} - \mu'_\alpha)(\Sigma'_\alpha)^{-1}(\mathbf{x} - \mu'_\alpha)^T\right] d\mathbf{x} \end{aligned} \quad (20)$$

将 α 在 $[0,1]$ 上离散 n 等份,则阈值为 ε 下的可靠度可表示为

$$R(\theta_0, \theta_e) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n R_{i/n}(\theta_0, \theta_e) \quad (21)$$

特别地,若 α 连续且所有水平中去除的多余展开点均相同,则阈值为 ε 下的可靠度可表示为

$$\begin{aligned} R(\theta_0, \theta_e) &= \int_0^1 \int_0^e \frac{1}{(2\pi)^{r/2} |\Sigma'_\alpha|} \exp\left[-\frac{1}{2}(\mathbf{x} - \mu'_\alpha)(\Sigma'_\alpha)^{-1}(\mathbf{x} - \mu'_\alpha)^T\right] d\mathbf{x} d\alpha \end{aligned} \quad (22)$$

4.2 算法流程

步骤1 将模糊功能函数 $\bar{G}$ 通过第1节的方法,用新的随机变量来描述失效判据。

步骤2 将 α 在 $[0,1]$ 上离散 n 等份, α 初始

化为0。将步骤一的结果转化成 α 水平下的仅含随机变量的功能函数 G_α 。

步骤3 构建 α 水平下的包络函数 $G_\alpha^+(X)$ 和 $G_\alpha^-(X)$ 。

步骤4 对包络函数 $G_\alpha^+(X)$ 和 $G_\alpha^-(X)$ 进行分段线性化近似,得到 $G_\alpha^+(U)$ 和 $G_\alpha^-(U)$ 。

步骤5 根据式(14)、式(15)与向量 $U_\alpha(\theta)$ 分别联立求解 $G_\alpha^+(U)$ 和 $G_\alpha^-(U)$ 的解 θ_i^+ 和 θ_i^- ,此过程中要用到通过 G_α 求解得到的 a_α 、 $\dot{a}_\alpha$ 、 $b_\alpha(\theta)$ 和 $\dot{b}_\alpha(\theta)$ 。

步骤6 通过式(16)和式(17)来计算均值 μ_α 和协方差阵 Σ_α ,并通过协方差阵的秩判断其是否正定,若正定,则进行步骤7;若非正定,则结合式(19)求每一展开点的失效概率决定去除失效概率最小的 $m-r$ 个时刻,得到 μ'_α 和 Σ'_α 。

步骤7 根据式(20)算出 α 水平下的可靠度并记录, $\alpha=\alpha+\frac{1}{n}$,返回步骤2;若 $\alpha=1$ 时,进行步骤8。

步骤8 通过对 $R_\alpha(\theta_0, \theta_c)$ ($\alpha=0, \frac{1}{n}, \frac{2}{n}, \dots, 1$)的离散求和或数值积分,得到阈值 ε 下的可靠度,算法流程图见图4。

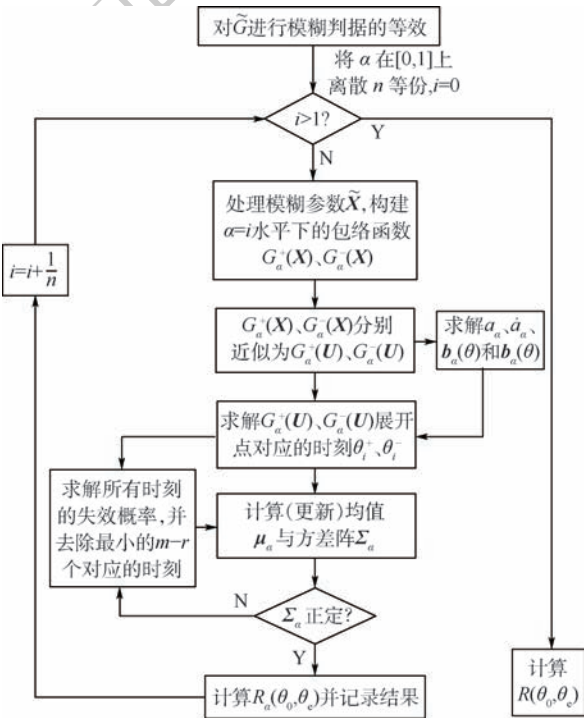


图4 基于改进包络函数的可靠度计算方法流程
Fig.4 Flowchart of reliability computation method based on advanced envelope function

5 四连杆机构运动可靠度计算

5.1 四连杆机构运动学建模与分析

本例用本文方法对四连杆机构进行运动可靠度分析,首先,对四连杆机构进行运动学建模。在二维空间 $F(x,y)$ 中,机构如图5所示,输入角为 θ ,输出角为 ψ 。

四连杆机构的变量为 $R=(R_1, \bar{R}_2, R_3, R_4)$,其中 $\bar{R}_2$ 为模糊变量, R_1, R_3 和 R_4 为随机变量,其运动输出方程组为

$$\begin{cases} R_1 \cos \theta + \bar{R}_2 \cos \delta - R_3 \cos \psi - R_4 = 0 \\ R_1 \sin \theta + \bar{R}_2 \sin \delta - R_3 \sin \psi = 0 \end{cases} \quad (23)$$

首先考虑模糊判据,根据第1节的分析,将模糊阈值等效为随机变量,本例 γ 取0.01,对比式(10)及分析可知,应引入随机变量 Z ,它的概率累积分布函数为

$$Z = \begin{cases} 1 & z \leq -0.01 \\ 50z + 0.5 & -0.01 \leq z \leq 0.01 \\ 0 & z \geq 0.01 \end{cases} \quad (24)$$

另一方面,针对模糊变量 $\bar{R}_2$,根据实际测量数据和相关的专家经验,认为其隶属函数为

$$\mu_{R_2}(r_2) = \begin{cases} \frac{100r_2 - 497}{3} & 4.97 \leq r_2 \leq 5 \\ \frac{503 - 100r_2}{3} & 5 \leq r_2 \leq 5.03 \end{cases} \quad (25)$$

则 α 水平下的概率密度函数为

$$f_\alpha(r_2) = \begin{cases} \frac{-(3\alpha/50 - 2r_2 + 9.94)}{(3\alpha/50 - 0.06)(3\alpha/100 - 0.03)} & 4.97 + 0.03\alpha \leq r_2 \leq 5 \\ \frac{-(3\alpha/50 + 2r_2 - 10.06)}{(3\alpha/50 - 0.06)(3\alpha/100 - 0.03)} & 5 \leq r_2 \leq 5.03 - 0.03\alpha \end{cases} \quad (26)$$

则 α 水平下 R_2 的均值和标准差分别为

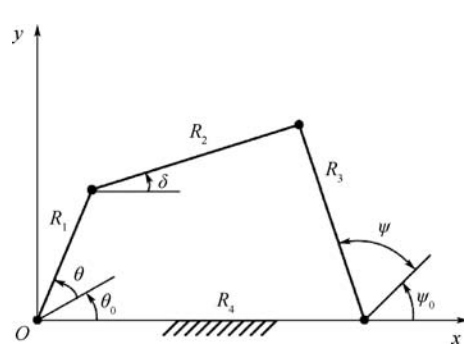


图5 四连杆机构
Fig.5 Four-bar linkage mechanism

$E_{\alpha}(r_2) = 5$

(27)

$$\sigma_{\alpha}(r_2) = \frac{3(\alpha - 1)^2}{20\,000}$$

(28)

其运动输出方程组在 α 水平下的表达式为

$$\begin{cases} R_1 \cos \theta + (R_2)_{\alpha} \cos \delta - R_3 \cos \psi - R_4 = 0 \\ R_1 \sin \theta + (R_2)_{\alpha} \sin \delta - R_3 \sin \psi = 0 \end{cases}$$

(29)

由式(27)和式(28)可得 α 水平下尺寸随机变量分布的数字特征,如表 1 所示。

表 1 α 水平下尺寸随机变量的数字特征

Table 1 Numerical characteristics of random dimension variables under α level

变量	均值	标准差	分布类型
R_1	10	0.1	正态分布
$(R_2)_{\alpha}$	50	$3(\alpha - 1)^2/20\,000$	正态分布
R_3	40	0.1	正态分布
R_4	40	0.1	正态分布

通过以上对模糊变量的等效,由式(23)解得 α 水平下的 $\psi(R_{\alpha},\theta)$ 为

$$\psi(R_{\alpha},\theta) = 2\arctan \frac{A \pm \sqrt{A^2 + B^2 - C^2}}{B + C}$$

(30)

式中:

$$\begin{aligned} A &= -2R_1R_3\sin\theta \\ B &= 2R_3(R_4 - R_1\cos\theta) \\ C &= (R_2)_{\alpha}^2 - R_1^2 - R_3^2 - R_4^2 + 2R_1R_4\cos\theta \\ \delta &= \arctan \frac{R_3\sin\psi - R_1\sin\theta}{R_4 + R_3\sin\psi - R_1\cos\theta} \end{aligned}$$

进而由式(15)可得求得 $\mathbf{b} = (b_1, b_2, b_3, b_4)$ 。

5.2 四连杆机构模糊-随机时变可靠度求解

如图 5 所示的四连杆机构理想的运动方程为 $\psi_d(\theta) = 90 + 7.13\sin(2(\theta - 95.5))$

输入角范围为 $[\theta_0, \theta_e]$,其中 θ_0 为 0° , θ_e 为 90° ,则其理想运动输出 $\psi_d(\theta)$ 为输入角从 $0^\circ \sim 90^\circ$ 间输出端的角度。

在可变阈值 ε 上,用本文提出的计算方法和蒙特卡罗仿真(Monte Carlo Simulation, MCS)法的结果进行比较,其中,由于蒙特卡罗法的仿真次数规模为 10^7 级,认为其计算结果是趋于真实值的。

运动误差 $\psi(R_{\alpha},\theta) - \psi_d(\theta)$ 在变量取均值时的变化如图 6 所示。这里以阈值 $\varepsilon = 0.5$ 为例展示计算结果,本例将截集水平 α 在 $[0,1]$ 上分为 50 等份, $\alpha = 1$ 时, $\theta_0 = 0^\circ$, $\theta_1^- = 20.1965^\circ$, $\theta_1^+ = 53.8121^\circ$, $\theta_e = 90^\circ$,结合式(17)和式(18)得 μ_{α} 和 Σ_{α} 并知其秩 $r = 3$,即多余一个时刻,通过式(19)得到 $P_f(\theta_0) = 0.3030$, $P_f(\theta_1^-) = 0.3821$, $P_f(\theta_1^+) = 0.0746$, $P_f(\theta_e) = 0.2481$,去除失效概率最小的时刻 θ_1^+ ,则更新的 μ_{α} 和 Σ_{α} 分别为

$\mu'_{\alpha} = (0.3564, -0.4041, -0.3563)$

$$\Sigma'_{\alpha} = \begin{bmatrix} 0.0775 & 0.0876 & 0.0571 \\ 0.0876 & 0.1023 & 0.0658 \\ 0.0571 & 0.0658 & 0.0446 \end{bmatrix}$$

由式(20)可得可靠度 $R_1(\theta_0, \theta_e) = 0.3133$ 。其余截集水平下的可靠度结果重复以上步骤即可,计算结果如图 7 所示。将其平均加权即为 $\varepsilon = 0.5$ 时的运动可靠度。

当 ε 在 $[0.2, 1.4]$ 上变化时计算结果如图 8 所示,由失效概率曲线图表明本文提出的模糊-随机时变可靠度计算方法与 MCS 法在失效概率的计算上差别较小,计算结果准确度可以满足机构运动误差的分析要求,对工程实际应用有一定的参考价值。部分误差阈值对应的结果见表 2。

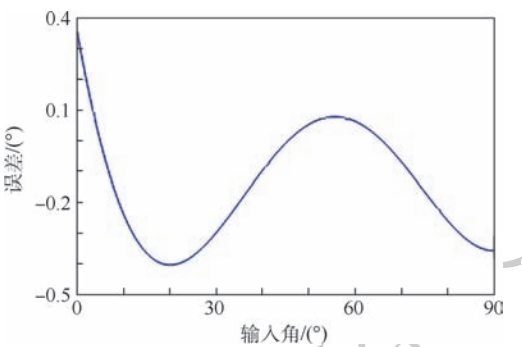


图 6 变量取均值时的运动误差变化

Fig. 6 Motion error change at means of variables

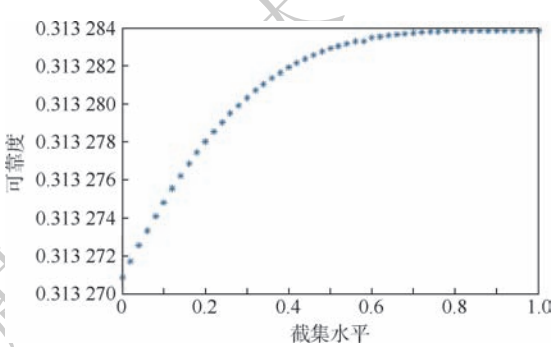


图 7 $\varepsilon = 0.5$ 时可靠度随截集水平 α 的变化

Fig. 7 Change of reliability with cut set level α when $\varepsilon = 0.5$

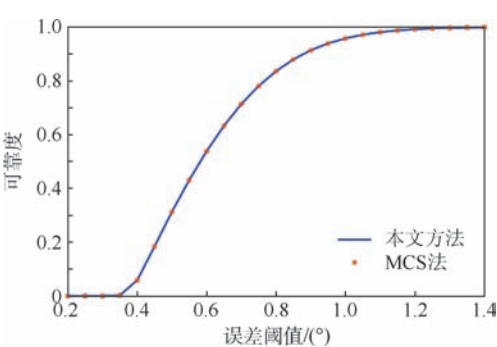


图 8 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的失效概率

Fig. 8 Probability of failure at $0^\circ \sim 90^\circ$

表 2 时变可靠度计算结果

Table 2 Computation results of time-dependent reliability

$\varepsilon/(^{\circ})$	本文方法	MCS 法
0.70	0.714 25	0.713 83
0.80	0.836 45	0.836 11
0.90	0.914 07	0.913 67
1.00	0.958 25	0.957 94
1.10	0.981 31	0.981 03
1.20	0.992 32	0.992 18

从计算结果可以看出,基于本文方法所得的结果均略大于 MCS 法的结果,这是因为 MCS 法是对所有时刻(角度)进行遍历并进行求解,而基于本文提出的方法是对有限的、失效概率较大的展开点进行计算,所以可靠度计算结果均比 MCS 法略大一些。

6 结 论

本文针对机构产品的时变可靠性建模分析问题,综合考虑了模糊性和随机性,针对机构运动误差建立了机构运动模糊-随机时变可靠性模型,提出了模糊-随机时变可靠度求解方法,经案例验证表明:

- 1) 本文提出的模糊-随机时变可靠度求解方法相较于传统时变可靠度求解方法,不但考虑了参数的模糊性,同时还考虑了判据的模糊性,解决了模糊-随机混合参数下的机构时变可靠性问题,更符合实际工程应用,对类似的机构运动可靠性分析具有一定的指导意义。
- 2) 本文方法求解方便,相比于 MCS 法计算误差较小,本案例中 2 种方法的计算误差最大不超过 0.000 8,贴合度较高;同时计算效率大大提高,每 α 水平下 MCS 法计算次数为 10^7 次,而本文方法为 50 次左右。
- 3) 本文提出的机构运动模糊-随机时变可靠性分析方法适用于随机样本不完善,或样本数量不够的情况,可计算出较精确的结果。

参考文献 (References)

[1] 拓耀飞,陈建军,陈永琴. 区间参数弹性连杆机构的非概率可靠性分析[J]. 中国机械工程,2007,18(5):528-563.
TUO Y F, CHEN J J, CHEN Y Q. Non-probabilistic reliability analysis of elastic linkage mechanism with interval parameters [J]. China Mechanical Engineering, 2007, 18(5): 528-563 (in Chinese).

[2] TUO Y F, CHEN J J, ZHANG C J, et al. Reliability analysis of kinematic accuracy for the elastic slider-crank mechanism[J]. Frontiers of Mechanical Engineering in China, 2007, 2(2):

214-217.

[3] 董玉革,陈心昭,赵显德,等. 模糊可靠性理论在机构运动可靠性分析中的应用[J]. 应用科学学报,2002,20(3):316-320.
DONG Y G, CHEN X Z, ZHAO X D, et al. An application of fuzzy reliability theory in the reliability analysis of mechanism movement[J]. Journal of Applied Sciences, 2002, 20(3): 214-217 (in Chinese).

[4] 张义民,黄贤振,贺向东,等. 不完全概率信息牛头刨床机构运动精度可靠性稳健设计[J]. 机械工程学报,2009,45(4):105-109.
ZHANG Y M, HUANG X Z, HE X D, et al. Reliability-based robust design for kinematic accuracy of the shaper mechanism under incomplete probability information [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(4): 105-109 (in Chinese).

[5] 张义民,黄贤振,贺向东. 任意分布参数平面连杆机构运动精度可靠性稳健设计[J]. 农业机械学报,2008,39(7):139-143.
ZHANG Y M, HUANG X Z, HE X D. Reliability-based robust design for kinematic accuracy of the planar linkage mechanism with arbitrary distribution parameters [J] Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2008, 39(7): 139-143 (in Chinese).

[6] ZHANG J F, DU X P. Time-dependent reliability analysis for function generator mechanisms[J]. Journal of Mechanical Design, 2011, 133(3): 031005.

[7] ANDERIEU-RENAUD C, SUDERT B, LEMAIRE M, et al. The PHI2 method: A way to compute time-variant reliability [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2004, 84(1): 74-86.

[8] MEJRI M, CAZUGEL M, COGNARD J Y, et al. A time-variant reliability approach for aging marine structures with nonlinear behavior [J]. Computers & Structures, 2011, 89(19-20): 1742-1753.

[9] LI J, CHEN J B, FAN W L. The equivalent extreme-value event and evaluation of the structural system reliability[J]. Structure Safety, 2007, 29(2): 112-131.

[10] 马小兵,任宏道,蔡义坤. 高温结构可靠性分析的时变响应面法[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):198-202.
MA X B, REN H D, CAI Y K. Time-varying response surface method for high-temperature structural reliability analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 198-202 (in Chinese).

[11] DU X P. Time-dependent mechanism reliability analysis with envelope function and first-order approximation [J]. Journal of Mechanical Design, 2014, 136(8): 081010.

[12] ZHANG J F, DU X P. Time-dependent reliability analysis for function generation mechanisms with random joint clearances [J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 92: 184-199.

[13] WEI P F, SONG J W, LU Z Z, et al. Time-dependent reliability sensitivity analysis of motion mechanisms [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2016, 149: 107-120.

[14] WEI P F, WANG Y Y, TANG C H. Time-variant global reliability sensitivity analysis of structures with both input random variables and stochastic processes [J]. Structural and Multidiscipli-

- nary Optimization, 2017, 55(5):1883-1898.
- [15] 张明. 结构可靠度分析方法与程序[M]. 北京: 科学出版社, 2009: 204-206.
- ZHANG M. Structural reliability analysis: Method and procedures[M]. Beijing: Science Press, 2009: 204-206 (in Chinese).
- [16] WANG Z L, HUANG H Z, LI Y F, et al. An approach to system reliability analysis with fuzzy random variables[J]. Mechanism and Machine Theory, 2012, 52: 35-46.
- [17] 张萌, 陆山. 模糊可靠性模型的收敛性及改进的截集分布[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(8): 1109-1115.
- ZHANG M, LU S. Convergence of fuzzy reliability models and an improved cut-set distribution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8): 1109-1115 (in Chinese).

作者简介:

游令非 男, 博士研究生。主要研究方向: 结构/机构可靠性。

张建国 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 机械/结构/机构可靠性。

Computation method on motional reliability of mechanism under mixed parameters with fuzziness and randomness

YOU Lingfei^{1,2}, ZHANG Jianguo^{1,2,*}, ZHAI Hao^{1,2}, LI Qiao^{1,2}

(1. School of Reliability and System Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Mixed uncertainties of random variables and fuzzy variables are ubiquitous in the parameters of the current mechanism products, but the existing fuzzy reliability model mainly aims at static problems, which cannot describe the time-dependent problem with mixed uncertainty. This paper proposes a reliability modeling and computation method of the fuzzy time-dependent mechanism based on the advanced envelope function through the kinematic error analysis of mechanism and considering the fuzziness of failure criterion and the variables. First, fuzzy criterion can be transferred into random variables in the limit state function. Then, the cut set of fuzzy theory can be used to deal with the fuzzy and random variables, and thus the fuzzy time-dependent reliability model is built. After that, the advanced envelope function is used to calculate the time-dependent reliability of the mechanism. Finally, the feasibility of the method is verified by the motion error issue of four-bar linkage. The results show that the method has high computational accuracy.

Keywords: envelope function; fuzzy; time-dependent reliability; motion error; cut set

Received: 2018-07-17; Accepted: 2018-10-15; Published online: 2018-10-29 14:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1141.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51675026)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0462

基于目标逃逸机动预估的空空导弹可发射区

王杰^{1,*}, 丁达理¹, 许明², 韩博¹, 雷磊³

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军 95478 部队, 重庆 401329;

3. 国家电网陕西省电力公司 电力科学研究院, 西安 710038)

摘 要: 为适应无人自主空战条件下对空空导弹火控解算的特殊需求,提出了基于目标机动预估的空空导弹可发射区问题。首先,基于导弹-目标追逃对抗策略,设计了目标机动预估模型,根据导弹与目标的相对方位信息,实现对目标逃逸机动方式的预估;然后,基于多种实际约束,构建了导弹运动动力学模型;最后,设计了基于黄金分割搜索算法的可发射区边界求解策略,实现对可发射区边界值的快速精确搜索。仿真结果表明,空空导弹对初始位置位于所提出的基于目标机动预估的可发射区内的目标,具有更大的命中概率;该可发射区更加适应近距空战中目标逃逸机动的剧烈态势变化,有利于导弹战术使用性能的充分发挥。

关 键 词: 自主空战; 空空导弹; 可发射区; 目标机动预估; 黄金分割搜索策略

中图分类号: V271.4; TJ765.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0722-13

无人自主空战代表着世界空军未来发展的必然方向,无人综合火力与控制技术作为其关键技术之一,是实现制导武器发射与稳定追踪的前提和基础。现有的有人机火控系统,在进行空空导弹火控解算时,均使目标保持直线定常状态或给定的机动状态,飞行员根据火控计算机提供的可发射距离参考值,基于当前态势,结合自身经验,综合判定导弹是否允许发射;无人机近距自主空战的条件下,由于决策回路中,不包含人在回路中的决策过程,且飞行员的经验知识难以准确量化,因而有人机的火控解算结果对于无人机而言并不适用。为了解决这一问题,必须对目标机的机动过程进行预估,使火控解算结果有助于提高空空导弹的命中概率,并适应无人近距空战中剧烈的态势变化。

空空导弹的火控解算结果,即为空空导弹的可发射区,它是导弹发射载机周围,目标初始位置的集合,一般通过目标与攻击机之间的相对距离

进行表示。同一态势下,受导弹自身及目标运动状态等多种约束限制,存在导弹允许发射的最大距离和最小距离,进而构成可发射距离区间;在导弹离轴发射的条件下,目标与导弹的相对方位不同,存在的区间边值也不同,这些区间的左右边值分别构成可发射区的近边界和远边界,远边界、近边界及由边界临界值对应的距离区间形成的侧边界在空间内可构成一个封闭的包络。当目标初始位置位于该包络内,导弹能够以一定的概率命中目标。近年来,针对空空导弹可发射区问题,国内外学者主要从空空导弹可发射边界的预测^[1-2]、双机或编队条件下的协同可发射区^[3-4]、导弹发射后的动态可发射区^[5-6]等方面进行研究。这些文献对可发射距离解算时,均使目标保持原运动状态或设定的机动状态,而针对目标机动预估的空空导弹可发射区至今尚无公开文献涉及。

本文从目标机动行为的角度出发,基于追逃对抗策略,设计了目标机动预估系统。将导弹发

收稿日期: 2018-07-31; 录用日期: 2018-11-23; 网络出版时间: 2018-12-14 13:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181213.1018.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61601505); 航空科学基金(20155196022)

* 通信作者: E-mail: wangjie_afu@126.com

引用格式: 王杰, 丁达理, 许明, 等. 基于目标逃逸机动预估的空空导弹可发射区[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 722-734. WANG J, DING D L, XU M, et al. Air-to-air missile launchable area based on target escape maneuver estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 722-734 (in Chinese).

射后,目标的机动过程简化为逃逸机动过程,进而抽象为逃逸对抗过程,目标根据导弹的方位信息执行逃逸机动决策,以此实现对目标机动信息的预估。在对敌机机动行为预估的基础上,通过黄金分割搜索策略实现对导弹可发射边界值的快速精确求解。

1 导弹可发射问题的解算原理

导弹可发射问题的解算过程需要融合考虑导弹性能、目标运动状态和攻击机运动状态的影响。首先,确定目标运动状态信息;然后,解算系统根据导弹与目标的相对状态,基于多约束条件下运动动力学模型,进行导弹的攻击弹道解算;最后,根据脱靶量判定导弹是否命中目标。基于当前弹道解算结果,搜索算法对距离搜索初值进行更新,并对上述过程进行迭代运算,最终输出由最大距离 $R_{\max}$ 和最小距离 $R_{\min}$ 构成的距离区间范围 $[R_{\min}, R_{\max}]$ 。

为了有效地求解空空导弹可发射区边界包络,需要对攻击机周围目标的位置进行搜索。导弹受发射时刻导引头视场搜索能力的制约,存在最大离轴发射角。在离轴发射角所允许的范围内,标定当前目标进入角,可计算出不同目标离轴发射角条件下的可发射距离区间,这些距离构成的集合即为导弹的可发射区。可发射区表征了基于一定态势下的导弹的整体攻击能力,考虑到空战对抗中导弹的作战使用实际,本文将其数学模型表述为

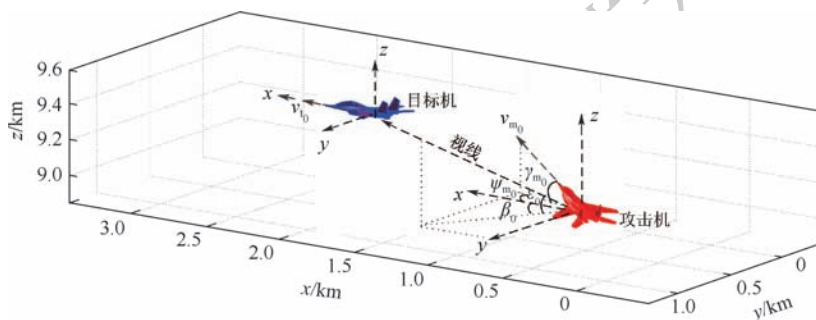
$$\begin{cases} R_{\max} = f(v_{i_0}, v_{m_0}, h_{m_0}, a_{\text{asp}}, a_{\text{off}}, \gamma_{m_0}, u_i) \\ R_{\min} = f(v_{i_0}, v_{m_0}, h_{m_0}, a_{\text{asp}}, a_{\text{off}}, \gamma_{m_0}, u_i) \end{cases} \quad (1)$$

式中: v_{i_0} 和 v_{m_0} 分别为发射时刻目标机速度和导弹初速度; h_{m_0} 为导弹发射高度; a_{asp} 为离轴发射角; a_{off} 为进入角; γ_{m_0} 为导弹发射倾角; u_i 为目标机动操控量,在目标保持原状态,即定常直线运动状态的情况下, u_i 保持为定值。在本文提出的基于目标机动预估的可发射区解算时,目标操控量依据相对态势实时变化。

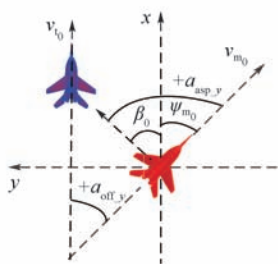
发射时刻,目标与导弹的相对状态信息通过离轴发射角 a_{asp} 和进入角 a_{off} 进行描述。离轴发射角是指目标与导弹质心连线偏离导弹轴线的角度,进入角指目标速度方向与导弹速度方向的夹角。为了便于计算和空间表示,假设攻击机速度方向与机身轴线方向一致,将上述2个角度分别投影到水平和垂直2个方向,定义其公式为

$$\begin{cases} a_{\text{asp}_y} = \beta_0 - \psi_{m_0} \\ a_{\text{asp}_z} = \varepsilon_0 - \gamma_{m_0} \\ a_{\text{off}_y} = \psi_{i_0} - \psi_{m_0} \\ a_{\text{off}_z} = \gamma_{i_0} - \gamma_{m_0} \end{cases} \quad (2)$$

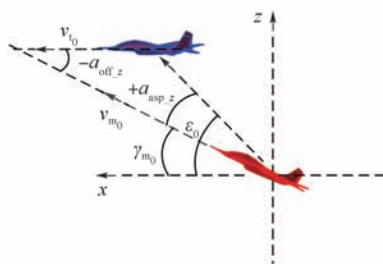
式中: β_0 和 ε_0 分别为发射时刻的视线偏角和视线倾角; ψ_{m_0} 、 γ_{m_0} 和 ψ_{i_0} 、 γ_{i_0} 分别为发射时刻导弹和目标机的航迹偏航角、航迹俯仰角。某发射时刻,攻击机与目标机的相对态势与对应角度关系如图1所示,由于发射时刻,导弹与攻击机固连,因而导弹-目标的位置角度关系与攻击机-目标机之



(a) 某发射时刻,攻击机与目标机的空间位置关系



(b) xOy 平面投影



(c) xOz 平面投影

图1 某发射时刻攻击机与目标相对位置、角度关系示意

Fig.1 Schematic diagram of relative position and angle between attacker and target at a launch moment

间的位置角度关系是一致的。

2 基于追逃对抗策略的目标机动预估系统构建

传统的可攻击区解算时,将导弹发射后目标的运动过程看作一个静态的过程,即导弹攻击过程中,目标保持当前状态或给定的机动状态,以此进一步计算导弹可发射边界。由于未能考虑导弹发射后,目标机为摆脱导弹攻击而可能实施逃逸机动的状态实际,因而在目标飞行操控保持恒定的前提下,所解算的可发射区,难以适用于无人近距空战中高动态的态势变化。为解决这一问题,必须对目标机动状态进行预估。考虑到精确预测目标的机动状态十分困难,本节从目标机动行为的角度出发,模仿人在回路中的决策方式,将导弹发射后目标机动过程视为目标机与空空导弹之间的动态博弈对抗过程,目标飞行操控量依据与导弹的相对态势动态变化,实施机动以使自身态势占优或摆脱当前导弹追踪的状态,从而将机动预估问题,转化为逃逸决策问题。从导弹的战术使用性能与追踪机理角度,构建基于追逃对抗策略的目标机动预估系统,实现对目标机动状态的预估。

2.1 目标机平台质点模型

令状态量和控制量分别为 $[x_t, y_t, z_t, v_t, \gamma_t, \psi_t]^T$ 和 $[n_{tx}, n_{tz}, \mu_t]^T$, 构建目标机质点运动动力学模型^[7] 为

$$\begin{cases} \dot{x}_t = v_t \cos \gamma_t \cos \psi_t \\ \dot{y}_t = v_t \cos \gamma_t \sin \psi_t \\ \dot{z}_t = v_t \sin \gamma_t \\ \dot{v}_t = g(n_{tx} - \sin \gamma_t) \\ \dot{\gamma}_t = \frac{g}{v_t}(n_{tz} \cos \mu_t - \cos \gamma_t) \\ \dot{\psi}_t = \frac{g}{v_t \cos \gamma_t} n_{tx} \sin \mu_t \end{cases} \quad (3)$$

式中: (x_t, y_t, z_t) 为目标机在惯性坐标系的位置; v_t, ψ_t 和 γ_t 分别为目标机速度、航迹偏航角和航迹俯仰角; g 为重力加速度; n_{tx} 和 n_{tz} 分别为目标机切向和法相控制过载; μ_t 为滚转角。

2.2 目标机机动动作库构建

为了准确描述目标机机动行为,并考虑到决策系统的快速性,目标机采用 NASA 学者提出的基于 7 种基本机动方式的机动方法^[8]。如图 2 所示,基于目标机平台性能,采用极限操纵^[9] 的形式,将最大加力加速飞行、最大过载左右转弯、最大过载爬升或俯冲等 7 种基本操纵方式作为目标机逃逸机动的备选项。

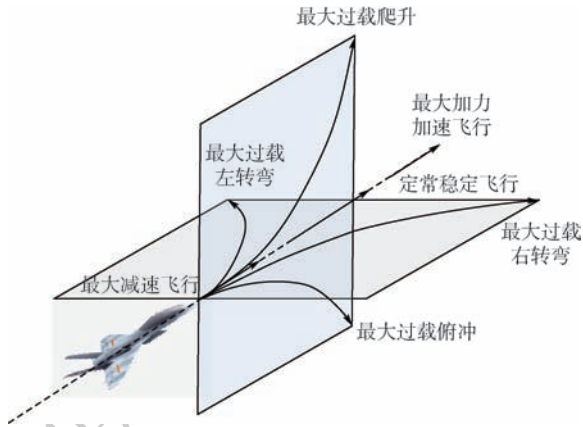


图 2 典型机动动作库
Fig. 2 Typical maneuver library

2.3 逃逸机动评价函数设计

导弹攻击飞行过程中,导引头离轴发射角,即动态视场角是主要限制因素,直接影响导弹的跟踪能力;导弹受限于自身燃料限制,在追踪过程消耗的时间越长,空空导弹可发挥的机动性能就越弱;且一般而言,导弹脱离载机后,在自身发动机的瞬时推动下,获得更大的加速度,使导弹飞行速度远远大于目标飞行速度。因此,目标逃逸机动过程中,应将相对角度、相对距离作为决策判断的主要态势因素。

导弹-目标追逃机动过程中,导弹与目标机间的相对位置关系如图 3 所示。图中,下标 m 表示导弹, t 表示目标机; r 为导弹与目标机的距离矢量; v_m 和 v_t 分别为导弹和目标机速度; ϑ_m 和 ϑ_t 分别为导弹和目标机的提前角^[10], 即速度矢量与目标视线的夹角。定义:

$$\vartheta_m = \arccos \frac{r \cdot v_m}{\|r\| \times \|v_m\|} \quad \vartheta_m \in [0^\circ, 180^\circ] \quad (4)$$

$$\vartheta_t = \arccos \frac{r \cdot v_t}{\|r\| \times \|v_t\|} \quad \vartheta_t \in [0^\circ, 180^\circ] \quad (5)$$

$$r = [x_t - x_m, y_t - y_m, z_t - z_m]^T \quad (6)$$

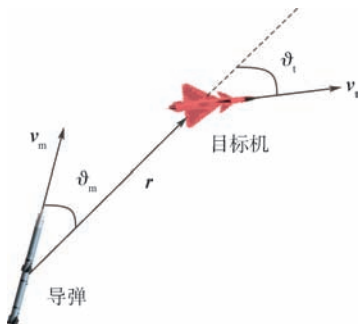


图 3 导弹-目标相对参数示意
Fig. 3 Schematic diagram of relative parameters between missile and target

$$\begin{cases} \mathbf{v}_m = \begin{bmatrix} v_m \cos \gamma_m \cos \psi_m \\ v_m \cos \gamma_m \sin \psi_m \\ v_m \sin \gamma_m \end{bmatrix} \\ \mathbf{v}_t = \begin{bmatrix} v_t \cos \gamma_t \cos \psi_t \\ v_t \cos \gamma_t \sin \psi_t \\ v_t \sin \gamma_t \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

2.3.1 角度因子评价函数

角度因子是导弹追踪过程中最为重要的因素。目标机位于导弹动态视场角,即离轴发射角,允许的范围内是导弹能够搜索、稳定追踪和命中目标的基本前提。目标机位置位于导弹离轴搜索范围之外,即导弹提前角大于导弹允许的动态视场角时,导弹将丢失目标。因而增大导弹提前角是目标逃逸策略的优先选项。假定导弹发射后,最大离轴发射角为 φ_D ,构建目标机逃逸决策角度因子为

$$\Phi_A = \begin{cases} \vartheta_m / (\kappa_a \varphi_D + \tau) & 0^\circ \leq \vartheta_m \leq \kappa_a \varphi_D \\ 1 & \vartheta_m > \kappa_a \varphi_D \end{cases} \quad (8)$$

式中: κ_a 为角度修正因子^[10]且 $\kappa_a \geq 1$,用以提高逃逸决策的可靠性; τ 为一个很小的正常数,用于适应导弹提前角恰好等于最大离轴发射角的情况。

2.3.2 距离因子评价函数

导弹攻击过程中,受限多种因素限制,存在最大最小攻击距离。一方面,追逃过程中,相对距离越大,追逃时间就越长,导弹机动优势逐渐减弱;同时,目标机机动的决策时间越长,逃逸机动的准备就越充分,有利于目标机自身性能的充分发挥。另一方面,受限导引头探测信号接收能力、相对接近速度及制导指令时间要求等限制,存在最小攻击距离。当相对距离小于最小攻击距离时,导弹无法攻击目标。一般而言,考虑到人的应激行为,以及航炮等近距攻击武器的威胁,应将扩大相对距离作为逃逸策略的主要选项。因而,构建距离因子为

$$\Phi_R = \begin{cases} e^{\frac{R/\kappa_r - L_{Mfar}}{L_{Mfar}}} & R \leq \kappa_r L_{Mfar} \\ 1 & R > \kappa_r L_{Mfar} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $R = \|\mathbf{r}\|$; L_{Mfar} 为目标保持定常状态下的导弹最大可攻击距离^[3]; κ_r 为距离修正因子,且 $\kappa_r \geq 1$ 。

2.3.3 逃逸机动决策整体评价函数

逃逸机动决策整体评价函数的作用是对目标机机动方案进行评价。综合角度和距离2个决策因子,构建逃逸机动决策整体评价函数为

$$f(\Phi_A, \Phi_R) = [w_1 \quad w_2] \begin{bmatrix} \Phi_A \\ \Phi_R \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: w_1 、 w_2 为决策因子权重,设定 $w_1 > w_2$,且 $w_1 + w_2 = 1$ 。

2.4 基于统计学原理的逃逸机动决策方法

为了克服逃逸机动决策中,导弹位置信息不确定给目标逃逸机动决策造成的影响,本文采用文献[11]提出的基于统计学原理的鲁棒机动决策方法,基于当前空空导弹与目标机的状态信息,将动作库中的所有动作的控制指令送入目标机质点模型,进行机动试探,通过逃逸机动决策整体评价函数(期望)和各决策因子的方差综合判定,收益值最高的方案就是目标机逃逸机动即将执行的方案。其具体流程在文献[11]中有详细的论述。

图4给出了导弹发射时刻,攻击机高度为

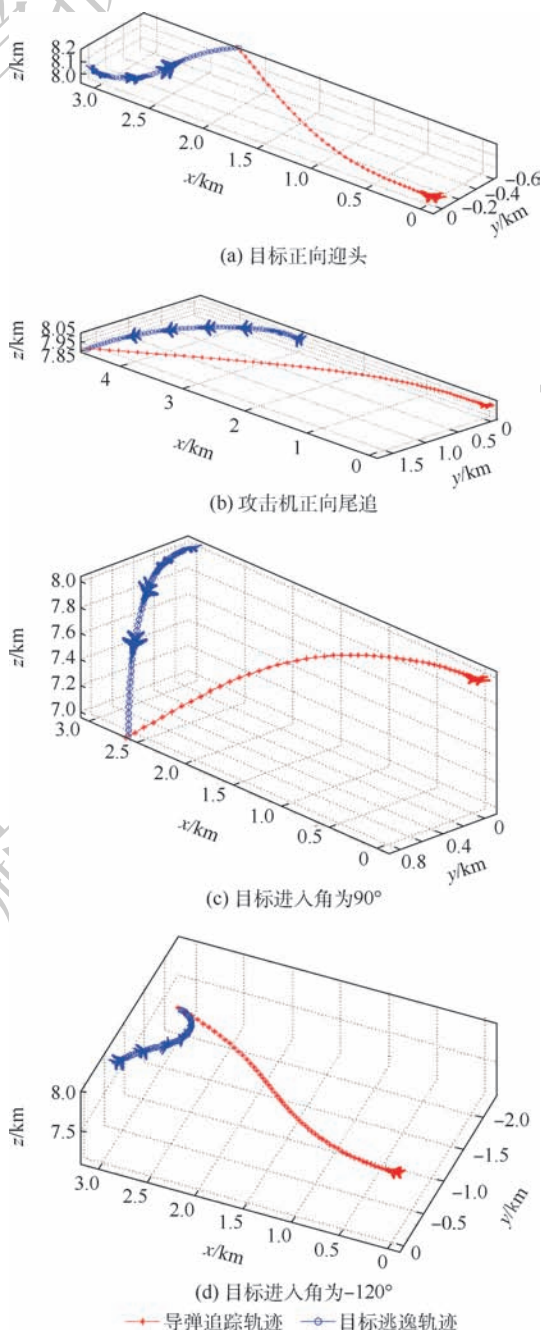


图4 典型情况下导弹-目标追逃机动仿真轨迹
Fig. 4 Simulated tracking and escaping maneuver trajectory between missile and target under typical condition

8000 m, 导弹发射倾角为 0° , 目标离轴发射角 $a_{asp_y} = a_{asp_z} = 0^\circ$ 的条件下, 不同进入角的几种典型情况对应的导弹-目标的追逃机动轨迹仿真结果。其中蓝色轨迹为目标逃逸机动决策下的机动轨迹, 即目标机动状态的预测轨迹; 红机为攻击机, 红色轨迹为基于比例导引法的空空导弹追踪轨迹。可见随目标进入角的不同, 目标逃逸机动行为存在较大差异; 整体来看, 逃逸趋势沿扩大提前角或扩大相对距离的方向发展, 这与预期是一致的。

所构建的目标机动预估系统, 将导弹发射后的追踪过程视作一个追逃对抗的过程。根据当前的态势信息, 通过逃逸机动决策整体评价函数, 在基本机动作中选择最优的控制量, 实现目标机逃逸决策。通过逃逸决策的方式实现对目标逃逸机动行为的预测, 最终将逃逸机动的决策结果, 作为目标机机动方式的预测输出结果。基于最优值理论, 所预测的目标机动轨迹是于导弹追踪最不利的, 与目标机而言是最有利的。即便目标不采取这种方式, 导弹追踪效果将朝向更有利于导弹追踪的方向发展, 对于攻击距离解算结果而言仍然是有效的, 因而所构建的目标机动预估系统具有更广泛的意义。

3 多约束条件下空空导弹运动动力学建模

3.1 空空导弹运动动力学模型

惯性坐标系下, 导弹运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_m = v_m \cos \gamma_m \cos \psi_m \\ \dot{y}_m = v_m \cos \gamma_m \sin \psi_m \\ \dot{z}_m = v_m \sin \gamma_m \end{cases} \quad (11)$$

式中: (x_m, y_m, z_m) 为导弹在惯性坐标系下的坐标; v_m 、 γ_m 和 ψ_m 为导弹的速度、航迹俯仰角和航迹偏航角。

弹道坐标系下, 导弹的质点动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{v}_m = \frac{(P_m - Q_m)g}{G_m} - g \sin \gamma_m \\ \dot{\psi}_m = \frac{n_{mc}g}{v_m \cos \gamma_m} \\ \dot{\gamma}_m = \frac{n_{mh}g}{v_m} - \frac{g \cos \gamma_m}{v_m} \end{cases} \quad (12)$$

式中: P_m 和 Q_m 分别为导弹的推力和空气阻力; G_m 为导弹的重量; n_{mc} 和 n_{mh} 分别为导弹在偏航方向和俯仰方向的侧向控制过载。

P_m 、 Q_m 和 G_m 的变化规律为^[3]

$$P_m = \begin{cases} \bar{P} & t \leq t_w \\ 0 & t > t_w \end{cases} \quad (13)$$

$$Q_m = \frac{1}{2} \rho v_m^2 S_m C_{Dm} \quad (14)$$

$$G_m = \begin{cases} G_0 - G_{sec} t & t \leq t_w \\ G_0 - G_{sec} t_w & t > t_w \end{cases} \quad (15)$$

式中: $\bar{P}$ 为导弹的平均推力; t_w 为发动机工作时间; G_{sec} 为燃料秒流量; G_0 为导弹发射重量; S_m 为导弹参考横截面积; C_{Dm} 为导弹阻力系数; ρ 为空气密度, $\rho = 1.225 e^{-z/9300}$, 由美国标准大气数据^[12]拟合所得。

3.2 导弹导引控制模型

导弹参照文献[13]提出的比例导引律, 并假设在相互垂直的 2 个控制平面内导引系数均为 K , 偏航和俯仰方向的 2 个侧向控制过载定义为

$$\begin{cases} n_{mc} = K \frac{v_m \cos \gamma_t}{g} (\dot{\beta} + \tan \varepsilon \tan(\varepsilon + \beta) \dot{\varepsilon}) \\ n_{mh} = \frac{v_m}{g} \cdot \frac{K}{\cos(\varepsilon + \beta)} \dot{\varepsilon} \end{cases} \quad (16)$$

式中: β 和 ε 分别为视线偏角与视线倾角; $\dot{\beta}$ 和 $\dot{\varepsilon}$ 分别为视线偏角和视线倾角随时间变化的导数。结合第 2 节相关定义, 视线矢量即为距离矢量 $\mathbf{r}$, 有 $r_x = x_t - x_m$, $r_y = y_t - y_m$, $r_z = z_t - z_m$; 模值定义为 $R = \|\mathbf{r}\| = \sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}$ 。视线偏角和视线倾角及其随时间的导数可定义为

$$\begin{cases} \beta = \arctan(r_y/r_x) \\ \varepsilon = \arctan(r_z/\sqrt{r_x^2 + r_y^2}) \end{cases} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \dot{\beta} = (\dot{r}_y r_x - r_y \dot{r}_x) / (r_x^2 + r_y^2) \\ \dot{\varepsilon} = \frac{(r_x^2 + r_y^2) \dot{r}_z - r_z (\dot{r}_x r_x + \dot{r}_y r_y)}{R^2 \sqrt{r_x^2 + r_y^2}} \end{cases} \quad (18)$$

导弹刚离开载机时, 为保证载机安全和导弹顺利达到超声速、防止失控, 存在非可控飞行时间 t_0 。在该时间内, 制导电路不产生控制指令, 导弹做自由飞行; 考虑导弹结构稳定性, 导弹侧向需用过载不应突破导弹最大可用过载 n_{max} 限制。故导弹实际控制过载表示为

$$n = \begin{cases} n_1 & |n_1| \leq n_{max} \\ n_{max} \operatorname{sgn}(n_1) & |n_1| > n_{max} \quad t_0 \leq t \leq t_0 + t_c \\ 0 & t < t_0 \text{ 或 } t_0 + t_c < t \end{cases} \quad (19)$$

式中: n_1 为侧向需用过载; t_c 为导弹最大可控飞行时间。

3.3 导弹性能约束条件分析

导弹命中目标可定义为^[3]: $R \leq e$ 且 $t \geq t_{yx}$ 。其中 e 为保证战斗部有效杀伤的脱靶量; t_{yx} 为导弹引信解除保险时间。

导弹性能约束制约着发射区的范围,当导弹与目标的相对状态突破导弹性能约束时,将判定导弹脱靶。为了准确描述导弹的跟踪状态,基于导弹战术应用实际,对导弹性能约束分析如下:

1) 导引头动态视场角限制。如第2节相关内容所述,导弹发射后,当导弹-目标视线偏离导弹轴线的角度(即提前角),突破动态视场角限制时,导引头将丢失目标。同时,发射时刻,受限于导发架固连的影响,发射时刻最大动态视场角较发射后略小,发射时刻的提前角亦不应突破该角度限制,即

$$\begin{cases} \vartheta_{m_0} \leq \varphi_{D_0} \\ \vartheta_m \leq \varphi_D \end{cases} \quad (20)$$

2) 导弹最大飞行时间 $t_{\max}$ 限制。当飞行时间大于导弹最大飞行时间时,导弹自毁。即

$$t \leq t_{\max} \quad (21)$$

3) 目标影像探测距离限制。对于红外型空空导弹,初始制导时刻,导弹相对目标距离小于目标影像最小探测距离 $R_{\min}$ 时,目标影像尺寸过大,调制盘寻的部分失去调制作用,不能形成探测信号,导弹失控。即

$$\begin{cases} |t - t_0| < \eta \\ R \geq R_{\min} \end{cases} \quad (22)$$

式中: η 是个很小的数。

4) 引信最小遇靶相对接近速度 $v_{r_{\min}}$ 限制^[3]。当弹目距离 $R = 300 \sim 400$ m时,相对接近速度 $R < v_{r_{\min}}$ 时,引信无法正常工作。即

$$\begin{cases} R < R_{rs} \\ R \geq v_{r_{\min}} \end{cases} \quad (23)$$

式中: R_{rs} 为相对距离判断值。

除此之外,导弹需要满足的约束还应包括:载机雷达可探测距离限制、导引头跟踪角速度限制、高度限制、导弹最小可控速度限制、战斗部有效起爆区限制等,考虑到文章篇幅限制,在此不做详细论述。

4 基于黄金分割搜索算法的可发射边界求解策略

4.1 黄金分割搜索策略的解算原理

在一维搜索中,黄金分割搜索算法^[14]具有不需要预先知道搜索循环次数、收敛速度快的优点,因而在描述可发射区解算问题的文献[3,15]中得以广泛应用。以最大可发射距离 $R_{\max}$ 为例,在目标进入角 a_{off} 及导弹发射倾角 γ_{m_0} 已知的情况下,其基本解算步骤可表述为

1) 以攻击机为中心,在导弹离轴角发射允许的范围内,确定目标初始位置相对于载机的方向,即目标离轴发射角 a_{asp} 。

2) 预估初始搜索距离为 $[a_0, b_0]$,计算黄金分割点 $R_{g_0} = a_0 + 0.618(b_0 - a_0)$ 。

3) 以分割点位置为目标初始位置,由所构建的目标机动预估系统实时输出目标飞行操控量 u_1 ;导弹由初始位置对该目标进行追踪,根据导弹性能约束判断导弹是否命中目标,本文所构建的基于目标逃逸机动预估的导弹追踪弹道解算逻辑如图5所示。

4) 如命中目标,令 $a_1 = R_{g_0}, b_1 = b_0$;如未命中,则令 $a_1 = a_0, b_1 = R_{g_0}$;重新循环计算,直到求

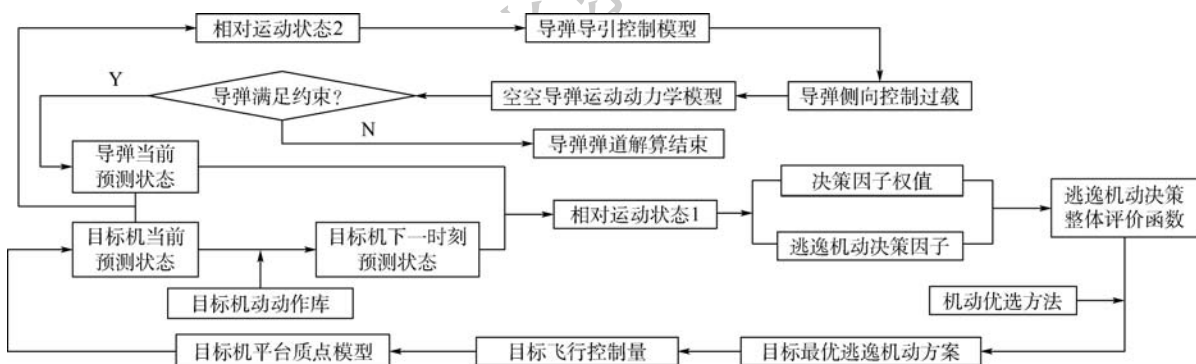


图5 基于目标逃逸机动预估的导弹追踪弹道解算逻辑

Fig. 5 Missile tracking trajectory calculation logic based on target escape maneuver estimation

出满足约束 $|b_i - a_i| < \delta$ 的边界为止,其中 δ 为解算精度, δ_i 为一个很小的数,最终 R_{g_i} 即为当前态势下可发射距离的最大值 $R_{\max}$ 。最小可发射距离 $R_{\min}$ 的搜索与 $R_{\max}$ 类似,在命中目标时,令 $a_i = a_{i-1}$, $b_i = R_{g_{i-1}}$,否则令 $a_i = R_{g_{i-1}}$, $b_i = b_{i-1}$ 。

当前可发射区间找到后,根据实际需求改变目标离轴发射角 a_{asp_y} 及 a_{asp_z} ,重新循环计算,直到导弹导引头可探测的角度搜索完毕为止。其中,当 a_{asp_y} 与 a_{asp_z} 同时改变时,解算结果为导弹三维可发射包络;保持当前 a_{asp_z} ,改变 a_{asp_y} 的情况下,解算结果为导弹的水平可发射区;同理,保持当前 a_{asp_y} ,仅改变 a_{asp_z} 的情况下,解算结果为导弹的垂直可发射区^[16]。一般而言,水平可发射区可满足导弹的作战使用需求。

4.2 黄金分割搜索策略的简要改进办法

初始搜索距离 a_0 、 b_0 的取值对算法的搜索方向及边界的最终解算结果具有很大影响。由于初始搜索距离区间难以有效预估,存在2类情况,使算法的解算输出值可能为无效输出:

- 1) 第1类,存在可发射距离,但导弹始终无法命中初始位置位于黄金分割点处目标,可发射距离终值输出为0。
- 2) 第2类,可发射距离边界输出终值为初始搜索边界值。

为了解决上述2类问题,在文献[3]提出的黄金分割搜索算法的基础上,设置外层循环。首先对算法搜索输出结果进行评估,当边界输出值为零或等于搜索范围边界值时,执行外层循环。通过平移初始搜索点,对初始搜索范围进行动态修正,实现边界值的二次搜索。基于目标机动预估的远边界搜索流程如图6所示,图中, d 为动态修正距离, s 为最大修正次数。

通过动态修正初始搜索范围,在 d 取值合理的情况下,第2类问题很容易克服;对于第1类问题,通过边界值动态重复搜索,极大地降低了导弹误判不存在可发射距离的概率。当修正次数达到最大修正次数 s 时,若仍无非零值输出,则认为在该状态下,导弹不存在可发射距离。

为了检验本文提出的改进黄金分割搜索算法相对于传统的黄金分割搜索算法,在可发射区解算效果上的提高,设置对比仿真实验,为体现一般性,2种解算方法在对可发射区解算时,均使目标保持匀速直线状态。随机确定远近边界初始搜索空间 $[a_0, b_0]$,在相同初始状态,导弹与目标分别构成相对迎头和目标水平进入角为 90° 的2种初

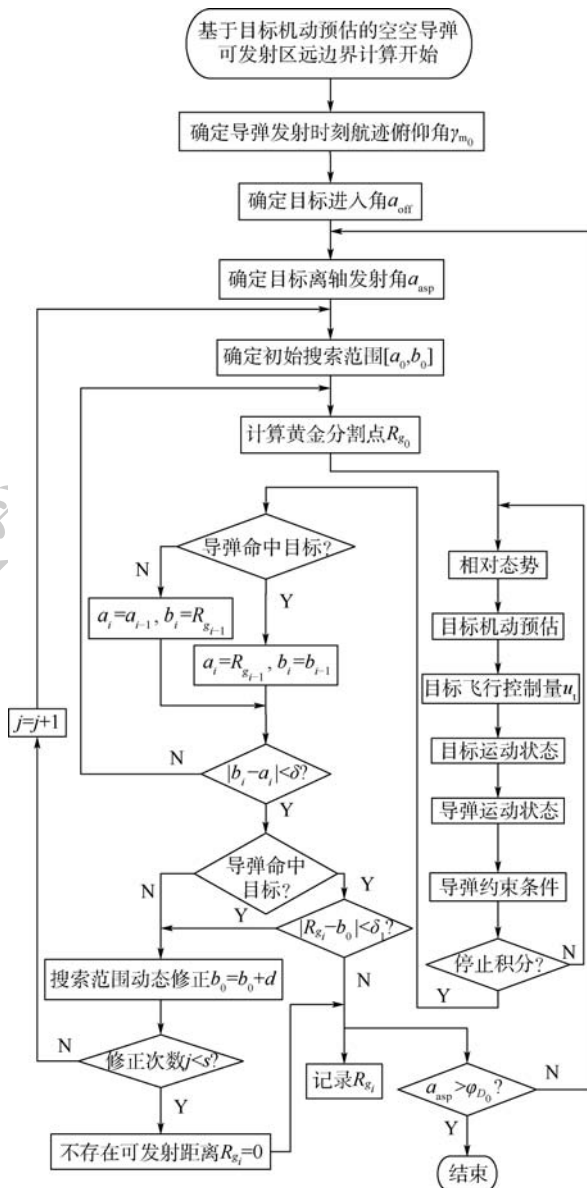


图6 基于目标机动预估的可发射区远边界搜索流程
Fig. 6 Far-boundary search flowchart for launchable area based on target maneuver estimation

始态势下,2种方法所解算的可发射区对比仿真结果如图7所示,可见,本文提出的改进黄金分割搜索算法在可发射区解算面积上有了明显提高,实现了发射初始值的动态修正,较好地解决了由于初始搜索空间难以选择而导致的可发射区边界无效输出的问题,从而实现了对可发射区边界的精确搜索。

上述简要改进办法,采取的是在无效输出的情况下,修正搜索区间,对边界值进行循环重复搜索办法,这在算法上易于实现。由于未改变原算法根本结构,在修正两类无效输出的同时,保留了原有经典算法的有效特性;由于只对无效输出的情况进行二次搜索,可发射区的整体解算时间上与原算法无太大差异,保证了解算的快速性。

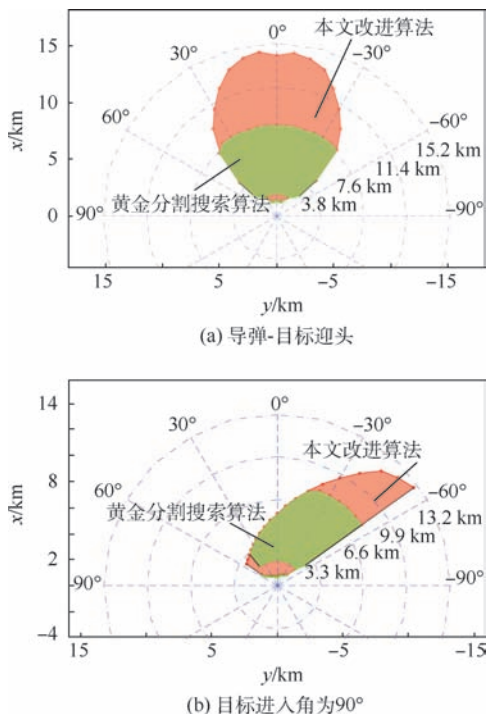


图7 不同解算方法在可发射区解算面积上的对比

Fig.7 Comparison of calculated area of launchable area between different algorithms

5 模型验证与仿真分析

为了使本文所构建的模型及相关算法得以充分验证,仿真部分主要包括目标逃逸决策部分性能验证和导弹可发射范围仿真验证两部分内容。

选取某型导弹的气动参数和相关数据,导弹最大离轴发射角设置为 60° ,发射后最大动态视场角为 70° ;可控飞行时间为 20 s ,最大飞行时间为 27 s ;导弹脱靶量为 7 m ,近炸解除保险时间为 1.8 s ,最大可用过载为 40 ;控制平面内导引系数 K 固定为 3 。攻击机位于水平坐标原点,速度为 0.8 Ma ,高度 8 km ;航向角为 0° 。目标机初速度为 0.8 Ma ,目标机所允许的操控量变化范围为 $n_{iz} \in [0, 8]$, $n_{ix} \in [-1.5, 1.5]$, $\mu_i \in [-\pi, \pi]$ 。

黄金分割搜索策略中,远边界初始搜索范围: $a_0 = 0\text{ km}$, $b_0 = 25\text{ km}$,动态修正距离 $d = 5\text{ km}$,最大修正次数 $s = 10$;近边界初始搜索范围: $a_0 = 0\text{ km}$, $b_0 = 5\text{ km}$,动态修正距离 $d = 0.5\text{ km}$,最大修正次数 $s = 8$,仿真步长为 0.2 s 。

5.1 目标逃逸决策部分性能验证

假定导弹发射时刻,目标机与攻击机构成侧向迎头的相对态势,其中, $a_{asp-y} = 30^\circ$, $a_{asp-z} = 0^\circ$, $a_{off-y} = 180^\circ$, $a_{off-z} = 0^\circ$, $\gamma_m = 0^\circ$ 。

初始相对距离分别为 $R_0 = 5\text{ km}$ 和 $R_0 = 8\text{ km}$ 的2组状态下,基于目标机动预估的导弹-目标的

追逃机动仿真轨迹如图8所示。

由于初始状态,2组条件下相对角度关系一致,因而初始时刻,目标机均大致执行右转弯爬升的逃逸机动策略。 $R_0 = 5\text{ km}$ 时,目标机高度爬升至 8.864 km ,仿真时间为 7.31 s 时,导弹命中目标;作为比较, $R_0 = 8\text{ km}$ 时,目标机执行右转弯爬升+小时段俯冲+左转弯爬升的机动策略,当仿真时间为 17.23 s ,目标机高度爬升至 9.84843 km 时,导弹离轴发射角 $\vartheta_m = 70.02^\circ$,突破自身所允许的动态视场角限制,导弹脱靶,此时导弹与目标的相对距离为 1.82841 km 。同等条件,目标保持原运动状态,执行定常直线飞行的情况下,导弹分别于 6.48 s 和 11.41 s 命中目标,可见目标执行预估逃逸机动制约了导弹的攻击性能;对比同样执行预估逃逸机动的2组导弹追踪结果可知,导弹是否命中目标需满足初始发射距离的限制。

图9给出了上述2组状态,目标分别执行预估机动和保持定常状态的情况下,逃逸机动决策整体评价函数随时间的变化曲线。由图可知,在目标执行预估机动的情况下,评价函数值在经历了短暂的下降后,整体保持了增大的趋势,说明目标所执行的逃逸机动决策是有效的;对比目标保持定常状态的情况,在执行预估机动的条件下,评价函数值有了明显提高,进一步说明执行逃逸机动决策使整体态势朝着更有利于目标逃逸或更不利于导弹追踪的趋势发展,说明本文所构建的机动预估系统对目标机动行为的预估是有效的。图中函数存在短时间的下降趋势,这与导弹及目

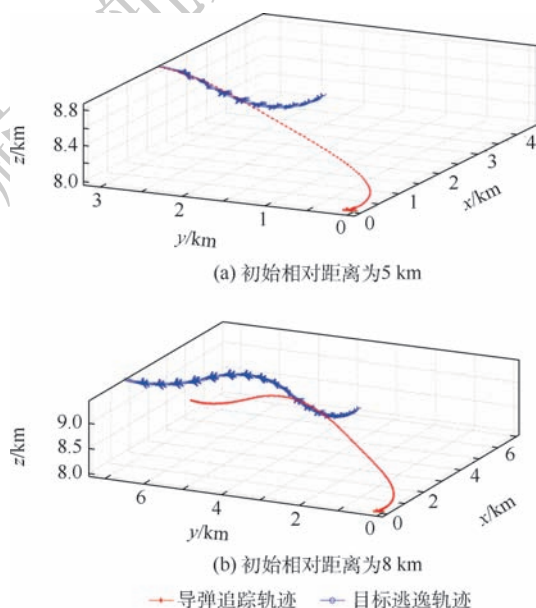


图8 侧向迎头条件下导弹-目标追逃机动仿真轨迹

Fig.8 Simulated trajectories of missile-target pursuit-evasion maneuver under lateral head-on condition

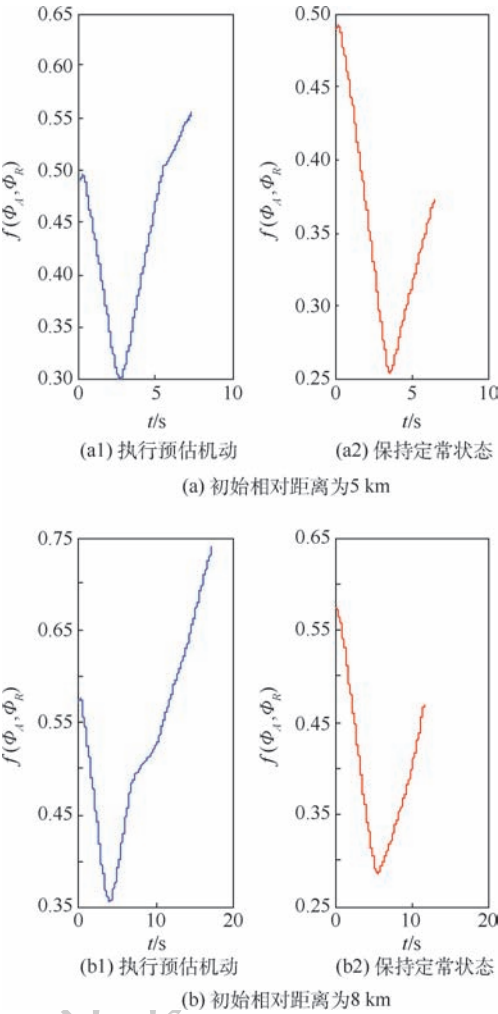


图9 侧向迎头条件下评价函数随时间的变化曲线
Fig.9 Curve of evaluation function over time under lateral head-on condition

标的相对状态有关,具体作用机理,在此不做赘述。

图10给出了不同状态下,导弹的侧向控制过载随时间的变化曲线。目标执行预估机动的情况下,导弹偏航和俯仰方向的侧向控制过载相较于目标保持定常状态的情况大幅度变化,且导弹需要更大的过载才能实现对目标的追踪,从侧面说明所构建的机动预估系统通过逃逸机动决策使整体态势朝着不利于导弹追踪的方向发展。

5.2 导弹可发射范围仿真验证

假定导弹发射后,目标可以获知导弹的方位信息,且忽略目标做出反应的时间延迟,机动预估系统根据目标与导弹之间的相对方位信息,输出目标预估飞行操控量,并假定目标执行预估机动。9种不同的初始相对态势下,基于黄金分割搜索策略的导弹可发射距离解算结果如表1所示,表中目标保持定常状态下的导弹可发射距离区间解算结果作为对照组。

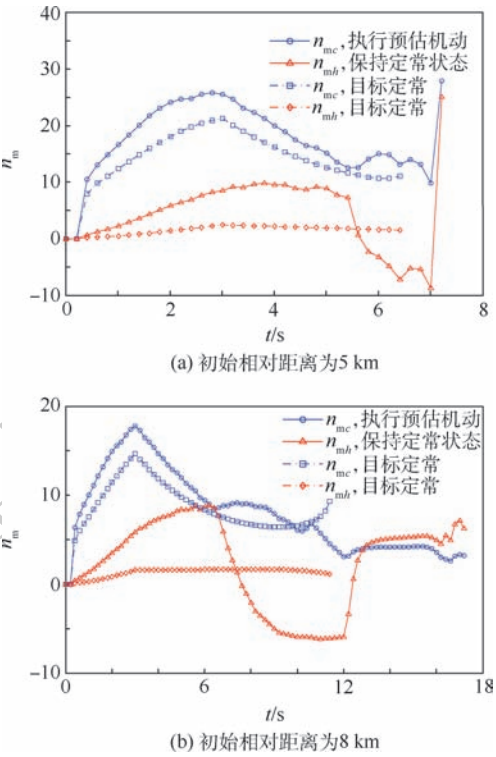


图10 不同运动状态情况下导弹侧向控制过载函数随时间的变化曲线
Fig.10 Curve of missile's lateral control overload function over time under target's different motion conditions

由表1可知,目标执行预估机动的情况下,导弹的可发射距离的区间范围整体上小于目标保持定常状态的情况;其中,初始状态对应表中序号为2、3、4、7、9的情况下,基于目标执行机动预估的可发射距离区间内含于目标保持定常状态的情况;其余4种状态下,目标执行预估机动的情况下的最小可发射距离略小于保持定常状态下的最小可发射距离;整体来看,目标执行预估机动情况下的最大可发射距离值大大小于目标保持定常状态下的最大可发射距离值,进一步说明,目标执行预估机动有利于摆脱导弹追踪,这与前文的理论分析是一致的。

由于黄金分割搜索策略是一种粗步长的试探搜索策略,且同一相对态势下,随搜索距离的不同,目标机所采取的机动逃逸策略也存在差异,这些差异是否对可发射距离的判定结果产生影响,以及影响程度如何,仍然需要仿真实验进行验证。

设计蒙特卡罗仿真实验,在相对角度的可行域范围内,随机输入20组相对初始状态,输出可发射距离的解算区间。在可发射区间内自由取值,并保证每组初始状态下,各含有20组有效值。通过400次模拟打靶仿真,验证位于对应初始位

置,且执行预估逃逸机动策略的目标,导弹是否具备攻击能力。在 400 次模拟仿真试验中,仅有 9 组情况下,导弹因离轴发射角限制未能最终命中目标,命中率为 97.75%,说明黄金分割搜索策略对于本文提出的可发射距离解算问题具有较好的适应性,解算结果具有较高的置信水平。

为了检验本文所构建的基于目标机动预估的可发射区,对高对抗空战,尤其是无人作战条件下,目标机动信息不确定问题的适应能力,再次设计蒙特卡罗打靶仿真实验,并将目标保持定常状态的可发射区作为对照组,通过命中率验证,本文所提方法对导弹命中效果的提高。仿真中,导弹速度、高度及目标的初速度等信息与本节题设部

分所述的仿真初始条件保持一致,目标在平台允许的范围内,以随机控制量实施任意机动,且控制量在决策周期内保持恒定。为了使对比效果更为显著,选取表 1 中 2 种表示形式下,可发射距离值差异最大的其中 5 组状态,状态 1、3、5 及 7、8;每组状态下,在可发射距离解算区间内随机选取 5 个数值作为距离测试值;空空导弹对每一个距离测试值对应状态的目标进行 10 次模拟打靶测试,共计进行 500 次打靶仿真测试。由于 2 种形式的可发射区在对应状态的可发射距离区间上存在重叠,因而,在对照组测试距离选取时,主要选择与本文提出的可发射距离不重叠的区域。其中 2 组状态下的导弹打靶测试的统计结果如表 2 所

表 1 不同运动状态下的导弹可发射距离解算结果

Table 1 Missile launchable interval calculation results under different motion conditions

状态序号	相对状态信息					可发射距离/m	
	$a_{asp-y}/(^{\circ})$	$a_{asp-z}/(^{\circ})$	$a_{off-y}/(^{\circ})$	$a_{off-z}/(^{\circ})$	$\gamma_m/(^{\circ})$	目标保持定常状态	目标执行预估机动
1	0	0	0	0	0	(363.56, 3 054.98)	(266.35, 1 499.18)
2	20	15	90	5	10	(890.56, 4 243.23)	(1 156.25, 4 141.01)
3	0	0	180	0	0	(1 332.15, 14 712.11)	(1 701.59, 5 597.35)
4	0	0	90	0	0	(655.19, 5 564.34)	(868.69, 4 573.34)
5	15	5	0	15	-15	(370.84, 3 065.56)	(268.04, 2 168.81)
6	25	-5	45	15	8	(320.03, 3 184.17)	(261.37, 854.27)
7	12.5	8	56	28	0	(369.03, 3 513.09)	(398.98, 2 555.84)
8	-12.5	-20	-56	0	0	(418.72, 3 472.94)	(370.15, 956.56)
9	30	0	180	0	0	(1 739.16, 10 879.83)	(2 348.19, 5 320.31)

表 2 导弹模拟打靶测试结果

Table 2 Results of simulated missile target test

发射区类型	初始状态	可发射距离解算值/m	距离测试值/m	命中次数	命中率/%	整体命中率/%
本文提出的 可发射区	状态 3	(1 701.59,5 597.35)	5 486.37	7	92	89.6
			1 534.25	10		
			2 640.83	9		
			4 329.25	10		
			2 523.81	10		
	状态 5	(268.04,2 168.81)	1 051.03	10	82	
			923.53	7		
			771.78	10		
			1 870.68	6		
			1 568.86	8		
	状态 3	(1 332.15,14 712.11)	∴		20	
			13 321.53	1		
			6 482.26	4		
			8 390.38	2		
			12 357.48	0		
目标保持定常状态 下的可发射区	状态 5	(370.84,3 065.56)	9 346.35	3	34	37.6
			2 247.08	4		
			2 804.65	4		
			2 958.01	2		
			3 043.79	2		
	状态 5	(370.84,3 065.56)	2 478.651	5		
			∴			
			∴			

示,仿真中,导弹对本文提出的可发射距离区间内的机动目标整体命中概率为 89.6 %,对照组可发射区间内的目标整体命中概率为 37.6 %,在概率数值上高出 52 个百分点;在命中水平上,位于本文提出的发射区间内的目标相较于该区间之外的目标提高 138.3 %,说明本文提出的可发射区更能适应空战中剧烈的态势变化,对不确定信息条件下的空战对抗过程具有更高的适应水平。

图 11 给出了目标进入角为 90°和导弹-目标迎头 2 组典型态势下,空空导弹水平可发射区的整体解算结果,图中左侧部分为目标保持定常状态的静态可发射区,右侧部分为本文提出的基于目标逃

逸机动预估的导弹可发射区;绿色三角部分代表可发射区的近边界,红色圆形部分代表可发射区的远边界,黑色连线部分为导弹可攻击临界值连线形成的侧边界,侧边界以外区域为导弹不可攻击的区域。由图可知,本文所提出可发射区,相较于传统的目标保持定常状态的静态可发射区,在可发射区域面积上有所减小,远边界向距离减小的内侧收缩,侧边界向离轴发射角减小的方向收缩,这主要是因为更大的距离使目标逃逸机动具备更大的时间裕度,有利于目标逃逸;而当离轴发射角增大时,导弹受动态视场角的影响程度也增大,从而不利于导弹的追踪,这与导弹应用实际是一致的。

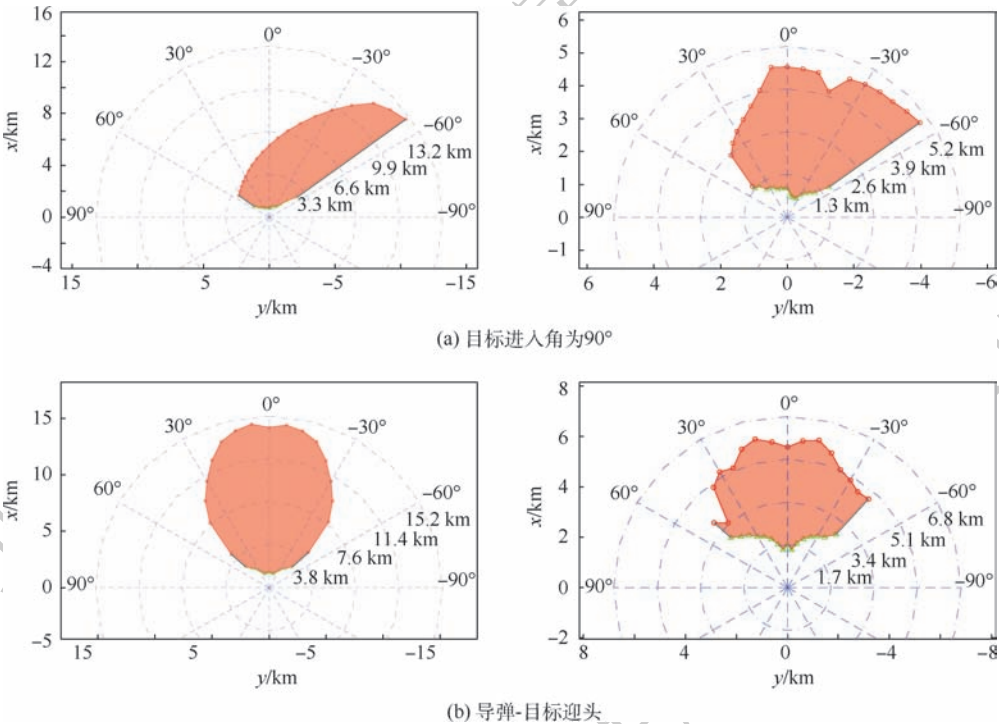


图 11 典型情况下不同形式的 2 种可发射区对比解算结果

Fig. 11 Calculation result of two forms of launchable area under typical condition

6 结 论

本文面向无人自主空战的条件下对空空导弹火控解算的特殊需求,提出了基于目标机动预估的导弹可发射区问题。设计了基于目标追逃对抗策略的目标机动预估系统,将导弹发射后的目标运动过程抽象为一个动态追逃对抗的过程,根据预测的目标方位信息,利用黄金分割搜索策略实现对可发射区边界的快速精确搜索。仿真结果表明:

1) 基于目标机动预估的空空导弹可发射区在攻击面积上小于传统的目标保持定常状态的导弹可发射区。

2) 位于本文所提出的基于目标逃逸机动预估的可发射区内的目标,导弹具有更大的命中概率。

3) 基于目标机动预估的可发射区由于对导弹发射后的目标逃逸行为进行了预估,因而相较于传统的可发射区,更能适应现代空战中剧烈的态势变化,符合现代空战,尤其是无人自主空战条件下的应用实际。

参考文献 (References)

[1] BRAIN M B. Air-to-air missile maximum launch range modeling using a multilayer perceptron; AIAA-2012-4942 [R]. Reston: AIAA, 2012.
[2] 李泉扬,周德云,冯琦,等. 基于遗传规划的空空导弹发射

- 区拟合[J]. 弹箭与制导学报,2015,35(3):16-18.
- LI X Y,ZHOU D Y,FENG Q, et al. Air-to-air missile launch envelopes fitting based on genetic programming[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missiles and Guidance,2015,35(3):16-18(in Chinese).
- [3] 刁兴华,方洋旺,伍友利,等. 双机编队空空导弹协同发射区模拟仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(3):370-376.
- DIAO X H,FANG Y W,WU Y L, et al. Simulation analysis on air-to-air missile allowable launch envelope about cooperative air combat of multi-fighter formation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(3):370-376(in Chinese).
- [4] MENG G L,PAN H B,LIANG X, et al. Allowable missile launch zone calculation for multi-fighter coordination attack under network targeting environment[C]//2016 28th Chinese Control And Decision Conference (CCDC). Piscataway, NJ: IEEE Press,2016:2143-2146.
- [5] 吴胜亮,南英. 空空导弹射后动态可发射区计算[J]. 弹箭与制导学报,2013,33(5):49-54.
- WU S L,NAN Y. The calculation of dynamical allowable launch envelope of air-to-air missile after being launched[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missile and Guidance,2013,33(5):49-54(in Chinese).
- [6] HUI Y L,NAN Y,CHEN S D, et al. Dynamic allowable launch envelope of air-to-air missile after being launched in random wind field[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2015,28(5):1519-1528.
- [7] WILLIAMS P. Three-dimensional aircraft terrain-following via real-time optimal control[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2007,30(4):1201-1206.
- [8] AUSTIN F,CARBONE G,HINZ H, et al. Game theory for automated maneuvering during air-to-air combat[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,1990,13(6):1143-1149.
- [9] SUN T Y, TSAI S J,LEE Y N, et al. The study on intelligent advanced fighter air combat decision support system[C]//2006 IEEE International Conference on Information Reuse & Integration. Piscataway:IEEE Press,2006:39-44.
- [10] HUANG C Q,DONG K S,HUANG H Q, et al. Autonomous air combat maneuver decision using Bayesian inference and moving horizon optimization[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2018,29(1):86-97.
- [11] 国海峰,侯满义,张庆杰,等. 基于统计学原理的无人作战飞机鲁棒机动决策[J]. 兵工学报,2017,38(1):160-167.
- GUO H F,HOU M Y,ZHANG Q J, et al. UCAV robust maneuver decision based on statistics principle[J]. Acta Armamentarii,2017,38(1):160-167(in Chinese).
- [12] 黄长强,丁达理,黄汉桥,等. 无人作战飞机自主攻击技术[M]. 北京:国防工业出版社,2014:21-22.
- HUANG C Q,DING D L,HUANG H Q, et al. Autonomous attack technology for UCAV[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2014:21-22(in Chinese).
- [13] 黄家成,张迎春,罗继勋. 空空导弹发射区的快速模拟法求解[J]. 弹箭与制导学报,2003,23(4):132-134.
- HUANG J C,ZHANG Y C,LUO J X. Fast simulation of air-to-air missile launch area[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missile and Guidance,2003,23(4):132-134(in Chinese).
- [14] VIEIRA D A G,TAKAHASHI R H C,SALDANHA R R. Multi-criteria optimization with a multiobjective golden section line search[J]. Mathematical Programming,2012,131(1-2):131-161.
- [15] 张平,方洋旺,金冲,等. 空空导弹发射区实时解算的新方法[J]. 弹道学报,2010,22(4):11-14.
- ZHANG P,FANG Y W,JIN C, et al. A new method of real-time calculation about air-to-air missile launch envelopes[J]. Journal of Ballistics,2010,22(4):11-14(in Chinese).
- [16] JOSEPH W H. Air-to-air missile engagement analysis using the USAF trajectory analysis program (TRAP)[C]//AIAA Flight Simulation Technologies Conference. Reston:AIAA,1996:148-158.

作者简介:

王杰 男,硕士研究生。主要研究方向:无人飞行器作战系统与技术。

丁达理 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:武器系统与运用工程。

Air-to-air missile launchable area based on target escape maneuver estimation

WANG Jie¹, DING Dali¹, XU Ming², HAN Bo¹, LEI Lei³

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

2. Unit 95478 of People's Liberation Army, Chongqing 401329, China;

3. Electric Power Research Institute, State Grid Shaanxi Electric Power Company, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to satisfy the special requirement for fire control of air-to-air missiles under unmanned air combat conditions, the problem of launchable area of air-to-air missile based on target maneuver estimation is presented. Based on the missile-target tracking escape countermeasure strategy, the target maneuver estimation model is designed. According to the relative position information of the missile and the target, the estimation of the target escape maneuver mode is realized. Based on a variety of practical constraints, a missile dynamics model is constructed. A launchable area boundary solving strategy based on the golden section search strategy is designed to achieve a fast and accurate search for the boundary value of the launchable area. The simulation results show that the air-to-air missile has a greater probability of hitting the target in the launchable area based on the target maneuver estimation proposed in the paper. The presented launchable area is more suitable for the dramatic change of the target escape maneuver in the close air combat, which is beneficial to the full play of the missile tactical performance.

Keywords: autonomous air combat; air-to-air missile; launchable area; target maneuver estimation; golden section search strategy

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0350

质子交换炉温度场均匀性分析与优化



伏娜, 张晔*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对质子交换炉的温度场均匀性问题, 结合质子交换炉的结构特点, 基于 FLUENT 用户自定义函数(UDF)开发了质子交换炉炉温控制算法, 并在此基础上提出了多种加热控温方案; 利用 FLUENT 软件对不同方案下的质子交换炉温度场进行仿真, 分析不同控温方式下炉内温度场均匀性与传感器位置布置、加热丝布置高度的关系, 找到最佳方案。结果表明: 采用三段控温、3 个传感器位置分别布置在 3 段加热丝中间、加热丝布置高度 4 倍于均匀温区长度时炉内温度场均匀性最好, 均匀温区内最大偏差为 0.03°C ; 对于既定结构的立式炉体, 增加加热丝布置高度、优化设计传感器布置方案和炉体控温方式可以提高温度场均匀性。该方法为同类电加热炉温度场均匀性的优化设计提供了思路。

关 键 词: 铌酸锂光波导; 质子交换炉; 温度场; 均匀性; 数值模拟

中图分类号: TK175

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0735-08

铌酸锂(LiNbO_3)晶体具有优异的电光和声光等特性, 被广泛用于制备各种光波导器件^[1-2]。 LiNbO_3 光波导是高精度光纤陀螺系统的核心器件, LiNbO_3 光波导的大批量生产是实现光纤陀螺产业化的关键之一。质子交换炉是用质子交换法制备 LiNbO_3 光波导的主要设备, 为了提高生产效率, 往往将批量 LiNbO_3 基底同时放到质子交换炉中进行质子交换以制备光波导。若炉内轴向温度分布不均匀, 将导致不同温度梯度下进行质子交换时 LiNbO_3 光波导的薄膜厚度会有所不同, 会对同一批次制备的光波导的性能一致性造成影响, 因此提高质子交换炉的温度场均匀性很有必要^[3]。目前对质子交换炉的要求为: 质子交换炉轴向均匀温区长度 $\geq 200\text{ mm}$, 均匀温区内的最大温差在 5 min 内 $\leq 1^{\circ}\text{C}$ 。

目前国内外对质子交换炉内部温度的研究重点大多在于温度的精确控制^[4-5], 而对炉内温度分布均匀性的相关研究较少, 导致现有的质子交

换炉很难用于大批量 LiNbO_3 光波导的制备。质子交换炉内存在热传导、热对流等多种传热方式, 十分复杂, 难以建立精确的数学模型。面对复杂的质子交换炉系统设计, 一般采用模仿或经验改进等方法对质子交换炉进行设计, 不仅成本高而且研究周期长, 生产出来的质子交换炉往往不能达到理想的温度分布。随着计算机技术的发展, 计算流体力学(CFD)的出现给质子交换炉的设计提供了极大的方便^[6-7]。FLUENT 是国际上流行的 CFD 软件包, 它提供了用户自定义函数(UDF)作为 FLUENT 的二次开发, 当标准的 FLUENT 界面不能满足用户需求时, 用户可以编写 UDF 程序并动态地连接到 FLUENT 求解器上以实现期望的控制算法、模型方程等^[8]。1994 年, Chicatelli 等^[9]首次将 CFD 和控制方法相结合, 用于高速推进系统的模拟和控制。Yang 等^[10]针对垃圾焚烧炉难以测量内部温度的问题, 通过 CFD 建模研究前馈控制效果, 并将数值模拟结果作为控制系统

收稿日期: 2018-06-11; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-05 13:33

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181203.1113.001.html

* 通信作者: E-mail: zhangxi@buaa.edu.cn

引用格式: 伏娜, 张晔. 质子交换炉温度场均匀性分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 735-742.

FU N, ZHANG X. Analysis and optimization of temperature field uniformity of proton exchange furnace[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 735-742 (in Chinese).

信息数据库。Gao 等^[11]针对 PID 控制器参数整定时难以评估整体控制效果的问题,提出了一种基于 FLUENT 的 PID 控制器参数整定评估方法,验证了该方法的有效性。这些成果为本文模拟质子交换炉的控温奠定了一定的基础。本文采用基于 FLUENT 的 PID 控制方法,利用 FLUENT 模拟控制对象,编写 UDF 控温程序,使用 FLUENT UDF 进行闭环控制,模拟质子交换炉炉温的 PID 控制。与传统的 PID 控制器不同之处在于基于 FLUENT 的 PID 控制器不需要建立被控对象的传递函数模型,而是建立被控对象的网格模型,利用 FLUENT 对网格计算求解得到最终的控制效果。

本文基于质子交换炉提出了多种加热控温方案,利用 FLUENT 对质子交换炉加热过程的温度场进行仿真,分析此过程中温度场分布特点,研究质子交换炉控温方式、传感器位置布置、加热丝布置对炉内温度场均匀性的影响,找到最佳加热方案,提高炉内温度场均匀性。

1 模型建立

1.1 物理模型

本文研究的质子交换炉采用圆筒结构,立式放置,炉体结构由外至内分别有保温层、加热丝、炉壁,如图 1 所示,炉体高 $H=0.8\text{ m}$,炉膛内径为 0.12 m 。加热丝均匀缠绕在炉壁四周,将产生的热量传递给炉壁,炉壁与炉膛内的空气主要以传导和对流的方式进行热量传递,由于冷热空气密度不同,炉膛内的热气流会向上流动。炉体壁面和底部有保温结构,为方便工艺过程中打开炉口送料,炉顶一般没有保温结构,故炉顶处主要以对流

的方式与外界环境进行换热。图 1 中炉膛内的箭头代表热量流动。

质子交换炉的炉温是通过改变加热丝的控制电流来调节的,综合考虑控制精度、炉温均匀性等多方面因素,可将加热丝分为多段,每段加热丝对应一个温区,构成多个加热回路,并在每个区安装温度传感器(通常采用热电偶)用于反馈各区温度,各区的控制回路根据目标设定温度值与实时反馈的温度值之差调整相应的控制器输出以控制加热丝加热,如图 1 所示, r_i 为设定温度值, y_i 为反馈温度值, e_i 为温度偏差,PID_{*i*} 代表控制器, u_i 为控制器的输出值(其中 i 为控制回路的个数, $i=1,2,\cdots,n$)。

由于本文的研究重点在于质子交换炉内部的温度场分布,故对实际模型作如下简化:

- 1) 炉膛内的温度是本文的研究重点,故将模型简化为内径 0.12 m ,高 0.8 m 的圆柱体。
- 2) 加热丝均匀缠绕在炉膛周围,可假设壁面热流量是均匀的。

质子交换工艺的目标温度为 240°C ,安装在炉壁外表面的温度传感器将采集的温度信号发送给控制器,控制器将采集温度值与目标温度值进行比较后经 PID 计算输出控制量,并由继电器控制加热丝的电流通断来调节发热量,使炉膛的温度稳定在目标温度值。

1.2 数学模型

1.2.1 质子交换炉内空气的传热模型

炉膛内的空气和炉壁之间的热量传递主要靠热传导和热对流的方式进行,由能量守恒原理和傅里叶定律可得柱坐标系下空气的传热微分方程^[12]:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_r \frac{\partial T}{\partial r} + u_\varphi \frac{\partial T}{\partial \varphi} + u_z \frac{\partial T}{\partial z} = \frac{\lambda}{\rho c_p} \left(\frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r^2} \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \dot{q} \right) \quad (1)$$

式中: T 为空气的温度; t 为时间; u_r 、 u_φ 和 u_z 分别为径向、圆周和轴向的空气流速; λ 、 ρ 和 c_p 分别为空气的导热率、密度和比热容; $\dot{q}$ 为内热源强度。

为简化式(1),现做如下合理假设:①由于空气是完全透明体,因此可以忽略辐射换热;②空气是不可压缩的流体,空气的流速是固定的;③径向空气流量可忽略不计;④内热源生成热为 0。

实际上空气的流速在径向上不为零,但是空气在轴向上的速率比径向上快的多,因此可忽略

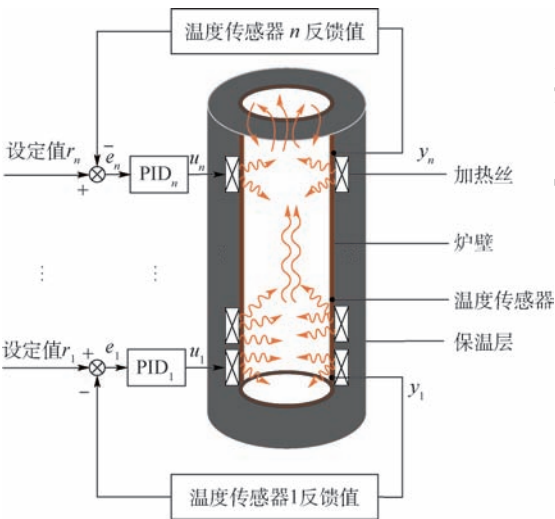


图 1 质子交换炉系统实际模型

Fig. 1 Practical model of proton exchange furnace system

不计。上述假设下的空气瞬态热传导模型如下:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_r \frac{\partial T}{\partial r} =$$

$$\frac{\lambda}{\rho c_p} \left(\frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r^2} \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (2)$$

对于轴对称的炉体,变量 T 与 φ 无关,因此上述模型可简化为

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_r \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{\lambda}{\rho c_p} \left(\frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) \quad (3)$$

初始条件和边界条件为

$$\begin{cases} \left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{z=0} = 0 \\ \left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{z=H} = h(T_H - T_f) \\ T|_{t=0} = T_0 \\ T = T_m(z, t) \end{cases} \quad (4)$$

式中: h 为表面对流传热系数; T_H 为炉体顶部的温度; T_f 为周围流体的温度,为已知量; T_0 为初始温度; T_m 为空气温度。

1.2.2 CFD 模型

CFD 模型是基于微元内的质量守恒、动量守恒和能量守恒确定的一组偏微分方程。基本控制方程包括质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程,数学表达式为^[13]

质量守恒方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (5)$$

x 方向动量守恒方程:

$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} u) = - \frac{\partial p}{\partial x} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} u) + S_u \quad (6)$$

y 方向动量守恒方程:

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} v) = - \frac{\partial p}{\partial y} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} v) + S_v$$

z 方向动量守恒方程:

$$\frac{\partial (\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} w) = - \frac{\partial p}{\partial z} + \nabla \cdot (\mu \text{grad} w) + S_w \quad (7)$$

能量守恒方程:

$$\frac{\partial (\rho T)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} T) = \nabla \cdot \left(\frac{k}{c_p} \text{grad} T \right) + \frac{S_T}{c_p} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{U} = (u, v, w)$, u, v, w 分别为 $\mathbf{U}$ 在 x, y, z 方向的分速度; S_u, S_v, S_w, S_T 均为广义源项; k 为传热系数; μ 为动力黏度系数; p 为压强。

2 FLUENT 仿真

2.1 网格划分及边界条件设置

进行 CFD 分析的第 1 步是划分网格^[14]。其主要思想是将空间连线的计算区域分割成足够小的计算区域,然后在每一计算区域里应用流体控制方程,求解所有区域的流体计算方程,最终获得整个计算区域的物理量分布^[15]。本文针对不同的方案分别采用 Gambit 生成圆柱体的结构化网格。

边界条件的设置如表 1 所示。

表 1 中的 UDF flux 表示使用 UDF 编写的热流量输出函数。炉壁的边界条件分为 2 种情况,有加热丝的部分设为壁面 wall,热流量通过调用 UDF 编写的热流量输出函数来获得;没有加热丝的部分设为壁面 wall,由于有保温层,热流量设为 0。

表 1 边界条件的设置

Table 1 Boundary condition setting

边界名称	边界类型	边界条件	参数
炉顶	壁面	对流	传热系数 = $10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 自由流体温度为 300 K
炉壁	壁面	热流量	没有加热丝覆盖的壁面:热流量 = 0;有加热丝覆盖的壁面:热流量 = UDF flux
炉底	壁面	热流量	热流量 = 0

2.2 模拟监测点设置

质子交换炉内的轴向温度分布是影响 LiNbO_3 光波导生产质量的关键。由于研究重点是质子交换炉内轴向方向的温度场分布,炉口没有保温结构,受外界环境影响较大,故均匀温区在炉底。工艺要求均匀温区长度 $\Delta h \geq 200 \text{ mm}$,故在均匀温区从炉底依次沿轴向方向均匀布置了 5 个监测点,间距 $l = 0.05 \text{ m}$,其位置坐标分别为 $(0, 0, 0) \text{ m}$ 、 $(0, 0, 0.05) \text{ m}$ 、 $(0, 0, 0.1) \text{ m}$ 、 $(0, 0, 0.15) \text{ m}$ 、 $(0, 0, 0.2) \text{ m}$ 。质子交换炉内均匀温区温度分布用这 5 个测点的温度分布来描述。

2.3 求解器的设置

激活能量模型,湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型,壁面函数选为标准壁面函数,求解方法选择 SIMPLEC,湍流动能与湍流耗散选择二阶差分,湍流黏度和能量的松弛因子选为 0.8,其他保持默认值。质子交换炉内空气初始温度设为 300 K,预期达到的温度设为 513 K,根据温度传感器采集到的温度,控制壁面热流量的变化。对于瞬态求解,时间步长是一个重要的概念,时间步长设置太大会

导致计算难以收敛,设置太小会增加迭代次数,计算时间过长。为了尽量减少计算时间而不降低计算精度,在仿真中设时间步长为 0.5 s,时间步数为 800,即仿真时间为 400 s。始终采用上述设置完成以下仿真内容。

3 不同方案下的仿真结果与对比分析

本文提出 3 种控温方式,分别为整段控温、两段控温、三段控温。整段控温即加热丝为一整段,传感器位置布置在整段加热丝上,由其反馈的温度经过 PID 处理后控制整段加热丝的热流量;两段控温即将均匀缠绕在炉膛周围的加热丝均匀分为 2 段,2 个传感器位置分别布置在每段加热丝上,其反馈的温度经过 PID 处理后分别控制每段加热丝的热流量;三段控温即将均匀缠绕在炉膛周围的加热丝均匀分为 3 段,3 个传感器位置分别布置在每段加热丝上,其反馈的温度经过 PID 处理后分别控制每段加热丝的热流量。

本文在提出的 3 种控温方式下分别设计了不同的传感器位置布置,如图 2 所示。在每种传感器位置布置下通过改变加热丝布置高度 h ,即 $h = 2\Delta h$ 、 $h = 3\Delta h$,可得出表 2 中 18 种设计方案,利用 FLUENT 分别模拟这 18 种方案下的温度场。

为准确描述温度场的均匀性,采用在同一时刻所有监测点温度的最高温度与最低温度之差,即最大偏差来衡量温度场均匀性的好坏,其表达式为

$$\Delta T_{\max} = y_{\max} - y_{\min}$$

(9)

式中: $y_{\min}$ 为第 i 时刻所有监测点的最低温度值;
 $y_{\max}$ 为第 i 时刻所有监测点的最高温度值。

对以上 18 种方案分别仿真 400 s,经过 100 s 后炉内温度基本上达到动态平衡,本文选取 100 ~ 400 s 之间的最大温差 $\Delta T_{\max}$ 来分析各种方案的均匀性好坏,所得结果如图 3 ~ 5 所示。

对比图 3(a) 和 (b) 可以发现,采用整段控温方式时改变传感器的位置对加热丝布置高度 $h = 2\Delta h$ 的均匀性影响较大,对于 $h = 3\Delta h$ 和 $h = 4\Delta h$ 的均匀性几乎没有影响;由图 3(a) 可以看出,传感器位置在 $z = 0$ 时,加热丝布置高度 $h = 2\Delta h$ 时炉内温度场均匀性最差,而 $h = 4\Delta h$ 时炉内温度场均匀性最好。这是由于加热丝布置的高度过低时,没有布置加热丝的炉壁热流量为 0,不能完全补偿炉顶的对流换热作用引起的热量散失,导致炉底均匀温区长度变短,达不到期望的均匀温区长度。因此整段控温方式下的最佳方案为方

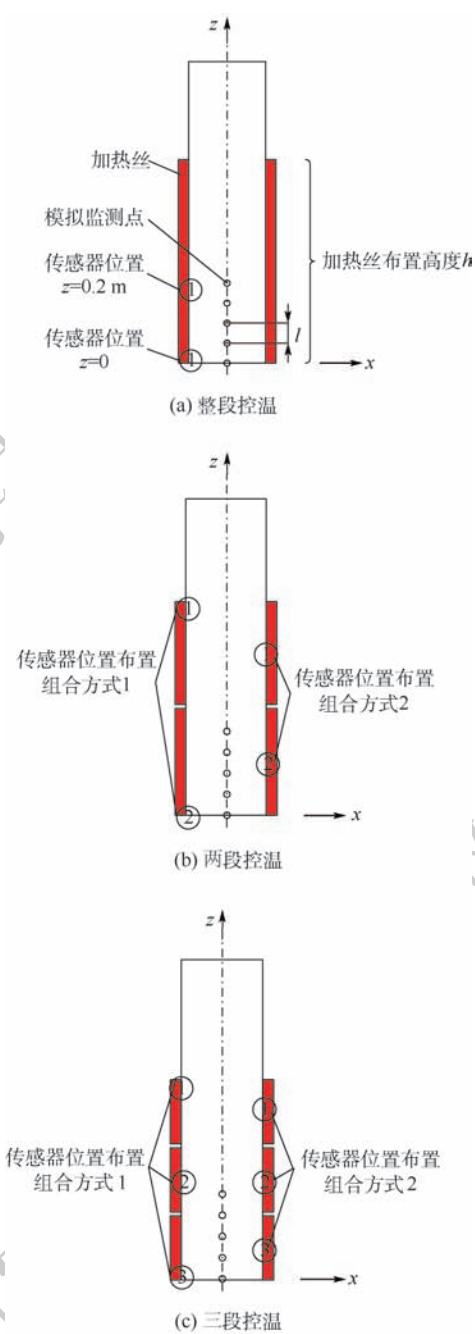


图 2 3 种控温方式的传感器位置布置
Fig.2 Sensor position arrangement of three kinds of temperature control methods

案 3,即传感器位置 $z = 0$,加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$ 。

对比图 4(a) 和 (b) 可以看出,采用两段控温方式时改变传感器位置对加热丝布置高度 $h = 2\Delta h$ 的均匀性影响很大,与组合方式 1 相比,采用组合方式 2 时 $h = 2\Delta h$ 的均匀性提高了 2 ~ 3 倍,对于 $h = 3\Delta h$ 和 $h = 4\Delta h$ 的均匀性也有一定提高;由图 4(b) 可以看出,传感器位置布置均采用组合方式 2 时,加热丝布置高度 $h = 2\Delta h$ 时炉内均匀温区的均匀性最差,而 $h = 4\Delta h$ 时炉内均匀温区

表 2 18 种设计方案
 Table 2 18 kinds of design schemes

序号	控温方式	传感器位置布置	加热丝布置高度/m
1	整段控温	$z=0$	$h=2\Delta h=0.4$
2			$h=3\Delta h=0.6$
3			$h=4\Delta h=0.8$
4			$h=2\Delta h=0.4$
5			$h=3\Delta h=0.6$
6			$h=4\Delta h=0.8$
7	两段控温	组合方式 1	$h=2\Delta h=0.4$
8			$h=3\Delta h=0.6$
9			$h=4\Delta h=0.8$
10		组合方式 2	$h=2\Delta h=0.4$
11			$h=3\Delta h=0.6$
12			$h=4\Delta h=0.8$
13	三段控温	组合方式 1	$h=2\Delta h=0.4$
14			$h=3\Delta h=0.6$
15			$h=4\Delta h=0.8$
16		组合方式 2	$h=2\Delta h=0.4$
17			$h=3\Delta h=0.6$
18			$h=4\Delta h=0.8$

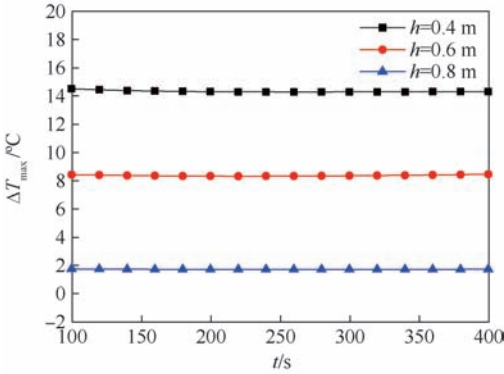
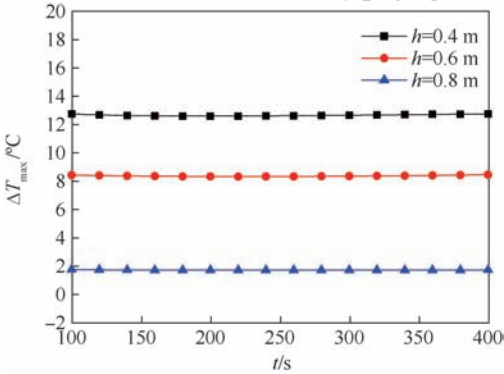


图 3 整段控温时传感器位置对质子交换炉均匀性的影响
 Fig. 3 Effect of sensor position on uniformity of proton exchange furnace under only one temperature controller

的均匀性最好。因此两段控温方式下的最佳方案为方案 12,即传感器位置布置组合方式 2,加热丝布置高度 $h=4\Delta h$ 。

对比图5(a)和(b)可以看出,采用三段控温

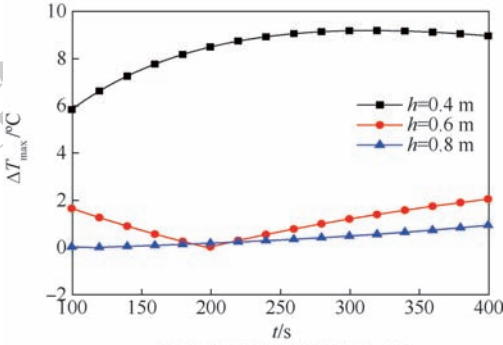
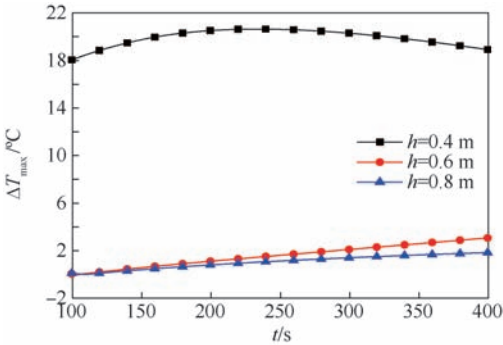


图 4 两段控温时传感器位置对质子交换炉均匀性的影响
 Fig. 4 Effect of sensor position on uniformity of proton exchange furnace under two temperature controllers

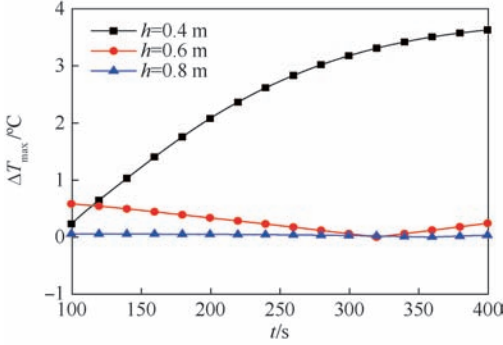
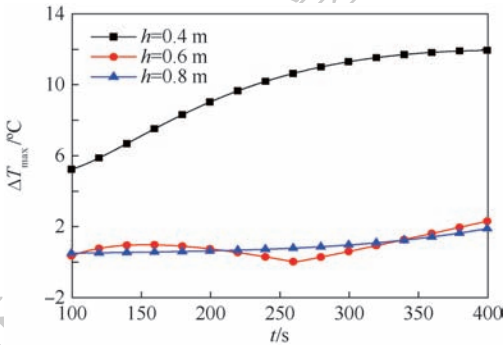


图 5 三段控温时传感器位置对质子交换炉均匀性的影响
 Fig. 5 Effect of sensor position on uniformity of proton exchange furnace under three temperature controllers

方式时,传感器位置布置采用组合方式 2 可以更好地改善均匀温区的均匀性;图 5(b)中传感器位置布置均采用组合方式 2 时,加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$ 时炉内温度场均匀性最好。因此三段控温方式下的最佳方案为方案 18,即传感器位置布置组合方式 2,加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$ 。

对以上 3 种控温方式下的最佳方案进行进一步对比,取 400 s 时刻 $y = 0$ 截面的温度分布云图,如图 6 所示,从左到右依次为方案 18、方案 12、方案 3 对应温度范围 512.5 ~ 513.5 K 的温度分布,可见三段控温下的最佳方案对应的均匀温区长度最长,整段控温下的最佳方案对应的均匀温区最短。

在 100 ~ 400 s 时间段内对 3 种控温方式下的最佳方案进行最大偏差的对比,如表 3 所示。

表 3 中,采用方案 18 炉内均匀温区的均匀性最好,即三段控温、传感器位置布置采用组合方

式 2、加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$ 时最大温度偏差最小, $\Delta T_{\max}$ 可达 0.03℃,满足生产工艺的要求。由表 3 可以看出,当加热丝布置高度均为 $h = 4\Delta h$ 时,随着控温分段数目的增加,均匀温区的最大温度偏差越小。这是由于炉内温度分布存在梯度时,整个壁面热流量的不同位置需要不同程度的调整,而整段控温会同时改变整个壁面热流量,且改变程度相同,这就导致有些位置会有热量积累而有些位置散失的流量得不到补偿,炉内温度分布均匀性较差;随着控温分段数目的增加,炉内温度分布存在梯度时,壁面热流量可以分时进行不同程度的调整,快速补偿散失的热量,因此炉内温度分布越均匀。但是控温段数越多,生产成本也会越高,而且各个控制回路之间的耦合效应也越来越严重,提高炉温均匀性的同时有可能会降低控温精度。因此满足生产工艺均匀性要求的前提下,三段控温的方式较好。

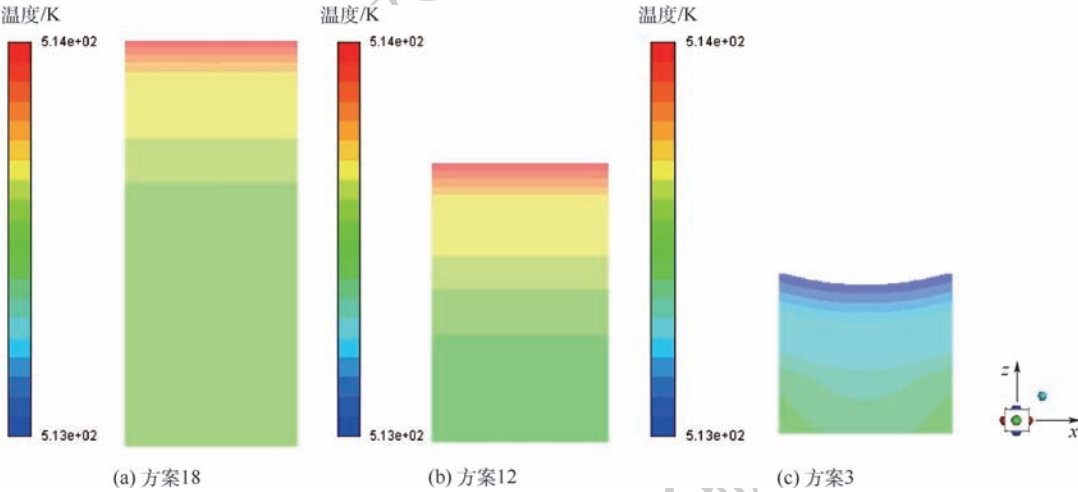


图 6 方案 18、方案 12、方案 3 的 $y = 0$ 截面的温度分布云图

Fig. 6 Temperature distribution contour of $y = 0$ cross-section for Scheme 18, Scheme 12 and Scheme 3

表 3 3 种控温方式下的最佳方案对比		
Table 3 Comparison of the best solutions under three temperature control methods		
序号	最佳方案	最大偏差 $\Delta T_{\max}/^{\circ}\text{C}$
3	整段控温,传感器位置布置在 $z = 0$, 加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$	1.73
12	两段控温,传感器位置布置组合方式 2,加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$	0.95
18	三段控温,传感器位置布置组合方式 2,加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$	0.03

感器位置布置对加热丝布置高度 $h = 2\Delta h$ 的均匀性影响最大,优化传感器的位置可以改善炉内温度场的均匀性。

2) 在相同的控制方式下,加热丝布置高度越高,炉内均匀温区长度越长。

3) 对比分析 18 种设计方案的仿真结果,采用三段控温、3 个传感器位置分别布置在 3 段加热丝中间、加热丝布置高度 $h = 4\Delta h$ 时炉内温度场均匀性最好,长度为 200 mm 的均匀温区内最大温度偏差为 0.03℃,满足生产工艺的要求。

4) 利用 FLUENT 软件对设计方案进行仿真,这种方法可缩短设备调试周期,节约成本,同时该方法也为同类电加热炉的温度场均匀性优化设计提供了思路。

4 结 论

1) 整段控温、两段控温、三段控温下改变传

参考文献 (References)

- [1] FAKHRI M A, AL-DOURI Y, HASHIM U, et al. Optical investigation of nanophotonic lithium niobate-based optical waveguide[J]. Applied Physics B, 2015, 121(1): 107-116.
- [2] CAO L, ABOKETAF A, WANG Z H, et al. Hybrid amorphous silicon(a-Si:H)-LiNbO₃ electro-optic modulator[J]. Optics Communications, 2014, 330: 40-44.
- [3] FAKHRI M A, AL-DOURI Y, HASHIM U, et al. Annealing temperature effects on morphological and optical studies of nano and micro photonics lithium niobate using for optical waveguide applications[J]. Australian Journal of Basic & Applied Sciences, 2015, 9(12): 128-133.
- [4] SHEN L, HE J J, YANG C H, et al. Temperature uniformity control of large-scale vertical quench furnaces for aluminum alloy thermal treatment[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015, 24(1): 24-39.
- [5] EMADI A, SABOONCHI A, TAHERI M, et al. Heating characteristics of billet in a walking hearth type reheating furnace[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 63(1): 396-405.
- [6] LING Z, CHEN J, FANG X, et al. Experimental and numerical investigation of the application of phase change materials in a simulative power batteries thermal management system[J]. Applied Energy, 2014, 121: 104-113.
- [7] PANG L, WANG M, WANG W, et al. Optimal thermal design of a stacked mini-channel heat sink cooled by a low flow rate coolant[J]. Entropy, 2013, 15(11): 4716-4731.
- [8] 唐家鹏. ANSYS FLUENT 16.0 超级学习手册[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2016: 502-507.
- TANG J P. ANSYS FLUENT 16.0 super study manual[M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Press, 2016: 502-507 (in Chinese).
- [9] CHICATELLI A, HARTLEY T T, COLE G, et al. Interdisciplinary modeling using computational fluid dynamics and control theory[C] // American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1994, 3: 3438-3443.
- [10] YANG Y, REUTER M A, HARMAN D T M. CFD modelling for control of hazardous waste incinerator[J]. Control Engineering Practice, 2003, 11(1): 93-101.
- [11] GAO X J, WANG S Y, WANG P. The evaluation method of PID controller parameter tuning based on FLUENT[C] // Control and Decision Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 4850-4854.
- [12] 李友荣, 吴双应, 石万元, 等. 传热分析与计算[M]. 北京: 中国电力出版社, 2013: 3-15.
- LI Y R, WU S Y, SHI W Y, et al. Heat transfer analysis and calculation[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2013: 3-15 (in Chinese).
- [13] 王福军. 计算流体力学分析: CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004: 7-11.
- WANG F J. Computational fluid dynamics analysis: Principles and applications of CFD software[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004: 7-11 (in Chinese).
- [14] 朱能伟, 方晓东. 基于 FLUENT 的准分子激光器气体流场数值仿真[J]. 中国激光, 2016, 43(9): 44-49.
- ZHU N W, FANG X D. Numerical simulation of gas flow field in excimer laser based on FLUENT[J]. Chinese Laser, 2016, 43(9): 44-49 (in Chinese).
- [15] 胡坤, 李振北. ANSYS ICEM CFD 工程实例详解[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2014: 34-39.
- HU K, LI Z B. Detailed explanation of ANSYS ICEM CFD project[M]. Beijing: People's Posts and Telecommunications Press, 2014: 34-39 (in Chinese).

作者简介:

伏娜 女, 硕士研究生。主要研究方向: 铌酸锂光波导制备技术、系统建模与仿真。

张晞 女, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 光纤传感、信号处理等。

Analysis and optimization of temperature field uniformity of proton exchange furnace

FU Na, ZHANG Xi*

(School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the problem of temperature field uniformity of proton exchange furnace, combined with the structural characteristic of the furnace, temperature control algorithm was developed based on FLUENT user-defined function (UDF). Based on this, various heating and temperature control schemes were proposed. The FLUENT software was used to simulate temperature field of the furnace under different schemes. The relationship between the temperature field uniformity and the placement of the sensor and the height of the heating wire under different temperature control methods was analyzed to find the best scheme. The results show that the temperature field uniformity is best when three temperature controllers are used, the positions of three sensors are respectively arranged in the middle of three heating wires, and the height of heating wire is arranged 4 times the length of the uniform temperature zone. The maximum temperature deviation in the uniform temperature zone is 0.03℃. For a given structure of the vertical furnace, increasing the height of the heating wire and optimizing the design of the sensor layout and temperature control method of the furnace body can improve the temperature field uniformity. This method provides ideas for optimizing temperature field uniformity of the same type of electric heating furnace.

Keywords: LiNbO₃ waveguides; proton exchange furnace; temperature field; uniformity; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0419

考虑几何非线性气动弹性模型缩比方法



柴睿*, 谭申刚, 黄国宁

(航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘 要: 随着飞机性能和需求的提高,大展弦比高柔性机翼逐渐成为新型飞机的主要结构形式。这类机翼具有高升阻比、大变形和重量轻等特性,几何非线性效应明显。然而机翼的大展弦比高柔性会带来更大的机翼变形,而机翼大变形则会引起相关的非线性气动弹性行为。为了评估这些非线性气动弹性行为并同时降低设计风险和成本,一般要使用缩比模型进行风洞试验以研究和确认真实飞机的气动弹性特性。基于此,首先使用了传统线性缩比方法来进行缩比,通过刚度质量耦合匹配模态响应法与刚度质量解耦匹配模态响应法这2种线性缩比方法,不断优化缩比结构的设计参数来满足目标缩比值。同时,提出一种动力学有限元模型的非线性静响应-模态协同优化方法,该方法是基于等效静态载荷法的几何非线性气动弹性模型缩比方法,通过2个不同的优化子程序分别匹配全尺寸飞机的非线性静响应和模态振型。结果表明,相比于传统线性缩比模型,考虑几何非线性的缩比模型能够更好地再现全尺寸飞机的非线性气动弹性行为。

关 键 词: 非线性气动弹性; 气动弹性模型缩比; 大展弦比高柔性机翼; 等效静态载荷; 几何非线性

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0743-09

近些年来,无人机得到了长足发展。为了延长航行时间并降低能源消耗,无人机一般采用大展弦比高柔性机翼设计以追求较高的气动效率^[1]。同时为了减轻飞机重量,机翼设计大都选择轻质材料,所以大展弦比无人机机翼一般都是柔性机翼。然而,机翼的展弦比增大以及重量减小会带来新的挑战,这就要求对机翼在正常飞行载荷下的大变形问题做进一步研究,因为大变形问题会带来几何非线性行为及相关的气动弹性问题^[2-3]。这些大变形会改变机翼的固有频率,从而使其气动弹性行为发生显著变化^[4]。

在进行气动弹性特性理论计算的同时,通过风洞试验来确定飞机的气动弹性特性是必不可少的^[5]。缩比模型的气动弹性试验是飞机研制过

程中最基本的保证,缩比模型应尽可能地反映出全尺寸飞机的气动弹性响应^[6]。使用缩比模型来进行试验可以更好地理解机翼的物理行为,同时降低制造全尺寸飞机的风险与成本^[7]。

气动弹性模型缩比设计要求同时考虑气动力和结构的物理特性。气动力的模拟可以通过气动外形几何缩比再进行分析计算得到。而通常情况下,通过结构的几何尺寸缩比对结构进行模拟是不现实的。根据缩比设计的要求,指定几何缩比的结构,其制造所用的材料通常是不存在的,而且很大程度上用于制造全尺寸飞机的加工技术在缩比模型上是不可能实现的。唯一可行的方法是对内部结构进行重新设计并优化,比如对结构的质量、刚度、阻尼特性进行缩比,并且与全尺寸飞机

收稿日期: 2018-07-11; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-10-29 11:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1141.005.html

* 通信作者。E-mail: 584557071@qq.com

引用格式: 柴睿,谭申刚,黄国宁. 考虑几何非线性气动弹性模型缩比方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 743-751.

CHAI R, TAN S G, HUANG G N. Scaling method of aeroelastic model considering geometric nonlinearity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 743-751 (in Chinese).

保持协调^[8]。

目前研究考虑非线性气动弹性模型缩比的相关文献较少,只是最近几年该课题才热门起来,这些研究主要针对的是具有大展弦比高柔性机翼的高空长航时无人机^[9]和联翼布局飞机^[10-11]。

Wan 和 Cesnik^[9]推导得到包含大变形引起的非线性刚度和预应力影响的气动弹性运动方程的缩比参数,研究表明线性和几何非线性气动弹性运动方程的缩比因子在形式上是相同的。同时 Wan 和 Cesnik^[9]对大柔性飞机 2 种形式的缩比设计进行了分析,其中一种设计有意忽略了 Froude 数,他们对包括结构模态、非线性气动弹性配平、不同载荷下的线性长周期稳定性以及非线性瞬态阵风响应等特性进行了计算。结果表明:包含 Froude 数的缩比模型响应与全尺寸模型吻合得很好,所以 Froude 数的相似在验证的问题上不能被忽略。

Bond 等^[10]提出了一个非线性气动弹性模型缩比方法,用来设计具有几何非线性特征的联翼飞机缩比模型。其设计的结构可以匹配前 3 阶频率、前 3 阶模态振型以及第 1 阶线性屈曲特征解,且缩比模型的气动弹性频率和阻尼在整个速度包线上都匹配得很好。同时,结果表明,缩比模型的非线性静响应,在 60% 屈曲载荷下都匹配得很好。

Ricciardi 等^[11]发展的几何非线性气动弹性模型缩比设计方法可以直接匹配缩比的线性和非线性静响应,同时可以满足模态频率的约束。他们用该方法设计的模型同利用传统方法并经过优化的模型进行比较,发现用前面提到的方法设计并优化的缩比模型其非线性气动弹性响应同目标响应吻合较好,而利用传统方法设计的缩比模型其非线性气动弹性响应同目标响应相比误差较大。

基于上述观点,本文提出一个新的非线性气动弹性模型缩比方法,称为动力学有限元模型的非线性静响应-模态协同优化方法,其中非线性静响应的匹配是基于等效静态载荷法来实现的。这是首次将处理非线性静力学的等效静态载荷法与大展弦比机翼结构动力学相结合的优化方法。

另外该方法与 Ricciardi 等^[11]提出的方法主要区别是缩比方法的实现过程不同。本文方法中刚度和质量分布设计是在 2 个优化循环过程中进行的,而 Ricciardi 等的方法只是在一个优化循环中进行的。而且本文验证的实例是一架具有超大展弦比高柔性机翼的某型无人机,它的几何非线

性效应比上述文献中验证的飞机要强得多。

1 理论方法

1.1 相似准则

缩比因子的选择是气动弹性缩比模型设计过程中关键的第 1 步。通常选定气动弹性缩比模型设计的 3 个基本缩比因子: k_b 、 k_v 和 k_ρ 。这里, k_b 为缩比模型与全尺寸模型的长度比, k_v 为缩比模型与全尺寸模型的速度比, k_ρ 为缩比模型与全尺寸模型所处环境的空气密度比。

为了满足缩比模型和全尺寸模型之间的气动弹性相似性,在前 3 个基本缩比因子^[12-13]的基础上,必须满足下面描述的 4 个相似准则。当要求在重力作用下气动弹性响应满足相似要求时,必须满足重力相似准则作为附加条件。

1) 几何相似

几何相似的缩比因子即前述的 k_b 。几何相似意味着缩比模型与全尺寸模型之间的所有尺寸比(包括翼展比,弦长比等)都与 k_b 相同。同时还假定缩比模型和全尺寸模型具有相同的翼型。

2) 质量相似

满足质量相似可以写为

$$k_m = k_\rho k_b^3 \quad (1)$$

这意味着缩比模型的分布质量应该通过质量缩比因子 k_m 与全尺寸模型的分布质量成比例。

3) 刚度相似

满足刚度相似可以描述为

$$k_k = k_\rho k_v^2 k_b \quad (2)$$

这意味着缩比模型的分布刚度应该通过刚度缩比因子 k_k 与全尺寸模型的分布刚度成比例。

基于固有频率与质量和刚度的关系,频率的缩比因子即为

$$k_\omega = \sqrt{k_k/k_m} = k_v/k_b \quad (3)$$

4) 气动相似

当缩比模型和全尺寸模型之间的马赫数与雷诺数分别满足一致性要求时,几何相似便会带来气动相似。但是,马赫数相似和雷诺数相似都是不容易满足的。对于大展弦比高柔性无人机的典型低速飞行,马赫数效应可以忽略。但是,缩比模型与全尺寸模型之间的雷诺数应该相同或至少在相同的数量级上。

雷诺数的缩比因子可以定义为

$$k_{Re} = k_\rho k_v k_b / k_\mu \quad (4)$$

式中: k_μ 为空气动力黏度的缩比因子。

基于升力方程,升力的缩比因子为

$$k_L = k_p k_v^2 k_b^2 \quad (5)$$

5) 重力相似

Froude 数决定了重力载荷下挠度与空气动力和惯性载荷下挠度的比值。当颤振试验中考虑重力效应,缩比模型和全尺寸模型之间的 Froude 数应相同,可以通过式(6)来满足^[10]:

$$k_v = \sqrt{k_b} \quad (6)$$

与线性结构相比,考虑几何非线性的结构具有其特殊的刚度特性,其特殊性取决于当前的结构变形。显然,当缩比模型和全尺寸模型在未变形状态和任一给定的变形状态下均满足几何相似,质量相似和 Froude 数相似要求,则缩比模型和全尺寸模型在任何变形状态下上述相似关系也是成立的。因此,这取决于考虑几何非线性的结构随结构变形而变化的刚度是否可以在缩比模型和全尺寸模型之间保持相似。这将直接影响线性气动弹性相似准则对考虑几何非线性的结构的适用性。

Wan 和 Cesnik^[9] 的研究表明线性和几何非线性气动弹性运动方程的缩比因子形式上是相同的。因此,若缩比模型是基于上述缩比因子设计的,则缩比模型与全尺寸模型之间的气动弹性行为在小变形状态和大变形状态下都是相似的。由式(1)~式(6)可知,对于考虑几何非线性的气动弹性缩比模型而言,当重力相似准则作为附加条件时,在长度比 k_b 、空气密度比 k_p 确定的情况下,作为模型设计目标的模型质量、模型固有频率、模型颤振速度和颤振频率便可随之确定。

1.2 缩比方法

1.2.1 传统线性缩比方法

从线弹性的控制方程可以看出,经过对全尺寸飞机适当的缩比,对于不同结构形式的缩比模型,只要具有相同的几何缩比,以及相同的分布刚度和质量缩比,将带来相同的模态特性(固有频率和模态振型)^[14]。因此可以利用这一理论从全尺寸飞机那里获得缩比模型的目标值(质量、惯性矩、固有频率、模态振型和气动外形)。通过设计一个与全尺寸模型相似的模态特性的缩比模型,得到与内部结构无关的分布刚度和质量相似性,即可采用简化的内部结构。一般情况下,为了匹配目标缩比值,有 2 种不同的传统线性缩比方法:刚度质量耦合匹配模态响应法(方法 A);刚度质量解耦匹配模态响应法(方法 B)。图 1 和图 2 分别是方法 A 和 B 的优化设计流程图。

方法 A 类似于 Bisplinghoff 等^[12] 提出的方法,方法 B 则是 French 和 Eastep^[6] 提出的。不过

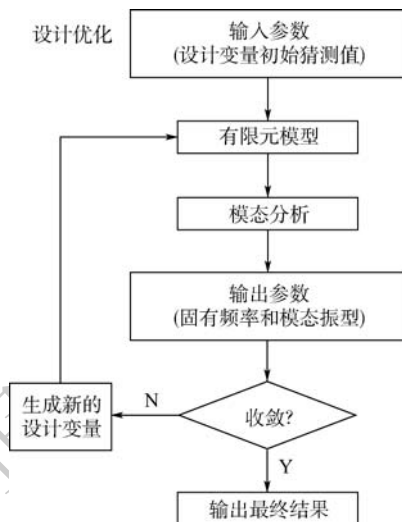


图 1 传统线性缩比方法(方法 A)

Fig. 1 Traditional linear scaling method (Method A)

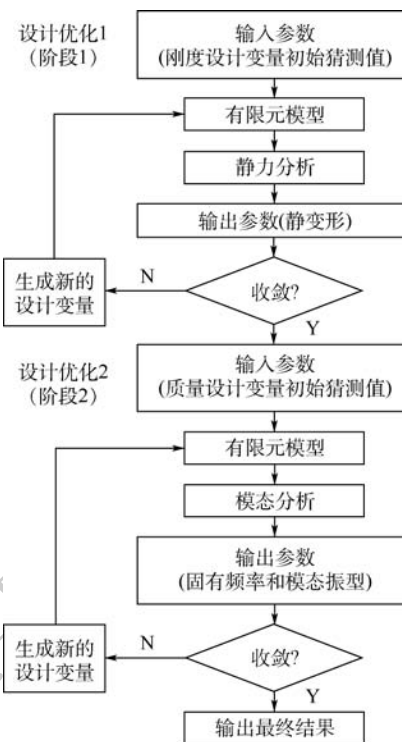


图 2 传统线性缩比方法(方法 B)

Fig. 2 Traditional linear scaling method (Method B)

上述 2 种方法都是针对大部分的线性问题,对于非线性问题,这 2 个方法的适用性还需要进行进一步的验证。

1.2.2 考虑几何非线性的缩比方法

与方法 B 类似,通过分别匹配解耦的刚度和质量分布来匹配模态特性。该方法(方法 C)的流程如图 3 所示。方法 B 与方法 C 的区别体现在第 1 阶段的刚度优化过程中。在方法 C 中,缩比模型的刚度优化引入了等效静态载荷法,而且通过非线性静力分析来获得非线性广义位移场。这

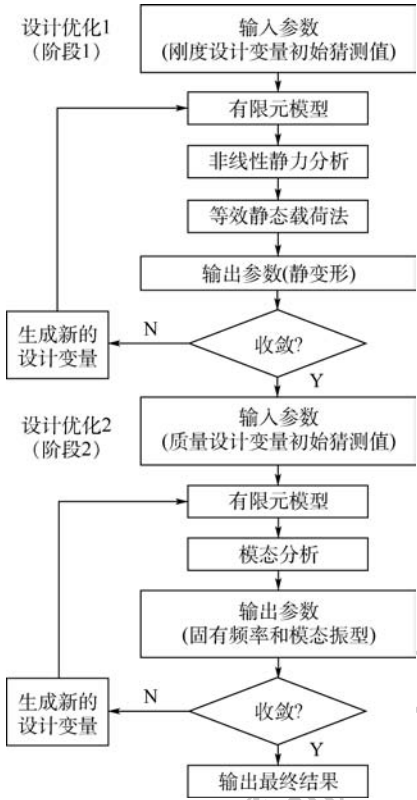


图3 考虑几何非线性的缩比方法(方法 C)

Fig. 3 Scaling method considering geometric nonlinearity (Method C)

个优化过程可以在 MATLAB 中实现,静力分析与模态分析使用 MSC. Nastran 软件,优化准则使用粒子群寻优算法。当第 1 阶段的刚度优化完成后,就可以进行第 2 阶段的质量优化,质量优化的目的是在匹配了非线性静响应后匹配模态特性(固有频率和模态振型)。

研究发现,对非线性静力响应的直接优化很困难。对于这项任务,基于等效静态载荷法来应用等效线性系统的效率会更高^[15]。等效静态载荷法就是通过不断迭代更新线性系统中的设计变量来获得与非线性静力分析结果相同的广义位移场。

首先给定当前或初始设计变量 $\{d\}$ 和载荷条件 $\{F\}$,然后非线性静力分析通过求解非线性平衡方程(式(7))得到非线性变形 $\{x_{NL}\}$ 。

$$[K_{NL}(d)]\{x_{NL}\} = \{F\} \tag{7}$$

由线性刚度矩阵 $[K_{Lin}(d)]$ 乘以非线性变形 $\{x_{NL}\}$ 得到等效载荷 $\{F_{eq}\}$:

$$\{F_{eq}\} = [K_{Lin}(d)]\{x_{NL}\} \tag{8}$$

由等效载荷 $\{F_{eq}\}$ 和线性刚度矩阵 $[K_{Lin}(d)]$ 将可得到等效线性静态广义位移 $\{x_{Lin}\}$:

$$[K_{Lin}(d)]\{x_{Lin}\} = \{F_{eq}\} \tag{9}$$

接下来在等效线性系统中便可以执行高效的

优化,等效静态载荷法需要一个迭代过程来更新非线性化系统的设计变量,优化收敛时的线性化的最佳响应与非线性系统的响应相匹配。

$$\|\{x_{NL}\}_s - \{x_{Lin}\}_i\| \leq \varepsilon \tag{10}$$

式中: i 为迭代次数; ε 为误差参数(满足设计要求的小值)。应用等效静态载荷法的过程如图 4 所示。

该优化过程是在 2 个域(分析域和设计域)里实施的。首先,在分析域中进行非线性静力分析,获得非线性广义位移场;然后,利用位移场通过等效静态载荷法获得新的载荷条件,把新的载荷条件应用到设计域的线性静力优化中;最后,通过不断迭代更新设计域中的设计变量来使非线性系统和线性系统的广义位移场误差满足要求。该过程的具体实现如图 5 所示。

本文目的是对具有几何非线性特征的结构进行气动弹性缩比,设计出的缩比模型要与全尺寸飞机的模态特性吻合,所以笔者根据传统线性缩

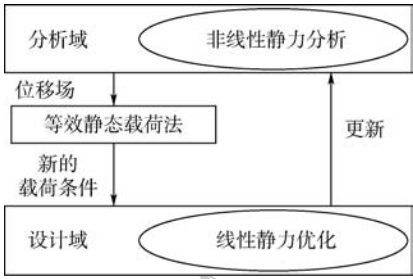


图4 分析域和设计域优化流程图

Fig. 4 Flowchart of analysis and design domain optimization

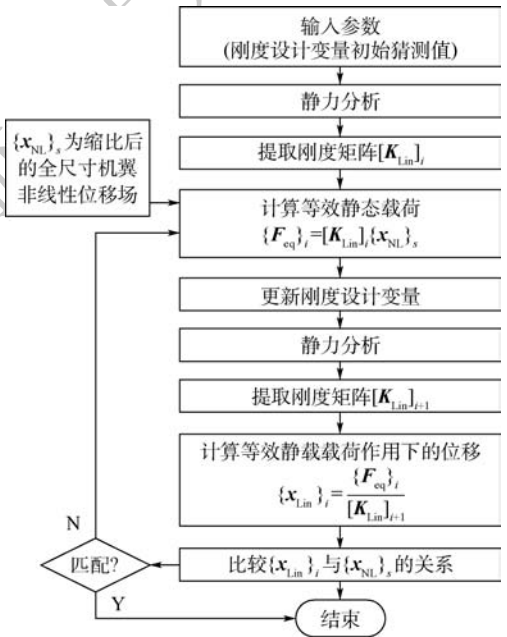


图5 等效静态载荷法的实现过程图

Fig. 5 Implementation procedure of equivalent static loads method

比方法结合等效静态载荷法来实现这一缩比过程。

2 模 型

2.1 全尺寸模型

本文缩比的全尺寸模型是一架具有大展弦比柔性机翼的某型机。该机机翼的展弦比为31.25,属于超大展弦比机翼。该机的巡航马赫数 $Ma = 0.1$,巡航高度为 20 km。机翼的主要参数在表 1 中列出。

整个机翼包括 1 段 10 m 长的中央翼,2 段 10 m 长的中外翼,2 段 10 m 长的外翼。整个机翼包括梁、肋和前后缘,翼梁为盒形梁,梁截面宽度为 240 mm,高度为 170 mm。翼肋采用夹芯肋,前后缘为壳形蜂窝夹芯结构。全尺寸机翼的平面布局如图 6 所示,该机结构布局如图 7 所示。本文使用 MSC. Nastran 软件对全尺寸模型进行求解计算。

本文首先对全尺寸模型进行线性和非线性静力分析,以评估 2 种分析之间的差异。图 8 显示了随着过载系数的增加,翼尖线性与非线性垂向变形量变化趋势的差异。根据定义,通过增加升力来实现不同的过载系数:

$$n = \frac{L}{W}$$

(11)

式中: n 为过载系数; L 和 W 分别为飞机的总升力

表 1 全尺寸机翼的主要参数

Table 1 Main parameters of full-scale wing	
参数	数值
机翼面积/ m^2	80
内翼展长/m	36
外翼展长/m	14
翼根弦长/m	2
翼尖弦长/m	1
结构总质量/kg	202.5



图 6 机翼平面布局

Fig. 6 External configuration of wing

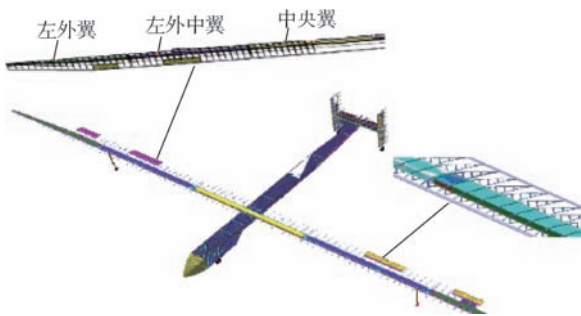


图 7 全机结构及内部结构

Fig. 7 Whole aircraft structure and internal structure

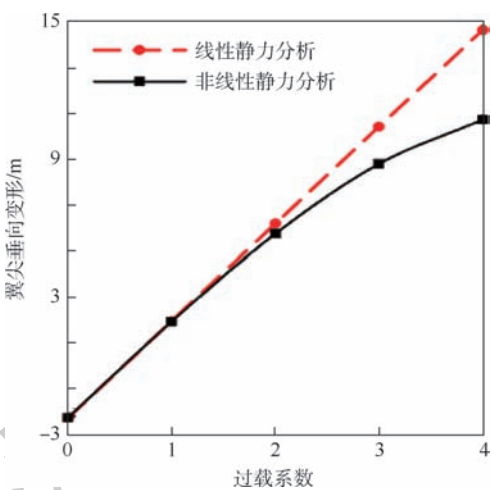


图 8 翼尖变形趋势

Fig. 8 Variation of wing tip deflection

和总重力。分析发现,随着过载系数的增加,线性和非线性变形量变化曲线逐渐分离。当过载系数是 4 时,翼尖非线性变形量与线性变形量相差 4.07 m。这是因为线性静力分析时不考虑升力跟随后的轴向分力,所以翼尖不会向翼根方向移动。从图 8 还可以看出,过载系数为 1.5 时,非线性效应还不明显,这是因为机翼刚度稍大,载荷较小时,结构还没有到达非线性状态造成的。当过载系数为 3 时,截面转角 θ 和扭转角 ϕ 沿展向的非线性和线性变化趋势如图 9 所示,其中 b 为翼展长度。由图 9 可知,当进行非线性静力分析时,结构会经历一个刚度硬化效应。在图 9 中线性和非线性变化趋势分离的地方出现在翼展 20% 站位的位置,这是由刚度变化引起的。

针对本文的研究,结构几何非线性主要归因于大位移状态,处理大位移问题时,利用跟随力的非线性求解器可以大幅改变系统的载荷和刚度矩阵,从而改变变形状态。图 8 和图 9 说明了线性和非线性静力分析之间的区别以及随着结构的变形增大,不断地引入附加刚度造成的这些差异。

2.2 缩比模型

本文缩比模型选取基本缩比因子 $k_b = 0.1$, $k_p = 13.764$, $k_v = 0.316$,进而目标缩比参数可以通过这些缩比因子确定。为了增大优化过程中可行解区域,设计变量选取截面的“刚度底层控制信息”,即截面积 A 、截面惯性矩 I_a 和 I_b 以及截面扭转常数 J 。因此在缩比优化之前不需要对缩比模型结构形式进行设计,可在优化结束后对截面“刚度底层控制信息”进行逆运算来获取截面几何信息。为了使缩比模型正确描述全尺寸模型的气动弹性特性,确定匹配两者前 10 阶固有频率和相应的模态振型,其相似度不低于 90%。全尺寸

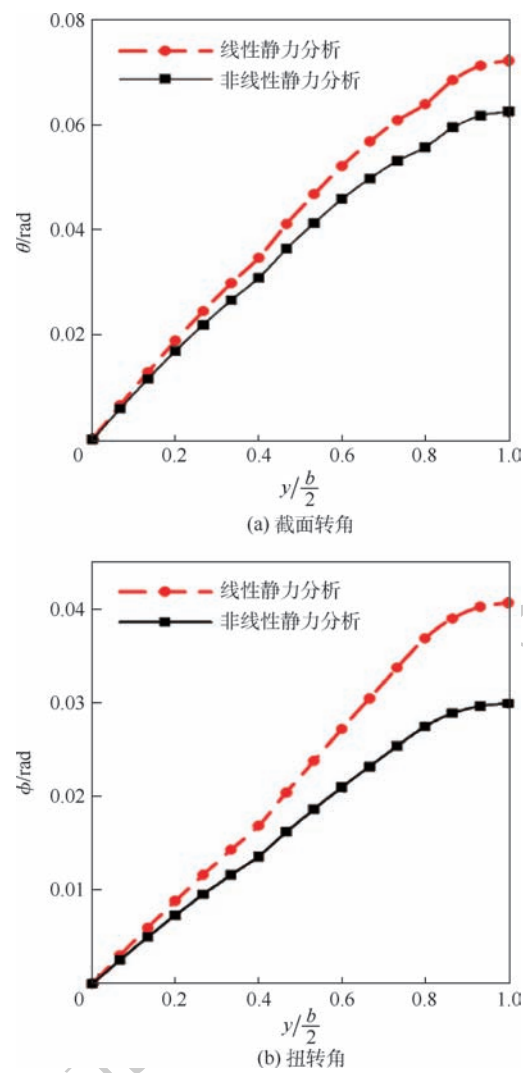


图9 截面转角和扭转角的变化趋势

Fig.9 Variation of cross-section bend angle and twist angle
模型颤振主要由第4阶模态(水平二弯)和第5阶模态(一扭)参与,所以主要看第4阶与第5阶模态匹配相似度。同时,缩比模型和全尺寸模型的总质量匹配相似度不低于90%。

就外部几何布局而言,缩比模型是全尺寸模型的精确几何缩比。在缩比的过程中,还要寻找最佳材料来模拟缩比模型的结构部件。全尺寸模型所采用的材料为7075铝合金,然而精确缩比后的材料是不存在的。所以在缩比之前要对缩比模型的材料进行研究并选择。最终决定使用较靠近材料缩比目标值的铸铝青铜作为缩比模型的材料。
最优设计变量的目标是使缩比模型和全尺寸模型的一些特性(质量、固有频率、模态振型以及在考虑几何非线性的方法中的非线性静响应)匹配。残差平方和(SSR)是量化响应差异的一个基本参考值。

3 计算结果

本文采用粒子群寻优算法对缩比模型的设计

变量进行优化,来使得缩比模型的各阶固有频率和模态振型与全尺寸模型对应阶的固有频率和模态振型相似度达到90%以上。1.2节提到了2种传统线性缩比方法(方法A与方法B)以及考虑几何非线性的缩比方法(方法C)。

表2为传统线性缩比方法与考虑集合非线性缩比方法结果参数比较,其中方法B和方法C分别给出了阶段1和阶段2的参数值。从表2可以看出,方法A和方法B相比于方法C耗时较少,所以当结构非线性效应不明显时,推荐使用传统线性缩比方法。然而,当考虑了结构的非线性效应,用传统线性缩比方法设计的模型计算结果误差较大,无法处理考虑几何非线性的模型设计。

为了高效地捕捉结构的非线性行为,本文提出使用等效静态载荷法进行非线性静响应匹配,来对动力学有限元模型的非线性静响应-模态进行协同优化。对使用考虑几何非线性的方法获得的非线性翼尖变形量和传统线性缩比方法设计的模型翼尖变形量以及变形量目标缩比值进行了比较。分析发现,方法C设计的模型非线性静变形量相比于方法B,更为靠近目标值(图10)。

图11显示了传统线性缩比方法(方法A、方法B)和考虑几何非线性的缩比方法(方法C)的结果参数比较

Table 2 Comparison of result parameters between traditional linear scaling method and scaling method considering geometric nonlinearity			
方法	设计变量数	求解时间/h	误差/%
方法A	27	1.5	8.11
方法B	30(24+6)	0.9(0.5+0.4)	9.95
方法C	30(24+6)	2.9(2.4+0.5)	2.80

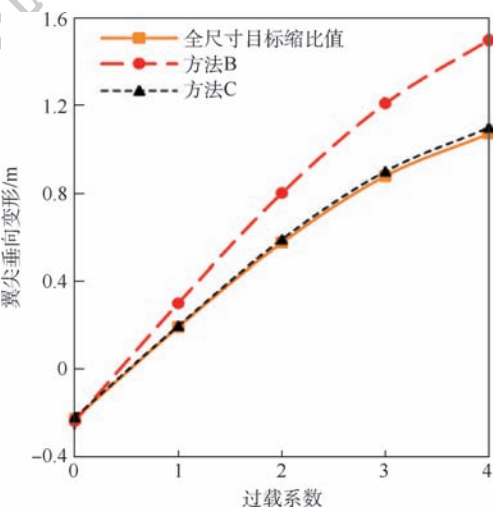


图10 非线性翼尖垂向变形

Fig.10 Nonlinear wing tip vertical deformation

法 B)和考虑几何非线性的缩比方法(方法 C)在前 10 阶的固有频率、模态振型上匹配相似度的差异。目标缩比值是从全尺寸模型的相关计算中获得。

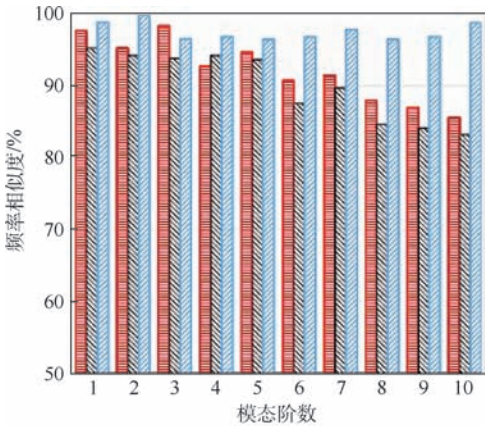
本文的颤振计算使用偶极子格网法求解非定常气动力模型。为了匹配全尺寸模型的气动弹性

响应,分别采用方法 B 和方法 C 对模型进行设计,表 3 是 2 种模型颤振求解结果与目标缩比值的比较,通过考虑几何非线性的气动弹性模型缩比方法设计的模型,其颤振结果误差得到了显著降低。图 12(a)为第 4 阶和第 5 阶模态的 V - g (速度-阻尼系数)图,图 12(b)为第 4 阶和第 5 阶模态的 V - f (速度-频率)图。为了便于观察,图中是把缩比模型的颤振计算结果进行逆缩比,其逆缩比的值可直接与全尺寸机翼的颤振计算结果进行对比。因为颤振主要是第 4 阶模态(面内二弯)和第 5 阶模态(一扭)引起,所以在图 12 中,只显示了这 2 阶模态。当采用几何非线性缩比方法时,

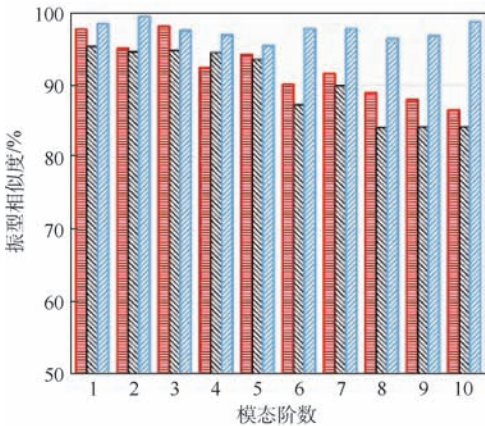
表 3 两种方法结果与目标颤振速度及频率误差

Table 3 Flutter speed and frequency differences between Method B and C in relation to associated target scaled values

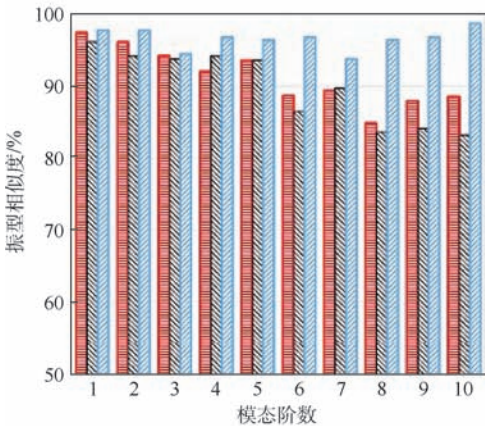
target scaled values		%
方法	颤振速度误差	颤振频率误差
方法 B	8.25	16.84
方法 C	1.18	5.67



(a) 目标频率相似度



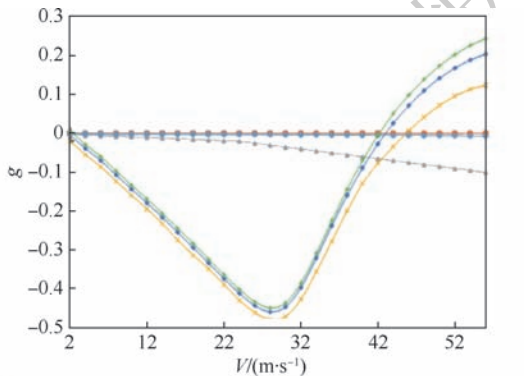
(b) 目标振型(平动)相似度



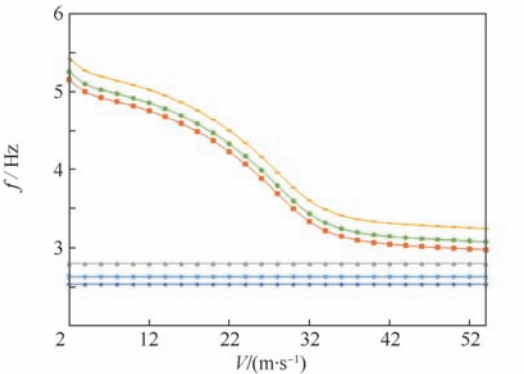
(c) 目标振型(转动)相似度
■ 方法A ■ 方法B ■ 方法C

图 11 3 种方法结果与目标频率相似度、目标振型(平动)相似度和目标振型(转动)相似度差异

Fig. 11 Difference in similarity between results of three methods and target frequency, target translational mode shapes and target rotational mode shapes



(a) V - g 图



(b) V - f 图

图 12 V - g 和 V - f 图

Fig. 12 V - g and V - f diagram

气动弹性响应匹配相似度有所改进,其精度明显优于传统线性缩比模型得到的结果。

4 结 论

本文研究了气动弹性模型的传统线性缩比方法和考虑几何非线性的缩比方法,得到以下结论:

1) 本文提出的考虑几何非线性的气动弹性模型缩比方法能够针对几何非线性效应明显的气动弹性模型进行缩比,缩比模型与全尺寸模型的高阶模态匹配度较高,说明该方法可以捕捉到传统线性缩比方法无法捕捉到的高阶信息,进而缩比模型能够更好地再现全尺寸飞机的非线性气动弹性行为。

2) 传统线性缩比方法求解平均时间为1.2 h,平均误差为9.03%;几何非线性气动弹性模型缩比方法求解时间为2.9 h,误差为2.80%。可以看出,虽然传统线性缩比方法求解时间少于几何非线性气动弹性模型缩比方法求解时间,但是前者误差已经无法满足模型设计要求。所以对于考虑几何非线性的结构,从缩比设计相似精度要求来看,传统线性缩比方法是不适用的,推荐使用本文的新方法。

3) 方法A(耦合)求解时间高于方法B(解耦)求解时间,但方法A误差略低于方法B误差,虽然两者对于考虑几何非线性的结构缩比问题都无法满足设计要求,但对于几何非线性效应不明显的结构,这2种方法都是可以处理相关缩比问题的。

4) 等效静态载荷法的优化逻辑是把原先非线性求解过程中的刚度无规律低效更新转变为刚度有方向高效更新,使用等效静态载荷法来进行非线性静响应的匹配在保证匹配精度的同时能大大降低时间成本。

本文的后续工作是要对具有大展弦比机翼的飞机按照文中提出的考虑几何非线性的缩比方法缩比后进行风洞试验。从长远来看,本文所得结论也能应用到设计飞行试验的模型上,验证飞行过程中的几何非线性气动弹性响应。同时,还需要将本文所提的考虑几何非线性的缩比方法应用于更复杂的结构以及更高精度的气动模型,并进一步验证其有效性。

参考文献 (References)

[1] 徐江锋. 大展弦比无人机机翼预变形研究[D]. 南昌:南昌航空大学,2013:1-2.

XU J F. Research on pre-deformation for high-aspect-ratio wing of UAV[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2013: 1-2 (in Chinese).

[2] HARMIN M Y, COOPER J E. Aeroelastic behaviour of a wing including geometric nonlinearities[J]. Aeronautical Journal, 2016, 115(1174): 767-777.

[3] PALACIOS R, MURUA J, COOK R. Structural and aerodynamic models in nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft[J]. AIAA Journal, 2010, 48(11): 2648-2659.

[4] PATIL M J, HODGES D H, CESNIK C E S. Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(1): 88-94.

[5] 吕斌, 刘德广, 谢长川, 等. 机翼低速风洞试验颤振模型优化设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 163-166.

LV B, LIU D G, XIE C C, et al. Optimization designing method of wing flutter model for low-speed wind tunnel test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(2): 163-166 (in Chinese).

[6] FRENCH M, EASTEP F E. Aeroelastic model design using parameter identification[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 198-202.

[7] 赵延新. 机翼气动弹性模型 RTM 工艺研究及模具设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2014: 1-2.

ZHAO Y X. Research on the RTM process of aeroelastic model of wing and mold design[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014: 1-2 (in Chinese).

[8] RICCIARDI A P. Geometrically nonlinear aeroelastic scaling[D]. Blacksburg: Virginia Tech, 2014: 2-5.

[9] WAN Z Q, CESNIK C E S. Geometrically nonlinear aeroelastic scaling for very flexible aircraft[J]. AIAA Journal, 2014, 52(10): 2251-2260.

[10] BOND V L, CANFIELD R A, SULEMAN A, et al. Aeroelastic scaling of a joined wing for nonlinear geometric stiffness[J]. AIAA Journal, 2012, 50(3): 513-522.

[11] RICCIARDI A P, EGER C A G, CANFIELD R A, et al. Nonlinear aeroelastic-scaled-model optimization using equivalent static loads[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(6): 1-10.

[12] BISPLINGHOFF R L, ASHLEY H, HALFMAN R L. Aeroelasticity[M]. Cambridge: Addison-Wesley Publishing, 1955: 695-716.

[13] WU Q, WAN Z Q, YANG C. Design optimization of scaled FLUTTER model considering structural dynamics and flutter constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1210-1216.

[14] PEREIRA P, ALMEIDA L, SULEMAN A, et al. Aeroelastic scaling and optimization of a joined-wing aircraft concept[C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2013: 2145-2148.

[15] PARK G J. Technical overview of the equivalent static loads method for non-linear static response structural optimization[J]. Structural & Multidisciplinary Optimization, 2011, 43(3): 319-337.

谭申刚 男,博士,研究员。研究方向:飞机结构强度设计。

作者简介:

柴睿 男,硕士,助理工程师。研究方向:飞机气动弹性设计。

黄国宁 男,硕士,研究员。研究方向:飞机气动弹性设计。

Scaling method of aeroelastic model considering geometric nonlinearity

CHAI Rui^{*}, TAN Shengang, HUANG Guoning

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The high-aspect-ratio flexible wing has become the main structural type of emerging aircraft with the increasing demand and performance improvement of aircraft. The wing type holds the inherent characteristics of high lift-to-drag ratio, large deformation and low weight, and the geometric nonlinear effect is obvious. However, the high aspect ratio will lead to larger wing deformation, resulting in nonlinear aeroelastic behavior. To evaluate the nonlinear aeroelastic behavior and reduce the risk and cost of the design, it is necessary to design a scaling model and conduct wind tunnel test with a scaling model to represent the aeroelastic characteristics of real aircraft. Based on this purpose, traditional linear scaling approaches are applied first. Two linear scaling methods, stiffness-mass coupled matched modal response and stiffness-mass decoupled matched modal response, and continually optimizes the design parameters of scaled model structure to meet the target values. Then, a new method named the nonlinear static deformation and mode collaborative optimization of the dynamic finite element model is proposed, which employs two different optimization subroutines to match the nonlinear static response and the mode shapes according to the full model equivalent static loads. The results show that, compared with the traditional linear scaling model, the nonlinear aeroelastic behavior of the full-size aircraft can be reproduced better by using the geometric nonlinear scaling method.

Keywords: nonlinear aeroelasticity; aeroelastic model scaling; high-aspect-ratio flexible wing; equivalent static loads; geometric nonlinearity

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0421

一种起落架载荷谱相似性判别方法

颜灿林, 贺小帆*, 李玉海

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 起落架结构的寿命监控对保障其安全性与经济性具有重要作用,但由于地面谱复杂的高低载荷非线性交互作用,难以准确计算单机谱的损伤。以当量损伤计算方法为基础,通过对寿命监控中的单机谱进行初步筛选,判别单机谱与基准谱的相似程度,进而分析损伤计算方法的适用性。提出了一种基于时间序列分析中的动态时间弯曲方法的起落架载荷谱相似性判别方法,进行了基准谱与4个单机谱下的疲劳实验,通过分析损伤计算误差与起落架载荷谱相似距离的关系,验证所提载荷谱相似性判别方法的合理性。

关 键 词: 起落架载荷谱; 疲劳损伤; 单机寿命监控; 载荷谱相似性; 动态时间弯曲

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0752-08

飞机结构在设计研制阶段,需要进行基准谱下的寿命实验,确定机群的基准寿命。飞机实际载荷历程往往与规定的使用情况有差异,而机群的基准使用寿命是针对规定使用方法给出的,不能反映单架飞机损伤情况。为保证飞机结构的安全性,现役先进飞机普遍进行单机寿命监控^[1]。起落架结构作为飞机结构重要的飞行安全件,直接影响着飞机结构的安全。据统计,由于起落架故障引发的事故占飞机总事故数量的40%以上,其中由于起落架关键部位疲劳破坏导致的起落架故障所占比例高达50%^[2]。由于起落架主要承力部件为单通道传力结构,载荷环境恶劣,材料大多采用高强度合金钢,缺口敏感,疲劳裂纹扩展迅速,结构复杂,造价昂贵,如何在保障安全的情况下充分发挥寿命潜力是一个重要问题。因此,对起落架结构进行寿命监控,实时监控关键部位的疲劳状态尤为重要。

单机寿命监控主要包括关键部位载荷数据采集、编制单机谱、单机谱损伤分析、寿命管理4个部分^[3],载荷谱的损伤分析是其中重要一环。由

于起落架及相关结构主要承受地面载荷的作用,着陆撞击过程中拉-压载荷交互作用,存在明显高低载荷非线性耦合,给载荷谱损伤分析带来很大困难^[4-6]。针对起落架单机谱的损伤计算通常有2种途径。①通过实验与有限元计算分析将起落架名义应力对应的载荷状态转化为关键部位的局部应力-应变状态,并采用合理的损伤计算方法评估关键部位的损伤。这种方法应用复杂,需要进行大量迭代,即使得到真实的局部应力-应变状态,目前也并不存在广泛适用的累积损伤理论^[7]。②直接通过起落架结构的名义应力谱,采用基于等损伤应力折算公式——SWT公式^[8]计算名义应力谱的当量损伤,结合基准谱下的实验寿命结果,对比基准谱与单机谱的当量损伤得到单机谱的真实损伤。这种方法的优点在于应用简单,目前广泛应用于以过载因子-超越数为特征的飞行谱损伤计算^[9-11],飞行谱以科目为单元,极少存在高载-负载耦合的情况,然而起落架谱存在明显高载-负载交互作用,使用当量损伤法不能准确计算单机谱损伤。因此,起落架谱损伤分析一直

收稿日期: 2018-07-13; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-10-29 08:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181025.1414.007.html

* 通信作者。E-mail: xfh@buaa.edu.cn

引用格式: 颜灿林, 贺小帆, 李玉海. 一种起落架载荷谱相似性判别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 752-759.

YAN C L, HE X F, LI Y H. An approach for similarity discrimination on landing gear load spectrum [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 752-759 (in Chinese).

是起落架寿命监控中的难题,如何提高损伤计算精度是问题的关键。为了解决载荷顺序效应造成损伤计算困难,通常的做法是选取合适的损伤计算方法及非线性累积损伤理论。然而大量损伤累积理论^[7]表明对这类每次起落均会承受拉-压载荷冲击的起落架载荷谱而言,并没有损伤累积理论可以准确计算损伤。

大量实验与经验表明对于构成形状相似的 2 个载荷谱,采用相同的损伤计算方法可以得到较为准确的损伤比值。因此本文考虑根据基准谱下已有的实验结果,对于使用过程中单机谱预先施加判别条件,判断单机谱与基准谱的相似度,进而分析损伤计算方法的适用性。目前关于载荷谱的相似性的研究较少,在汽车行业针对程序块谱提出载荷谱形状因子 (Spectrum Shape Factor, SSF)^[12-13],可以用来评估载荷谱的相似性,但该方法本质上通过谱的损伤来确定谱的形状因子,仍然避免不了损伤计算。姚卫星等^[14]提出基于 Bhattacharyya 距离 (简称 B 距离) 综合考虑寿命均值与分散性衡量原谱与等效谱寿命相似程度,本质上仍然是通过损伤分析得到的结果。本文基于时间序列分析中动态弯曲方法^[15],从载荷谱形状的角度出发判别载荷谱的相似性,得到单机谱与基准谱的相似距离,并通过当量损伤方法的计算误差给予验证。

1 当量损伤计算

本节简要介绍当量损伤方法^[9]的流程。在材料性能参数未知的情况下,当量损伤方法采用基于 SWT 公式^[8]和线性累积损伤理论的方法计算载荷谱损伤。采用指定应力比下 $S-N$ 曲线 (式(1)) 表征结构的疲劳性能。

$$S^m N = C \quad (1)$$

式中: S 为结构名义应力; N 为名义应力 S 下结构寿命; $S-N$ 曲线参数 m 的取值与材料、结构特性以及载荷情况相关,在未获取材料 $S-N$ 曲线前可统一取 $m=4$; C 为材料常数。线性疲劳累积损伤理论指出,在循环载荷作用下,疲劳损伤是线性累加的,各个应力之间相互独立和互不相关,当累积损伤达到某一数值时,试件或者构件就发生疲劳破坏。按 Miner 线性损伤累积损伤理论,单个循环损伤可按式(2)计算:

$$d_i = \frac{1}{N_i} = \frac{S_i^m}{C_i} \quad (2)$$

式中: C_i 和 m 为第 i 次应力循环下的 $S-N$ 曲线参

数; N_i 为在当前应力水平 S_i 下的寿命。累积各次循环损伤得到载荷谱真实损伤计算式为

$$D_{\text{damage}} = \sum_{i=1}^n d_i = \sum_{i=1}^n \frac{S_i^m}{C_i} \quad (3)$$

式中: n 为各级载荷循环数量之和; d_i 为第 i 个循环对结构造成的疲劳损伤。 C_i 受循环应力比的影响。为了考虑载荷谱中的应力比的影响,SWT 公式将所有的载荷循环转换为对称循环 (应力比为 -1), 其形式为

$$S_{-1} = S_{\max} \sqrt{\frac{1-R}{2}} = \sqrt{\frac{S_{\max} (S_{\max} - S_{\min})}{2}} \quad (4)$$

式中: $S_{\max}$ 与 $S_{\min}$ 为一次载荷循环的最大值与最小值; R 为应力比; S_{-1} 为转换为应力比 -1 的对称循环峰值。每个载荷循环的损伤可以表示为

$$d_i = \frac{(S_i)_{-1}^m}{C_{-1}} \quad (5)$$

其中: C_{-1} 为应力比为 -1 的 $S-N$ 曲线参数,此值为定值,可以略去。单次循环的当量损伤表示为

$$d_{\text{eq}} = (S_i)_{-1}^m \quad (6)$$

单机谱的当量损伤可以表示为

$$D_{\text{eq}} = \sum_{i=1}^n (S_i)_{-1}^m \quad (7)$$

在评估单机谱的损伤时,通过分别计算单机谱与基准谱的当量损伤,得到单机谱当量损伤与基准谱当量损伤的比值,结合基准谱下的实验寿命,即可得到单机谱真实损伤值。

$$D_{\text{real}} = \frac{D_{\text{eq}}}{t D_{\text{base}}} \quad (8)$$

式中: D_{real} 为单机谱的真实损伤,其临界值为 1; D_{base} 为基准谱的当量损伤; t 为基准谱下的全尺寸寿命实验经历的谱块数。

当量损伤计算方法并未考虑载荷顺序效应带来的影响,但是在单机谱与基准谱构成形式相似时,高低载荷的交互作用对损伤计算的影响近似一致,采用该方法计算得到的二者当量损伤的比值应接近于二者真实损伤的比值,而随着单机谱与基准谱差异增大,复杂的交互作用使得损伤计算误差迅速增加,因此需要建立一种起落架载荷谱相似性判别方法,比较各个单机谱与基准谱的相似程度。

2 起落架载荷谱的相似性度量

2.1 起落架载荷谱的相似性

关于随机谱的相似性判别,目前存在的研究较少,通常以载荷-超越数曲线描述飞机结构载荷谱,并通过载荷-超越数曲线相似进而认定 2 个载

荷谱损伤相当,但载荷-超越数曲线是由载荷序列计数得到,丧失了原有的载荷顺序信息。针对 Gassner 提出的载荷逐级递减的多级程序块谱, Heuler、Klätschke^[12] 和 Facchinetti^[13] 提出采用载荷谱形状因子^[12-13] 来判别载荷谱的形状。基于 S-N 曲线与线性累积损伤理论,SSF 定义为

$$SSF = \lg \frac{\sum N_i}{\sum N_{i,eq}} \quad (9)$$

式中: $\sum N_i$ 为程序块谱各级载荷循环数之和;

$\sum N_{i,eq}$ 为程序块谱中各级载荷循环等损伤折算为最大载荷对应循环数之和。该方法用于载荷逐级变化的程序块谱,避免了载荷顺序效应带来的影响,本质上是在损伤计算准确的前提下判别载荷谱与等幅谱的偏离程度。然而由于起落架载荷谱存在高低载荷交互作用,无法准确计算各个循环的损伤,因此无法通过 SSF 来表征载荷谱的形状。本文仅从载荷谱形状出发,所指的载荷谱的相似性是指两段载荷序列,细节上不完全相同,但形状上具有一定的相似性,即各级载荷出现的顺序,高载出现的位置以及循环数量具有一定的相似性。此外,对于起落架结构所承受的载荷,在一个起落范围内无论飞机执行何种任务,每次起降的动作基本一致,都包含着陆、滑行、刹车、转弯、起飞线试车、牵引等过程,着陆撞击产生的高载荷均匀地分布在地面滑跑、操纵载荷之间,高低载荷的位置相对固定,形式较为单一,每次起落的载荷本身具有一定的相似性。图 1 为一段典型的起落架载荷序列,纵轴表示单位化后的载荷。

针对起落架载荷谱这一特殊的载荷谱形式,从时域角度出发,比较不同起落架载荷谱的相似程度。疲劳载荷谱本质上是一段时间序列,重要的要素为载荷的大小、出现的顺序、循环次数,重点关注的是谱中最大载荷循环,以及出现的先后

顺序,而对载荷点之间的时间间隔予以忽略。将一段载荷序列抽象成为时间轴能够自由伸缩的时间序列,判别起落架载荷谱的相似性的问题转变成判别时间轴伸缩的时间序列的相似性问题。

2.2 动态时间弯曲

引入动态时间弯曲 (DTW) 方法度量起落架载荷谱的相似性。DTW 距离由 Berndt 和 Clifford 于 20 世纪 90 年代引入到时间序列数据挖掘领域^[16],在动作识别^[17]、飞行载荷的识别^[18] 中也有应用,该方法支持时间轴上的伸缩,不要求序列点一一匹配,可以通过求得不同长度序列之间的距离来支持序列对齐匹配,消除欧氏距离只能点对点匹配的缺陷,以最小的代价使得时间轴弯曲,从而使得时间序列点得到一对多的匹配。该方法的示意图见图 2,图 2(a) 为欧氏距离匹配,图 2(b) 为 DTW 距离匹配,区别在于 DTW 在保证点的顺序的情况下,不要求一一对应,寻求两点之间的最小欧氏距离。该方法应用在起落架载荷谱相似度比较时,可以尽量匹配到每个起落内最大峰与最小谷值,而这些点正是对损伤影响较大的部分,理论上该方法可以用于起落架载荷谱的相似性判别。

DTW 方法以动态规划为基础,寻找两列时间序列的最短距离。具体做法如下:设有时间序列 $T_1 = \{a_1, a_2, \dots, a_n\}$, 和时间序列 $T_2 = \{b_1, b_2, \dots, b_m\}$, a_n 和 b_m 分别表示 2 段时间序列各采样点数据。将它们按照其时间位置排序,构造 m 行 n 列的距离矩阵 D ,即

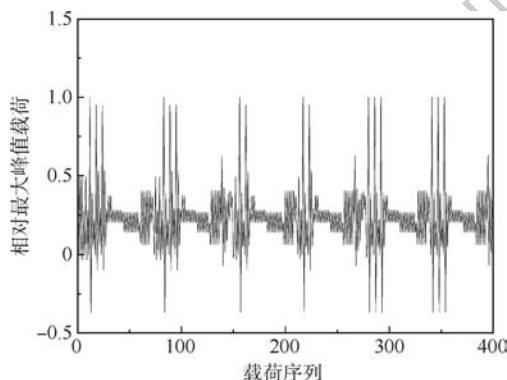


图 1 典型起落架载荷谱

Fig. 1 Typical landing gear load spectrum

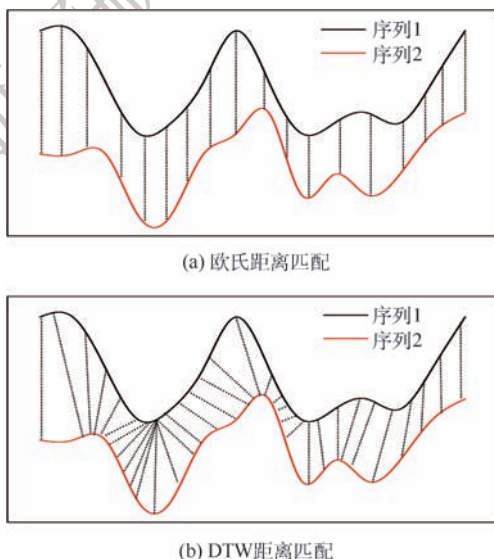


图 2 欧氏距离匹配与 DTW 距离匹配对比

Fig. 2 Comparison of Euclidean distance matching and dynamic time warping distance matching

$$D = \begin{bmatrix} d(a_1, b_1) & \cdots & d(a_1, b_m) \\ \vdots & & \vdots \\ d(a_n, b_1) & \cdots & d(a_n, b_m) \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $d(a_1, b_1) = \sqrt{(a_1 - b_1)^2}$ 。寻找一条路径使得从矩阵的左上角到右下角累加的距离最短,并累加路径上元素值得到 DTW 距离。路径选择的原则为下一点只能在上一点的右方、下方或右下方,见图 3^[16],图中: Y, S 为 2 段时间序列; W 为时间序列 Y 与时间序列 S 之间各点欧氏距离;序列 Y 的横轴代表时间,纵轴代表时间序列中采样点的值;序列 S 坐标与坐标 Y 相同。计算 DTW 距离公式表示为

$$D_{DTW}(T_1, T_2) = d(a_1, b_1) + \min \{ D_{dtw}(T_1, \text{rest}(T_2)), D_{dtw}(\text{rest}(T_1), T_2), D_{dtw}(\text{rest}(T_1), \text{rest}(T_2)) \} \quad (11)$$

式中: $\text{rest}(T_1) = \{a_2, a_3, \cdots, a_n\}$; $\text{rest}(T_2) = \{b_2, b_3, \cdots, b_m\}$; $D_{dtw}(T_1, \text{rest}(T_2))$ 表示计算时间序列 T_1 与剔除前一点的时间序列 T_2 的 DTW 距离。

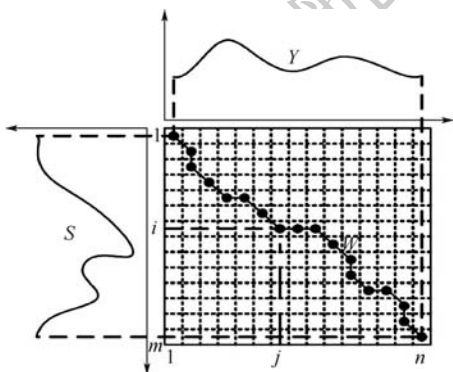


图 3 动态弯曲路径示意图^[16]

Fig. 3 Illustration of dynamic warping path^[16]

2.3 基于 SWT 公式的 DTW 方法

将 2.2 节的 DTW 方法应用于起落架载荷谱分析仍然存在一个问题,距离矩阵 D 中的元素为载荷谱对应点之间的欧氏距离,寻找最短路径的标准也是依据载荷点之间的欧氏距离,该距离仅表征了载荷点之间的绝对距离。然而疲劳损伤不仅与载荷幅值有关,还与均值有关。距离计算方法比较如图 4 所示,横轴代表载荷序列,纵轴各载荷点应力。采用欧氏距离计算 A, B 间与 B, C 间的距离,结果显示二者相等,即 A, B 间的差异程度与 B, C 间相同,然而从疲劳载荷谱的角度出发, A, B 两点间的平均应力高于 B, C 间的平均应力,就单个载荷循环而言,将 B 变为 A 对载荷谱损伤造成的影响必然大于将 C 变为 B 的影响,疲劳载荷谱的相似性分析需要综合考虑载荷点之间的均值与幅值,而欧氏距离显然不能适用。

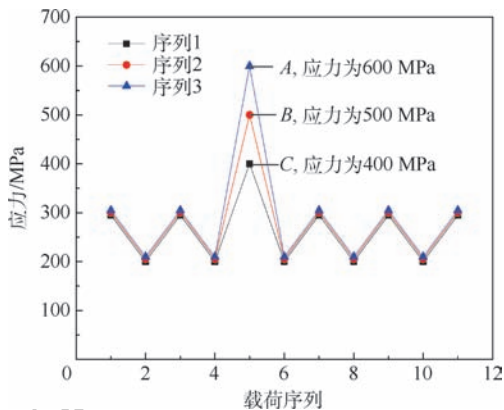


图 4 距离计算方法比较

Fig. 4 Comparison of distance calculation methods

为了使距离矩阵中的元素既能够反映疲劳损伤的特点,又能体现载荷谱的接近程度。参考第 1 节中提到的 SWT 公式,该公式将任意一个载荷循环等损伤折算为对称循环,可以综合考虑均值与幅值的影响,将距离矩阵中元素改写为

$$d(a, b) = \sqrt{[c(a - b)]^2} \quad (12)$$

式中: $c = \max \{ |a|, |b| \}$, $|a|, |b|$ 为 a, b 两距离测点值的绝对值, a, b 为任意距离测点,该公式将 2 个载荷谱中的对应载荷点假想为一个载荷循环 (a, b) ,并采用类似于等 SWT 公式的方法计算得到该循环的等效循环的“峰值”,本文称之为损伤距离。

尽管称之为“距离”,实际上式(2)并不满足传统的距离的定义。良好的距离定义需要满足 3 个基本条件:

- 1) 非负性, $d(a, b) \geq 0$ 。
- 2) 对称性, $d(a, b) = d(b, a)$ 。
- 3) 三角不等式, $d(a, b) + d(b, c) \geq d(a, c)$ 。

观察式(12)不难发现,条件 1)、2) 容易满足,条件 3) 并不满足,式(12)与 SWT 公式的关系为

$$d(a, b) = 2S_{-1}^2 \quad (13)$$

式(13)同时也满足当量损伤的幂函数形式,因此损伤距离公式具有损伤的含义。仍考虑图 4 中的情况,一个 (A, C) 载荷循环造成的损伤必然大于 (A, B) 与 (B, C) 循环造成的损伤之和,容易得到 $d(a, b) + d(b, c) \leq d(a, c)$,不满足三角不等式。这表明虽然将式(12)定义为“损伤距离”,该表达式却并不是真正定义上的距离。

损伤距离可以理解为从疲劳损伤的角度度量两级载荷间的近似程度,若两级载荷的疲劳损伤差别较小,则表示两级载荷更接近,同样以图 4 中 A, B, C 3 点为例,采用式(12)分别计算图 4 中 $A,$

B 间与 B 、 C 间的损伤距离,可以得到 $d(A, B) > d(B, C)$, 即 B 、 C 两点间的载荷更接近, 符合疲劳损伤的特点。因此该式 (12) 综合考虑了载荷幅值与均值的影响, 可以反映出两级载荷的近似程度。

3 实验及分析

根据第 1 节, 采用当量损伤计算方法计算载荷谱损伤时, 其计算误差会随着基准谱与单机谱的相似程度降低而增加。根据本文所提出的相似性判别方法, 进行了实验获取各载荷谱的真实损伤, 采用第 1 节中的当量损伤计算方法进行预测, 并分析实验与预测结果的误差。根据第 2 节提出的相似性判别方法计算得到各载荷谱与基准谱的 DTW 距离, 结论表明损伤预测的精度随 DTW 距离增加而降低, 即 DTW 方法可以用于起落架载荷谱的相似性度量。

3.1 起落架下陷细节模拟件

试件模拟起落架外筒变截面处, 试件材料采用高强度合金钢 30CrMnSiNi2A, 试件长 300 mm, 厚 7 mm, 夹持段宽 50 mm, 工作段宽 30 mm, 含有一个半径为 10 mm 下陷过渡圆角, 试件表面粗糙度 $R_a = 1.6$, 试件尺寸见图 5。

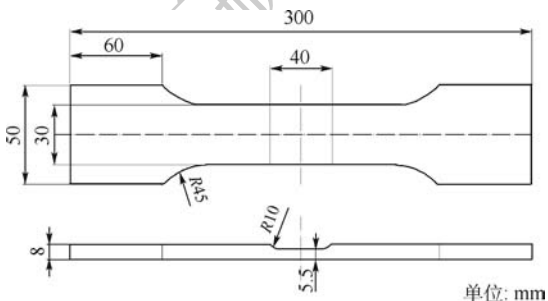


图 5 试件几何形状

Fig. 5 Geometry of specimen

3.2 载荷谱

载荷谱分为 2 类: 谱 1 为起落架基准谱, 代表了在基准使用状态下受载情况。谱 2 ~ 谱 4 为 3 个起落架单机载荷谱, 载荷谱均为飞续飞形式, 每个载荷谱均代表 500 次飞行起落。

为了表明 DTW 方法可以区分载荷谱的相似程度, 对基准载荷谱进行小载删除, 见图 6。删除每次起落中峰值小于 40% 最大载荷, 谷值大于 0 的载荷循环, 得到谱 1-1, 删除循环占总循环数 70%。采用当量损伤方法分别计算谱 1 与谱 1-1 的当量损伤, 得到谱 1-1 与谱 1 的损伤比值为 0.954, 表明删除的载荷循环对损伤基本没有影响。观察图 6, 可见删除小载之后载荷谱形式发生了较大变化。对各个载荷谱进行雨流计数, 将

取出的载荷循环绘制成载荷-超越数曲线, 见图 7。图 7 中横轴为各载荷谱峰值应力与基准谱最大应力的比值, 纵轴为各级载荷超越数与基准谱循环数的比值。

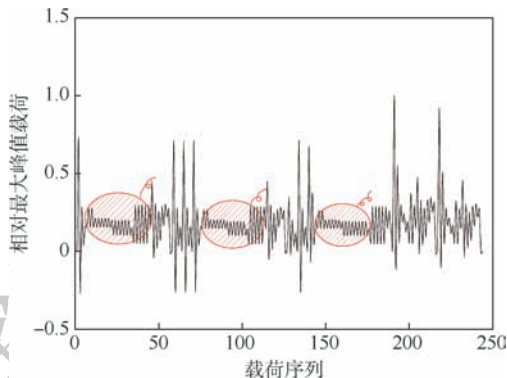


图 6 谱 1 部分载荷序列

Fig. 6 Fractional load sequence of Spectrum 1

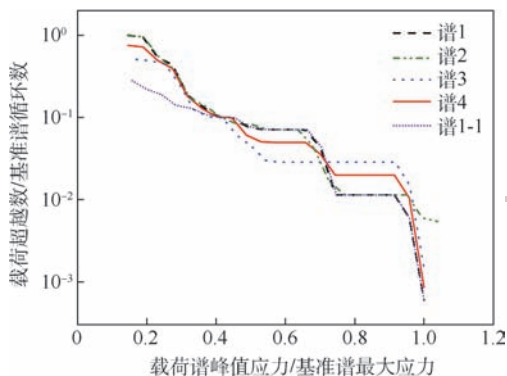


图 7 起落架载荷谱相对峰值-相对超越数曲线

Fig. 7 Relative peak-relative excess curves of landing gear load spectrum

3.3 实验结果

疲劳实验在 MTS880-500 kN 电液伺服疲劳实验机上进行。试件直接夹持在实验机夹头上, 在室温大气环境下沿轴向加载, 加载波形为正弦波, 实验频率为 5 Hz, 加载至破坏。图 8 显示了基准谱加载情况下的断口图片, 观察断口发现, 在圆弧过渡区域萌生表面多源裂纹, 选取最先萌生的为主裂纹。使用光学显微镜对试件断口进行判读, 可以得到裂纹扩展的 (L, N) 数据, 其中 L 为裂纹前缘距试件表面距离, N 为飞行起落数, 图 9 列出了得到的谱 1 下的 (L, N) 数据。在纵轴为对数坐标下, L - N 曲线大致呈直线, 符合相对小裂纹扩展规律。对 (L, N) 数据采用三点拉格朗日插值方法确定沿孔径方向指定裂纹长度对应的裂纹萌生寿命。取裂纹长度为 0.8 mm 对应的疲劳寿命为裂纹萌生寿命。假定裂纹萌生寿命服从对数正态分布^[19], 对数正态分布的均值与方差计算方法如下:

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^h \lg N_i \\ \hat{\sigma} = s = \sqrt{\frac{1}{h-1} \sum_{i=1}^h (\lg N_i - \hat{\mu})^2} \\ N_{50} = 10^{\hat{\mu}} \end{cases} \quad (14)$$

式中: N_i 为疲劳裂纹萌生寿命; h 为有效试件数量; N_{50} 为中值寿命; s 为中值寿命标准差。对各个载荷谱采用当量损伤方法进行寿命预测,以基准谱谱 1 的寿命为基准计算其他载荷谱下的疲劳寿命,结果见表 1。图 8 为典型断口图片,图 9 中 01~05 为谱 1 下进行疲劳实验的 5 件试件。

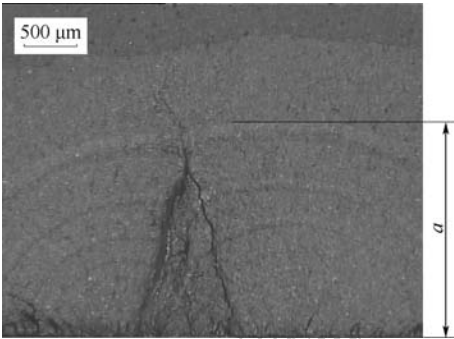


图 8 谱 1 下典型试件断口

Fig. 8 Typical fracture surface of specimen under Spectrum 1

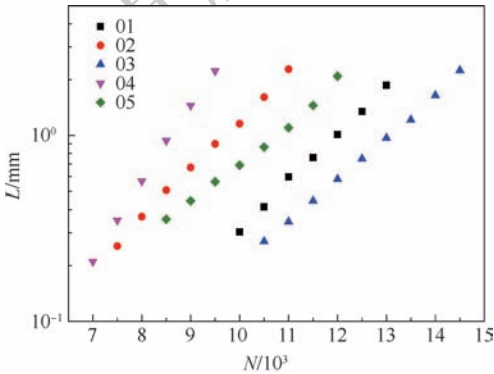


图 9 谱 1 下主裂纹扩展(L,N)数据

Fig. 9 Lead crack growth (L,N) data corresponding to Spectrum 1

表 1 寿命统计结果

Table 1 Statistics results of life

载荷谱	试件数	实验寿命/ 起落数	计算寿命/ 起落数	相对误差的 绝对值/%
1	5	11 067		
1-1	6	17 839	11 600	34.97
2	7	10 899	10 938	0.36
3	7	6 895	8 980	30.24
4	6	9 973	8 851	11.25

3.4 损伤计算精度与载荷谱相似度的关系

采用 2.3 节 DTW 方法计算 3.2 节中 4 个载荷谱与基准谱的 DTW 距离。结合 2.3 节中损伤

计算误差结果,结果见表 2 与图 10,图中横轴为各个单机谱与基准谱的 DTW 距离,纵轴为损伤计算的相对误差的绝对值 E ,相对误差的绝对值与 DTW 距离呈正相关。

表 2 单机谱与基准谱之间的 DTW 距离

Table 2 DTW distance between individual spectrum and reference spectrum

载荷谱	1-1	2	3	4
DTW 距离	421.5	9.1	134.9	23.5

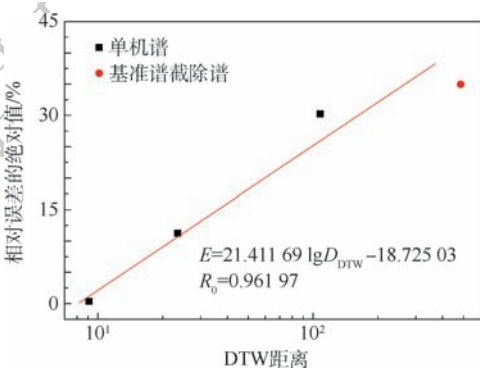


图 10 DTW 距离与损伤计算误差的关系

Fig. 10 Relationship between DTW distance and damage calculation error

3.5 结果分析

1) 谱 1 与谱 1-1 的寿命存在明显区别,采用当量损伤方法,计算得到谱 1-1 的寿命为 11 600 次起落,与谱 1 的 11 067 次起落差别可以忽略不计,这是由于谱 1-1 通过截除谱 1 中的小载荷循环得到,采用疲劳分析方法,小载荷循环造成的损伤可以忽略不计。然而在起落架载荷谱中这些低载荷与高载荷共同作用,对结构寿命产生复杂的影响,删去这些小载荷循环后,载荷谱的构成形式与交互作用均发生改变。实验结果显示谱 1-1 的寿命与谱 1 相比增加了 61%,寿命计算误差达到了 34.97%。由于谱 1-1 为谱 1 截除小载荷后的结果,载荷谱形状存在很大差别,可以通过 DTW 距离反映。谱 1-1 与谱 1 的 DTW 距离为 421.5,而其余 3 个单机谱最大的 DTW 距离为 134.9,差异明显。

2) 上述 4 个起落架谱寿命计算误差随 DTW 距离增加而增大,在对数坐标下与相对误差与 DTW 距离近似呈线性关系,对 4 个单机载荷谱计算结果进行回归分析,拟合得到到回归直线为 $E = 21.411\ 69 \lg D_{DTW} - 18.725\ 03$,回归系数 R_0 为 0.961 97。若以计算误差为 20% 作为误差极限,通过上式计算的 DTW 临界值为 64.36。4 个载荷谱中谱 3 与谱 1-1 的 DTW 距离超过此临界值,需

要单独处理。实验结果表明这两个谱的计算误差均超过了 30%。

4 讨论

将 DTW 方法分析结果与 SSF 方法对比。采用式(9)计算 3.2 节的 5 个载荷谱的 SSF,其中采用当量损伤方法进行等损伤折算。

SSF = lg \frac{\sum N_i}{\sum N_{i,eq}} = lg \frac{\sum N_i}{D_{eq}/D_{max,cycle}} (15)

式中: D_{max,cycle} 为谱中最大循环的当量损伤值。通过 SSF 的定义易知,当 SSF = 0,载荷谱为等幅谱,当 SFF 越大,载荷谱中小载荷数量越多。得到 5 个载荷谱的 SSF 结果,见表 3。

表 3 不同载荷谱 SSF 结果

Table 3 SSF results of different load spectra

载荷谱	1	1-1	2	3	4
SSF	1.195	0.672	1.146	1.148	1.266

表 3 中结果显示,谱 1 与谱 2、谱 3、谱 4 的 SSF 相差不大,由于 4 个谱均采用相同的载荷谱编制技术得到,其高载荷、低载荷的比例具有一致性,然而谱 3 的损伤计算误差为 30.23%,无法直接通过 SSF 加以判别,进而无法确定单机谱 SSF 值与基准谱的近似程度是否与损伤计算误差相关。而谱 1 与谱 1-1 的 SSF 值分别为 1.195 和 0.672,差异明显,表明 SSF 方法可以区分基准谱 1 与删除小载后的谱 1-1。这主要是因为 SSF 仅能区分载荷谱中载荷循环大小和数量,不能区分载荷的顺序。而采用 DTW 方法综合考虑载荷序列的相似程度,可以得到单机谱的 DTW 距离与计算误差绝对值呈正相关。

本文方法仅针对起落架载荷谱这类特殊的载荷谱,其构成单一,本身就具有一定的相似性。对于其他形式载荷谱适用性仍需要检验。

5 结论

本文选取基于 SWT 公式的当量损伤方法作为损伤计算方法,并采用基于 SWT 公式的 DTW 距离度量起落架单机谱与基准谱的相似程度,进行单机起落架载荷谱下疲劳实验验证,得到:

1) 具有 SWT 公式的 DTW 方法可以用于起落架载荷谱的相似性度量,可以将 DTW 距离作为起落架载荷谱分类的指标。

2) 当量损伤方法计算精度与载荷谱形式相关,计算损伤时,对于基准谱的选取要有代表性。

在进行起落架载荷谱损伤计算时,可以预先采用 DTW 方法,对 DTW 距离明显偏大的载荷谱进行剔除,然后对余下的单机谱采用当量损伤方法计算疲劳损伤,提高损伤方计算的精度。

3) 起落架载荷谱中地面滑跑阶段的小载荷与高载荷之间的交互作用对损伤影响很大,如本例中谱 1 与谱 1-1 寿命差别达到了 34.97%,在编制起落架载荷谱时针对这类载荷应尽量予以保留。

参考文献 (References)

[1] 刘文珽,王智,隋福成. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010:7-32.
LIU W T, WANG Z, SUI F C. Technical guide of individual aircraft fatigue monitoring[M]. Beijing: National Defence of Industry Press,2010:7-32 (in Chinese).
[2] 吉倩. 飞机起落架疲劳可靠性分析方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007:5-16.
JI Q. Research on fatigue reliability analysis method of aircraft landing gear [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007:5-16 (in Chinese).
[3] MOLENT L, AKTEPE B. Review of fatigue monitoring of agile military aircraft[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2010, 23(9):767-785.
[4] 亚伯·斯海维. 结构与材料的疲劳[M]. 2 版. 吴学仁,等,译. 北京:航空工业出版社,2014:48-95.
SCHIJVE J. Fatigue of structures and materials[M]. 2nd ed. WU X R, et al., translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2014:48-95 (in Chinese).
[5] TAO J X, SMITH S, DUFF A. The effect of overloading sequences on landing gear fatigue damage[J]. International Journal of Fatigue, 2009,31(11-12):1837-1847.
[6] SKORUPA M. Load interaction effects during fatigue crack growth under variable amplitude loading-A literature review. Part I: Empirical trends[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures,1998,21(8):987-1006.
[7] FATEMI A, YANG L. Cumulative fatigue damage and life prediction theories: A survey of the state of the art for homogeneous materials[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(1): 9-34.
[8] SMITH K N, WATSON P, TOPPER T M. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Material,1970,5(4):767-778.
[9] 王智,刘文珽,王磊. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度,2009,31(1):150-154.
WANG Z, LIU W T, WANG L. Study on the fatigue scatter factor for individual aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength,2009,31(1):150-154 (in Chinese).
[10] 李唐,贺小帆,刘文珽. 基于 Fokker F27 机群载荷谱损伤分散性计算分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 551-558.
LI T, HE X F, LIU W T. Calculation and analysis of the scatter

- of load spectrum damage based on Fokker F27 airplanes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3):551-558(in Chinese).
- [11] 李唐. 基于机群载荷谱损伤分散的严重载荷谱编制方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2016:30-36.
- LI T. A method of severe load spectrum development based on the variation of load spectrum damage in a fleet[D]. Beijing: Beihang University,2016:30-36(in Chinese).
- [12] HEULER P, KLÄTSCHKE H. Generation and use of standardised load spectra and load-time histories[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(8):974-990.
- [13] FACCHINETTI M L. Fatigue damage of materials and structures assessed by Wöhler and Gassner frameworks: Recent insights about load spectra for the automotive[J]. Procedia Engineering, 2018, 213:117-125.
- [14] 金甲,姚卫星,谢飞. 疲劳载荷谱B氏等效与实验验证[J]. 航空科学技术, 2016, 27(7):57-63.
- JIN J, YAO W X, XIE F. Equivalence of fatigue load spectra based on B-distance with experimental verification[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(7):57-63(in Chinese).
- [15] BERNDT D J. Using dynamic time warping to find patterns in time series[C]// AAAI-94 Workshop on Knowledge Discovery in Databases (KDD-94). Palo Alto: AAAI, 1994:359-370.
- [16] BERNDT D J, CLIFFORD J. Finding patterns in time series: A dynamic programming approach[M]// FAYYAD U M, PIA-TETSKY-SHAPIRO G, SMYTH P, et al. Advances in knowledge discovery and data mining. Menlo Park: AAAI, 1996:229-248.
- [17] 傅颖,郭晶云. 基于动态时间规整的人体动作识别方法[J]. 电子测量技术, 2014, 37(3):69-72.
- FU Y, GUO J Y. Dynamic time warping-based human action recognition[J]. Electronic Measurement Technology, 2014, 37(3):69-72(in Chinese).
- [18] 张建业,张鹏. 飞行数据的时间序列分析方法及其应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2013:45-167.
- ZHANG J Y, ZHANG P. Time series analysis methods and application for flight data[M]. Beijing: National Defence of Industry Press, 2013:45-167(in Chinese).
- [19] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986:277-295.
- GAO Z T. Fatigue application statistics[M]. Beijing: National Defence of Industry Press, 1986:277-295(in Chinese).
- 作者简介:
颜灿林 男,硕士研究生。主要研究方向:结构耐久性。
贺小帆 男,博士,副教授。主要研究方向:疲劳/断裂,结构耐久性与可靠性,腐蚀条件下使用寿命评定,载荷谱编制方法。
李玉海 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结构疲劳寿命可靠性。

An approach for similarity discrimination on landing gear load spectrum

YAN Canlin, HE Xiaofan*, LI Yuhai

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The life monitoring of the landing gear structure plays an important role in ensuring its safety and economy. However, it is difficult to accurately predict the fatigue damage of the individual spectrum due to the complex high-low load interaction of the ground spectrum. Therefore, based on the equivalent damage calculation method, the paper analyzes the similarity between the individual spectrum and the reference spectrum by analyzing the individual spectrum in the life monitoring, and then analyzes the applicability of the damage calculation method. An approach for comparing the similarity of landing gear load spectrum based on dynamic time warping method in time series analysis is proposed, and fatigue test under the reference spectrum and 4 individual spectra is conducted. By analyzing the relationship between the damage calculation error and the similar distance of the landing gear load spectrum, the rationality of the load spectrum similarity discrimination approach is verified.

Keywords: landing gear load spectrum; fatigue damage; individual aircraft life monitoring; load spectrum similarity; dynamic time warping

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0150

基于键合图模型的 SHA/EMA 余度系统的故障诊断



刘宏飞¹, 于黎明^{2,*}, 张柱¹, 阎旭栋¹, 韩旭东¹

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 飞行学院, 北京 100083)

摘 要: 针对液压伺服作动器 (SHA) 和机电作动器 (EMA) 组合的余度系统中故障模式复杂的问题, 采用基于键合图模型的故障诊断方法, 可以诊断出系统中多种参数故障。首先建立 SHA/EMA 余度系统的行为模型, 然后根据因果关系倒置法转换成诊断键合图模型, 进而推导出计算残差的解析冗余关系式 (ARR), 并创建故障特征矩阵 (FSM) 作为故障隔离的依据。联立行为模型和诊断模型对可隔离故障进行诊断, 并通过 ARR 估计故障参数以诊断不可隔离故障。选取典型故障进行仿真验证, 结果表明可隔离故障和不可隔离故障均被成功隔离, 验证了所提方法对 SHA/EMA 余度系统的故障诊断是有效可行的。

关 键 词: 余度系统; 键合图; 故障诊断; 解析冗余关系式 (ARR); 故障特征矩阵 (FSM)

中图分类号: V240.2; TP202

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0760-09

随着多电飞机概念的提出, 功率电传作动系统开始越来越多地应用在飞机上, 目前应用最广泛的两类功率电传作动器是电静液作动器 (EHA) 和机电作动器 (EMA)。由于一些尚未解决的技术难题 (如滚柱丝杠卡死) 存在, 功率电传作动器还不能完全取代传统的液压伺服作动器 (SHA), 而是通常采用与技术成熟的 SHA 组合成非相似余度作动系统的方法来进行过渡^[1]。非相似余度结构可有效地避免共性故障, 但余度结构带来的元部件数量的增加会增加系统发生故障的可能性^[2], 所以对传统液压作动器 SHA 与先进的功率电传作动器 EMA 组成的余度系统进行故障诊断具有一定的预研价值。

功率键合图是一种基于能量守恒原理的建模方法, 可以方便地建立多能域系统的统一模型^[3]。由功率键合图模型中的因果关系可以直

接推导出反映系统故障特征的解析冗余关系式 (ARR), 从而方便对系统进行故障诊断和隔离 (FDI)。文献[4]应用全局 ARR 对不同工作模式下的混合动力液压转向系统进行了故障诊断。文献[5]采用双因果键合图方法增加了系统可隔离故障数量。文献[6]将键合图与 BP 神经网络相结合, 研究了并网逆变器的故障诊断。文献[7]建立了 EHA 的键合图模型并对液压缸内泄漏故障进行了诊断。已有的研究多是针对系统中可隔离故障的诊断, 对于不可隔离故障的诊断却鲜有提到, 而在不可隔离故障中, 某些典型故障仍然存在较大的诊断价值。

本文提出的基于键合图模型的故障诊断方法分为 3 步: 第 1 步, 建立 SHA/EMA 余度系统的行为模型, 模拟系统的实际工作情况^[8]; 第 2 步, 进行理论推导, 得到故障诊断的理论依据; 第 3 步,

收稿日期: 2018-03-22; 录用日期: 2018-11-23; 网络出版时间: 2018-12-24 08:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181219.1603.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51275021)

* 通信作者. E-mail: yuliming@buaa.edu.cn

引用格式: 刘宏飞, 于黎明, 张柱, 等. 基于键合图模型的 SHA/EMA 余度系统的故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 760-768. LIU H F, YU L M, ZHANG Z, et al. Fault diagnosis for SHA/EMA redundant system based on bond graph model [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 760-768 (in Chinese).

通过仿真对故障进行诊断。其中第 2 步最关键,完成该步骤后可以将系统中所有的故障分为可隔离故障和不可隔离故障,本文选择典型的可隔离故障(液压缸内泄漏、滚柱丝杠失步)和不可隔离故障(电液伺服阀内泄漏、滚柱丝杠卡死)进行了仿真验证。

1 行为模型

图 1 为 SHA/EMA 余度系统的原理图,图上半部分为 SHA,电液伺服阀控制液压缸输入流量驱动作动筒运动;下半部分为直驱式 EMA,电机的旋转运动通过滚柱丝杠转化为直线运动。图中: i_v 为输入电液伺服阀的电流; U 为输入电机的电压; x_s 为滚柱丝杠的位移; x_1 和 F_1 分别为舵面的位移和其所受的负载力; x_p 为液压缸活塞杆的位移; F_E 和 F_H 分别为滚柱丝杠与舵面间的作用力和活塞杆与舵面间的作用力。2 个通道在舵面处采用力综合的方式,共同驱动负载。

的位移和其所受的负载力; x_p 为液压缸活塞杆的位移; F_E 和 F_H 分别为滚柱丝杠与舵面间的作用力和活塞杆与舵面间的作用力。2 个通道在舵面处采用力综合的方式,共同驱动负载。

依次建立系统中电液伺服阀、液压缸、电机、滚柱丝杠和舵面的键合图模型,将其按照工作原理连接起来,得到 SHA/EMA 余度系统的键合图模型,如图 2 所示。为获得系统中所有的故障信息,在图 2 中设置了 8 个传感器 Df_1 、 Df_2 、 De_1 、 Df_3 、 De_2 、 De_3 、 Df_4 和 De_4 ,分别测量电机的感应电流(I_m)、电机转速(ω)、滚柱丝杠间的作用力(F_s)、滚柱丝杠移动速度(v_s)、滚柱丝杠与舵面间的作用力(F_E)、活塞杆与舵面间的作用力(F_H)、活塞杆移动速度(v_p)、液压缸两腔压力差(P_{L1})8 个物理量。

建立了 SHA/EMA 余度系统的键合图模型后,需要验证该模型的可用性。查阅相关文献^[9-10],得到 SHA 和 EMA 的参数如表 1 所示。代入表 1 中的参数,对系统模型进行仿真验证。

SHA/EMA 余度系统开环下的输出力曲线和位移曲线分别如图 3 和图 4 所示。由图 3 可知,SHA 的响应速度快于 EMA,最初 EMA 作为负载的一部分被 SHA 拉动,经过 0.2 s 后 EMA 才开始产生推力。由图 4 可知,SHA 和 EMA 具有很好的同步性,位移偏差基本为零;在 4 s 处加入 10 kN 的外负载后,由于未加闭环控制,作动杆会被反推着运动,产生一定的反向位移,最终达到稳定状态。图 3 和图 4 中的曲线验证了该模型的可用性。

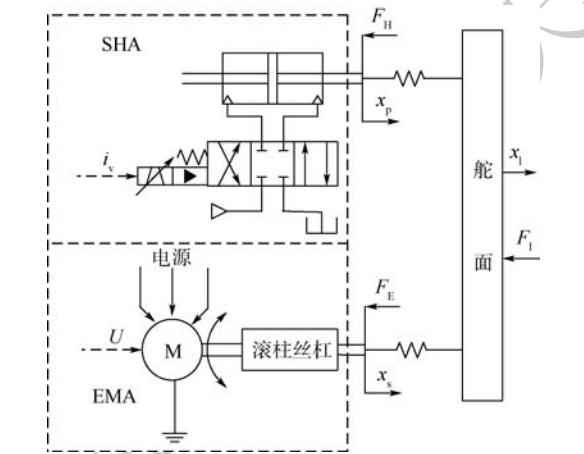


图 1 SHA/EMA 余度系统的原理图
Fig.1 Schematic diagram of SHA/EMA redundant system

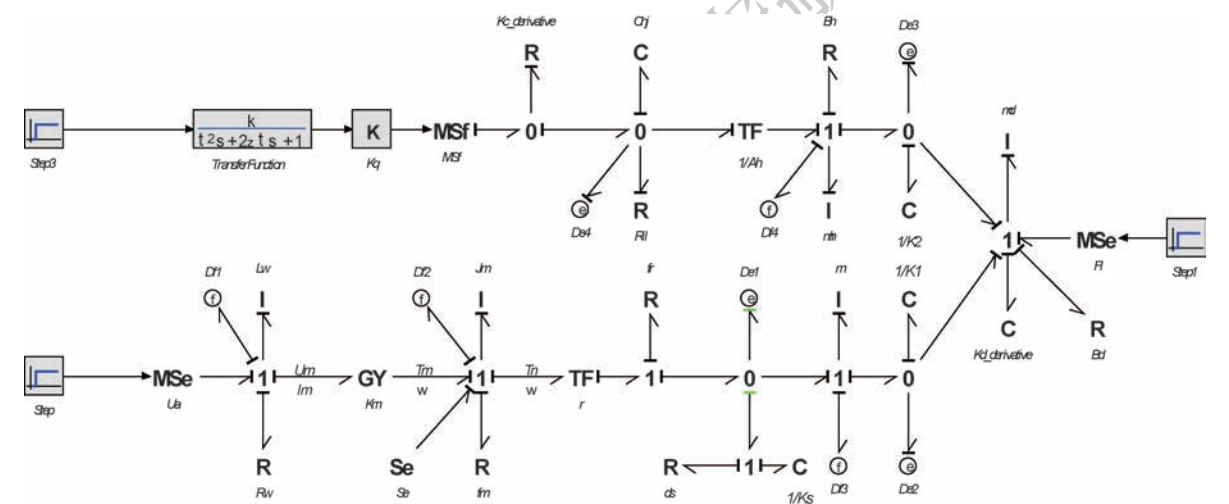


图 2 SHA/EMA 余度系统的键合图模型
Fig.2 Bond graph model of SHA/EMA redundant system

表 1 SHA/EMA 余度系统的仿真参数

Table 1 Simulation parameters of SHA/EMA redundant system

仿真参数	数值
电液伺服阀流量增益 $K_q/(m^2 \cdot s^{-1})$	2.7
电液伺服阀流量-压力系数 $K_c/((m^3 \cdot s^{-1}) \cdot Pa^{-1})$	1.75×10^{-11}
电液伺服阀电流增益 $K_v/(m \cdot A^{-1})$	1.52×10^{-4}
液压缸的液容效应 $C_{hj}/(Pa \cdot m^{-3})$	4.59×10^{-14}
液压缸内泄漏 $R_{il}/(Pa \cdot (m^3 \cdot s^{-1})^{-1})$	5.0×10^{11}
液压缸活塞的有效面积 A_h/m^2	1.47×10^{-3}
液压缸等效黏性阻尼 $B_h/(N \cdot s \cdot m^{-1})$	10000
液压缸活塞上等效质量 m_h/kg	55
舵面与活塞杆连接刚度 $K_2/(N \cdot m^{-1})$	1.0×10^8
舵面等效质量 m_r/kg	600
电机输入电压 U/V	40
电机电枢电感 L_w/H	0.0025
电机电枢电阻 R_w/Ω	1.5
电机电磁力矩常数 $K_m/(N \cdot m \cdot A^{-1})$	0.2
电机-滚柱丝杆转动惯量 $J_m/(kg \cdot m^2)$	0.0012
电机转子轴启动摩擦转矩 $S_e/(N \cdot m)$	-0.01
轴承摩擦系数 $f_m/((N \cdot m \cdot s) \cdot rad^{-1})$	-0.0004
滚柱丝杠导程 P/m	0.00254
滚柱丝杠连接刚度 $K_s/(N \cdot m^{-1})$	3×10^8
舵面与滚柱丝杠连接刚度 $K_1/(N \cdot m^{-1})$	1.0×10^8
丝杠上等效质量 m/kg	1
滚柱滚柱丝杠黏性摩擦系数 $f_v/((N \cdot m \cdot s) \cdot rad^{-1})$	1×10^4
舵面负载力 F_1/N	-10000

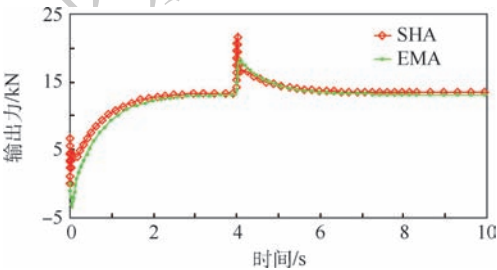


图 3 SHA/EMA 余度系统的开环输出力曲线

Fig. 3 Curves of open-loop output force of SHA/EMA redundant system

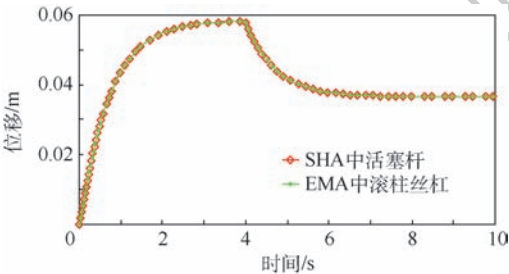


图 4 SHA/EMA 余度系统的开环位移曲线

Fig. 4 Curves of open-loop displacement of SHA/EMA redundant system

2 理论推导

故障诊断的理论推导分为 3 步:第 1 步,根据实际系统的行为模型建立诊断键合图模型;第 2 步,推导 ARR,预测残差变化趋势;第 3 步,创建故障特征矩阵(FSM),作为诊断依据。

2.1 诊断键合图

首先根据因果关系倒置法^[11],将图 2 中所有的储能元件(I,C)由积分因果关系转换成微分因果关系,然后将传感器变换成相应的虚拟源,最后修改其他键合图元的因果关系以避免冲突,由此即可得到 SHA/EMA 余度系统的诊断键合图模型,如图 5 所示。在该图中,虚拟源为诊断键合图的输入信号,其值来自行为模型传感器的输出值;与虚拟势(流)源相连键上的流(势)即为系统的残差,正常状态下其值都为零。为了方便 2.2 节中 ARR 的推导,这里给功率键指定了序号,图中一共有 36 根功率键。

2.2 解析冗余关系式

ARR 是由已知变量(测量值和已知输入)表示的约束关系式,代表一组已知变量之间的各种约束关系^[12]。ARR 的数值即残差,在正常情况下,残差为零;发生故障时,残差不为零。SHA/EMA 余度系统的诊断键合图模型中共有 8 个虚拟源,最多可以推导出 8 个 ARR,推导过程中出现的 $e_i(f_i)$ 表示第 i 根键上的势(流)。下面将依次对这些解析冗余关系式进行推导。

1) 电机感应电流的 $ARRf_1$

$$e_1 - e_2 - e_3 - e_4 = 0 \tag{1}$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} e_1 = U \\ e_2 = L_w \frac{dI_m}{dt} \\ e_3 = R_w I_m \\ e_4 = K_m \omega \end{cases} \tag{2}$$

联立式(1)、式(2)消除方程中的未知变量,可以得到电机感应电流虚拟源处的解析冗余关系式($ARRf_1$)为

$$U - L_w \frac{dI_m}{dt} - R_w I_m - K_m \omega = 0 \tag{3}$$

2) 电机角速度的 $ARRf_2$

$$e_5 - e_6 + e_7 - e_8 - e_9 = 0 \tag{4}$$

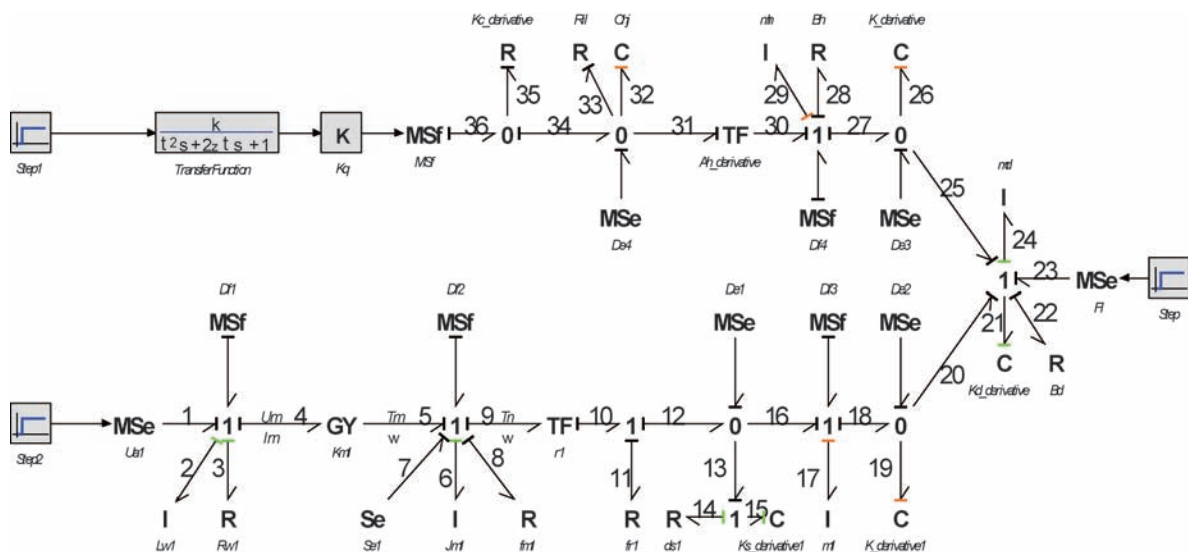


图 5 SHA/EMA 余度系统的诊断键图模型

Fig. 5 Diagnostic bond graph model of SHA/EMA redundant system

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} e_5 = K_m I_m \\ e_6 = J_m \frac{d\omega}{dt} \\ e_7 = S_e \\ e_8 = f_m \omega \\ e_9 = e_{10} r = (e_{11} + F_s) r \\ e_{11} = f_r f_{11} \\ f_{11} = r \omega \end{cases} \quad (5)$$

式中: r 为滚柱丝杠导程 P 与 2π 的比值。联立式(4)、式(5)消除方程中的未知变量,可以得到电机角速度虚拟源处的解析冗余关系式($ARRf_2$)为

$$K_m I_m - J_m \frac{d\omega}{dt} + S_e - (r^2 f_r + f_m) \omega - r F_s = 0 \quad (6)$$

3) 滚柱丝杠间作用力的 $ARRe_1$

$$f_{12} - f_{13} - f_{16} = 0 \quad (7)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} f_{12} = f_{10} = r \omega \\ f_{13} = f_{14} = f_{15} \\ e_{13} = F_s = e_{14} + e_{15} \\ e_{14} = f_{14} d_s \\ f_{15} = \frac{1}{K_s} \cdot \frac{de_{15}}{dt} \\ f_{16} = v_s \end{cases} \quad (8)$$

式中: d_s 为滚柱丝杠间的阻尼系数。

联立式(7)、式(8)消除方程中的未知变量,并在等式两边同时求导后可以得到滚柱丝杠间作

用力虚拟源处的解析冗余关系式($ARRe_1$)为

$$\frac{dF_s}{dt} - r d_s \frac{d\omega}{dt} + d_s \frac{dv_s}{dt} - r K_s \omega + K_s v_s = 0 \quad (9)$$

4) 滚柱丝杠移动速度的 $ARRf_3$

$$e_{16} - e_{17} - e_{18} = 0 \quad (10)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} e_{16} = F_s \\ e_{17} = m \frac{dv_s}{dt} \\ e_{18} = F_E \end{cases} \quad (11)$$

联立式(10)、式(11)消除方程中的未知变量,可以得到滚柱丝杠移动速度虚拟源处的解析冗余关系式($ARRf_3$)为

$$F_s - m \frac{dv_s}{dt} - F_E = 0 \quad (12)$$

5) 滚柱丝杠与舵面间作用力的 $ARRe_2$

$$f_{18} - f_{19} - f_{20} = 0 \quad (13)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} f_{18} = v_s \\ f_{19} = \frac{1}{K_1} \cdot \frac{dF_E}{dt} \\ f_{20} = f_{21} = f_{22} = f_{23} = f_{24} = f_{25} \\ F_E + F_H + F_1 - e_{21} - e_{22} - e_{24} = 0 \\ f_{21} = \frac{1}{K_d} \cdot \frac{de_{21}}{dt} \\ e_{22} = B_d f_{22} \\ e_{24} = m_r \frac{df_{24}}{dt} \end{cases} \quad (14)$$

式中: B_d 为舵面等效黏性阻尼系数; K_d 为舵面平

稳负载的比例系数。

联立式(13)、式(14)消除方程中的未知变量,并在等式两边同时求导后可以得到滚柱丝杠与舵面间作用力虚拟源处的解析冗余关系式(ARRe₂)为

$$\left(1 + \frac{K_d}{K_1}\right) \frac{dF_E}{dt} + \frac{dF_H}{dt} - m_r \frac{d^2\left(v_s - \frac{1}{K_1} \cdot \frac{dF_E}{dt}\right)}{dt^2} - B_d \frac{d\left(v_s - \frac{1}{K_1} \cdot \frac{dF_E}{dt}\right)}{dt} + \frac{dF_l}{dt} - K_d v_s = 0 \quad (15)$$

6) 活塞杆与舵面间作用力的 ARRe₃

$$f_{27} - f_{26} - f_{25} = 0 \quad (16)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} f_{27} = v_p \\ f_{26} = \frac{1}{K_2} \cdot \frac{dF_H}{dt} \\ f_{20} = f_{21} = f_{22} = f_{23} = f_{24} = f_{25} \\ F_E + F_H + F_l - e_{21} - e_{22} - e_{24} = 0 \\ f_{21} = \frac{1}{K_d} \cdot \frac{de_{21}}{dt} \\ e_{22} = B_d f_{22} \\ e_{24} = m_r \frac{df_{24}}{dt} \end{cases} \quad (17)$$

联立式(16)、式(17)消除方消除方程中的未知变量,并在等式两边同时求导后可以得到活塞杆与舵面间作用力虚拟源处的解析冗余关系式(ARRe₃)为

$$\left(1 + \frac{K_d}{K_2}\right) \frac{dF_H}{dt} + \frac{dF_E}{dt} - m_r \frac{d^2\left(v_p - \frac{1}{K_2} \cdot \frac{dF_H}{dt}\right)}{dt^2} - B_d \frac{d\left(v_p - \frac{1}{K_2} \cdot \frac{dF_H}{dt}\right)}{dt} + \frac{dF_l}{dt} - K_d v_p = 0 \quad (18)$$

7) 活塞杆移动速度的 ARRe₄

$$e_{30} - e_{29} - e_{28} - e_{27} = 0 \quad (19)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} e_{30} = A_h P_{L1} \\ e_{29} = m_h \frac{dv_p}{dt} \\ e_{28} = B_h v_p \\ e_{27} = F_H \end{cases} \quad (20)$$

联立式(19)、式(20)消除方程中的未知变量,可以得到活塞杆移动速度虚拟源处的解析冗余关系式(ARRe₄)为

$$A_h P_{L1} - m_h \frac{dv_p}{dt} - B_h v_p - F_H = 0 \quad (21)$$

8) 液压缸两腔压力差的 ARRe₄

$$f_{34} - f_{33} - f_{32} - f_{31} = 0 \quad (22)$$

根据图 5 中各元部件的因果关系以及特性方程可知:

$$\begin{cases} f_{34} = K_q x_v - K_c P_{L1} \\ f_{33} = \frac{P_{L1}}{R_{il}} \\ f_{32} = C_{hj} \frac{dP_{L1}}{dt} \\ f_{31} = A_h v_p \end{cases} \quad (23)$$

式中: x_v 为电液伺服阀的阀芯位移。

联立式(22)、式(23)消除方程中的未知变量,可以得到液压缸两腔压力差虚拟源处的解析冗余关系式(ARRe₄)为

$$K_q x_v - \left(K_c + \frac{1}{R_{il}}\right) P_{L1} - C_{hj} \frac{dP_{L1}}{dt} - A_h v_p = 0 \quad (24)$$

2.3 故障特征矩阵

诊断出故障后,需要确定系统的哪个部分出现了故障,这一过程称为故障隔离,故障隔离可以通过创建 FSM 来完成。FSM 是一个二进制矩阵,描述了每个残差对物理设备、传感器、作动器和控制器中各种故障的结构灵敏度^[13]。FSM 可以直接根据 2.2 节所推导出的 ARR 构造,SHA/EMA 余度系统的故障特征矩阵如表 2 所示。

表 2 中每一行的 8 个残差值($r_{11} \sim r_{e4}$)组成对应参数的故障特征向量;最后 2 列 D_b 和 I_b 分别表示故障的可检测性和可隔离性,取值为 1 表示故障可检测或可隔离。由表 2 可以看出,系统中所有物理参数引起的参数故障全部可检测,并且在单故障假设下有 4 组参数故障可隔离。可隔离故障有液压缸内泄漏(A_h , R_{il})、液压缸阻滞(B_h)、电机失磁(K_m)和滚柱丝杠失步(r , K_s)。

表 2 SHA/EMA 余度系统的故障特征矩阵

Table 2 FSM of SHA/EMA redundant system

参数	r_{11}	r_{12}	r_{e1}	r_{13}	r_{e2}	r_{e3}	r_{14}	r_{e4}	D_b	I_b
L_w	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
R_w	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
K_m	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1
f_m	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0
f_r	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0
r	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1
K_s	0	0	1	0	0	0	0	0	1	1
K_q	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0
K_c	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0
C_{hj}	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0
R_{il}	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1
A_h	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1
B_h	0	0	0	0	0	0	1	0	1	1

3 仿真分析

在单故障假设下,FSM 将故障分为可隔离故障和不可隔离故障。可隔离故障可以直接使用诊断键合图来仿真验证,不可隔离故障将通过参数估计的方法对故障参数进行辨识。下面分别进行介绍。

3.1 可隔离故障

以可隔离故障中的液压缸内泄漏(A_h , R_{il})和滚柱丝杠失步(r , K_s)为例进行仿真验证。将 SHA/EMA 冗余系统的行为模型和诊断键合图模型联立,得到冗余系统的故障诊断仿真模型,见图 6。通过在系统的行为模型中改变参数值注入故障,测得图中 8 个虚拟源处的残差值,并将其组成故障特征向量后与 FSM 进行对比就能隔离故障。

系统无故障时的残差曲线如图 7 所示,该图显示系统中所有的残差值都为零,即故障特征向量 $[r_{f1}, r_{f2}, r_{e1}, r_{f3}, r_{e2}, r_{e3}, r_{f4}, r_{e4}] = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]$,表示系统中没有出现故障,这与无故障假设相吻合。

1) 液压缸内泄漏(A_h , R_{il})

液压缸内泄漏主要是由液压油中的杂质颗

粒在作动杆往复运动过程中磨损密封圈和筒壁后形成的缝隙造成的^[14],通过减小活塞有效面积 A_h 并且增大液压缸内泄漏系数 R_{il} 的值就能注入液压缸内泄漏故障。液压缸内泄漏故障的残差曲线如图 8 所示。

由图 8 可知,在这 8 个残差值中除了 r_{f4} 和 r_{e4} ,其余 6 个残差值都非常小,可以忽略不计,则内泄漏故障对应的故障特征向量为 $[r_{f1}, r_{f2}, r_{e1}, r_{f3}, r_{e2}, r_{e3}, r_{f4}, r_{e4}] = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 1, 1]$,这与 FSM 中 A_h 和 R_{il} 的故障特征向量一致,表明液压缸内泄漏故障被成功隔离。

2) 滚柱丝杠失步(r , K_s)

滚柱丝杠失步主要由二者接触表面刚度下降或者磨损所引起^[15],与滚柱丝杠间的刚度 K_s 和传动比 r 有关,通过减小 r 和 K_s 的值可以注入失步故障,残差曲线如图 9 所示。

图 9 中显示,残差值 r_{f2} 和 r_{e1} 不为零,其余 6 个残差值大小可以忽略不计,故障特征向量 $[r_{f1}, r_{f2}, r_{e1}, r_{f3}, r_{e2}, r_{e3}, r_{f4}, r_{e4}] = [0, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 0]$,与 FSM 中 r 和 K_s 的综合故障特征向量一致,说明滚柱丝杠失步(r , K_s)故障被成功隔离。

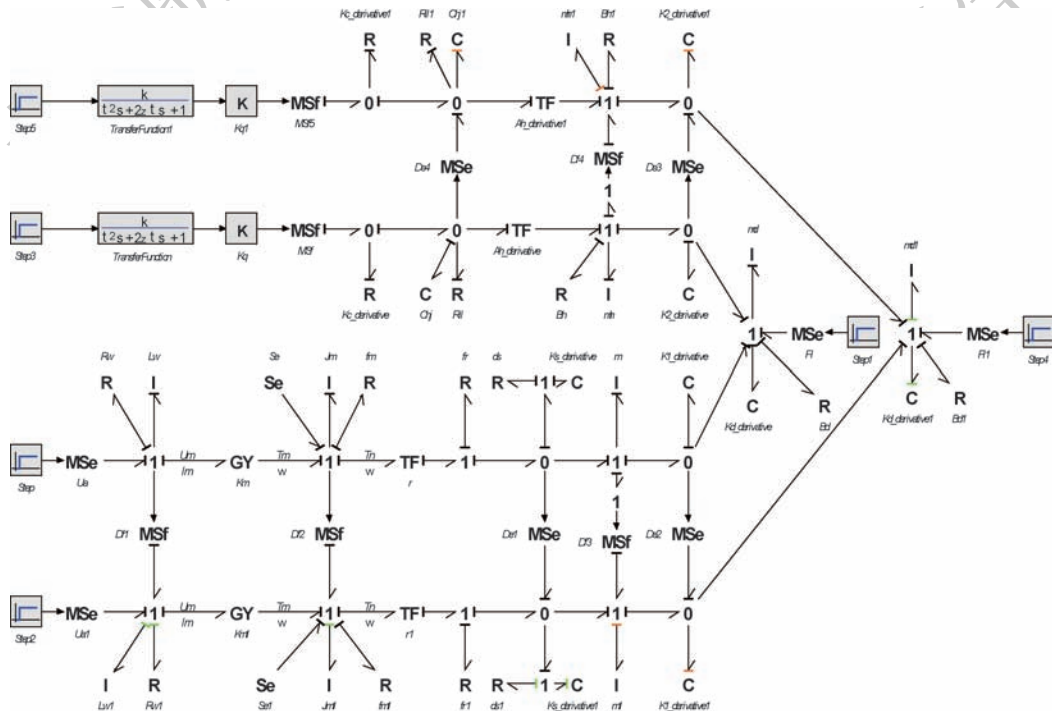


图 6 SHA/EMA 冗余系统的故障诊断仿真模型

Fig. 6 Simulation model for fault diagnosis of SHA/EMA redundant system

3.2 不可隔离故障

FSM 中除 4 组可隔离故障外,其余均为不可隔离故障。由于 ARR 是残差的计算式,利用 ARR 对故障参数进行参数估计可以诊断出不可隔离故障。

下面对电液伺服阀内泄漏(K_e , K_q)和滚柱丝杠卡死(f_r)这 2 种典型故障进行参数估计。

1) 电液伺服阀内泄漏(K_e , K_q)

电液伺服阀内泄漏故障主要是由于阀芯与阀

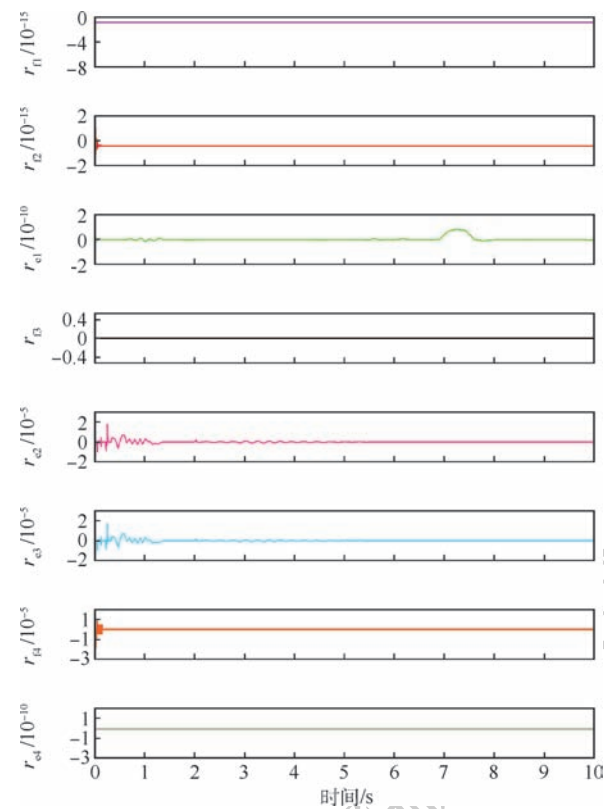


图 7 SHA/EMA 冗余系统无故障时的残差曲线
Fig. 7 Residual curves of SHA/EMA redundant system without fault

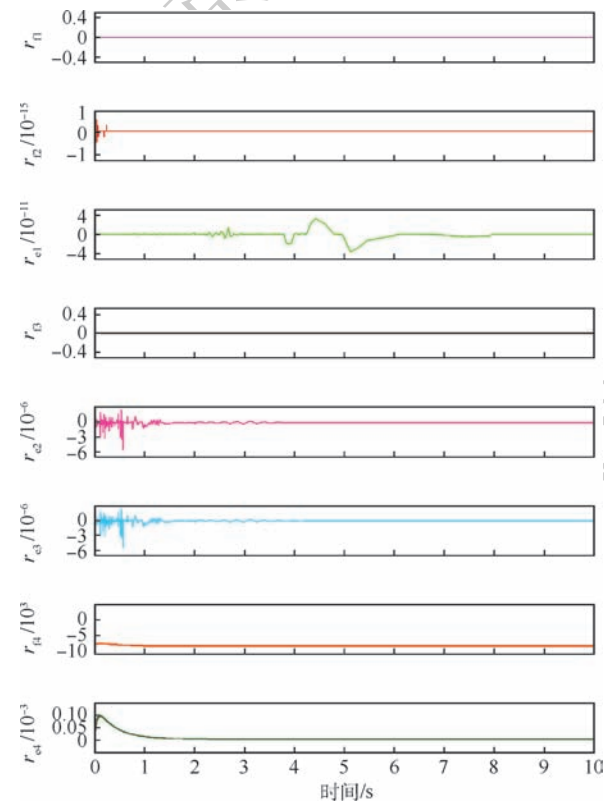


图 8 液压缸内泄漏故障的残差曲线
Fig. 8 Residual curves of internal leakage fault in hydraulic cylinder

体间的磨损引起的,与电液伺服阀的流量增益 K_q 和流量-压力系数 K_q 有关,通过减小二者的值可以注入电液伺服阀内泄漏故障。对 K_e 和 K_q 所在的式(24)编写算法调用已知参数与传感器测量值,得到电液伺服阀内泄漏故障的参数估计结果如图 10 所示。

由图 10 可知, K_q 和 K_e 的稳态估计值分别为 2.65 和 1.723×10^{-11} , 其标称值分别为 2.7 和 1.75×10^{-11} , 计算得出 K_q 和 K_e 稳态估计值的相对误差分别为 1.85% 和 1.54%, 均不超过 5%, 属于可接受范围, 则电液伺服阀内泄漏的故障参数被成功隔离。

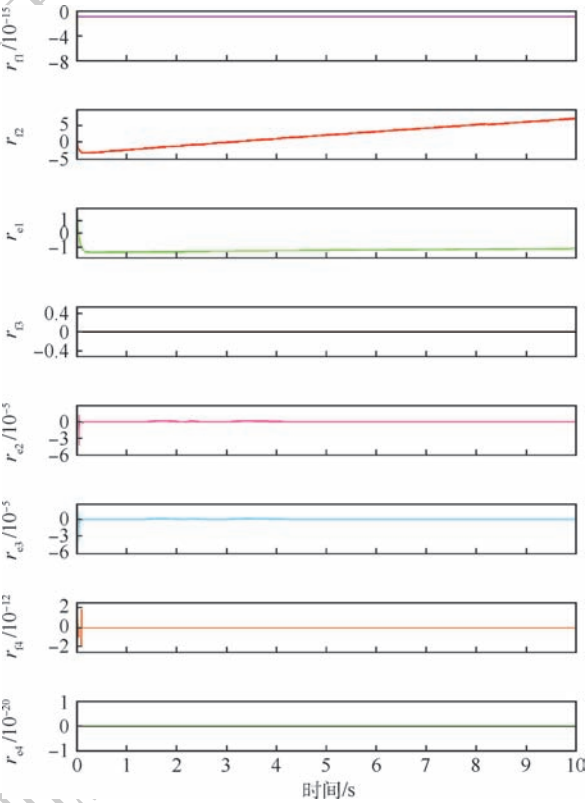


图 9 滚柱丝杠失步故障的残差曲线
Fig. 9 Residual curves of out-of-step fault in roller screw

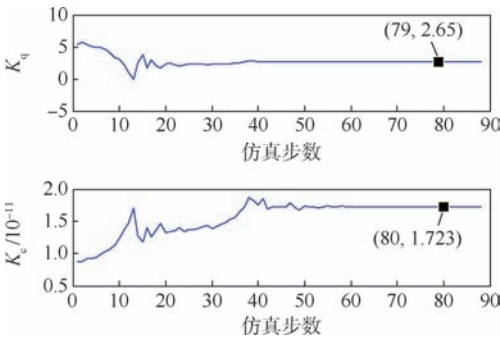


图 10 电液伺服阀内泄漏故障的参数估计
Fig. 10 Parameter estimation of internal leakage fault in electro-hydraulic servo valve

2) 滚柱丝杠卡死(f_r)

滚柱丝杠卡死主要是由于运动过程中有外物进入滚动体轨道或者受到外冲击所引起的,与滚柱丝杠间的黏性摩擦系数 f_r 有关,通过增大 f_r 的值可以注入滚柱丝杠卡死故障。对 f_r 所在的式(6)编写算法调用已知参数与传感器测量值,得到滚柱丝杠卡死故障的参数估计结果如图11所示。

由图11可知, f_r 的稳态估计值为 0.9574×10^4 ,标称值为 1×10^4 ,计算得出 f_r 稳态估计值的相对误差为4.26%,不超过5%,属于可接受范围,表明滚柱丝杠卡死的故障参数被成功隔离。

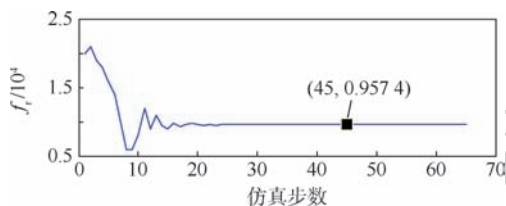


图11 滚柱丝杠卡死故障的参数估计

Fig. 11 Parameter estimation of jamming fault in roller screw

4 结 论

本文采用基于键合图模型的故障诊断方法,对SHA/EMA余度系统中的可隔离故障和不可隔离故障进行了诊断,仿真结果表明该方法是有可行性的。

1) 在可隔离故障中,得到液压缸内泄漏(A_h , R_{il})和滚柱丝杠失步(r , K_s)的故障特征向量分别为 $[0, 0, 0, 0, 0, 0, 1, 1]$ 和 $[0, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 0]$,与FSM一致,表明故障被成功隔离。

2) 在不可隔离故障中,电液伺服阀内泄漏和滚柱丝杠卡死的故障参数 K_q 、 K_c 和 f_r 稳态估计值的相对误差分别为1.85%、1.54%和4.26%,均未超过5%,属于可接受范围,表明故障被成功隔离。

参考文献 (References)

[1] 范殿梁,付永领,郭彦青,等.非相似余度作动系统动态力均衡控制策略[J].北京航空航天大学学报,2015,41(2):234-240.
FAN D L, FU Y L, GUO Y Q, et al. Dynamic force equalization for dissimilar redundant actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(2): 234-240 (in Chinese).
[2] 王少萍.工程可靠性[M].北京:北京航空航天大学出版社,2000:103-104.

WANG S P. Engineering reliability[M]. Beijing: Beihang University Press, 2000: 103-104 (in Chinese).
[3] GAWTHROP P J, BEVAN G P. Bond-graph modeling[J]. IEEE Control Systems, 2007, 27(2): 24-45.
[4] AROGETI S A, WANG D, CHANG B L, et al. Fault detection isolation and estimation in a vehicle steering system[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(12): 4810-4820.
[5] TOUFIGHI M H, SADATI S H, NAJAFI F. Modeling and analysis of a mechatronic actuator system by using bond graph methodology[C]//2007 IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-8.
[6] 徐流建.基于键合图和BP神经网络的并网逆变器故障诊断研究[D].乌鲁木齐:新疆大学,2015:1-2.
XU L J. Research on grid inverter fault diagnosis based on bond graph and the BP neural network[D]. Urumqi: Xinjiang University, 2015: 1-2 (in Chinese).
[7] NAWAZ M H, YU L M, LIU H F, et al. Analytical method for fault detection & isolation in electro-hydrostatic actuator using bond graph modeling[C]//International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 312-317.
[8] SAMANTARAY A K, MEDJAHED K, BOUAMAMA B O, et al. Diagnostic bond graphs for online fault detection and isolation[J]. Simulation Modelling Practice & Theory, 2006, 14(3): 237-262.
[9] 郭丽丽.功率电传混合作动系统体系结构优化分析与设计[D].北京:北京航空航天大学,2014.
GUO L L. Optimization analysis and design on the architecture of power-by-wire hybrid actuation system[D]. Beijing: Beihang University, 2014 (in Chinese).
[10] 张煜东.非相似余度机电液综合作动系统性能分析和优化设计[D].北京:北京航空航天大学,2016.
ZHANG Y D. Performance analysis and optimization design of dissimilar redundant integrated electro-hydraulic actuation system[D]. Beijing: Beihang University, 2016 (in Chinese).
[11] SAMANTARAY A K, BOUAMAMA B O. Model-based process supervision: A bond graph approach[M]. Berlin: Springer, 2008: 214-217.
[12] STAROSWIECKI M, COMTET-VARGA G. Analytical redundancy relations for fault detection and isolation in algebraic dynamic systems[J]. Automatica, 2001, 37(5): 687-699.
[13] CHINIAH Y, BURTON R, HABIBI S. Failure monitoring in a high performance hydrostatic actuation system using the extended Kalman filter[J]. Mechatronics, 2006, 16(10): 643-653.
[14] 汪宇亮.基于AMESim的工程机械液压系统故障仿真研究[D].武汉:武汉理工大学,2012:47-48.
WANG Y L. Research on engineering mechanical hydraulic system fault simulation study based on AMESim[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2012: 47-48 (in Chinese).
[15] JIAN F, MARÉ J C, FU Y. Modelling and simulation of flight control electromechanical actuators with special focus on model architecting, multidisciplinary effects and power flows[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(1): 47-65.

作者简介：
刘宏飞 男，硕士研究生。主要研究方向：作动系统故障诊断。

于黎明 女，博士，教授，硕士生导师。主要研究方向：有人驾
驶飞机飞行操纵系统优化设计。

张柱 男，硕士研究生。主要研究方向：作动系统控制算法及

能量优化。

阎旭栋 男，硕士研究生。主要研究方向：作动系统控制器
设计。

韩旭东 男，硕士研究生。主要研究方向：作动系统故障诊断。

Fault diagnosis for SHA/EMA redundant system
based on bond graph model

LIU Hongfei¹, YU Liming^{2,*}, ZHANG Zhu¹, YAN Xudong¹, HAN Xudong¹

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Flying College, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: For the complex fault modes in the redundant system composed of servo-controlled hydraulic actuator (SHA) and electromechanical actuator (EMA), the fault diagnosis method based on bond graph model can be used to diagnose many parameter faults in the system. Firstly, the behavioral model of SHA/EMA redundant system was established, from which the diagnostic bond graph model was transformed according to the causality inversion method, and then the analytical redundancy relation (ARR) was derived to calculate system residuals, and the fault signature matrix (FSM) was created as a basis for fault isolation. Several typical faults were selected for simulation verification. Behavioral model and diagnostic model were coupled to diagnose isolated faults, and fault parameters were estimated through ARR to diagnose inseparable faults. The results show that both isolated and inseparable faults are successfully isolated, and this method is verified to be effective and feasible for fault diagnosis of SHA/EMA redundant system.

Keywords: redundant system; bond graph; fault diagnosis; analytical redundancy relation (ARR); fault signature matrix (FSM)

Received: 2018-03-22; Accepted: 2018-11-23; Published online: 2018-12-24 08:56
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181219.1603.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51275021)
* Corresponding author. E-mail: yuliming@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0190



基于频控阵的稳健 Capon 波束形成

冯晓宇¹, 谢军伟^{1,*}, 葛佳昂¹, 张晶², 王博¹

(1. 空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051; 2. 陕西交通职业技术学院, 西安 710018)

摘 要: 为了克服相控阵波束仅具有角度分辨力的缺陷, 频控阵通过在阵元间加入相对于载频十分微小的频率增量, 实现了波束的距离-角度二维相关。引入 3 种接收信号处理机制, 并对其进行理论推导分析, 仿真说明了其中 2 种机制的实用性。针对指向误差存在情况下, 估计的目标导向矢量与真实的目标导向矢量失配的问题, 采用稳健 Capon 波束形成 (RCB) 算法, 给出纠正偏差后的导向矢量闭式解, 并在 2 种信号处理机制下, 对其方向图进行了仿真。结果表明, 利用 RCB 算法能在目标位置形成高增益, 干扰位置形成零陷, 验证了算法在频控阵中应用的有效性。

关 键 词: 频控阵; 信号处理; 指向误差; 稳健 Capon 波束形成 (RCB); 导向矢量

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0769-09

近年来, 相控阵由于其灵活的波束扫描方式, 被广泛应用于通信、雷达以及导航系统等方面^[1]。但是相控阵的波束导向矢量在相同角度不同距离上是固定的^[2], 即相控阵仅具有角度分辨力, 不具有距离分辨力。为了克服这种缺点, 频控阵 (Frequency Diverse Array, FDA) 在 2006 年的国际雷达会议上第一次被提出^[3]。这种阵列通过在阵元间引入相对于载频十分微小的频率增量, 使阵列的方向图空间分布距离-角度二维相关, 从而使阵列具有更大的应用潜力, 如对距离依赖干扰的抑制, 对相同角度不同距离的目标的定位及跟踪等。

FDA 一经提出就引起广泛的关注, 大量文献对其结构特性进行了分析研究。文献[4]对 FDA 方向图的时间与角度的周期性进行研究; 文献[5-6]指出 FDA 与正交频分复用 (Orthogonal Frequency Division Multiplexing, OFDM)^[7-8] 和多输入多输出 (Multiple-Input Multiple-Output, MI-

MO)^[9-10] 不同, 是一种体制的创新, 由于阵元间频偏这一自由度的扩展, 从而使阵列的方向图随距离、角度、时间变化, 从而具有了距离依赖干扰抑制能力, 新的雷达可控自由度催生更先进的信号处理技术。

干扰是现代雷达完成探测任务面临的严峻挑战, FDA 的诞生为抑制干扰提供了新的思路, 文献[11]将 FDA 与 MIMO 结合, 并提出一种基于直接数据域的稳健波束形成方法, 从而区分出目标和干扰信号。文献[12]提出一种基于样本选择的欺骗干扰抑制方法, 在一定条件下能够对抗主瓣干扰。

自适应波束形成是阵列信号处理的一个主要方面^[13], 常规 Capon 波束形成器能够有效接收目标信号并抑制干扰, 但前提是目标方向准确已知, 而实际应用中, 导向矢量误差的存在及有限的样本导致波束形成器性能严重下降。为了解决上述问题, 国内外学者提出了许多改进的自适应波束

收稿日期: 2018-04-09; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-12-24 07:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181220.1037.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61503408)

* 通信作者。E-mail: xjw_xjw_123@163.com

引用格式: 冯晓宇, 谢军伟, 葛佳昂, 等. 基于频控阵的稳健 Capon 波束形成[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 769-777.
FENG X Y, XIE J W, GE J A, et al. Robust Capon beamforming based on frequency diverse array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 769-777 (in Chinese).

形成算法。对角加载算法能够提高常规 Capon 波束形成器的稳健性,但加载系数难以确定^[14]。基于特征空间的波束形成算法能够减缓常规波束形成器对指向误差的敏感性,但在低信噪比条件下,信号-干扰子空间难以正确估计导致算法性能下降^[15]。文献[16]提出一种基于不确定集约束的波束形成方法,该方法将导向矢量限定在一个椭圆形的不确定集内,可以证明这种方法属于对角加载范畴,区别在于加载系数与导向矢量误差产生联系,通过求解不确定集选择合适的加载系数,对于导向矢量失配具有稳健性。

目前对于自适应波束形成的研究主要是基于相控阵进行,对于 FDA 自适应波束形成很少涉及。因此,本文基于 FDA 这一新的雷达体制,采用文献[17]中所给出的 3 种 FDA 接收信号处理机制,考虑到距离不确定性带来的导向矢量失配问题,比如目标运动造成距离测不准等,运用稳健 Capon 波束形成 (RCB) 算法,分析在指向误差存在情况下算法的稳健性。

1 FDA 信号模型

1.1 FDA 发射信号

假设一均匀线阵频控阵列 (ULA-FDA), 每个阵元的物理性质完全相同,但阵元的频率依次递增,其结构如图 1 所示。

窄带条件下,各阵元发射信号可表示为
$$s_n(t) = \exp(j2\pi f_n t) \quad n = 0, 1, \cdots, N-1 \quad (1)$$
式中:发射频率 $f_n = f_0 + n\Delta f, n = 0, 1, \cdots, N-1, f_0, \Delta f$ 和 N 分别为载频、频偏和阵元总数。

设空间中一个目标到阵元 0 的斜距为 R_0 ,角度为 θ ,阵元 n 发射的信号到达目标的信号可表示为

$$s_n(t, \theta, R_0) = \exp\left[j2\pi f_n \left(t - \frac{R_n}{c}\right)\right] \quad (2)$$

式中: $R_n = R_0 - nd\sin \theta, d$ 为阵元间距; c 为光速。

为使阵列的波束指向目标位置 $(\hat{\theta}, \hat{R}_0)$,采用移相器加权,第 n 通道的权系数为

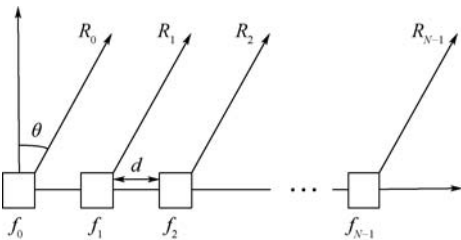


图 1 均匀线阵 FDA

$$\alpha_n(\hat{\theta}, \hat{R}_0) = \exp(-j2\pi f_n \hat{R}_n/c) \quad (3)$$

则到达目标的信号可表示为

$$s(t, \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \mathbf{w}_t^H s(t, \theta, R_0) \quad (4)$$

式中: $\mathbf{w}_t$ 为发射阵列通道权矢量,即

$$\mathbf{w}_t = [\alpha_0(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \alpha_1(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \cdots, \alpha_{N-1}(\hat{\theta}, \hat{R}_0)]^T \quad (5)$$

$s(t, \theta, R_0)$ 为信号构成的矢量,即

$$s(t, \theta, R_0) = [s_0(t, \theta, R_0), s_1(t, \theta, R_0), \cdots, s_{N-1}(t, \theta, R_0)]^T \quad (6)$$

可以得到

$$s(t, \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{n=0}^{N-1} \exp\left\{j2\pi f_n \left[t - \frac{R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c}\right]\right\} \equiv \frac{\sin\left(\omega_f N\left(t - \frac{R_0 - \hat{R}_0}{c}\right) + \omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta})\right)}{\sin\left(\omega_f\left(t - \frac{R_0 - \hat{R}_0}{c}\right) + \omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta})\right)} \exp(j\Phi_0) \quad (7)$$

式中: $\omega_f = \pi\Delta f; f_c = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} f_n = f_0 + \frac{N-1}{2}\Delta f; \omega_c = \pi df_c/c; \exp(j\Phi_0)$ 包含阵列信号的相位信息,这里不作讨论。图 2 为 ULA-FDA 的发射方向图,参数如表 1 所示。

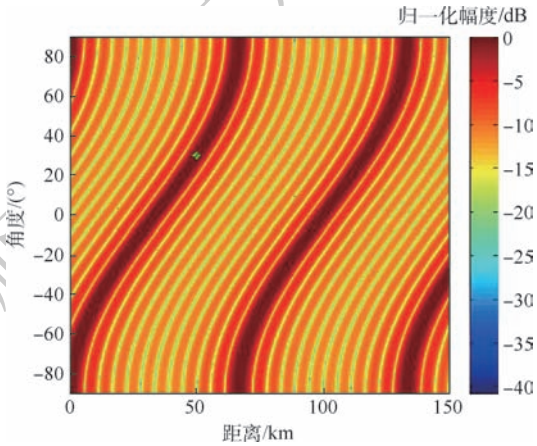


图 2 ULA-FDA 发射方向图

Fig. 2 Transmitting beampattern of ULA-FDA

表 1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
ULA-FDA 阵元总数 N	12
载频 f_0/GHz	10
频偏 $\Delta f/\text{kHz}$	4.5
阵元间距 d	$c/(2f_0)$
目标位置 $(\hat{\theta}, \hat{R}_0)$	$(30^\circ, 50 \text{ km})$

Fig. 1 Uniform linear array frequency diverse array

1.2 FDA 接收信号

根据 1.1 节分析,通道 n 发射的信号经过加权到达远场目标后,反射回到接收阵列,则 FDA 第 m 通道接收的回波信号可表示为

$$r_m(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{n=0}^{N-1} \exp \left\{ j2\pi f_n \left[t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md\sin \theta}{c} \right] \right\} \quad (8)$$

式中:阵列的发射阵元与接收阵元数相同。

2 三种接收信号处理机制

2.1 第 1 种接收信号处理机制

这种接收信号处理机制的接收通道中,每个阵元接收所有发射阵元的信号信息,通过接收通道中加入的滤波器 $h_m^{(1)}(f_m)$,使第 m 接收通道只允许载频为 f_m 的发射信号通过,再经过波束形成器调整各通道的权矢量,最终得到期望的信号,回波信号经过滤波器后为

$$r_m^{(1)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = h_m^{(1)}(r_m(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0)) = \exp \left\{ j2\pi f_m \left[t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{md(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md\sin \theta}{c} \right] \right\} \quad (9)$$

然后,对各个通道进行加权,其中接收通道权矢量为

$$\mathbf{w}_r^{(1)} = [\alpha_0(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \alpha_1(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \dots, \alpha_m(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \dots, \alpha_{N-1}(\hat{\theta}, \hat{R}_0)]^T \quad (10)$$

则可以得到输出信号为

$$y^{(1)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \alpha_m^H(\hat{\theta}, \hat{R}_0) r_m^{(1)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \exp \left\{ j2\pi f_m \left[t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c} + \frac{2md(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} \right] \right\} \cong \exp(j\Phi_1) \cdot \frac{\sin \left(\omega_f N \left(t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c} \right) + 2\omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)}{\sin \left(\omega_f \left(t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c} \right) + 2\omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)} \quad (11)$$

2.2 第 2 种接收信号处理机制

这种接收信号处理机制通过在接收通道中加入滤波器 $h^{(2)}(f_0 \sim f_{N-1})$,从而接收每一个接收通

道中的所有信号,此时接收信号权矢量 $\mathbf{w}_r^{(2)}$ 与第 1 种接收信号权矢量相同,在滤波器后同样接入波束形成器,调整各通道的权矢量,则经过滤波器后的信号为

$$r_m^{(2)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = h_m^{(2)}(r_m(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0)) = \exp \left\{ j2\pi f_n \left[t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md\sin \theta}{c} \right] \right\} \quad (12)$$

再对接收信号通过权矢量 $\mathbf{w}_r^{(2)}$ 加权,得到输出信号为

$$y^{(2)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \alpha_m^H(\hat{\theta}, \hat{R}_0) r_m^{(2)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \sum_{n=0}^{N-1} \exp \left\{ j2\pi f_n \left[t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md\sin \theta}{c} \right] \right\} \cdot \exp \left[j2\pi f_m \left(\frac{\hat{R}_0}{c} - \frac{md\sin \hat{\theta}}{c} \right) \right] \cong \exp(j\Phi_2) \cdot \frac{\sin \left(\omega_f N \left(t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} \right) + \omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)}{\sin \left(\omega_f \left(t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} \right) + \omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)} \cdot \frac{\sin \left(\omega_f N \frac{\hat{R}_0}{c} + \omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)}{\sin \left(\omega_f \frac{\hat{R}_0}{c} + \omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta}) \right)} \quad (13)$$

2.3 第 3 种接收信号处理机制

这种接收信号处理机制是 3 种机制中最有效率的一种,通过在接收通道中加入滤波器组 H_m ,每一个滤波器组中包含 N 个窄带滤波器 h_n ,每一个窄带滤波器 h_n 后接入波束形成器并做矢量合成。这种处理机制可以看作在每个接收通道中接入了滤波器 $h_{nm}^{(3)}(f_{nm})$,接收每一个接收通道中的所有信号,对接收到的信号按照通道编号进行重排,可得到一组 $N \times N$ 的数据,由此可得到经过滤波器的回波信号为

$$r_{nm}^{(3)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = h_{nm}^{(3)}(r_m(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0)) = \exp \left\{ j2\pi f_n \left[t - \frac{2R_0 - \hat{R}_0}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md\sin \theta}{c} \right] \right\} \quad (14)$$

对于重排后的接收信号权矢量为

$$\mathbf{w}_r^{(3)} = [\alpha_0(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \alpha_1(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \dots, \alpha_m(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \dots, \alpha_{N-1}(\hat{\theta}, \hat{R}_0)]^T \quad (15)$$

式中:

$$\alpha_m(\hat{\theta}, \hat{R}_0) = [\alpha_{0m}(\hat{\theta}, \hat{R}_0), \dots, \alpha_{N-1m}(\hat{\theta}, \hat{R}_0)] \quad (16)$$

$$\alpha_{nm}(\hat{\theta}, \hat{R}_0) = \exp\left(-j2\pi f_n \frac{\hat{R}_0 - m d \sin \hat{\theta}}{c}\right) \quad (17)$$

再对信号通过权矢量 $\mathbf{w}_r^{(3)}$ 加权, 得到输出信号为

$$y^{(3)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \sum_{n=0}^{N-1} \alpha_{nm}^H(\hat{\theta}, \hat{R}_0) r_{nm}^{(3)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \sum_{m=0}^{N-1} \sum_{n=0}^{N-1} \exp\left\{j2\pi f_n \left[t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c} + \frac{nd(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c} + \frac{md(\sin \theta - \sin \hat{\theta})}{c}\right]\right\} \quad (18)$$

经过变形, 可得第 3 种处理机制的闭式解为

$$y^{(3)}(t; \hat{\theta}, \hat{R}_0) = \exp(j\Phi_3) \frac{\sin(\omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta}))}{\sin(\omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta}))} \cdot \frac{\sin\left(\omega_f N\left(t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c}\right) + \omega_c N(\sin \theta - \sin \hat{\theta})\right)}{\sin\left(\omega_f\left(t - \frac{2(R_0 - \hat{R}_0)}{c}\right) + \omega_c(\sin \theta - \sin \hat{\theta})\right)} \quad (19)$$

3 稳健 Capon 波束形成算法

波束形成功能的实现有一个重要前提, 就是目标位置与干扰位置必须精确已知。但在实际应用中, 由于估计的期望信号位置存在偏差, 即存在指向误差, 会使目标的导向矢量存在失配, 进而引起波束形成器性能的下降, 甚至失效^[18]。为了解决导向矢量失配的问题, 本文采用 Li 等^[16]提出的稳健的 Capon 波束形成模型, 并对其给出闭式解, 得到修正后的目标导向矢量。模型可表示为

$$\begin{cases} \min \mathbf{a}_s^H(\hat{\theta}, \hat{R}) \mathbf{R}^{-1} \mathbf{a}_s(\hat{\theta}, \hat{R}) \\ \text{s. t. } \|\mathbf{a}_s(\hat{\theta}, \hat{R}) - \tilde{\mathbf{a}}_s(\hat{\theta}, \hat{R})\| \leq \varepsilon \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\|\cdot\|$ 表示二范数; ε 为限定导向矢量最大失配量; $\mathbf{a}_s(\hat{\theta}, \hat{R})$ 为真实的导向矢量; $\tilde{\mathbf{a}}_s(\hat{\theta}, \hat{R})$ 为估计的导向矢量; $\mathbf{R}$ 为样本协方差矩阵。对式 (20)

应用拉格朗日乘子法求解, 则可得到

$$\|(\lambda \mathbf{R} + \mathbf{I})^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s\|^2 = \varepsilon \quad (21)$$

其中: λ 为拉格朗日乘子, 将式 (21) 变形为

$$\frac{1}{\lambda^2} \left\| \left(\mathbf{R} + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s \right\|^2 = \varepsilon \quad (22)$$

接收信号的样本协方差矩阵可分解为

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_s + \mathbf{R}_j = \sigma_s^2 \mathbf{a}_s \mathbf{a}_s^H + \sum_{k=1}^Q \sigma_{jk}^2 \mathbf{a}_{jk} \mathbf{a}_{jk}^H + \sigma_n^2 \mathbf{I} \quad (23)$$

式中: Q 为干扰个数; σ_s^2 为期望信号功率; σ_{jk}^2 和 $\mathbf{a}_{jk}$ ($k=1, 2, \dots, Q$) 分别为第 k 个干扰信号的功率和导向矢量; σ_n^2 为噪声功率。结合式 (22)、式 (23), 采用矩阵求逆定理, 可以得到

$$\left\| \left(\mathbf{R}_j + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \left[\tilde{\mathbf{a}}_s - \frac{\sigma_s^2 \mathbf{a}_s \mathbf{a}_s^H \left(\mathbf{R}_j + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s}{1 + \sigma_s^2 \mathbf{a}_s^H \left(\mathbf{R}_j + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \mathbf{a}_s} \right] \right\|^2 = \varepsilon \lambda^2 \quad (24)$$

对于干扰加噪声数据协方差矩阵特征分解得

$$\mathbf{R}_j = \mathbf{U} \mathbf{\Lambda} \mathbf{U}^H = \mathbf{U}_j \mathbf{\Lambda}_j \mathbf{U}_j^H + \sigma_n^2 \mathbf{U}_n \mathbf{U}_n^H \quad (25)$$

式中: $\mathbf{\Lambda}_j = \text{diag}\{\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_Q\}$ 为干扰子空间特征值矩阵; $\mathbf{U}_j = [\boldsymbol{\mu}_1, \boldsymbol{\mu}_2, \dots, \boldsymbol{\mu}_Q]$ 为干扰子空间特征向量; $\mathbf{U}_n = [\boldsymbol{\mu}_{Q+1}, \boldsymbol{\mu}_{Q+2}, \dots, \boldsymbol{\mu}_N]$ 为噪声子空间特征向量。一般情况下, 干扰的强度远大于噪声, 目标信号导向矢量在干扰子空间的投影很小, 可得到

$$\mathbf{a}_s^H \left(\mathbf{R}_j + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-p} \mathbf{a}_s = \sum_{k=1}^N \frac{|\boldsymbol{\mu}_k^H \mathbf{a}_s|^2}{\left(\beta_k + \frac{1}{\lambda} \right)^p} \approx \sum_{k=Q+1}^N \frac{|\boldsymbol{\mu}_k^H \mathbf{a}_s|^2}{\left(\beta_k + \frac{1}{\lambda} \right)^p} = \frac{\|\mathbf{a}_n\|^2}{\left(\sigma_n^2 + \frac{1}{\lambda} \right)^p} \quad (26)$$

其中: p 为正整数; $\mathbf{a}_n = \mathbf{U}_n^H \mathbf{a}_s$ 为真实目标信号导向矢量在噪声子空间的投影。同理

$$\mathbf{a}_s^H \left(\mathbf{R}_j + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-p} \tilde{\mathbf{a}}_s = \frac{\mathbf{a}_n^H \tilde{\mathbf{a}}_n}{\left(\sigma_n^2 + \frac{1}{\lambda} \right)^p} \quad (27)$$

式中: $\tilde{\mathbf{a}}_n = \mathbf{U}_n^H \tilde{\mathbf{a}}_s$ 为估计的目标信号导向矢量在噪声子空间的投影。将式 (26) 和式 (27) 代入式 (24) 得

$$\|\tilde{\mathbf{a}}_n\|^2 - 2P |\mathbf{a}_n^H \tilde{\mathbf{a}}_n|^2 + P^2 |\mathbf{a}_n^H \tilde{\mathbf{a}}_n|^2 \cdot \|\mathbf{a}_n\|^2 = \varepsilon \lambda^2 \left(\sigma_n^2 + \frac{1}{\lambda} \right)^2 \quad (28)$$

式中: $P = \sigma_s^2 \left(\sigma_n^2 + \frac{1}{\lambda} + \sigma_s^2 \|\mathbf{a}_n\|^2 \right)^{-1}$ 。当 ε 较小时可得

$$|\mathbf{a}_n^H \tilde{\mathbf{a}}_n|^2 \approx \|\mathbf{a}_n\|^2 \cdot \|\tilde{\mathbf{a}}_n\|^2 \quad (29)$$

代入式(28)可得

$$\lambda = \frac{\|\tilde{\mathbf{a}}_n\| - \sqrt{\varepsilon}}{\sqrt{\varepsilon}(\sigma_n^2 + \sigma_s^2\|\mathbf{a}_n\|^2)} \quad (30)$$

因此,可以得到修正后的目标导向矢量估计值

$$\hat{\mathbf{a}}_s = \left(\frac{\mathbf{R}^{-1}}{\lambda} + \mathbf{I} \right)^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s = \tilde{\mathbf{a}}_s - (\mathbf{I} - \lambda \mathbf{R})^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s \quad (31)$$

利用求出的修正后的导向矢量解析解,替换常规 Capon 波束形成器中的目标信号导向矢量,可得到对应权矢量为

$$\mathbf{w}_{\text{RCB}} = \frac{\mathbf{R}^{-1} \hat{\mathbf{a}}_s}{\hat{\mathbf{a}}_s^H \mathbf{R}^{-1} \hat{\mathbf{a}}_s} = \frac{\left(\mathbf{R} + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s}{\tilde{\mathbf{a}}_s^H \left(\mathbf{R} + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \mathbf{R} \left(\mathbf{R} + \frac{1}{\lambda} \mathbf{I} \right)^{-1} \tilde{\mathbf{a}}_s} \quad (32)$$

4 仿真分析

仿真 1 3 种接收信号处理机制的接收方向图实验的基本参数与 1.1 节发射方向图相同,如图 3 所示,图中绿点代表目标位置。从仿真结果可以看出,第 1 种和第 3 种接收信号处理机制都在目标位置形成了高增益,处理机制有效,而第 2 种处理机制未能在目标位置形成高增益,即主瓣位置发生偏移,不能有效接收目标信号,处理机制不具有实际意义。第 3 种处理机制相对于第 1 种处理机制而言,波束的高增益更集中,更有利于目标信号的接收,避免引入其他干扰及噪声。

仿真 2 第 1 种、第 3 种处理机制存在误差时的性能

由于第 2 种处理机制不具有实际意义,不作讨论。图 4 仿真的是存在指向误差,未使用波束形成算法,第 1 种、第 3 种处理机制下的接收方向图。从图中可以看出,当存在指向误差时,目标的导向矢量失配,2 种机制都未能在目标位置形成高增益,波束主瓣发生偏移,在这种情况下,信号处理机制性能下降。

仿真 3 RCB 算法在第 1 种、第 3 种处理机制中的应用考虑空间中一个干扰信号位于 $(-65^\circ, 90 \text{ km})$,在强干扰环境下,令信噪比 $\text{SNR} = 0$,干噪比 $\text{JNR} = 10 \text{ dB}$,快拍数为 500,最大失配参数 $\varepsilon = 2.5$,目标的距离、角度估计误差分别为 $\Delta R = 1 \text{ km}$, $\Delta \theta = 2^\circ$ 。图 5 仿真的是误差存在时,利用 RCB 算法,在第 1 种处理机制下的发射、接收、发射-接收方向图,图 6 为在目标位置处,距离维和角度维的发射-接收方向图。

从图 5、图 6 可以看出,利用第 1 种处理机

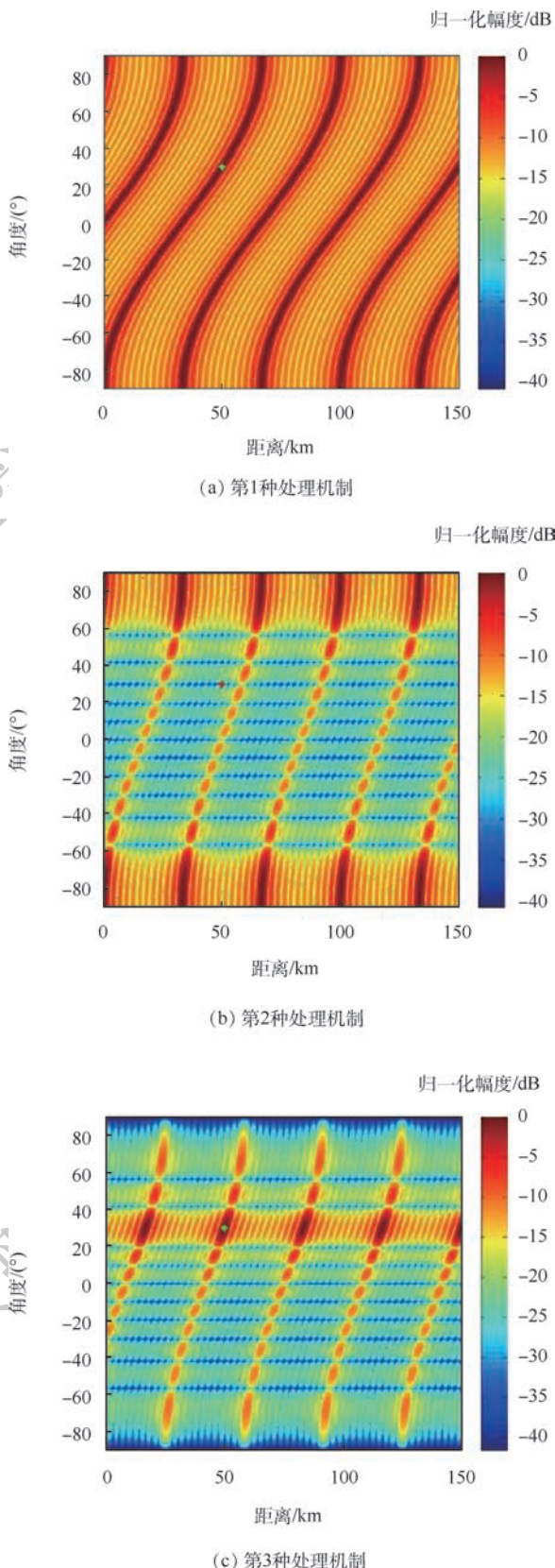


图 3 不同处理机制接收方向图(仿真 1)

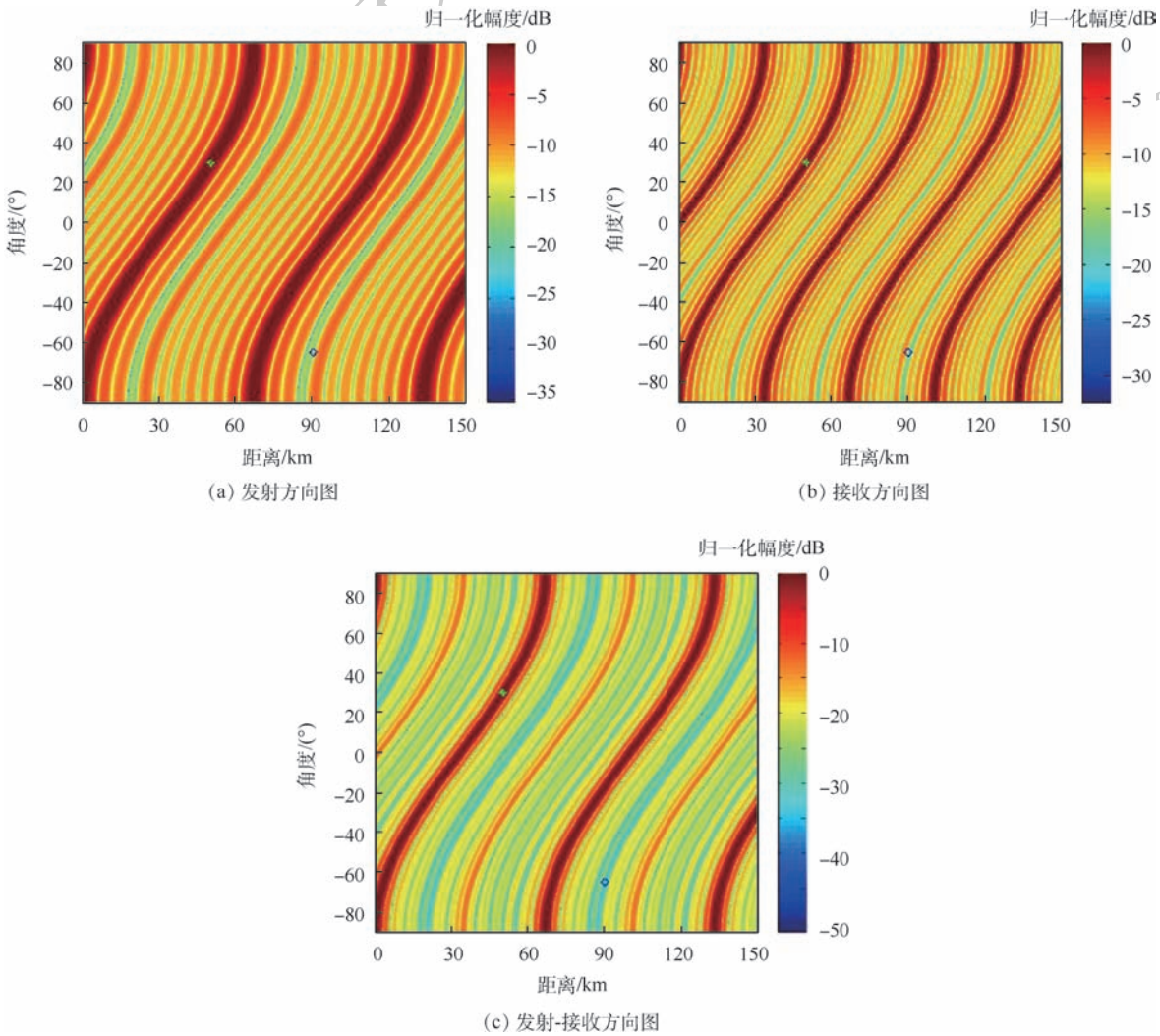
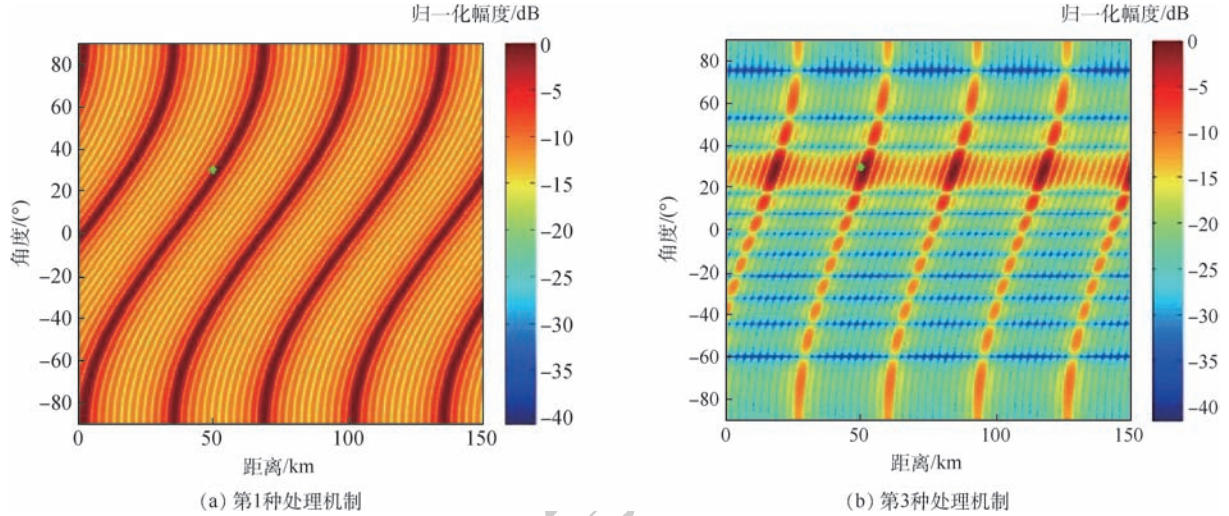
Fig. 3 Receiving beam pattern of different processing mechanism (Simulation 1)

制,在误差存在情况下,应用 RCB 算法能够在目标位置形成高增益,在干扰位置形成零陷,验证了

算法在第 1 种处理机制的有效性。

同理,可以得到第 3 种处理机制下的发射、接

收、发射-接收方向图,目标位置距离维和角度维的发射-接收方向图,如图 7、图 8 所示。



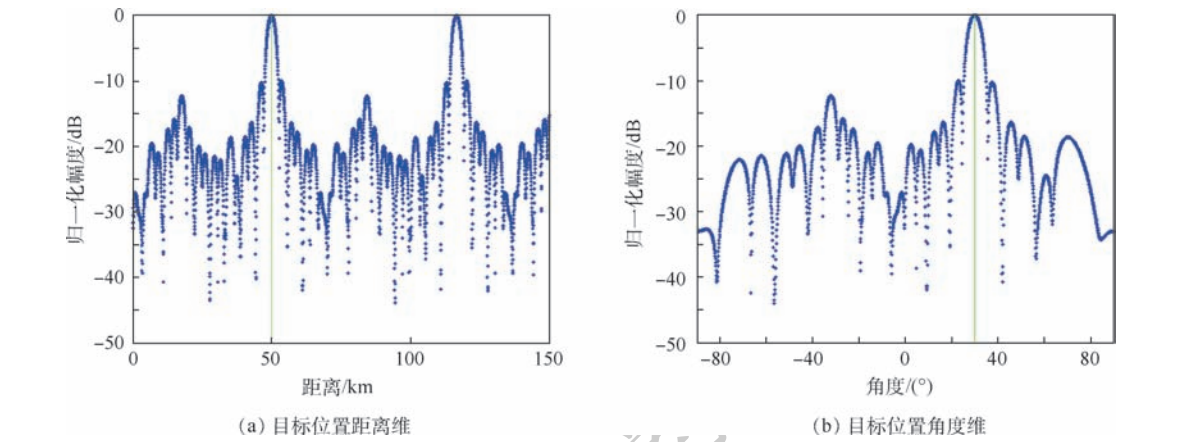


图 6 目标位置距离维和角度维发射-接收方向图(机制 1)

Fig. 6 Transmitting-receiving beampattern of range dimension and angle dimension at target position (Mechanism 1)

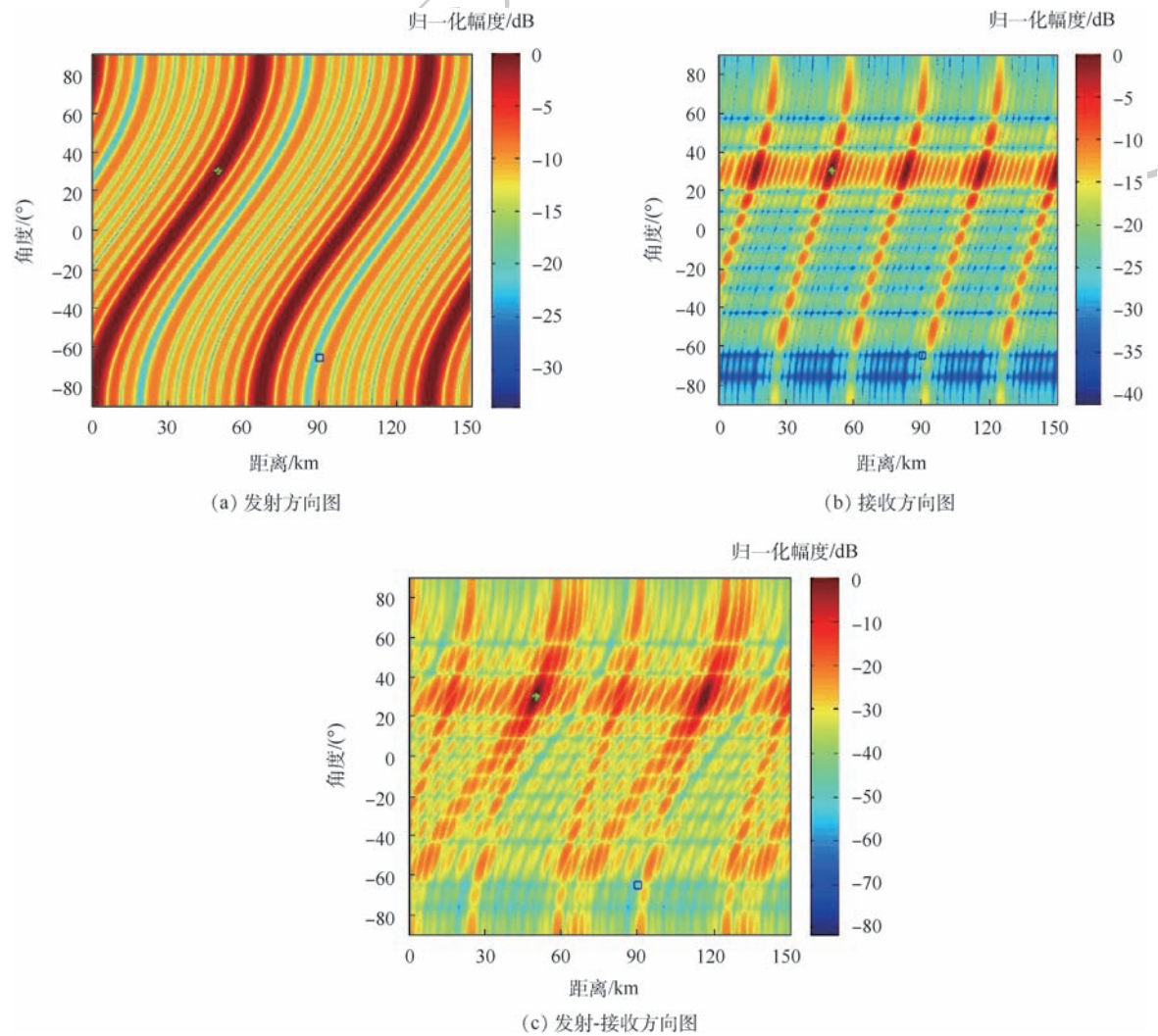


图 7 基于 RCB 的发射、接收和发射-接收方向图(机制 3)

Fig. 7 Transmitting, receiving and transmitting-receiving beampattern based on RCB (Mechanism 3)

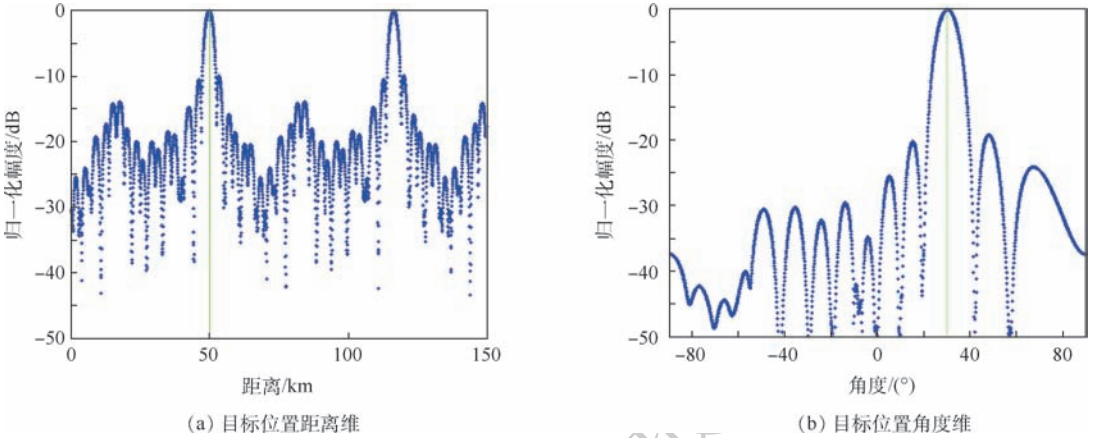


图8 目标位置距离维和角度维发射-接收方向图(机制3)

Fig.8 Transmitting-receiving beampattern of range dimension and angle dimension at target position (Mechanism 3)

从图7、图8可以看出,RCB算法在第3种处理机制下的有效性。实际上,第3种机制属于FDA-MIMO范畴,而FDA-MIMO雷达在实际中的合理性和可行性,已经被大多数学者所接受,而第1种处理机制在实际应用中功率损失严重,可行性受限。

5 结论

本文介绍了ULA-FDA的结构,仿真说明了其发射方向图的距离-角度二维相关特性。

1) 引入了3种接收信号处理机制,对其结构进行理论推导及分析,仿真结果验证了第1种、第3种处理机制的有效性,并在此基础上,引申到在指向误差存在的情况下,即估计的目标导向矢量与真实的目标导向矢量存在偏差。

2) 应用稳健的Capon波束形成算法,对估计的目标导向矢量进行“纠偏”,使波束在目标位置形成高增益,仿真结果验证了算法的有效性。

3) 对于实际应用,第3种处理机制更具可行性,下一步考虑对RCB算法应用于样本数不足的FDA-MIMO体制进行研究。

参考文献 (References)

[1] WANG W Q. Subarray-based frequency diverse array radar for target range-angle estimation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(4): 3057-3067.

[2] GAO K D, WANG W Q, CAI J Y, et al. Decoupled frequency diverse array range-angle-dependent beampattern synthesis using non-linearly increasing frequency offsets[J]. IET Microwaves, Antennas & Propagation, 2016, 10(8): 880-884.

[3] ANTONIK P, WICKS M C, GRIFFITHS H D, et al. Frequency diverse array radars[C]//Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 215-217.

[4] SECMEN M, DEMIR S, HIZAL A, et al. Frequency diverse ar-

ray antenna with periodic time modulated pattern in range and angle[C]//Proceedings of the IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 427-430.

[5] WANG W Q. Overview of frequency diverse array in radar and navigation applications[J]. IET Radar, Sonar & Navigation, 2015, 10(6): 1001-1012.

[6] WANG W Q. Frequency diverse array antenna: New opportunities[J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 2015, 57(2): 145-152.

[7] WANG Z B, TIGREK F, KRASNOV O, et al. Interleaved OFDM radar signals for simultaneous polarimetric measurements[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(3): 2085-2099.

[8] ZHANG T X, XIA X G, KONG L J. IRCI free range reconstruction for SAR imaging with arbitrary length OFDM pulse[J]. IEEE Transactions on Signal Process, 2014, 62(18): 4748-4759.

[9] AHMED S, ALOUNI M S. MIMO-radar waveform covariance matrix for high SINR and low side-lobe levels[J]. IEEE Transactions on Signal Process, 2014, 62(8): 2056-2065.

[10] CUI G L, LI H B, RANGASWAMY M. MIMO radar waveform design with constant modulus and similarity constraints[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2014, 62(2): 343-353.

[11] XU J W, XU Y H, LIAO G S. Direct data domain based adaptive beamforming for FDA-MIMO radar[C]//Proceedings of IEEE Statistical Signal Processing Workshop. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-5.

[12] XU J W, KANG J L, LIAO G S, et al. Mainlobe deceptive jammer suppression with FDA-MIMO radar[C]//Proceedings of IEEE 10th Sensor Array and Multichannel Signal Processing Workshop. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2018: 504-508.

[13] 张小飞, 陈华伟, 仇小锋, 等. 阵列信号处理及 MATLAB 实现[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 50-55.

ZHANG X F, CHEN H W, QIU X F, et al. Array signal processing and MATLAB implementation[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015: 50-55 (in Chinese).

[14] XU J W, LIAO G S, ZHU S Q. Robust adaptive beamforming

- based on response vector optimization [C] // Proceedings of IEEE International Conference on Acoustic, Speech and Signal Processing, Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 6043-6046.
- [15] FENG Y, LIAO G S, XU J W, et al. Robust adaptive beamforming against large steering vector mismatch using multiple uncertainty sets[J]. Signal Processing, 2018, 152: 320-330.
- [16] LI J, STOICA P, WANG Z S. On robust Capon beamforming and diagonal loading[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2003, 51(7): 1702-1715.
- [17] JONES A M, RIGLING B D. Frequency diverse array radar receiver architectures[C] // 2012 International Waveform Diversity & Design Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 211-217.
- [18] 陈明建, 罗景青, 唐希雯, 等. 最差性能最优的稳健宽带 Capon 波束形成算法[J]. 宇航学报, 2013, 34(3): 434-441.
- CHEN M J, LUO J Q, TANG X W, et al. Robust broadband Capon beamforming algorithm based on worst case performance optimization[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(3): 434-441 (in Chinese).

作者简介:

冯晓宇 男, 硕士研究生。主要研究方向: FDA 雷达信号处理。

谢军伟 男, 教授。主要研究方向: 隐身与反隐身、雷达电子战。

Robust Capon beamforming based on frequency diverse array

FENG Xiaoyu¹, XIE Junwei^{1,*}, GE Jiaang¹, ZHANG Jing², WANG Bo¹

(1. Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. Shaanxi College of Communication Technology, Xi'an 710018, China)

Abstract: In order to overcome the defect that the phased array beam has only angular resolution, the two-dimensional range-angle correlation of the beam is realized by adding a very small frequency increment relative to the carrier frequency between the array elements in the frequency diverse array. Three kinds of reception signal processing mechanism were introduced, and the theoretical deduction and analysis were carried out. The simulation shows the practicability of the two mechanisms. Aimed at target steering vector estimation and real target steering vector mismatch problem in the presence of the pointing error, the closed solution of the corrected steering vector is given by using robust Capon beamforming (RCB) algorithm. And in the two kinds of signal processing mechanism, the beampattern is simulated. The simulation results show that the RCB algorithm can form a high gain in the target position and form a null in the interference position. The effectiveness of the algorithm in the frequency diverse array is verified.

Keywords: frequency diverse array; signal processing; pointing error; robust Capon beamforming (RCB); steering vector

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0428

飞机滑行下道基动静模量相关分析模型

刘小兰¹, 张献民^{1,2,*}, 董倩^{2,3}

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016; 2. 中国民航大学 机场学院, 天津 300300;

3. 天津大学 建筑工程学院, 天津 300072)



摘 要: 为了建立飞机滑行下道基动静模量相关分析模型, 结合飞机滑行下道基应力水平、典型道基压实度和含水率范围、飞机滑行时常见频率区间, 通过动静三轴试验分析了应力水平、压实度、含水率和频率对道基动静模量的影响规律, 发现动静模量均与压实度和围压成正相关, 与含水率成负相关, 其中动模量在频率低于 3 Hz 时变化较为显著; 同时借助动静模量试验数据, 建立并验证了基于多因素的飞机滑行下道基动静模量相关分析模型, 为机场场道工程设计和检测提供参考。

关 键 词: 动模量; 静模量; 含水率; 压实度; 频率

中图分类号: V351.11

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0778-09

机场道面结构承载能力动态检测方法因其不损坏道面、简便快速、对机场运行影响小等优势, 逐渐成为道面无损检测的主要研究方向, 但动态承载能力检测通常获取道基动模量, 而中国相关设计规范将道基静模量作为机场道面工程设计施工和检测维护的重要指标, 因此如何确定道基动静模量相关分析模型, 通过实测的道基动模量求解道基静模量, 进而科学地指导机场道面工程的设计和维修, 逐渐成为有关学者们的研究热点和机场道面承载能力检测的技术重点。如 Xenaki 和 Athanasopoulos^[1] 分析了围压、含水率和循环应变幅值影响下黏土动静模量的变化规律。Ling 等^[2] 探究了 5 种温度、5 种围压、5 种含水率对最大动模量和静模量的影响, 结果表明最大动模量和静模量随着温度增加而减小, 随着围压增大而增大, 且含水率不小于 0.21% 时对最大动模量影响很小。Guisasola 等^[3] 研究了动静模量随着土类型、含水率、应力历史和荷载比变化的规律, 结果表明含水率能够降低黏土的动静模量。

Sitharam 等^[4] 研究表明动静模量随着非塑性组分百分比的增加而降低。Wang 等^[5] 分析含水率、围压、固结比和循环次数对动静模量影响, 结果表明动静模量随着固结比和围压增加而增加, 随着含水率增加而降低。Deng 等^[6] 通过动静三轴试验探究了围压和频率对粗颗粒土动静模量的影响。Bao 和 Mohajerani^[7] 探讨了动静模量与含水率、围压、偏应力关系, 发现含水率和偏应力对动静模量影响大, 围压对动静模量影响不大。蔡良才等^[8] 基于静态三轴试验探究了围压、偏应力、含水量和干容重对机场刚性道面下土基弹性模量的影响, 提出基于回弹模量-偏应力曲线确定机场刚性道面下土基弹性模量的方法。邢耀忠和刘洪兵^[9] 基于运动荷载下黏弹性 Winkler 地基板的力学模型, 利用最小二乘方准则提出基于挠度的机场刚性道面地基模量识别方法。宋花玉等^[10] 借助 BP 神经网络提出了不同含水量、干容重和偏应力下机场水泥混凝土道面土基模量的计算方法。郑刚等^[11] 针对天津临港工业区典型黏土进

收稿日期: 2018-07-13; 录用日期: 2018-12-07; 网络出版时间: 2018-12-24 07:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181220.1038.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51178456); 中央高校基本科研业务费专项资金 (3122017039)

* 通信作者. E-mail: caucxzm@126.com

引用格式: 刘小兰, 张献民, 董倩. 飞机滑行下道基动静模量相关分析模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 778-786.

LIU X L, ZHANG X M, DONG Q. Correlation analysis model of dynamic and static modulus for subgrade with taxiing aircraft[J].

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 778-786 (in Chinese).

行了动三轴试验,结果表明不同频率下,饱和软黏土的动模量随应变的增加均有所下降,在相同轴向应变下,动模量随振动频率的增加而增大。罗汀等^[12]在 ABAQUS 软件中引入超固结土统一硬化(UH)模型来表征道基土的应力应变关系,并在此基础上探究飞机荷载下机场刚性道面的不同位置处应力、应变和位移响应规律,最后将数值模型的计算值与模型试验的实测值进行对比,表明引入 UH 模型的数值模型能够可靠地预测实际机场道面道基受力变形。陈章毅等^[13]采用 DDS-70 型号电磁式动三轴仪分析海洋软土在动力作用下的动力特性,发现加载频率、围压和干密度越大,动模量越高。郝斌等^[14]针对唐山曹妃甸地区滨海软土进行动静模量试验研究,发现滨海软土的动静模量随着围压的增大而增大。

模量作为机场道面道基的重要参数,存在显著的应力依赖性^[15-17]。但已有的研究没有充分考虑机场道面工程的特殊性,如飞机荷载的多轮叠加效应、飞机荷载重量远远大于车辆荷载重量,以及道面结构性能有别于道路工程等^[18-19];除此之外,对于道基强度指标(压实度和含水率)研究较少,对于飞机荷载动态特性(频率)的研究几乎空白,没有形成飞机滑行下道基动静模量相关分析模型,难以满足机场道面工程设计和检测的要求。鉴于粉质黏土道基应用较为广泛,如上海浦东国际机场第一跑道^[20]、四川九寨机场^[21]、云南泸沽湖机场^[22]等,本文结合飞机滑行下的道基应力水平、道基压实度和含水率取值范围,以及飞机滑行时频率区间,进行道基动静模量影响规律的研究,并建立多因素综合作用下动静模量相关分析模型,为机场场道工程设计与检测评估提供依据。

1 试验参数确定

以客机 B737-800 建立整个飞机模型,用弹性层状半空间体理论建立机场道面模型,基于飞机-道面的振动响应模型,选取距离机场道基顶面 5.0 m 为飞机荷载的作用深度^[23],来研究飞机滑行下道基的应力分布水平,以及不同滑行速度下的振动频率。

1.1 飞机-道面响应模型

飞机在道面上滑行时产生的随机动荷载有别于车辆动荷载,它受到道面平整度、滑行速度以及飞机升力等因素的综合作用,可表示为

$$P_v = Mg(1 + 11.5c_0 \cdot \text{IRI} \cdot \sqrt{v}) - Y_v \tag{1}$$

式中: P_v 为飞机滑行时道面承受的实际荷载; M 为飞机荷载的质量; g 为重力加速度; c_0 为系数,取 $10^{-3} \text{ m}^{-0.5} \cdot \text{s}^{0.5}$;IRI 为国际平整度指数; v 为飞机滑行速度; Y_v 为飞机滑行时的升力。

当飞机的滑行速度达到离地速度时,道面承受的实际荷载 P_v 为 0,此时

$$Y_{v_0} = Mg(1 + 11.5c_0 \cdot \text{IRI} \cdot \sqrt{v_0}) \tag{2}$$

式中: v_0 为飞机离地速度; Y_{v_0} 为飞机离地时的升力。

结合式(1)和式(2)可得飞机的动荷载系数为

$$k = \frac{P_v}{Mg} = (1 + 11.5c_0 \cdot \text{IRI} \cdot \sqrt{v}) - \frac{1 + 11.5c_0 \cdot \text{IRI} \cdot \sqrt{v_0}}{v_0} v^2 \tag{3}$$

B737-800 的相关参数见表 1^[23-24],在 AN-SYS15.0 中选用刚性梁单元 MPC184 模拟飞机机身,用结构质量单元 Mass21 模拟飞机悬挂系统质量、非悬挂系统质量及转动惯量,用弹簧-阻尼单元 Combine14 来模拟飞机的弹簧和阻尼,用结构瞬态求解中的完全法来求解道面不平整度影响下的飞机随机动荷载。

为了确定飞机-道面动态响应时的最不利平整度和滑行速度,对飞机动荷载系数进行了研究(见图 1)。

表 1 B737-800 参数^[23-24]
Table 1 Parameters of B737-800^[23-24]

参数	数值	参数	数值
最大起飞重量/kN	792.60	胎压/MPa	1.47
主起落架荷载分配系数	0.95	轮印面积/m ²	0.125
主起落架间距/m	5.72	轮印长度/m	0.45
主起落架轮距/m	0.86	轮印宽度/m	0.30

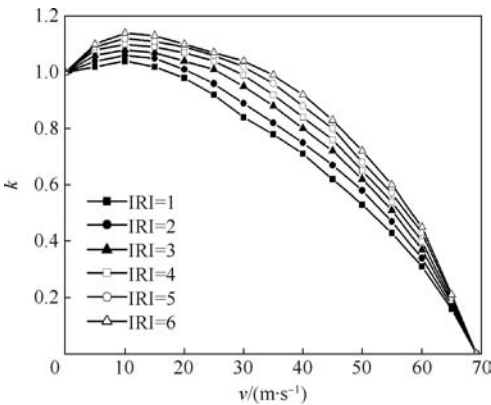


图 1 IRI 和 v 影响下的动荷载系数
Fig. 1 Dynamic load coefficient influenced by IRI and v

从图 1 中可以看出,当滑行速度为 0 时,飞机处于静止状态(即动荷载系数为 1);当滑行速度达到 69.2 m/s 时,飞机处于离地状态(即动荷载系数为 0);当滑行速度处于 0~69.2 m/s 时,飞机处于滑行状态,动荷载系数呈现先增后减的趋势。因为飞机刚开始滑行时速度较低,升力较小,对道面的冲击作用较大,道面表现为高幅低频的应力形式;随着飞机滑行速度的增加,升力增加,对道面冲击作用减弱,道面表现为高频低幅的应力形式。滑行速度一定时,动荷载系数随着平整度指数的增加而增加;不同平整度指数下的动荷载系数均在 10 m/s 左右取得最大值,而且当滑行速度为 10 m/s 时,随着 IRI 从 1 到 6 动荷载系数变化量约 0.1。依据 MH/T5024—2009^[25] 规定:IRI<2.0 时平整度等级为好,2.0≤IRI≤4.0 时平整度等级为中,IRI>4.0 时平整度等级为差;而大多数机场场道的平整度等级为中以上,考虑到一般性,在后续飞机-道面响应研究中,选取平整度指数为 3 且滑行速度为 10 m/s 的飞机随机动荷载。

依据弹性层状半空间体理论的基本假设,建立由面层、基层和道基组成,平面尺寸 45 m×15 m(长×宽)的机场道面结构模型(具体道面结构层参数见表 2^[23, 26-27])。其中面层和基层的单元网格尺寸分别为 0.1 m 和 0.3 m,沿深度均为该层厚度的一半;道基的单元网格尺寸为 0.3 m,沿深度为 0.5 m。道基底部为完全固定约束, $x=0$ 及 $x=45$ m 处只约束 x 方向, $z=0$ 及 $z=15$ m 处只约束 z 方向。飞机沿面层 z 方向的中心线进行滑行。

表 2 道面结构参数^[23, 26-27]

Table 2 Parameters of pavement structure^[23, 26-27]

结构层	弹性模量/ GPa	厚度/m	密度/ (kg·m ⁻³)	泊松比	阻尼
水泥混凝土 面层	30~42	0.2~0.5	2 300	0.15	0.05
水泥稳定 碎石基层	1~2.2	0.2~0.5	1 900	0.25	0.05
道基	0.02~0.08	10	1 650	0.35	0.05

1.2 飞机滑行下频率分析

选取面层、基层和道基模量分别为 38 GPa、1.4 GPa 和 80 MPa,面层和基层厚度均为 0.4 m,平整度指数为 6,分析不同滑行速度下的频率 f ,见图 2。从图 2 中可知,飞机滑行下的频率范围为 1.11~5.46 Hz,因此动三轴试验时选取的频率区间为 0.5~6 Hz。

1.3 道基应力水平分析

上覆结构自重引起的竖向应力为

$$P_0 = \sum_{i=1}^n h_i \gamma_i$$

(4)

式中: h_i 和 γ_i 分别为第 i 层的层厚和容重($i=1, 2, \cdots, n$)。

计算点处的总竖向应力为

$$\sigma_1 = \sigma_z + P_0$$

(5)

式中: σ_z 为飞机荷载产生的竖向应力。

计算点处的总侧向应力(围压)为

$$\sigma = \sigma_{x,y} + k_0 P_0$$

(6)

式中: $\sigma_{x,y}$ 为飞机荷载产生的 x 和 y 方向水平应力的平均值; k_0 为侧压系数,参考文献[28]选取 0.6。

基于飞机-道面响应模型,分析不同结构层参数对道基总竖向应力、围压及偏应力的影响规律,见表 3 和表 4。

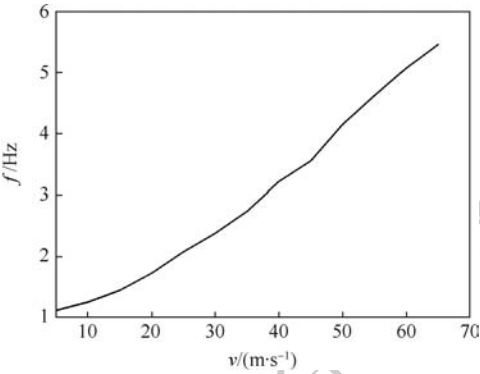


图 2 不同滑行速度下的频率

Fig. 2 Frequency under different taxiing speed

表 3 道基应力水平(距道基顶面 5.0 m)

Table 3 Stress level of subgrade (5.0 m away from top surface of subgrade)

E_c /GPa	h_c /m	E_2 /GPa	h_2 /m	E_0 /GPa	σ_1 /kPa	σ /kPa	σ_d /kPa
30	0.4	1.4	0.4	0.08	102	60	42
34	0.4	1.4	0.4	0.08	102	60	42
38	0.4	1.4	0.4	0.08	102	60	42
42	0.4	1.4	0.4	0.08	102	60	42
38	0.2	1.4	0.4	0.08	98	58	40
38	0.3	1.4	0.4	0.08	100	59	41
38	0.5	1.4	0.4	0.08	103	60	43
38	0.4	1.0	0.4	0.08	102	60	42
38	0.4	1.8	0.4	0.08	102	60	42
38	0.4	2.2	0.4	0.08	102	60	42
38	0.4	1.4	0.2	0.08	98	58	40
38	0.4	1.4	0.3	0.08	100	59	41
38	0.4	1.4	0.5	0.08	103	60	43
38	0.4	1.4	0.4	0.06	102	60	42
38	0.4	1.4	0.4	0.04	102	60	42
38	0.4	1.4	0.4	0.02	102	60	42

注: E_c —面层模量; h_c —面层厚度; E_2 —基层模量; h_2 —基层厚度; E_0 —道基模量; σ_d —偏应力。

表 4 道基应力水平(道基顶面)

Table 4 Stress level of subgrade (top surface of subgrade)

E_c /GPa	h_c /m	E_2 /GPa	h_2 /m	E_0 /GPa	σ_1 /kPa	σ /kPa	σ_d /kPa
30	0.4	1.4	0.4	0.08	104	34	70
34	0.4	1.4	0.4	0.08	99	32	67
38	0.4	1.4	0.4	0.08	96	31	65
42	0.4	1.4	0.4	0.08	93	30	63
38	0.2	1.4	0.4	0.08	158	56	102
38	0.3	1.4	0.4	0.08	134	39	95
38	0.5	1.4	0.4	0.08	75	28	47
38	0.4	1.0	0.4	0.08	93	30	63
38	0.4	1.8	0.4	0.08	98	33	65
38	0.4	2.2	0.4	0.08	100	35	65
38	0.4	1.4	0.2	0.08	134	32	102
38	0.4	1.4	0.3	0.08	116	31	85
38	0.4	1.4	0.5	0.08	82	30	52
38	0.4	1.4	0.4	0.06	87	31	56
38	0.4	1.4	0.4	0.04	78	35	43
38	0.4	1.4	0.4	0.02	69	35	34

由表 3、表 4 知,在距道基顶面 5.0 m 处的总竖向应力、围压和偏应力变化均小,而且道面结构层模量对应力水平的影响甚微;但在道基顶面处的总竖向应力和偏应力变化显著,围压的变化较大,而且均比距道基顶面 5.0 m 处显著。因为随着距道基顶面距离的增加,道面结构自重产生的应力逐渐增加,飞机荷载产生的附加应力逐渐减小,对总竖向应力、围压起决定性作用的因素逐渐由附加应力转变为自重应力;由式(5)、式(6)可知,自重应力仅受结构层厚度和容重的影响,不受结构层模量的影响,且总竖向应力受自重应力的影响程度比围压要大。

与此同时,表 3、表 4 表明道基总竖向应力分布范围为 69 ~ 158 kPa,围压分布范围为 28 ~ 56 kPa,偏应力分布范围为 34 ~ 102 kPa。因此动静三轴试验选取的围压为 15 ~ 60 kPa,偏应力为 30 ~ 105 kPa。

2 动静三轴试验

本文所采用的三轴试验仪参数为:最大轴向荷载 1 kN,最大围压 300 kPa,频率范围 0 ~ 20 Hz,详见图 3。本文试验土样为河北沧州地区的粉质黏土,其物理参数详见表 5,依据重塑土样的制备方法^[29],采用三瓣模人工击实成型法,制备直径为 61.8 mm、高度为 125 mm 的圆柱体土样,并迅速用保鲜膜将其密封,见图 4。



图 3 三轴试验系统
Fig. 3 Triaxial test system

表 5 土样的物理参数

Table 5 Physical parameters of soil sample

参数	液限/%	塑限/%	塑限 指数/%	最佳 含水率/%	最大干密度/ ($g \cdot cm^{-3}$)
数值	33.39	16.79	16.60	14.89	1.75



图 4 三瓣模成型土样
Fig. 4 Soil sample of three-section mould

本文重点研究应力水平、含水率、压实度和频率对道基动静模量的影响。鉴于规范要求道基含水率波动范围不超过 $\pm 2\%$,选取含水率为 10.89%、12.89%、14.89%、16.89%、和 18.89%。因为机场道基的压实度均大于 90%,同时考虑实际试验条件限制,选取压实度为 90%、93%、94%、96% 和 98%。结合数值模型结果选取频率为 0.5、1、2、3、4、5 和 6 Hz;围压为 15、30、45 和 60 kPa,偏应力为 30、55、75 和 105 kPa。与此同时,选取预压阶段围压为 30 kPa,偏应力为 55 kPa,预压循环 1000 次,来模拟施工期间的应力历史,消除试样端部与压盘间的不良接触^[30];选取半正弦波形循环加载 100 次,来模拟飞机荷载滑行时对道基的影响,详见表 6。其中应力水平、含水率和压实度都适用于动静三轴试验,频率仅适用于动三轴试验。

表6 加载序列
Table 6 Loading sequence

加载序列号	围压/kPa	偏应力/kPa	作用次数
0	30	55	1 000
1	60	30	100
2	60	55	100
3	60	75	100
4	60	105	100
5	45	30	100
6	45	55	100
7	45	75	100
8	45	105	100
9	30	30	100
10	30	55	100
11	30	75	100
12	30	105	100
13	15	30	100
14	15	55	100
15	15	75	100
16	15	105	100

3 试验结果分析

3.1 动模量分析

动模量定义为

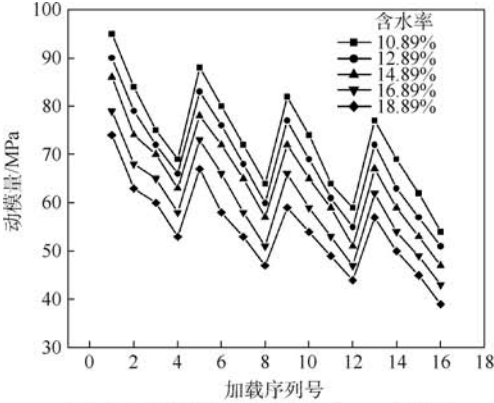
$$E_d = \frac{\sigma_d}{\varepsilon_d} \tag{7}$$

式中： $\sigma_d = \sigma_{max} - \sigma_{min}$ ， σ_{max} 和 σ_{min} 分别为循环偏应力的最大值和最小值； $\varepsilon_d = \varepsilon_{max} - \varepsilon_{min}$ ， ε_{max} 和 ε_{min} 分别为相应循环偏应力作用下应变最大值和最小值。

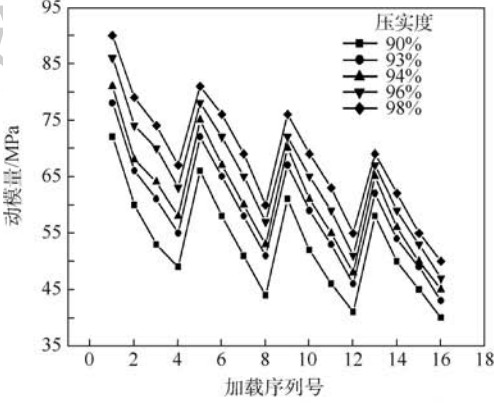
依据式(7)对动三轴试验测得的应力应变数据进行处理,选取每个加载序列最后5次循环加载的动模量平均值为重塑粉质黏土试样的动模量,见图5。

由图5(a)知,当应力水平(围压和静偏力)、压实度和频率一定时,动模量随着含水率增加而逐渐降低,与文献[1,7]的结论相一致;当含水率低于最佳含水率时,动模量的增长幅度逐渐减弱。因为随着含水率的增加,土样颗粒间的黏结作用减弱,润滑作用增强,土样的强度和刚度降低,进而削弱了动模量;因此规范中要求道基的含水率接近最佳含水率有助于保证道基的强度。

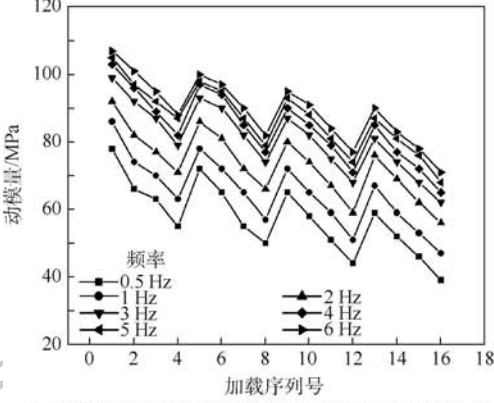
由图5(b)知,当应力水平、含水率和频率一定时,动模量随着压实度的增加而逐渐增加;因为随着压实度增加,土样内部的孔隙减少,整体结构强度和刚度增加,进而提高了土样的动模量。但考虑到工程实际和建设费用的要求,应在满足道基强度的情况下合理选择道基压实度。



(a) 含水率对动模量的影响(压实度为96%,频率为1 Hz)



(b) 压实度对动模量的影响(含水率为14.89%,频率为1 Hz)



(c) 频率对动模量的影响(含水率为14.89%,压实度为96%)

图5 动模量曲线

Fig.5 Dynamic modulus curves

由图5(c)知,当应力水平、含水率和压实度一定时,动模量随着频率的增加而逐渐增加,在频率低于3 Hz时,动模量增长显著,在频率高于3 Hz时,动模量增长缓慢;因为频率较低时,加载时间较长,土样的黏塑性能较充分的发挥出来,但频率较高时,加载时间较短,土样的黏塑性无法充分发挥,并表现出很好的弹性性能。因此,进行动模量试验时不能忽略频率的影响。

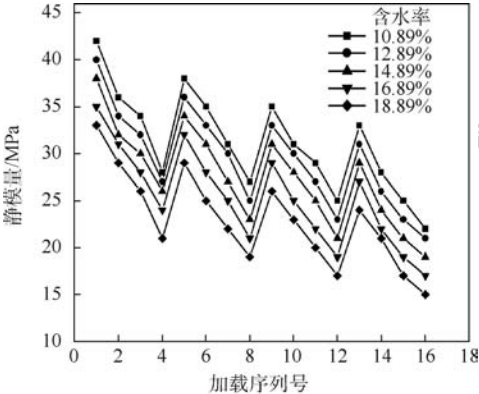
由图5可知,当含水率、压实度和频率一定时,动模量随着围压的增加而增加,随着循环偏应力的增加而降低。因为围压增加提高了土样的侧

向约束,土样中的微裂隙在侧向约束下逐渐闭合,土样逐渐被压密实,土样的强度和刚度均增加,进而促进了土样动模量的增加。

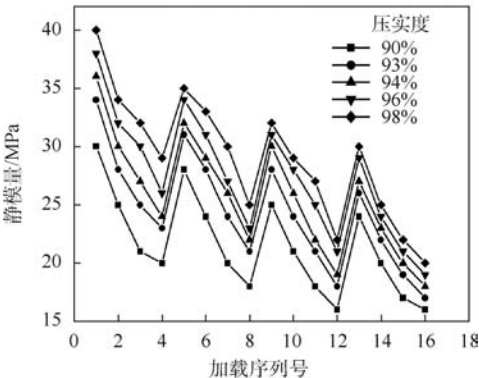
3.2 静模量分析

将试样的静模量定义为应力-应变曲线的斜率,通过对土样静三轴试验的应力应变数据分析得到不同含水率和压实度下的静模量,见图 6。

由图 6 知,土样静模量随含水率、压实度和应力水平(围压和偏应力)的变化规律与动模量相似,即当其他因素一定时,含水率的增加导致土样静模量降低,压实度和围压的增加均引起土样静模量的增加。



(a) 含水率对静模量的影响(压实度为96%)



(b) 压实度对静模量的影响(含水率为14.89%)

图 6 静模量曲线

Fig. 6 Static modulus curves

3.3 动静模量关系

鉴于动静回弹模量随含水率、压实度以及应力水平的变化规律一致,可以建立动静回弹模量相关分析模型如下:

$$E'_d = f(E_s, \sigma, \omega, K) \tag{8}$$

式中: E'_d 为频率为 1 Hz 时动模量; E_s 为静模量; ω 为含水率; K 为压实度。

通过比较幂函数、指数函数、对数函数、线性函数等对试验数据的拟合效果,本文首先选取线性函数对 1 Hz 频率下动模量和静模量建立动静回弹模量相关分析模型为

$$E'_d = aE_s + b \tag{9}$$

式中: a 和 b 均为回归系数,其中:

$$a = (0.0007\omega + 0.0013K - 0.1331)\sigma + (-0.0128\omega - 0.0393K + 5.9239) \tag{10}$$

$$b = (-0.0248\omega - 0.0418K + 4.3035)\sigma + (0.6859\omega + 1.1826K - 112.5671) \tag{11}$$

为了考虑飞机滑行速度对道基动静模量相关分析模型的影响,在式(9)~式(11)的基础上,引入了不同频率下动模量与 1 Hz 频率下动模量的比值 k' ,见图 7(其中图例中的 1~16 对应于表 6 中的加载序列)。

结合式(9)~式(11)和图 7 得不同频率下动静模量相关分析模型如下:

$$E_d = (0.2150\ln f + 1.0178)E'_d \tag{12}$$

将式(9)~式(11)代入式(12)即可得到基于静模量、围压、含水率、压实度和频率的动模量。为了验证本文动静模量相关分析模型的可靠性,进行了基于静模量的动模量计算值与实测值的对比,见表 7,土样为张家口粉质黏土。

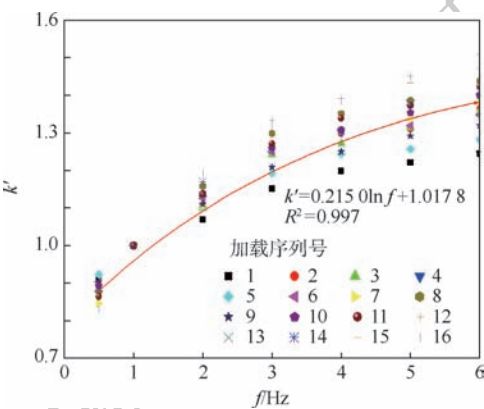


图 7 k' - f 回归曲线

Fig. 7 k' - f regression curve

表 7 动模量计算值与实测值对比

Table 7 Comparison between calculated and measured values of dynamic modulus

围压/ kPa	含水率/ %	压实度/ %	频率/ Hz	静模量/ MPa	动模量		
					计算值/ MPa	实测值/ MPa	相对 误差/ %
60	15.77	90	1	31.03	72.09	72.06	0.04
45	15.77	93	1	47.53	105.11	105.05	0.06
30	15.77	96	1	52.17	114.75	114.34	0.36
15	13.77	96	1	56.39	122.13	122.77	0.52
60	17.77	96	1	46.44	105.01	102.87	2.08
45	15.77	96	0.5	54.99	105.32	112.98	6.78
30	15.77	96	2	52.17	133.89	128.28	4.37
15	15.77	96	3	50.17	138.09	130.31	5.97
45	15.77	96	4	54.99	159.52	154.68	3.13
30	15.77	96	5	52.17	156.49	151.56	3.26
15	15.77	96	6	50.17	154.50	148.34	4.15

由表7可知,对于张家口粉质黏土本文动静模量相关分析模型的计算值与动三轴试验的实测值误差不超过10%。因为本文的动静模量相关分析模型是针对沧州粉质黏土建立的,仅考虑了应力水平、含水率、压实度和频率的影响;但实际道基土体性能还受黏粒含量、液塑限、塑性指数等影响,而且不同测试点的土样具有区域效应。

4 结 论

本文结合飞机滑行下道基应力水平、典型道基压实度和含水率、飞机荷载滑行时常见频率范围,针对重塑粉质黏土进行了不同含水率、压实度、频率和应力水平下的动静三轴试验;不仅分析了含水率、压实度、频率和应力水平对动静模量的影响规律,而且建立了多因素综合作用下动静模量相关分析模型,具体结论如下:

1) 当压实度和应力水平一定时,动静模量均随着含水率的增加而降低;当含水率和应力水平一定时,动静模量均随着压实度的增加而增加;当压实度和含水率一定时,动静模量均随着围压的增加而增加。

2) 当应力水平、含水率和压实度一定时,动模量随着频率的增加而增加,当频率低于3 Hz时,动模量增加显著;当频率高于3 Hz时,动模量增加缓慢。

3) 分别建立了基于应力水平、含水率、压实度和频率的动静模量相关分析模型,并通过不同地区的土样进行了动模量计算值与实测值的对比验证,为机场道面工程的设计和检测提供依据。

4) 因为道基土体的复杂性和测试点土样的区域效应,道基土体的动静模量不仅受到含应力水平、含水率、压实度和频率的影响,而且受到黏粒含量、液塑限、塑性指数等作用,因此需要通过更多地三轴试验和工程实践进一步修正完善本文的模型,进而更好的满足机场道面工程的应用要求。

参考文献 (References)

- [1] XENAKI V C, ATHANASOPOULOS G A. Dynamic properties and liquefaction resistance of two soil materials in an earth-fill dam—Laboratory test results[J]. *Soil Dynamics & Earthquake Engineering*, 2008, 28(8): 605-620.
- [2] LING X Z, ZHU Z Y, ZHANG F, et al. Dynamic elastic modulus for frozen soil from the embankment on Beiluhe Basin along the Qinghai-Tibet Railway[J]. *Cold Regions Science & Technology*, 2009, 57(1): 7-12.
- [3] GUISASOLA I, JAMES I, STILES V, et al. Dynamic behaviour of soils used for natural turf sports surfaces[J]. *Sports Engineer-*
- ing, 2010, 12(3): 111-122.
- [4] SITHARAM T G, RAVISHANKAR B V, VINOD J S. Dynamic properties of sandy soils at large shear strains with special reference to the influence of non-plastic fines[J]. *International Journal of Geotechnical Earthquake Engineering*, 2011, 2(2): 16-28.
- [5] WANG Z J, LUO Y S, GUO H, et al. Effects of initial deviatoric stress ratios on dynamic shear modulus and damping ratio of undisturbed loess in China[J]. *Engineering Geology*, 2012, 143(11): 43-50.
- [6] DENG G, ZHANG J, WANG J, et al. Experimental study on coarse-grained soil about the relationships among dynamic strain, dynamic elastic modulus and damping ratio[J]. *Electronic Journal of Geotechnical Engineering*, 2014, 19(2): 313-326.
- [7] BAO T N, MOHAJERANI A. Resilient modulus of fine-grained soil and a simple testing and calculation method for determining an average resilient modulus value for pavement design[J]. *Transportation Geotechnics*, 2016, 7(5): 59-70.
- [8] 蔡良才, 余定选, 杜俭. 机场刚性道面下土基模量取值方法研究[J]. *中国公路学报*, 1992, 5(2): 8-12.
CAI L C, YU D X, DU J. On the evaluation of subgrade modulus under rigid airfield pavement[J]. *China Journal of Highway and Transport*, 1992, 5(2): 8-12 (in Chinese).
- [9] 邢耀忠, 刘洪兵. 机场刚性道面地基参数识别研究[J]. *公路工程*, 2006, 31(4): 52-54.
XING Y Z, LIU H B. Foundational parameter identification research of airport rigid pavement[J]. *Central South Highway Engineering*, 2006, 31(4): 52-54 (in Chinese).
- [10] 宋花玉, 蔡良才, 韶斌. BP神经网络在道面土基模量取值中的应用[J]. *路基工程*, 2008(4): 36-38.
SONG H Y, CAI L C, SHAO B. BP neural network application in the subgrade modulus of the pavement[J]. *Subgrade Engineering*, 2008(4): 36-38 (in Chinese).
- [11] 郑刚, 霍海峰, 雷华阳, 等. 振动频率对饱和黏土动力特性的影响[J]. *天津大学学报(自然科学与工程技术版)*, 2013, 46(1): 38-43.
ZHENG G, HUO H F, LEI H Y, et al. Contrastive study on the dynamic characteristics of saturated clay in different vibration frequencies[J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2013, 46(1): 38-43 (in Chinese).
- [12] 罗汀, 张海鹏, 郭全全, 等. 基于UH模型的机场道基道面受力变形分析[J]. *建筑科学*, 2014, 30(增刊2): 315-320.
LUO T, ZHANG H P, GUO Q Q, et al. Analysis of interaction of airplane pavement and foundation based on unified hardening model[J]. *Building Science*, 2014, 30 (Supplement 2): 315-320 (in Chinese).
- [13] 陈章毅, 宋金良, 刘文程, 等. 珠江口海洋软土动三轴试验分析[J]. *华南地震*, 2014, 34(s1): 204-207.
CHEN Z Y, SONG J L, LIU W C, et al. Dynamic triaxial test analysis of marine soft soil of the pearl river estuary[J]. *South China Journal of Seismology*, 2014, 34(s1): 204-207 (in Chinese).
- [14] 郝斌, 赵玉成, 刘珍岩, 等. 唐山曹妃甸滨海软土的动模量和阻尼比测试[J]. *土工基础*, 2016, 30(4): 520-523.
HAO B, ZHAO Y C, LIU Z Y, et al. Dynamic shear modulus and damping ratio of soft soils of Tangshan Caoheidian coastal area

- [J]. Soil Engineering and Foundation, 2016, 30(4): 520-523 (in Chinese).
- [15] 周正峰, 凌建明. 机场水泥混凝土道面土基强度和变形标准分析[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2008, 36(11): 1516-1520.
- ZHOU Z F, LING J M. Study on criteria for subgrade strength and deformation of airport concrete pavement [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2008, 36(11): 1516-1520 (in Chinese).
- [16] 弋晓明, 李术才, 王松根, 等. 非饱和粉土模量的应力依赖性与水敏感性耦合分析[J]. 山东大学学报(工学版), 2013, 43(2): 84-88.
- YI X M, LI S C, WANG S G, et al. Coupling analysis of stress dependence and water sensitivity for the resilient modulus of unsaturated silt soil [J]. Journal of Shandong University (Engineering and Science), 2013, 43(2): 84-88 (in Chinese).
- [17] 张凡. 飞机单轮荷载作用下山区机场跑道道面道基动力响应研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.
- ZHANG F. Study on dynamic response in pavement and subgrade of airport in mountainous area subjected to aircraft single-wheel load [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016 (in Chinese).
- [18] GUO L, WANG J, CAI Y, et al. Undrained deformation behavior of saturated soft clay under long-term cyclic loading [J]. Soil Dynamics & Earthquake Engineering, 2013, 50(7): 28-37.
- [19] SALOUR F, ERLINGSSON S. Resilient modulus modelling of unsaturated subgrade soils: Laboratory investigation of silty sand subgrade [J]. Road Materials & Pavement Design, 2015, 16(3): 553-568.
- [20] 杨斐, 杨宇亮, 孙立军. 飞机起降荷载作用下的场道地基沉降[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2008, 36(6): 744-748.
- YANG F, YANG Y L, SUN L J. Settlement of runway subgrade under moving aircraft loads [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2008, 36(6): 744-748 (in Chinese).
- [21] 王云龙. 飞机移动荷载作用下机场跑道动力响应研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- WANG Y L. Study on dynamic response of pavement and subgrade under the moving load of aircraft [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017 (in Chinese).
- [22] 王祺, 韩文喜. 泸沽湖机场场区工程地质评价[J]. 土工基础, 2011, 25(2): 76-79.
- WANG Q, HAN W X. Engineering geological evaluation of Lugu lake airport [J]. Soil Engineering and Foundation, 2011, 25(2): 76-79 (in Chinese).
- [23] 张献民, 薛华鑫, 董倩. 飞机跑道荷载响应深度变化规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 427-432.
- ZHANG X M, XUE H X, DONG Q. Influencing depth under aircraft loads of runway [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 427-432 (in Chinese).
- [24] 薛华鑫. 飞机滑行状态下振动频率响应分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2014.
- XUE H X. Analysis on vibration frequency response of rigid pavement in conditions of aircraft taxiing [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2014 (in Chinese).
- [25] 中国民用航空局. 民用机场道面评价管理技术规范: MH/T5024—2009 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2009.
- Civil Aviation Administration of China. Technical specifications of aerodrome pavement evaluation and management: MH/T5024—2009 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2009 (in Chinese).
- [26] 中国民用航空局. 民用机场水泥混凝土道面设计规范: MH/T5004—2010 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2010.
- Civil Aviation Administration of China. Specifications for airport cement concrete pavement design: MH/T5004—2010 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2010 (in Chinese).
- [27] 翁兴中. 机场道面设计 [M]. 北京: 人民交通出版社, 2014: 130-208.
- WENG X Z. Design of airport pavement [M]. Beijing: China Communications Press, 2014: 130-208 (in Chinese).
- [28] 张亚娟. 山西省黄土道基模量研究 [D]. 西安: 长安大学, 2015.
- ZHANG Y J. The research of the loess subgrade modulus of resilience [D]. Xi'an: Chang'an University, 2015 (in Chinese).
- [29] 中华人民共和国交通部. 公路土工试验规程: JTG E40—2007 [S]. 北京: 人民交通出版社, 2007.
- The Ministry of Transport of the People's Republic of China. Test methods of soils for highway engineering: JTG E40—2007 [S]. Beijing: China Communications Press, 2007 (in Chinese).
- [30] GUO L, WANG J, CAI Y, et al. Undrained deformation behavior of saturated soft clay under long-term cyclic loading [J]. Soil Dynamics & Earthquake Engineering, 2013, 50(7): 28-37.

作者简介:

刘小兰 女, 博士研究生。主要研究方向: 场道工程。

张献民 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 场道工程。

董倩 女, 博士研究生。主要研究方向: 场道工程。

Correlation analysis model of dynamic and static modulus for
subgrade with taxiing aircraft

LIU Xiaolan¹, ZHANG Xianmin^{1,2,*}, DONG Qian^{2,3}

- (1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Airport College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
3. School of Civil Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to establish dynamic and static modulus correlation analysis model of subgrade with taxiing aircraft, this paper considers the subgrade stress level of taxiing aircraft, compaction degree and moisture content of typical subgrade, and common frequency of taxiing aircraft. Dynamic and static triaxial tests are conducted to analyze the influence of stress level, compaction degree, moisture content and frequency on the dynamic and static modulus of subgrade. The results show that dynamic and static modulus are positively correlated with the compaction degree and confining pressure, and negatively correlated to the moisture content. Especially, the variation amplitude of dynamic modulus is significant when the frequency is less than 3 Hz. Meanwhile, based on dynamic and static modulus measurement databases, dynamic and static modulus conversion system is established and verified with multifactor comprehensive function and taxiing aircraft. The research provides the reference for pavement design, construction, detection and maintenance.

Keywords: dynamic modulus; static modulus; moisture content; compaction degree; frequency

Received: 2018-07-13; Accepted: 2018-12-07; Published online: 2018-12-24 07:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181220.1038.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51178456); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122017039)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0434

火星再入飞行器风洞试验与真实飞行 之间相关性的探讨

刘方彬^{1,2}, 袁军娅^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 深圳易信科技股份有限公司, 深圳 518000)

摘 要: 由于风洞试验条件限制,难以完全模拟火星再入飞行器真实飞行环境,因此需要建立火星再入飞行器风洞条件与真实飞行之间的关联关系。基于国外文献公开数据,采用数值方法和对比分析方法探讨了类“探路者号”外形的火星再入飞行器的风洞试验与真实飞行之间的外推方法。结果表明,在高焓空气风洞和常规空气风洞试验条件下,可以将模型驻点附近的无量纲压力和压力系数作为相关性参数,将风洞条件与飞行条件相关联起来,但是不能直接利用风洞试验的热流、无量纲热流和 Stanton 数作为关联参数;在高焓 CO_2 风洞试验条件下,可以利用模型驻点附近的无量纲压力、压力系数和 Stanton 数作为外推参数,但是不能直接将风洞试验的热流、无量纲热流作为相关性参数,将风洞条件下的风洞数据通过外推获取飞行条件下飞行器的性能参数。

关键词: 火星; 高超声速; 风洞; 再入; 相关性; 气动力; 气动热

中图分类号: V476.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0787-09

火星大气的主要成分是 CO_2 , 大气非常稀薄, 密度仅为地球大气的 1%。相对于地球大气, 再入飞行器进入火星大气时, 虽然同样具有较高的飞行速度, 但是由于火星大气密度较低, 在高速飞行时激波后流动的热力学非平衡特性更为突出。作为火星大气主要成分的 CO_2 气体, 具有和 N_2 、 O_2 等气体不同的热化学特性^[1]。目前对于火星再入飞行器实际飞行时, 仍存在诸多认知上的不足, 包括剪切层的复杂性、尺度问题和一些现象的物理模型等方面, 地面试验仍是火星再入飞行器研制中必不可少的验证手段^[2]。

由于风洞条件的限制, 难以完全模拟飞行环境, 且在风洞试验中有尺寸效应、边界效应或边界干扰、支架干扰等干扰, 这就存在一个与真实飞行条件下的相似理论及相关性的问题。目前关于地

球再入飞行器的风洞试验相关性研究较多, 相似准则的选择也有多种, 而关于火星探测器风洞试验相关性研究的国内外公开文献极少, 且成熟度不高。例如苗文博等^[1]则利用数值方法研究了火星再入飞行器表面热环境, 通过研究认为, 在驻点附近区域近似为热力学平衡, 随着高度逐渐增加, 则热力学非平衡效应更明显。董维中^[3]在博士论文中根据钝锥标模 ELECTRE 模型风洞试验和飞行试验数据之间对比, 认为保持总焓值不变, 利用双尺度参数可以对模型头部进行气动热/力的外推。然而 ELECTRE 模型的试验介质均为空气, 没有进行介质为 CO_2 的试验。Bur 等^[4]通过研究风洞与“Pathfinder”(“探路者号”)的计算数据, 认为风洞条件下驻点和前体部分热流计算峰值要高 28%。Armenise 等^[5]则对风洞条件和飞行条件下的计算

收稿日期: 2018-07-18; 录用日期: 2018-11-23; 网络出版时间: 2018-12-25 11:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181220.1200.003.html

* 通信作者: E-mail: yuanjy@buaa.edu.cn

引用格式: 刘方彬, 袁军娅. 火星再入飞行器风洞试验与真实飞行之间相关性的探讨[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 787-795. LIU F B, YUAN J Y. Discussion on correlation between wind tunnel test and flight of Mars reentry vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 787-795 (in Chinese).

化学反应模型进行了分析和验证。Paterna 等^[6]通过试验和计算,认为火星再入飞行器在 CO₂ 气体环境下的计算,采用催化壁条件获得到的物理参数更为合适。

鉴于风洞试验在火星再入飞行试验中的重要性,需要建立风洞条件与飞行条件之间的相关性。基于众多科研工作者的开拓性研究,本文利用了“Pathfinder”风洞试验数据^[7-8]和飞行试验数据^[9-10],通过数值方法,建立了火星再入飞行器气动力和气动热的风洞参数外推方法。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本次计算采用的是“Pathfinder”火星再入飞行器的飞行数据^[11]和风洞试验数据^[12],其中风洞数据来源于“MP-1”模型的风洞试验数据^[12],飞行数据来源于“Pathfinder”的飞行数据^[10]。两者前体几何相似,缩尺比例为 1:52.15,如图 1^[11]和图 2^[12]所示,其中图 2 中 1 in = 0.025 4 m。表 1^[12]中 CASE 1 和 CASE 2 是两种常规高超声速空气风洞试验条件及其对应的飞行状态。CASE 3 是试验介质分别为空气、CO₂ 的高焓风洞试验数据及其对应的飞行数据。在本文计算中,认为火星大气其主要成分是由体积分数 97% 的 CO₂ 和 3% 的 O₂ 组成;空气的主要成分由体积分数 79% 的 N₂ 和 21% 的 O₂ 组成;来流风洞的主要成分由体积分数为 100% 的 CO₂ 组成。

CASE 1 中,风洞试验焓值达到 $H_{0,2} - H_{298} = (0.756 \pm 0.0378)$ MJ/kg。CASE 2 中,风洞试验焓值为 $H_{0,2} - H_{298} = (0.764 \pm 0.00764)$ MJ/kg。CASE 3 中,介质为 CO₂ 的风洞试验焓值为 $H_{0,2} - H_{298} = (12.25 \pm 0.26)$ MJ/kg,介质为空气时的风洞试验焓值为 $H_{0,2} - H_{298} = (14.18 \pm 0.28)$ MJ/kg。CASE1、CASE2 和 CASE3 中,风洞模型的双尺度

$\rho_{\infty} L$ 与飞行器的双尺度一致。双尺度 $\rho_{\infty} L$ 中的 ρ_{∞} 为来流密度, L 为飞行器或风洞模型头部的有效直径。表 1 中 u_{∞} 为来流速度, T_{∞} 为来流温度, p_{∞} 为来流压力, Ma_{∞} 为来流马赫数, Re_{∞} 为来流雷诺数。“97% CO₂ + 3% N₂”代表来流介质的主要组成成分是体积分数 97% 的 CO₂ 和 3% 的 N₂,即真实飞行条件中的火星大气,“21% O₂ + 79% N₂”代表来流介质的主要组成成分是体积分数 21% 的 O₂ 和 79% 的 N₂,即空气风洞试验中的空气,“100% CO₂”代表来流介质的主要组成成分是体积分数 100% 的 CO₂,即 CO₂ 风洞试验中 CO₂。CASE 1 和 CASE 2 中的风洞试验条件为低焓风洞试验条件,CASE 3 中的风洞试验条件为高焓风洞试验条件。

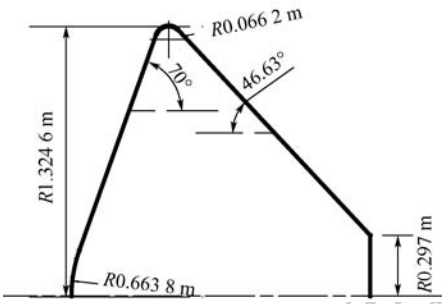


图 1 “Pathfinder”计算模型^[11]
Fig.1 Calculation model of “Pathfinder”^[11]

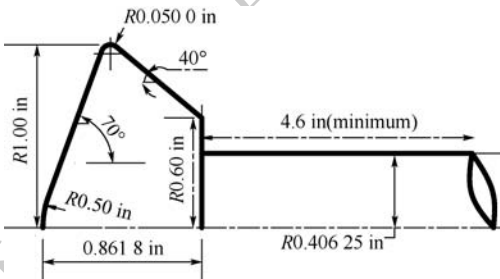


图 2 “MP-1”计算模型^[12]
Fig.2 Calculation model of “MP-1”^[12]

表 1 计算条件^[12]

Table 1 Calculation conditions^[12]

变量	CASE 1		CASE 2		CASE 3		
	飞行条件	风洞条件	飞行条件	风洞条件	飞行条件	风洞条件	
$u_{\infty}/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	7 009	1 416	7 263	1 422	7 185	5 162	4 772
$\rho_{\infty}/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.66×10^{-4}	8.680×10^{-3}	8.64×10^{-5}	4.51×10^{-3}	1.095×10^{-4}	5.712×10^{-3}	5.789×10^{-3}
T_{∞}/K	160.3	52.45	156.5	53.31	158.8	1 113	1 088
p_{∞}/Pa	5.10	130.6	2.60	69	3.338	1 824	1 191
Ma_{∞}	34	9.80	35.5	9.68	36.20	7.93	9.71
$\frac{Re_{\infty}}{L}/\text{m}^{-1}$	0.12×10^6	3.187×10^6	0.095×10^6	1.621×10^6	0.126×10^6	0.66×10^6	0.66×10^6
$\rho_{\infty} L/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	4.41×10^{-4}	4.41×10^{-4}	2.29×10^{-4}	2.29×10^{-4}	2.94×10^{-4}	2.90×10^{-4}	2.94×10^{-4}
组分(体积分数)	97% CO ₂ + 3% N ₂	21% O ₂ + 79% N ₂	97% CO ₂ + 3% N ₂	21% O ₂ + 79% N ₂	97% CO ₂ + 3% N ₂	21% O ₂ + 79% N ₂	100% CO ₂

1.2 计算方法

求解的控制方程为采用化学反应全 Navier-Stokes 方程求解二维轴对称外形,并基于以下假设:流动为热力学非平衡;忽略辐射和彻体力的影响;流动质量采用双组元气体模型;温度模型采用 Park 双温模型^[13];壁面采用完全催化壁,壁面单原子和离子浓度为 0;常温风洞条件下壁面温度设置为 300 K,高焓风洞条件和飞行条件下的壁温设为 2 000 K。

对于空气的化学反应模型,采用 Park 5 组分化学反应模型^[13],如表 2 所示。对于 CO₂ 的化学反应模型,则采用 8 组分 9 化学反应模型^[14],如表 3 所示。

采用有限体积法对控制方程进行数值求解,空间格式采用二阶 TVD 格式,黏性项采用二阶中心差分,时间格式采用隐式求解。

计算网格采用代数关系方法生成,为了模拟附面层,壁面网格采用了线性函数来加密。由于热流是以黏性为主导的物理量,高超声速飞行器的气动热计算对网格依赖性较高。根据文献[15],在高超声速中,网格雷诺数小于 8 可以获得收敛的热流结果^[15]。所以在本文计算中,所有网格雷诺数均小于 8。“MP-1”与“Pathfinder”网络如图 3、图 4 所示。

表 2 5 组分化学反应模型^[13]

Table 2 Mechanism with five species chemical reactions^[13]

编号	化学反应
1	$N_2 + M \leftrightarrow N + N + M$ $M = N_2, O_2, NO, N, O$
2	$O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$ $M = N_2, O_2, NO, N, O$
3	$NO + M \leftrightarrow N + O + M$ $M = N_2, O_2, NO, N, O$
4	$NO + O \leftrightarrow N + O_2$
5	$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$

表 3 8 组分 9 化学反应模型^[14]

Table 3 Mechanism with eight species and nine chemical reactions^[14]

编号	化学反应
1	$CO_2 + M \leftrightarrow CO + O + M$ $M_1 = N_2, O_2, NO, CO_2, CO;$ $M_2 = N, O, C$
2	$CO + M \leftrightarrow C + O + M$ $M_1 = N_2, O_2, NO, CO_2, CO;$ $M_2 = N, O, C$
3	$N_2 + M \leftrightarrow N + N + M$ $M_1 = N_2, O_2, NO, CO_2, CO;$ $M_2 = N, O, C$
4	$O_2 + M \leftrightarrow O + O + M$ $M_1 = N_2, O_2, NO, CO_2, CO;$ $M_2 = N, O, C$
5	$NO + M \leftrightarrow N + O + M$ $M_1 = N, O, C, NO, CO_2;$ $M_2 = N_2, O_2, CO$
6	$NO + O \leftrightarrow N + O_2$
7	$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$
8	$CO + O \leftrightarrow C + O_2$
9	$CO_2 + O \leftrightarrow CO + O$

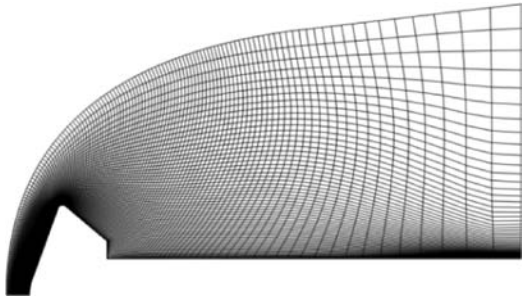


图 3 “MP-1”的网格

Fig. 3 Mesh of “MP-1”

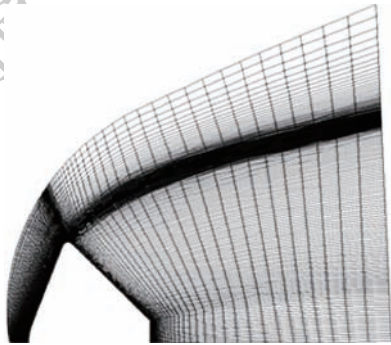


图 4 “Pathfinder”的网格

Fig. 4 Mesh of “Pathfinder”

2 计算结果

2.1 对比验证

通过与 NASA Langley 研究中心“Pathfinder”飞行状态计算结果^[9-12]的对比,来验证本文所采用的热力学模型和计算方法能否用于飞行条件下的飞行器流场计算;采用表 1 中 CASE 3 的 CO₂ 条件开展计算,将计算结果与风洞试验结果^[12]进行对比,来验证本文所采用的热力学模型和计算方法能否运用于风洞条件下的模型流场计算。

图 5 为采用本文方法计算得到的风洞条件下的模型表面热流与风洞试验数据^[12]的对比曲线。

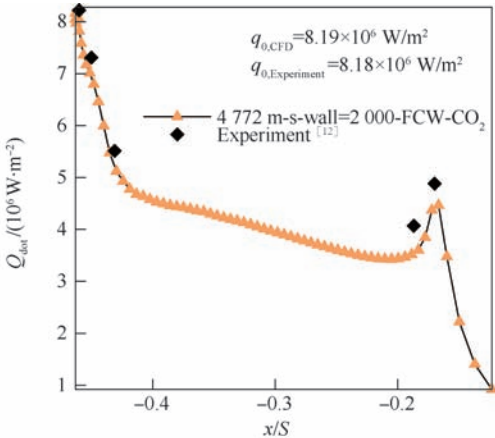


图 5 气动热对比(风洞条件)

Fig. 5 Comparison of aerodynamics (wind tunnel condition)

图中“4 772 m-s-wall = 2 000-FCW-CO₂”表示来流速度为 4 772 m/s、来流介质为 CO₂,对应表 1 中的 CASE 3 下的风洞条件中的 CO₂ 风洞条件;壁温 $T_w = 2\,000\text{ K}$ 、壁面条件为完全催化壁(FCW)。 x/S 表示壁面投影到 x 轴的坐标, x 轴为飞行器或风洞模型的几何旋转轴,坐标原点为驻点位置,下同; Q_{dot} 为壁面热流;“Experiment”表示文献[12]中的风洞条件下的试验数据(下文图中的曲线标识类似)。根据参考文献[6],在飞行条件下的飞行器流场计算中,壁面条件采用完全催化壁。从图 5 可以看出,风洞条件下的热流峰值计算 $q_{0,\text{CFD}}$ 与试验 $q_{0,\text{Experiment}}$ 相差 0.1%,试验点上最大的误差为 8%,证明所采用的热力学模型和计算方法在风洞条件下的计算精度可以满足分析要求。

表 4 为采用本文的计算方法得到的飞行状态驻点热流与文献[8]中计算结果的对比。从表 4 可以看出,本文的计算方法在飞行状态时的计算结果与 NASA Langley 中心计算结果最大误差为 6%,表明本文的计算方法对飞行条件下的计算精度满足分析要求。

表 4 对比条件和计算结果(飞行条件)

Table 4 Comparison conditions and computation results (flight condition)				
高度/ km	速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	驻点热流		
		文献[8]结果/ ($10^6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$)	计算结果/ ($10^6 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$)	误差/ %
85.000	7 504	0.099	0.105	6.00
64.599	7 472	0.392	0.383	1.26
56.026	7 364	0.565	0.550	2.72
43.097	6 774	1.140	1.132	0.87
41.204	6 596	1.180	1.163	0.84

2.2 表面压力试验相关性

由于低焓风洞中流场温度较低,所以在“MP-1”计算中仅考虑冷壁(壁温 $T_w = 300\text{ K}$)非催化壁条件;在高焓风洞条件下,来流温度较高,为了比较冷壁和热壁($T_w = 2\,000\text{ K}$)条件对相关性的影响,在“MP-1”计算中分别采用冷壁和热壁 2 种计算条件,以便对比分析火星再入飞行器飞行状态下冷壁和热壁对相关性的影响。

图 6 给出了风洞条件和飞行状态下的压力系数 C_p 分布,其中 $C_p = (p_w - p_\infty)/(0.5\rho_\infty u_\infty^2)$, p_w 为壁面处的压力,图中“1 416 m-s-wall = 300-NCW-air”表示来流速度为 1 416 m/s、来流介质为空气(79% N₂ + 21% O₂),对应表 1 中 CASE 1 下的风洞条件;壁温 $T_w = 300\text{ K}$ 、壁面条件为完全非催化壁(NCW)。“7 009 m-s-wall = 2000-FCW-CO₂”

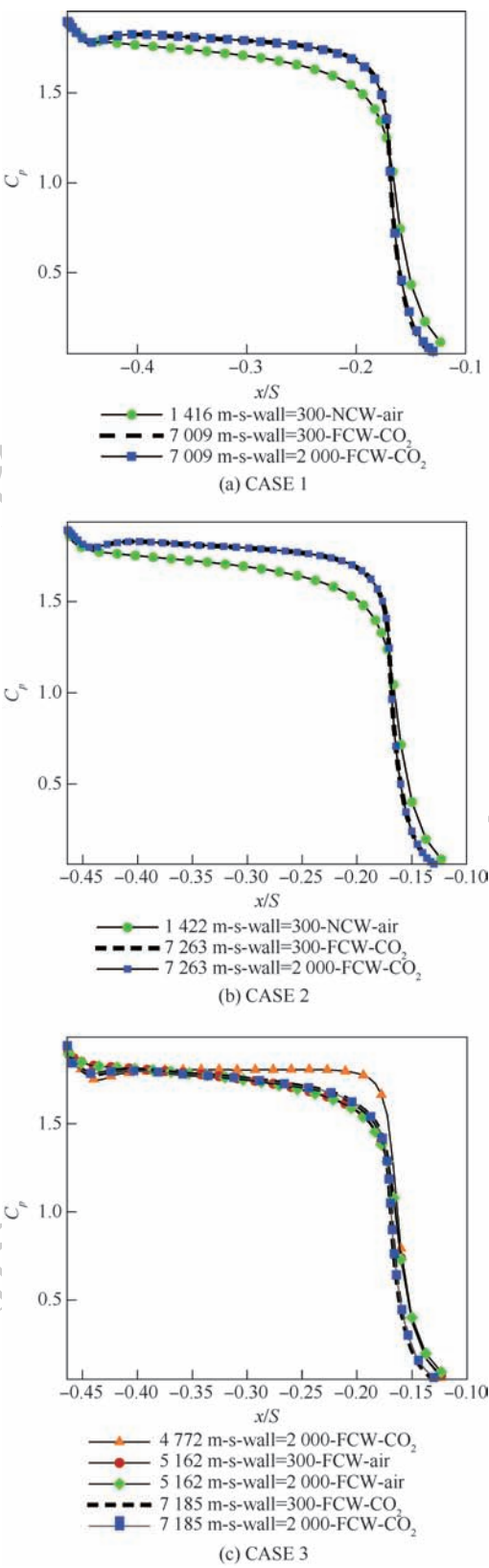


图 6 风洞条件和飞行条件压力系数
Fig. 6 Pressure coefficient of wind tunnel and flight conditions

表示来流速度为 7 009 m/s,来流介质为火星大气(97% CO₂ + 3% N₂),对应表 1 中 CASE 1 中的飞行条件(下文图中的曲线标识类似);壁温 $T_w =$

2000 K、壁面条件为完全催化壁。图 7 给出了无量纲压力沿壁面的分布,其中图中的 p_0 为驻点处压力。图 8(a) 为风洞模型在低焓风洞试验条件下流场的马赫数与飞行器在真实飞行条件下流场的马赫数之间的对比,图中上半部分为飞行条

件下的流场的马赫数,下半部分为低焓风洞条件下流场的马赫数,由于 CASE 1 和 CASE2 中的风洞试验条件均为低焓风洞试验条件,故仅选取表 1 中的 CASE 1 作比;图 8(b) 为风洞模型在高焓风洞试验条件下流场的马赫数与飞行器在真实飞行条件下流场的马赫数之间的对比,对应表 1 中的 CASE 3。图 9 是风洞模型在风洞试验下流场的温度和飞行器在真实飞行环境下流场的温度之间的对比,对应表 1 中 CASE 3 的 CO_2 风洞条件,其中的温度单位为 K。图 10 为风洞模型在 CO_2 风洞试验条件下流场的压力和飞行器在真实飞行条件中流场的压力之间的对比,对应表 1 中 CASE 3 的 CO_2 风洞条件,图中压力单位为 Pa。

从图 6(a)、图 6(b)、图 7(a) 和图 7(b) 中可以看出,对于低焓风洞试验的压力系数和无量纲压力,在驻点附近时与飞行数据相差很小;从驻点沿壁面向肩部发展,低焓风洞试验结果与飞行数据之间差距逐渐增大,最大相差 11.5%。壁面

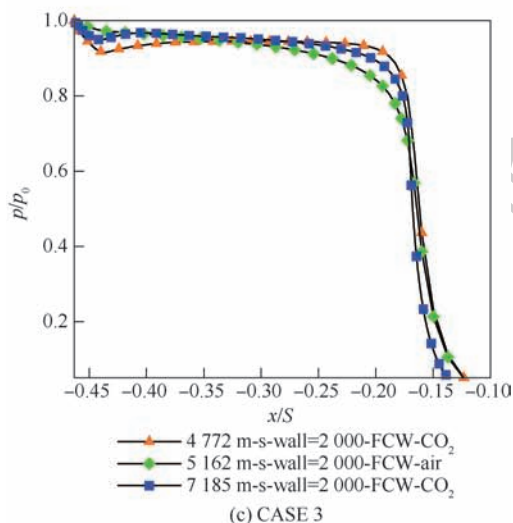
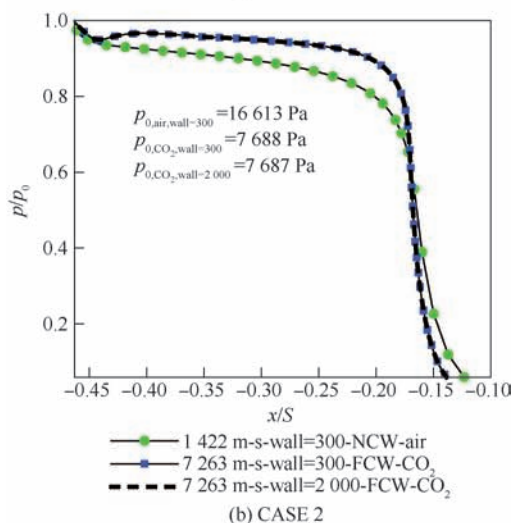
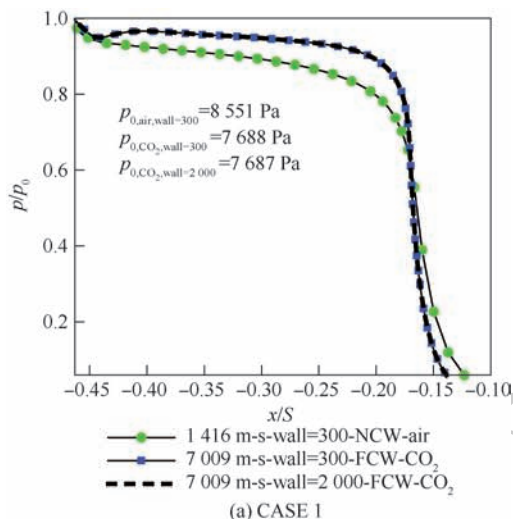


图 7 风洞条件和飞行条件无量纲压力
Fig. 7 Dimensionless pressure of wind tunnel and flight conditions

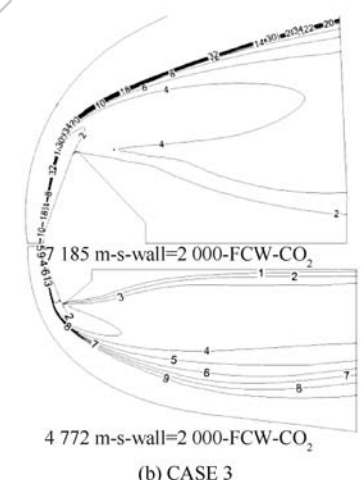
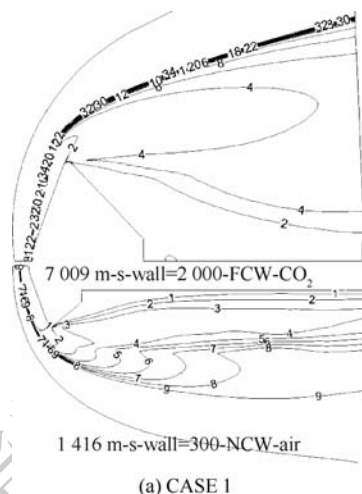


图 8 风洞条件和飞行条件的马赫数对比
Fig. 8 Mach number comparison of wind tunnel and flight conditions

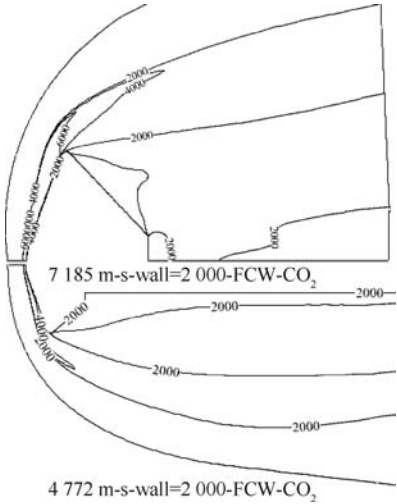


图9 风洞条件和飞行条件的温度对比
Fig. 9 Temperature comparison of wind tunnel and flight

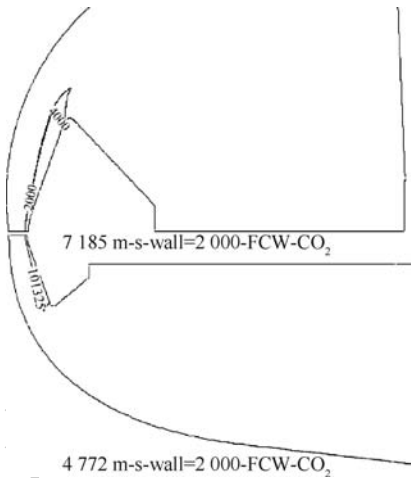


图10 风洞条件和飞行条件的压力对比
Fig. 10 Pressure comparison of wind tunnel and flight

温度对飞行状态下的压力系数和无量纲压力没有明显的影响。

从图 6(c) 和图 7(c) 可以发现,对于高焓风洞试验压力系数和无量纲压力,以及高焓 CO_2 风洞试验压力系数与无量纲压力,除了模型驻点附近区域以外,其他地方与飞行状态下的压力系数和无量纲压力有明显的差距;对于高焓空气风洞试验的压力系数和无量纲压力,从驻点沿壁面向肩部发展,与飞行条件下的压力系数和无量纲压力几乎吻合。高焓空气风洞试验无量纲压力和压力系数,比常温空气风洞试验的无量纲压力和压力系数更接近于飞行条件下的无量纲压力与压力系数。

在低焓风洞条件与真实飞行之间出现以上情况的主要原因是马赫数影响。由于常温下空气的比热比与火星大气比热比接近,根据马赫数无关原理,对于高超声速飞行,当马赫数较高时,压力

系数基本上与马赫数无关,仅与流动介质的比热比相关。根据表 1 可以发现,不管 CASE 1 和 CASE 2 的风洞条件还是飞行条件,来流马赫数都较高,因此低焓风洞试验模型的驻点处的压力系数与飞行条件下的驻点压力系数接近。根据图 8(a) 可以知道,从模型驻点处沿着壁面向肩部发展,激波层内的马赫数逐渐降低,模型肩部附近马赫数较小。根据牛顿修正公式^[16],当马赫数逐渐减小时,压力系数等参数逐渐减小,而且当比热比越大,压力系数的变化幅度也越大。所以当压力系数和无量纲压力逐渐从模型驻点沿壁面向肩部发展而逐渐减小,且空气介质中的减小幅度大于 CO_2 介质中的减小幅度。

分析高焓风洞试验和真实飞行的流场,根据图 8(b) 可知,两者来流马赫数都比较高,所以引起压力系数和无量纲压力变化差异的原因主要在于温度。标准大气压下, CO_2 在 5 000 K 时完全分解,且 CO_2 分解的温度域很小。 O_2 在 2 000 K 左右开始分解,4 000 K 左右时完全分解, N_2 在 3 000 K 左右开始分解,9 000 K 几乎完全分解。从图 9 和图 10 可知,在高焓 CO_2 风洞试验中,模型驻点到肩部区域的激波层内温度不超过 4 000 K,模型头部驻点附近激波层内的压力略大于 101 325 Pa。根据高超声速理论,除了振动激励现象不受压力影响以外,如果压力上升,其他起始温度将会对应上升^[16]。即压力大于 101 325 Pa 时,气体的分解起始温度比 101 325 Pa 下的分解起始温度要高;当压力小于 101 325 Pa 时,气体的分解起始温度比 101 325 Pa 下的分解起始温度要低。所以在 CASE 3 中的高焓 CO_2 风洞试验中, CO_2 并未发生分解,整个流场均为 CO_2 气体。在 CASE 3 中的高焓空气风洞试验中,由于其来流条件与高焓 CO_2 风洞试验来流条件接近,激波层内的压力与高焓 CO_2 风洞试验相差不大,略大于 101 325 Pa;空气主要成分是 O_2 和 N_2 ,且 O_2 和 N_2 均发生了分解反应, O_2 甚至可能已经完全分解,因此从模型驻点沿壁面向肩部发展的流场区域内,气体的性质主要以单原子气体为主。

分析图 9 和图 10 可知,在飞行条件下,飞行器驻点附近到肩部区域激波层内温度明显高于 6 000 K,而激波层内压力小于 101 325 Pa,因此飞行条件下的 CO_2 起始分解温度小于 5 000 K。由于火星大气主要成分以 CO_2 为主,在飞行条件下的流场中 CO_2 会发生分解反应。此时,从模型驻点沿壁面向肩部发展的流场区域内的气体性质主要以单原子气体为主。

因此,在保证双尺度 $\rho_{\infty} L$,在零攻角情况下的驻点处,均有

$$C_{p,windtunnel} = C_{p,flight} \tag{1}$$

$$\frac{P_{windtunnel}}{P_{0,windtunnel}} = \frac{P_{flight}}{P_{0,flight}} \tag{2}$$

式中:下标 windtunnel 表示风洞条件下的物理量;flight 表示飞行条件下对应飞行器的物理量;“0”表示驻点处的物理量。

2.3 表面热流试验相关性

图 11 是高焓风洞试验模型壁面热流分布比较。图 11(a)是两种不同介质情况下在不同壁温时的热流分布,同时给出了驻点热流的计算结果和试验结果。可以看出,壁面条件采用高温催化条件 ($T_w = 2000\text{ K}$) 时,计算结果与试验结果峰值接近,最大相差 0.12%。说明本文热流计算方法合理。但是当采用冷壁条件 ($T_w = 300\text{ K}$) 时,计算结果与试验结果相差较大,其中,高焓 CO_2 风洞试验中,风洞模型的驻点热流与试验值相差 18.7%;在高焓空气风洞中,风洞模型的驻点热流与试验值相差 7.4%。结合图 5,可以发现在高焓 CO_2 风洞试验中,冷壁条件下风洞模型的热流值与试验点的热流之间的最大误差为 25%,最大误差的几何位置在肩部;热壁条件下风洞模型的热流值与试验点的热流之间的最大误差为 8%。在表 1 中,高焓 CO_2 风洞和高焓空气风洞中来流的温度均比较高,模型壁面为高温壁面。所以采用热壁条件,得到的计算结果,比采用冷壁条件得到的计算结果,更接近于试验值。所以,在数值计算过程中,应尽量模拟壁温条件。

根据图 11(a)可知,在高焓空气、高焓 CO_2 风洞试验中,风洞模型与飞行条件下对应飞行器的双尺度一致时,以空气为介质的风洞试验热流数据明显大于以 CO_2 为介质风洞试验结果。图 11(b)是飞行条件下壁温不同时得到的热流分布,可以看出,冷壁条件下的热流分布变化趋势比较陡峭,热壁条件下热流分布相对平缓;在驻点附近,冷壁条件下的热流明显高于热壁条件。图 11(c)是飞行条件与风洞条件下的无量纲热流 q/q_0 对比数据,可以看出,无量纲化之后,以空气和 CO_2 为介质的风洞试验的热流分布与飞行状态下的热流分布仍然不匹配。

图 12 为高焓风洞与飞行条件 Stanton 数的分布。与飞行条件相比,高焓风洞条件下的 Stanton 数分布明显高于飞行条件下飞行器的 Stanton 数分布。高焓 CO_2 风洞试验在驻点附近区域的 Stanton 数,与飞行条件下的 Stanton 数吻合;从驻

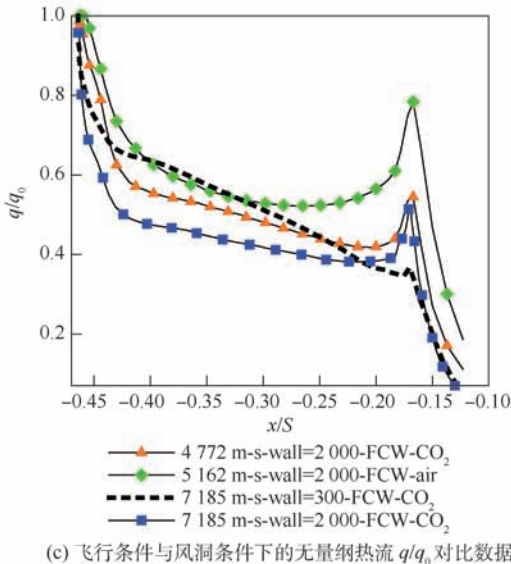
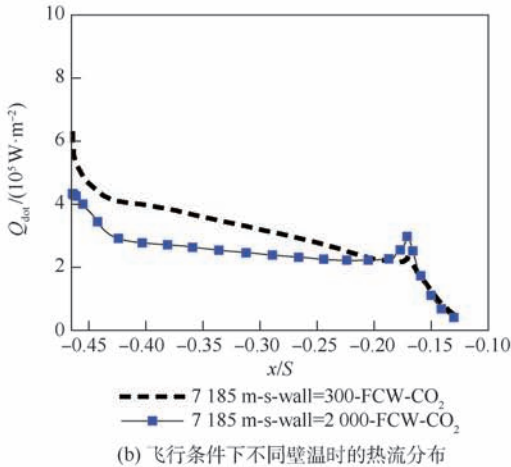
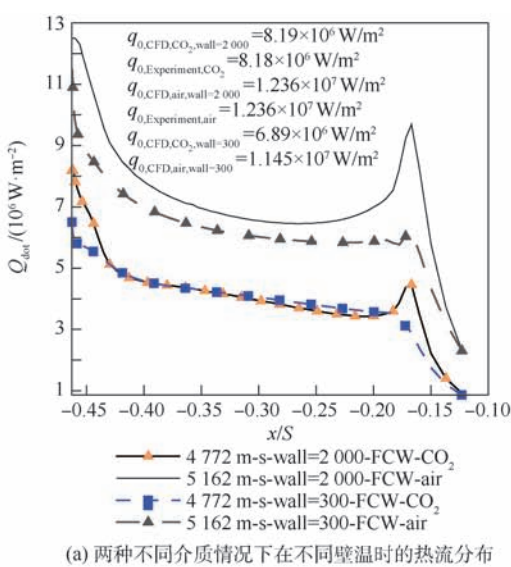


图 11 壁面热流分布

Fig. 11 Distribution of wall surface heat flow

点沿壁面向后,两者之间的差距逐渐增大,其中肩部区域附近最大相差 27.3%。

根据上述分析可知:在数值过程中,应尽量模拟壁温条件;高焓空气、高焓 CO_2 风洞试验的热

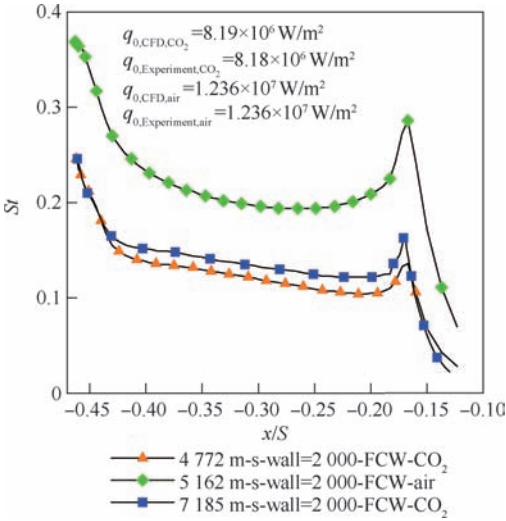


图 12 壁面 Stanton 数的分布

Fig. 12 Distribution of wall Stanton number

流和无量纲热流数据,都不宜直接作为将风洞条件外推至飞行条件的外推参数。在风洞中,不能直接将高焓空气风洞试验的 Stanton 数作为外推参数外推到飞行条件中;在高焓 CO₂ 风洞条件下,可以在风洞模型驻点附近区域内,将风洞试验的 Stanton 数作为风洞试验模型与飞行试验下飞行器的相关性条件,且有:

$$St_{0, windtunnel} \approx St_{0, flight} \tag{3}$$

3 结 论

通过对类“探路者号”外形的火星再入飞行器二维模型的计算,分析了风洞条件和飞行状态的气动力特性和气动热特性,在保证风洞条件下风洞模型与飞行条件下飞行器的双尺度一致且攻角均为零的情况下,得到:

1) 在低焓空气风洞试验、高焓空气风洞试验和高焓 CO₂ 风洞试验条件中,可以利用模型驻点附近区域内的无量纲压力和压力系数,将风洞条件与飞行条件关联起来。

2) 在高焓空气和 CO₂ 风洞试验条件下,不能直接将试验热流和无量纲热流数据作为风洞模型与飞行条件下飞行器的关联参数。

3) 在高焓空气风洞试验条件下,不能直接利用试验所得 Stanton 数作为外推参数将飞行条件与风洞条件关联起来;在高焓 CO₂ 风洞试验条件下,可以直接将模型驻点附近区域的 Stanton 数作为关联参数,将风洞条件与飞行条件关联起来。

4) 在数值过程中,应尽量模拟壁温条件,从而得到符合更接近于实际物理条件的计算结果。

参考文献 (References)

[1] 苗文博,吕俊明,程晓丽,等. 火星进入热环境预测的热力学模型数值分析[J]. 计算物理,2015,32(4):410-415.
MIAO W B, LV J M, CHENG X L, et al. Numerical analysis of thermodynamics models for Mars entry aeroheating prediction [J]. Compute Physics, 2015, 32(4): 410-415 (in Chinese).

[2] LU F K, MARREN D. Advanced hypersonic test facilities [M]. Reston: AIAA, 2002: 639-650.

[3] 董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析[D]. 北京:北京航空航天大学,2006.
DONG W Z. Numerical simulation and analysis of thermochemical nonequilibrium effects at hypersonic flow [D]. Beijing: Beihang University, 2006 (in Chinese).

[4] BUR R, BENAY R, CHANETZ B, et al. Experimental and numerical study of the Mars Pathfinder vehicle [J]. Aerospace Science and Technology, 2003, 7(7): 510-516.

[5] ARMENISE I, REYNIER P, KUSTOVA E. Advanced models for vibrational and chemical kinetics applied to Mars entry aerothermodynamics [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 30(4): 705-720.

[6] PATERNA D, MONTI R, SAVINO R, et al. Experimental and numerical investigation of Martian atmosphere entry [C] // Proceedings of 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings. Reston: AIAA, 2002: 227-236.

[7] HOLLIS B, PERKINS J. Hypervelocity aeroheating measurements in wake of Mars mission entry vehicle; AIAA-95-2314 [R]. Reston: AIAA, 1995.

[8] HOLLIS B R. Experimental and computational aerothermodynamics of a Mars entry vehicle; NAG1-1663 [R]. Washington, D. C.: NASA Langley Research Center, 1996.

[9] GNOFFO P A, WEILMUNSTER K J, BRAUN R D, et al. Influence of sonic-line location on Mars Pathfinder probe aerothermodynamics [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(2): 169-177.

[10] WILLCOXSON W H. Mars Pathfinder heatshield design and flight experience [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 374-379.

[11] LAKSHMI K S, ANOOP P, SUNDAR B. Aerodynamic heating predictions for spacecraft entering Mars atmosphere [C] // Proceedings of the 23rd National and 1st International ISHMT-ASTFE Heat and Mass Transfer Conference (IHMTC 2015), 2015.

[12] MILOS F, CHEN Y K, CONGDON W, et al. Mars Pathfinder entry temperature data, aerothermal heating, and heatshield material response; AIAA-98-2681 [R]. Reston: AIAA, 1998.

[13] PARK C. On convergence of computation of chemically reacting flows; AIAA-1985-247 [R]. Reston: AIAA, 1985.

[14] PARK C, HOWE J T, JAFFE R L, et al. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II -Mars entries [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 9-23.

[15] 张翔, 阎超, 杨威, 等. 高超声速飞行器气动热网格依赖性研究 [J]. 战术导弹技术, 2016(3): 21-27.
ZHANG X, YAN C, YANG W, et al. Investigation of the grid-

dependent in heat transfer simulation for hypersonic vehicle
[J]. Tactical Missile Technology, 2016 (3): 21-27 (in Chinese).

- [16] ANDERSON JR J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics[M]. 2nd ed. Reston: AIAA, 2006: 386-387.

作者简介:

刘方彬 男, 硕士。主要研究方向: 高超速飞行器化学反应。

袁军娅 女, 硕士生导师, 高级工程师。主要研究方向: 高超声速飞行器气动热环境与热防护。

Discussion on correlation between wind tunnel test and flight of Mars reentry vehicle

LIU Fangbin^{1, 2}, YUAN Junya^{1, *}

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

2. Shenzhen Esin Technology Stock Inc., Ltd., Shenzhen 518000, China)

Abstract: Due to the limitations of wind tunnel test conditions, the real flight environment of Mars reentry aircraft is difficult to fully be simulated, so it is necessary to establish the relationship of Mars reentry vehicle between windtunnel conditions and real flight. In this investigation, based on the published data of the literatures, the numerical method is used to study the extrapolation methods between the wind tunnel test and the real flight of Mars re-entry vehicle with the shape of the Pathfinder. The results show that under the conditions of high enthalpy air wind tunnel and conventional air wind tunnel test, the dimensionless pressure and pressure coefficient of near the stagnation point of the windtunnel model can be used as a correlation parameters between the wind tunnel that and the flying conditions. However, the heat flow, the dimensionless heat flow and Stanton number of wind tunnel test cannot be directly used as correlation parameters under the conditions of high enthalpy air wind tunnel test and conventional air wind tunnel test. Under the high enthalpy CO₂ wind tunnel test conditions, the pressure coefficient, dimensionless pressure and Stanton number near the windtunnel model's stagnation point can be used as extrapolation parameters, but not the heat flow and dimensionless heat flow of the wind tunnel test are directly used as correlation parameters to obtain the performance parameters of the aircraft under flight conditions.

Keywords: Mars; hypersonic; wind tunnel; reentry; correlation; aerodynamic force; aerothermodynamics

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0436

基于程序建模的网络程序漏洞检测技术

邓兆琨, 陆余良*, 黄钊, 黄晖, 朱凯龙

(国防科技大学 电子对抗学院, 合肥 230037)

摘

要: 研究和分析了网络程序漏洞检测方法, 针对 C/S 结构下网络程序存在的二进制漏洞提出了一种基于程序建模的漏洞检测方法。该方法针对网络程序架构进行分析, 通过抽取不同类型网络程序中的关键性系统函数, 进行程序建模和检测系统执行模块开发。采用选择符号执行技术进行检测, 通过函数挂钩的方式定制挂钩函数语义和函数执行触发的操作, 引入符号化数据和引导符号执行过程。研究过程中基于该技术实现了一套网络程序漏洞检测系统, 系统能够识别目标网络程序采用的 I/O 模型, 根据目标网络程序的不同类型调取相应的系统执行模块, 利用选择符号执行技术进行自动化漏洞检测过程。实验结果表明, 相比于已有的检测工具, 该系统在网络程序的漏洞检测方面针对性更强, 程序代码的覆盖率更高, 同时具有很好的可扩展性。

关键词: 网络程序; 漏洞检测; C/S 结构; 架构模型; 符号执行

中图分类号: TP391

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2019)04-0796-08

随着互联网技术的不断发展, 网络安全问题得到越来越多人们的关心, 网络程序作为用户使用互联网的重要媒介, 其自身存在的漏洞问题也为网络用户安全造成了巨大的隐患。攻击者利用网络程序存在的漏洞, 对用户节点和服务节点展开的攻击层出不穷。现阶段针对网络程序安全展开的工作主要分为两类: 一类是通过白盒、灰盒、黑盒等测试手段对网络程序的源代码或二进制代码进行检测, 从而发现高危代码区域和漏洞点; 另一类是通过监控程序上线运行的过程, 发现程序产生运行异常的节点以及导致程序异常的输入数据。相比于前者, 后者针对漏洞的检测成功率更高, 但在发现漏洞的时间上相对被动, 对漏洞的发现往往滞后于攻击破坏的产生^[1]。

本文研究和分析了现阶段的 3 种主要网络程序结构及其典型漏洞, 同时, 对 C/S 结构下网络

程序的漏洞检测技术进行了研究。在这一基础上提出了一种基于程序建模的网络程序漏洞检测技术, 并利用该技术实现了一套网络程序漏洞检测系统。该技术对不同 I/O 模型下的网络程序进行关键函数提取并进一步构建程序模型, 通过 API 函数挂钩的方式引入符号变元, 对程序模型进行符号执行, 通过程序模型识别和关键函数插桩的方式对程序二进制代码进行分析。当程序执行异常时得到触发异常位置的符号约束集, 通过约束求解得到触发异常的具体输入和异常点, 实现对目标网络程序漏洞的检测。

1 网络程序漏洞检测技术

1.1 网络程序结构及其典型漏洞分析

网络程序主要存在 3 种结构类型: C/S 结构、B/S 结构和 P2P 结构。这 3 种结构分别有着自身

收稿日期: 2018-07-23; 录用日期: 2018-12-07; 网络出版时间: 2018-12-28 17:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181227.1054.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2017YFB0802905)

* 通信作者. E-mail: kivi_fruit@126.com

引用格式: 邓兆琨, 陆余良, 黄钊, 等. 基于程序建模的网络程序漏洞检测技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 796-803. DENG Z K, LU Y L, HUANG Z, et al. Network program vulnerability detection technology based on program modeling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 796-803 (in Chinese).

的优缺点,根据网络环境和用户使用需求的不同,程序开发者采用的结构也不同,且三者之间相互联系,并没有严格意义上的区分^[2]。

C/S 结构下的网络程序由客户端和服务端共同组成,通过将网络任务合理地分配到网络程序的双端,达到降低系统开销、充分利用两端软硬件条件的目的^[3-4]。C/S 结构下网络程序的双端建立连接后会一直保持连接状态,任何一方都可以实时地向对方发送信息或文件。如微信、QQ 等即时通信软件,通过安装在电脑上的客户端向腾讯的服务器发送数据,而腾讯的服务器也可以实时向本地的客户端回复信息和文件请求。该架构下的大量工作在客户端进行,服务器端作为中介节点执行保存、转发功能,双端信息交互有着实时转发、一对一通信、点对点单线传输的特性,现阶段如 QQ、微信、迅雷、快播、暴风影音等众多商业软件都采用该结构。C/S 结构下的网络程序,除了协议解析和对数据提取模块外,客户端和服务端在本地运行过程中的原理和普通二进制程序基本相同,因此,其本身存在的漏洞也以典型的二进制程序漏洞为主,如堆栈等缓冲区溢出漏洞、格式化字符串漏洞等。

B/S 结构是在 C/S 结构的基础上变化、改进而来,主要是为满足互联网用户通过浏览器浏览、查询信息的需求。B/S 结构下网络程序的客户端一般以浏览器的形式存在,客户端仅实现部分逻辑运算和信息处理,而将大部分的运算和需求处理交付给服务器端实现。该架构用于支持多人访问的门户网站或论坛,如搜狐、新浪、微博等,该类情况下无需信息的实时性,但需要其长期有效^[5]。B/S 结构下网络程序的服务器端为网站服务器,但客户端浏览器的结构和功能得到简化,由于 HTML 等网络编程语言的特性,导致网站本身(服务器端)和浏览器(客户端)存在的漏洞以典型的 web 漏洞为主,如 SQL 注入,XSS 跨站脚本漏洞,CSRF 跨站请求伪造,文件上传等。

P2P 结构是一种最新提出的网络程序结构形式,目的是适应点对点网络中程序开发的需求,该结构最大的优点是分布性和共享性^[6]。但由于取消了服务器端的存在,网络用户以服务器端和客户端的双重身份出现在网络中,导致了网络可信性的下降和网络资源的丢失。同时,由于客户端高度分散难以管理的缺点,导致现今互联网上并不存在纯 P2P 结构的网络程序,在应用过程中 P2P 结构网络常和前两种结构混合使用,除了搭载在各个客户节点的客户端外,一般仍会布置一

台或多台中心服务器,用来保存核心资源起到维持网络的作用。根据混合结构的不同,该结构下网络程序中存在的漏洞也同样以 C/S 结构和 B/S 结构本身的漏洞为主。

1.2 网络程序漏洞检测方法

现阶段,研究人员针对不同结构下的网络程序漏洞已进行了相关研究,并基于各项研究形成了一些相关工具。文献[7]就针对 B/S 结构下的浏览器端漏洞挖掘进行了研究,其通过特征提取的方式制定漏洞模板,并利用此类模板进行漏洞检测,其对于 XSS 和 SQL 注入等 web 漏洞有较好的检测效果,特别是在可视化方面实现较好。文献[8]同样针对 XSS 和 SQL 注入等 web 漏洞进行挖掘,不同的是其采用了 Fuzzing 技术,通过构造大量随机输入的方式执行目标程序寻找漏洞点,该挖掘方法的效果较为直接,针对挖掘到的漏洞也能很好地提供相关信息和触发 POC。文献[9]在 Fuzzing 技术的基础上提出了一种结合了动态污点分析的漏洞检测技术,针对 C/S 架构下的网络程序二进制漏洞进行检测,实验证明该方法针对协议漏洞有较好的效果。文献[10]提出了一种基于 QEMU 虚拟机的二进制程序离线动态污点分析方法,该技术通过硬件虚拟化的方式提高了污点分析过程中的执行效率。文献[11]使用符号执行技术对 B/S 结构下浏览器端存在的 Use-After-Free 漏洞进行检测并实现了一套检测工具,该工具针对 Use-After-Free 漏洞进行了模型分析和开发,因此针对性更强。

1.3 符号执行技术

作为一种重要的漏洞检测手段,符号执行技术将具体的输入值替换为符号变元,通过监控数据流的方式记录程序的执行轨迹,并实时收集与符号变元相关的路径约束条件,当一条路径执行完毕后,系统会恢复到上一分支节点探索新的执行路径。通过对程序进行全路径分析的方式寻找触发程序崩溃的位置,求解从程序起始点到达该点的路径约束集,就能够同时得到漏洞点和触发该漏洞的 POC 输入^[12-14]。

早期的符号执行技术主要采取了静态分析的方式,这主要是受限于计算机系统软硬件的性能,该方式在不运行程序的前提下通过程序代码分析的方式获得执行约束,能够极大地降低系统消耗,但由于缺少程序执行过程的动态信息导致分析过程的代码覆盖不够准确^[15-16]。之后研究人员针对该问题提出了动态符号执行思想,通过真实运行目标程序的方式检测漏洞存在点,该方式提高

了漏洞发现的准确率,但随着程序规模的扩大出现了路径爆炸的问题,特别是随着路径复杂度的提升路径约束的复杂度也随之提升,受限于约束求解器的性能,导致符号执行技术一直没有得到更好的应用和发展。随着 2009 年选择符号执行的提出,该问题得到了一定程度上的解决。该技术的思想核心首先是对执行位置和区域的“选择”,如图 1 所示,通过选择符号执行技术将符号执行区域限制在网络程序的核心函数调取部分,而针对非程序核心或者一般性程序代码区域进行具体执行过程,这样,有效地降低了系统运行开支,同时降低了符号约束求解过程的复杂度。

S2E 系统由瑞士洛桑理工大学的 Chipounov 等^[13]开发,该系统基于选择符号执行技术构建系统框架,提供了基本的功能性插件模块。例如,开发者能够通过 Selection Plugins 类插件制定注入符号值的位置和选择执行的路径,当 OS Event Monitor 类插件中的 Module Execution Detector 截取到系统对目标函数的调用时,会发送信号给执行插件,此时系统会跳转执行定义好的行为或者启动符号执行过程。

本文原型系统采用了选择符号执行技术,系统基于 S2E 符号执行平台进行开发,其中 QEMU 虚拟机为待测试程序提供了模拟运行环境,并为运行提供全系统的执行监控;LLVM 提供二进制翻译,将二进制代码翻译为可供符号执行引擎使用的中间级代码;KLEE 进行符号执行。同时,针对不同种类的网络程序进行架构抽取并建立函数模型。与以往的技术相比创新点主要体现在 3 个方面:一是针对目标程序进行全系统模拟,能够更好地发现目标程序存在的真实漏洞,而选择符号执行技术能够将符号执行的区域集中在敏感区域,有效地降低了符号执行的路径爆炸问题;二是建立了不同类型网络程序模型,通过目标识别的方式调取不同模块,检测的针对性更强;三是抽取程序运行过程中的关键函数进行函数挂钩和挂

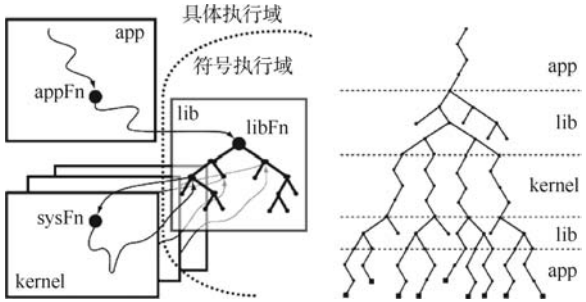


图 1 选择符号执行技术

Fig. 1 Technology of selective symbolic execution

钩执行语义定制,通过监控符号执行的过程记录符号约束表达式,针对出现的程序崩溃进行约束求解,能够直接定位到程序漏洞点和触发漏洞的具体输入。

2 基于函数挂钩的符号化数据引入

S2E 平台对自身框架代码进行了开源,并提供了 5 种功能性插件供给开发者进行调用,该 5 类插件分别为:系统事件监控插件、执行跟踪插件、选择性插件、分析类插件和其他类插件,插件间能够相互调用。通过开发功能性插件的方式对该平台进行针对性开发,通过 lua 脚本操作原型系统的执行状态和执行情况。

2.1 基于 API 函数挂钩的执行语义定制

原型系统在执行区域选择、执行语义定制和符号化数据引入的环节上,采用了系统 API 函数挂钩的技术。通过在函数调用的起始点和返回点挂钩,首先可以得到系统函数服务提供过程的具体执行语义信息,其次通过截取函数调用的信号,可以控制符号变元引入的位置,间接控制了具体执行和符号执行的实际切换位置。

如图 2 所示,基于选择符号执行技术思想,原型系统在 QEMU 虚拟机环境下正常启动目标程序开始具体执行。当程序执行到目标区域的起始位置时,Windows Monitor 会捕获到操作系统对挂钩的系统 API 函数调用,同时将信号发送给模型模块中的执行插件,执行插件中记录了与目标位置相对应的执行语义。当目标区域执行完毕,程序执行到结束位置时,系统会截取到结束位置 API 函数的调用信号,当该函数执行结束时会触发返回点的函数执行语义跳出符号执行过程。

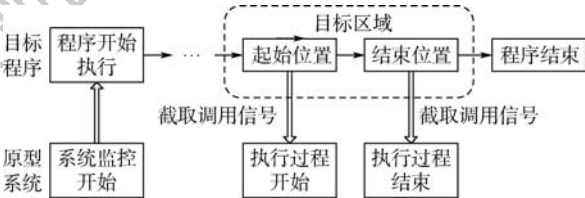


图 2 选择符号执行系统运行过程

Fig. 2 Operational process of selective symbolic execution system

2.2 协议指导下字节流形式的符号变元引入

符号变元的引入通过“系统插件 + lua 脚本”的方式实现,根据不同的通信协议设置了符号变元的引入规则,其中定制的原型系统插件提供变元引入的具体操作,lua 脚本制定了符号变元引入的具体规则。网络中数据以字节流的形式传播,

与一般程序接收的输入不同,网络程序除了接收消息之外,还会接收传输的文件等,但无论是消息信息或文件数据,这些内容都是以网络字节流的形式传输,因此本系统选择通过字节流的方式引入符号变元。图 3 所示是 lua 脚本中基于 TCP 协议的符号变元引入策略。

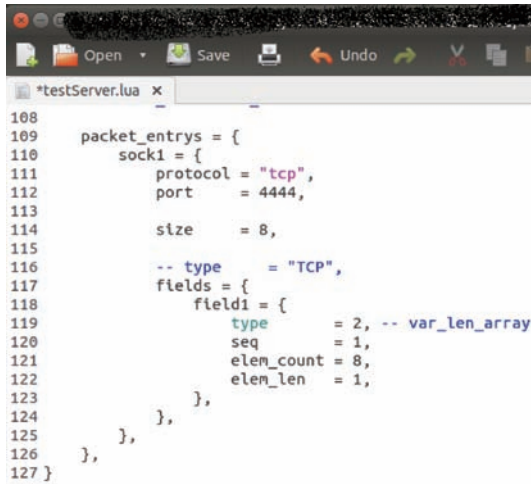


图 3 符号变元引入策略

Fig. 3 Symbolic variable introduction policies

2.3 约束求解

原型系统基于 STP 约束求解器进行约束求解。首先,在执行的过程中会对每个执行分支节点的约束条件进行收集,2 条相反路径的约束会通过取反的方式分别记录在 2 条不同路径的约束条件集中,新约束条件通过取并集的方式添加。STP 约束求解器提供了符号变元的构造器和在此基础上的一阶逻辑中各种表达式的构造器、符号公式的可满足性判定器以及反例求解器。该求解器基于整数和位向量理论进行开发和编写,能够满足大多数网络程序执行路径的约束求解要求。

3 网络程序模型分析与构建

网络程序模型的组成包括开发者定义的个人函数以及调用的内核 API 函数。在 Windows 平台下,网络程序运行的过程中主要调取的是 winsock 函数库,特别是在 XP 系统之后,微软已将 winsock2 作为内核函数库写入了操作系统本身。从最原始的阻塞模型,到之后的 select 模型、WSAAsyncSelect 模型、Overlapped 模型、IOCP 模型,不同程序模型调用 winsock 库中函数种类以及顺序的不同决定了不同模型下网络程序的运转方式。本文原型系统针对不同网络程序模型开发了针对性执行子模块,基于模型识别的方式对不同模型下的网络程序进行漏洞检测。

3.1 阻塞模型

阻塞模型即最早的一类网络程序模型,该类模型基于 Winsock API 函数实现服务器和客户端之间的通信。该模型运行过程中采用单线程的方式。在本次连接通信未完成、连接未断开前,新的客户端只能不断地发出连接请求,等待新的连接。当正在进行的服务过程结束、本次连接断开后,服务器端才接受新的连接请求并提供服务。

图 4 为阻塞模型下的通信模型及通信过程,通过关键函数抽取的方式本文建立了网络程序的阻塞模型。

针对模型中的关键函数进行挂钩,并针对挂钩后函数,定制特殊的执行语义,当系统执行到模型的节点函数时将触发定制的操作,启动符号执行过程。如图 5 所示,针对程序运行过程中数据接收、处理的关键函数的调用点和返回点进行挂钩,从而实现针对该模型下网络程序的漏洞检测,提高检测过程和实际程序代码的贴合率。

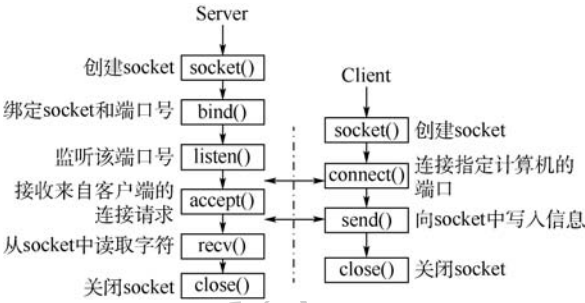


图 4 阻塞通信模型

Fig. 4 Blocking communication model

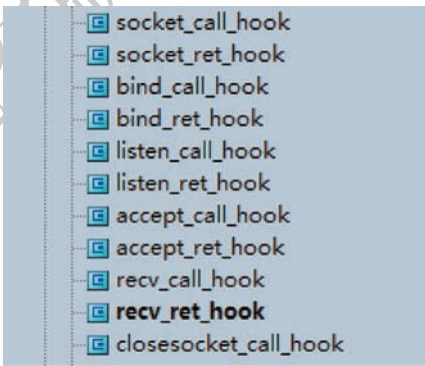


图 5 阻塞通信模型执行模块部分代码

Fig. 5 Part of execution module code of blocking communication model

3.2 select 模型

select 类网络程序是网络程序发展过程中实现的第 1 种非阻塞网络程序,该类程序基于单进程实现,但其在阻塞类程序的基础上实现了多套

接字管理。通过程序分析发现,在该类程序中 select 函数负责了套接字的申请、分配和调度,因此在模型建立过程中重点对 select 及其附属函数进行执行监控和漏洞检测。定制 select_call_hook() 的挂钩语义对 readfds(检查可读性)、writefds(检查可写性)、exceptfds(检查错误)等敏感变量进行符号化,通过收集该符号变元在执行过程中的路径约束,监控该变量的传播过程。针对执行过程中涉及权限检查的部分进行重点监控,因为该部分往往是程序代码的高危区域之一。针对 select 函数执行点进行挂钩如下:

```
int select
(
    int nfds,
    fd_set * readfds,
    fd_set * writefds,
    fd_set * exceptfds,
    const struct timeval * timeout
);
```

如图 6 所示,当有网络事件发生时,socket 函数会建立对应的套接字处理接口,select 函数会修改对应套接字接口的相关属性,将套接字句柄添加到对应的属性集合之中,从而赋予新的套接字接口新的权限。据此分析,程序代码在该位置存在多次调用和反复的修改,在执行点挂钩的基础上,通过定制 select_ret_hook() 的挂钩语义,检查 select 函数的返回值和该值的传递路径,判断是否存在脆弱节点。

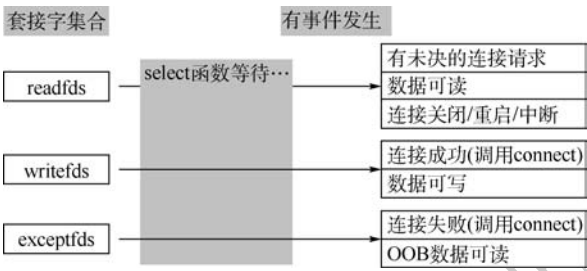


图 6 select 模型执行过程
Fig. 6 select model execution process

3.3 IOCP 模型

IOCP 类程序基于多线程并行处理器完成网络程序客户端的服务请求,该类网络程序运行后会预先创造提供服务的线程池,与在接受请求时创建线程相比效率更高,Apache 等高性能商业服务器程序均采用该架构进行开发。通过模型分析发现,在运行过程中,该类网络程序采取两类线程并行的方式:主线程负责监听和创造任务线程,并完成接口关联等操作;任务线程负责处理用户请

求,为用户提供服务。任务线程处理请求过程中为接收用户数据申请的缓冲区,该类内存空间操作往往是程序代码存在漏洞的高危区域,需要重点进行程序运行监控和代码分析,具体如下:

```
.....
#define BUFFER_SIZE 1024
typedef struct _PER_HANDLE_DATA
{
    SOCKET s;
    sockaddr_in addr;
} PER_HANDLE_DATA, * PPER_HANDLE_DATA;
typedef struct _PER_IO_DATA
{
    OVERLAPPED ol;
    char buf[ BUFFER_SIZE ];
    int nOperationType;
} PER_IO_DATA, * PPER_IO_DATA;
.....
```

针对该类网络程序进行建模,抽取了从服务连接建立到终止过程中的关键函数,同时作为该模型核心,对 GetQueuedCompletionStatus() 函数的执行点进行挂钩,并定制特殊的函数执行语义。事件发生后 I/O 系统会向完成端口对象发送完整消息通知,GetQueuedCompletionStatus() 函数会按照顺序优先级的方式读取队列封包,通信过程每一个连接的相关输入和参数见下文代码,此时针对如 lpNumberOfBytes 等危险区域或变量进行执行监视,则有可能得到触发程序崩溃的漏洞点。

```
BOOL GetQueuedCompletionStatus
(
    HANDLE CompletionPort,
    LPDWORD lpNumberOfBytes,
    PULONG_PTR lpCompletionKey,
    LPOVERLAPPED * lpOverlapped,
    DWORD dwMilliseconds
);
```

4 多模型网络程序漏洞检测系统

本文提出了一种基于程序建模的网络程序漏洞检测技术,并利用该技术实现了一套多模型网络程序漏洞检测系统。系统共分为 4 个模块:目标模型识别模块、网络程序模型模块、网络程序漏洞检测模块、漏洞记录模块。图 7 所示为该原型系统的架构。

检测过程主要分为以下 5 步:

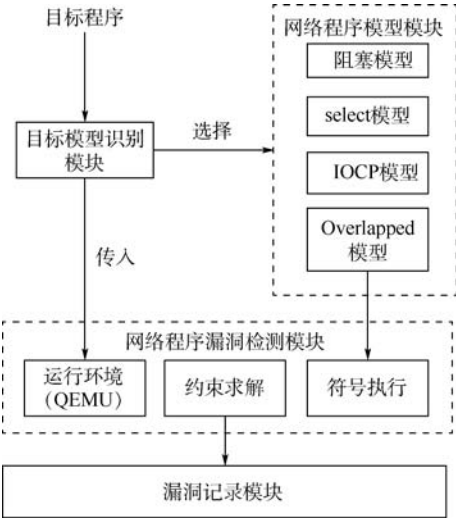


图 7 系统原型架构
Fig. 7 System prototype architecture

- 1) 目标程序传入检测系统后,目标模型识别模块会对目标程序所属的网络程序类型进行判断,并从网络程序模型模块中调用相应模型的子模块。同时,将目标程序传入检测运行环境中(QEMU 虚拟机)。
- 2) 网络程序模型模块会将对应模型子模块的调用信号发送给网络程序漏洞检测模块,同时启动漏洞检测过程。
- 3) 针对目标程序进行检测,并记录不同路径的约束条件,如果碰到程序崩溃则记录到达对应崩溃点的约束条件集。
- 4) 将能够到达崩溃点的约束集交给约束求解器进行求解,将结果发送给漏洞记录模块。
- 5) 漏洞记录模块记录崩溃点的相关信息和导致崩溃的具体输入。

该系统基于 S2E 框架进行开发,采用了模块化的组成方式,最初版本的系统仅包含阻塞类模型,通过后期开发已经拓展到了 4 种主流模型。原型系统采用“系统-功能模块-子模块”的三级结构设置。系统会判定程序所属的模型,并根据模型种类调用相应模型的漏洞检测子模块进行漏洞检测过程,调用记录模块对相应的脆弱点进行分类和记录,全系统能够针对目标网络程序实现自动化的漏洞检测过程。

5 实验分析

本文以 QEMU 虚拟机下 WindowsXP-SP3 操作系统为测试环境进行实验,实验环境配置如表 1 所示。

实验过程分为两部分进行,首先针对每种类

型的网络程序编写了较为简单的测试用例,并针对各类测试用例进行试验。实验结果证明原型系统可以稳定运行,并针对不同类型的网络程序进行漏洞检测。

其次,从 CVE 漏洞库中选择了 2 个已知漏洞作为实验对象,这 2 个漏洞均存在于商业化网络程序 Tftpd32 中,该程序软件基于 TCP 通信协议开发,能够实现数据文件的发送和接收,结果如表 2 所示。

如图 8 所示,通过 QEMU 监视器可以看到,系统能够识别操作系统版本,并定位到 Tftpd32 运行过程中需要调用的系统函数,实现对程序调用函数的挂钩和监控。此时,启动客户端程序和服务器端建立连接,并向服务器发送数据。可以发现服务器端接收到网络数据后会触发挂钩函数的语义内容,系统针对本次输入启动选择性符号执行过程。

如图 9 所示,服务器端针对符号执行过程的路径约束进行收集,对分支节点的自身状态进行保存。同时,向客户端发送指令,要求其保存对应执行节点下的状态信息。

通过客户端的 QEMU 监视器可以看到以服务器端为中心的漏洞检测过程。通过图 10 可看出,系统执行到了服务器端程序某一路径的终点

表 1 实验环境配置
Table 1 Experimental environment configuration

节点	操作系统	主机型号	内存
Server	WindowsXP-SP3	Intel® Core i7-5820 K 3.3 GHz CPU	4 GB
Client	WindowsXP-SP3	Intel® Core i7-5820K 3.3 GHz CPU	4 GB

表 2 实验结果
Table 2 Experimental result

软件	漏洞编号	漏洞类型
Tftpd32	CVE-2006-6141	远程缓冲区溢出漏洞
Tftpd32	CVE-2013-6809	格式化字符串漏洞

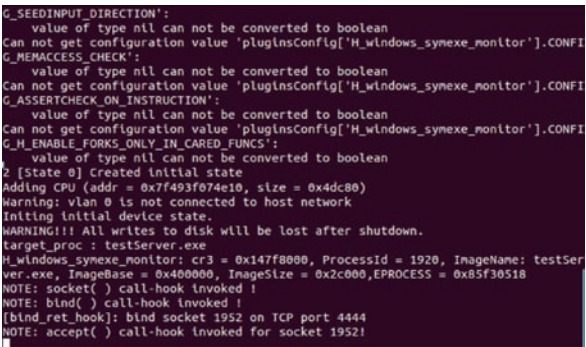


图 8 实现函数挂钩
Fig. 8 Function hook realization

```

taint-var initialize: range : [0, 0]
taint-var introduce: range : [0, 0]
[0xa0fbb0] = (Read w8 0x0 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb1] = (Read w8 0x1 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb2] = (Read w8 0x2 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb3] = (Read w8 0x3 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb4] = (Read w8 0x4 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb5] = (Read w8 0x5 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb6] = (Read w8 0x6 v0_tcp-4444_offset_0_0)
[0xa0fbb7] = (Read w8 0x7 v0_tcp-4444_offset_0_0)
292 [State 0] Forking state 0 at pc = 0x40d9dc
state 0 with condition (Slt (Add w32 (ReadLSB w32 0x4 v0_tcp-4444_offset_0_0)
)
(ReadLSB w32 0x0 v0_tcp-4444_offset_0_0))
(w32 0x64))
state 1 with condition (Not (Slt (Add w32 (ReadLSB w32 0x4 v0_tcp-4444_offset_0_0)
(ReadLSB w32 0x0 v0_tcp-4444_offset_0_0))
(w32 0x64)))
[H_netClientManager_FrontEnd::build_client_snapshot]: savevm( ) command: savevm
1
[state 0]'s path constraint
cond:(Slt (Add w32 (ReadLSB w32 0x4 v0_tcp-4444_offset_0_0)
(ReadLSB w32 0x0 v0_tcp-4444_offset_0_0))
(w32 0x64)))
294 [State 0] closesocket( ) : ret_eip = 40da06, accept socket 784 closed, result
ing state 0 terminated !
[H_netClientManager_FrontEnd::build_client_snapshot]: savevm( ) command: savevm
2
[H_netClientManager_FrontEnd::schedule_client_snapshot_up]: loadvm( ) command: l
oadvm 1
296 [State 0] Switching from state 0 to state 1
[state 1]'s path constraint
cond:(Eq false
(Slt (Add w32 (ReadLSB w32 0x4 v0_tcp-4444_offset_0_0)
(ReadLSB w32 0x0 v0_tcp-4444_offset_0_0))
(w32 0x64)))
297 [State 1] closesocket( ) : ret_eip = 40da06, accept socket 784 closed, result
ing state 1 terminated !
All states were terminated
hhui@ubuntu:~/Experiments/s2e-v1.2-stable-dev/build$

```

图 9 服务器端符号执行过程

Fig. 9 Symbolic execution process of server

```

hhui@ubuntu:~$ cd /home/hhui/Experiments/s2e-v1.2-netClient/build
hhui@ubuntu:~/Experiments/s2e-v1.2-netClient/build$ ./home/hhui/Experiments/s2e-
v1.2-netClient/build/qemu_start_release-with-net1.sh
./qemu-release/l386-softmmu/qemu-system-l386 VMs/winxpsp3-chn-back.qcow2 -net nl
c,macaddr=S2:54:00:12:34:57 -net socket,connect=localhost:1234
cpu_exec: note for interested next tb & tbi
savevm( ) : snapshot 1 is saved !
savevm( ) : snapshot 2 is saved !
loadvm( ) : snapshot 1 is loaded !

```

图 10 客户端状态保存及回置

Fig. 10 Client state savings and restoringes

需要回溯到上一分支节点,此时,服务器端通过指令成功使客户端恢复到了相同节点状态。

通过稳定的实验测试过程,系统能够检测到针对 Tftpd32 的 2 款漏洞。为了验证系统的稳定性,在平台上对测试目标进行了 500 次重复试验验证,其中 464 次实验正确探索到了 2 种程序缺陷所在的执行位置,25 次实验探测到了 CVE-2006-6141 缺陷所在位置,11 次执行产生了误报,反馈了无异常点的信息,整体性能较稳定。误报率和漏报率较低。

6 结 论

1) 系统针对网络程序各模型的漏洞检测进行了可行性拓展,能够适应现阶段约 85% 的网络程序目标,针对另外 2 种模型的适配也在进一步开发之中。

2) 相比于本文中提到的几款漏洞检测系统,本系统对 C/S 架构下网络程序漏洞检测的针对性更强,代码覆盖率更高,通过对不同模型网络程序的针对性开发,目标区域函数代码的覆盖率可以提高到 90% 以上。

3) 针对目标程序所属模型的判断虽然增加了系统的开销,但在后期的检测过程中可以提高检测效率和漏洞发现的准确率。

4) STP 约束求解器为本系统提供了符号化支撑和求解,该求解器能够针对非浮点数计算类指令进行求解分析。

5) 漏洞信息的记录和导出采取了文本记录的方式,随着实验的推进,实验目标和漏洞信息不断增多,在后期的开发中将结合数据库技术思想添加数据管理模块,对漏洞信息进行数据库管理。

为提高本系统的实用性和检测效果,下一步开发将重点进行网络程序模型的探索和构建,进一步增强该系统的普适性,同时,进行针对大型网络程序软件的检测实验。

参考文献 (References)

- [1] 高瑞,周彩兰,朱荣. 网络应用程序漏洞挖掘技术研究[J]. 现代电子技术,2018,41(3):115-119.
GAO R,ZHOU C L,ZHU R. Research on vulnerability mining technology of network application program[J]. Modern Electronics Technique,2018,41(3):115-119(in Chinese).
- [2] 刘红梅. 基于 C/S 和 B/S 体系结构应用系统的开发方法[J]. 计算机与现代化,2007(11):52-54.
LIU H M. Development of application system based on C/S and B/S architecture[J]. Computer and Modernization,2007(11):52-54(in Chinese).
- [3] 薛卫萍,陈文生. 基于 C/S 结构的即时通信系统的设计与实现[J]. 信息通信,2015(3):113-114.
XUE W P,CHEN W S. Design and implementation of real-time communication system based on C/S structure [J]. Information & Communications,2015(3):113-114(in Chinese).
- [4] 洪学海,朱彤. 基于 C/S 体系结构应用系统的研究与开发[J]. 物探化探计算技术,1999,21(1):59-65.
HONG X H,ZHU T. Research and development of C/S architecture application system [J]. Computer Techniques for Geophysical and Geochemical Exploitation,1999,21(1):59-65(in Chinese).
- [5] LI P,MA Z,YANG H,et al. Research and design of power quality account management system based on B/S architecture [J]. Electrical Engineering,2017(10):110-114.
- [6] 金海,廖小飞. P2P 技术原理及应用[J]. 中兴通讯技术,2007,13(6):1-5.
JIN H,LIAO X F. Principles and application of P2P technology [J]. ZTE Communications,2007,13(6):1-5(in Chinese).
- [7] 伊玮琰. 基于 B/S 结构的 web 漏洞检测系统的设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2015.
YIN W L. Design of web vulnerabilities detection system based on browser/server structure[D]. Harbin: Harbin University of Science & Technology,2015(in Chinese).
- [8] 杨丁宁,肖晖,张玉清. 基于 Fuzzing 的 ActiveX 控件漏洞挖掘技术研究[J]. 计算机研究与发展,2012,49(7):1525-1532.

- YANG D N, XIAO H, ZHAN Y Q. Vulnerability detection in ActiveX controls based on Fuzzing technology [J]. Journal of Computer Research and Development, 2012, 49(7): 1525-1532 (in Chinese).
- [9] 吴小伟. 基于动态污点分析的网络程序漏洞挖掘方法[D]. 武汉:华中科技大学, 2012.
- WU X W. A network software vulnerabilities discovery method based on dynamic taint analysis [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012 (in Chinese).
- [10] 王江. 基于 QEMU 的二进制程序离线动态污点分析方法研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- WANG J. Research on offline dynamic taint analysis of binary program based on QEMU [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016 (in Chinese).
- [11] 冯震, 聂森, 王轶骏, 等. 基于 S2E 的 Use-After-Free 漏洞检测方案 [J]. 计算机应用与软件, 2016, 33(4): 273-276.
- FENG Z, NIE S, WANG Y J, et al. Use-After-Free vulnerabilities detection scheme based on S2E [J]. Computer Applications and Software, 2016, 33(4): 273-276 (in Chinese).
- [12] CHIPOUNOV V, KUZNETSOV V, CANDEA G. S2E: A platform for in-vivo multi-path analysis of software systems [J]. ACM SIGPLAN Notices, 2011, 47(4): 265-278.
- [13] CHIPOUNOV V, GEORGESCU V, ZAMFIR C, et al. Selective symbolic execution [C] // The Workshop on Hot Topics in System Dependability, 2009: 1286-1299.
- [14] CADAR C, SEN K. Symbolic execution for software testing: Three decades later [J]. Communications of the ACM, 2013, 56(2): 82-90.
- [15] SONG J S, KIM H, PARK S. Enhancing conformance testing using symbolic execution for network protocols [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2015, 64(3): 1024-1037.
- [16] PISTOIA M, CHANDRA S, FINK S J, et al. A survey of static analysis methods for identifying security vulnerabilities in software systems [J]. IBM Systems Journal, 2007, 46(2): 265-288.

作者简介:

邓兆琨 男, 硕士研究生。主要研究方向: 网络空间安全、二进制软件分析、程序漏洞挖掘与分析。

陆余良 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 网络空间安全、漏洞挖掘与利用、网络态势感知。

黄钊 女, 硕士研究生。主要研究方向: 二进制软件分析。

黄晖 男, 博士。主要研究方向: 二进制软件分析。

朱凯龙 男, 博士研究生。主要研究方向: 二进制软件分析。

Network program vulnerability detection technology based on program modeling

DENG Zhaokun, LU Yuliang*, HUANG Zhao, HUANG Hui, ZHU Kailong

(Electronic Engineering Institute, National University of Defense Technology, Hefei 230037, China)

Abstract: By studying and analyzing the vulnerability detection method of network program, a vulnerability detection method based on program modeling was proposed, and this method is aimed at the binary network program vulnerability in the C/S structure. The method analyzes the network program architecture, extracts the key system functions in different types of network programs, and develops the program modeling and detection system execution module. The technique of selective symbolic execution is adopted for detection, the semantics of hook function and the operation of trigger are customized by means of function hooks, and the execution process of symbolic data and guiding symbol is introduced. Based on this technology, a network program vulnerability detection system is realized. This system can identify the target web application using the I/O model. According to the different types of target program, it can call the different detection modules and use selective symbolic execution technology to implement the automated vulnerability detection process. The experimental results show that, compared with the existing detection tools, the system is more targeted in the vulnerability detection of network programs with higher vulnerability detection rate and good scalability.

Keywords: network program; vulnerability detection; C/S structure; architecture model; symbolic execution

Received: 2018-07-23; Accepted: 2018-12-07; Published online: 2018-12-28 17:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181227.1054.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2017YFB0802905)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0438

基于 FPGA 的低复杂度快速 SIFT 特征提取



姜晓明^{1,2}, 刘强^{1,2,*}

(1. 天津大学 微电子学院, 天津 300072; 2. 天津市成像与感知微电子技术重点实验室, 天津 300072)

摘 要: 尺度不变特征变换(SIFT)算法具有优良的鲁棒性,在计算机视觉领域得到广泛应用。针对 SIFT 算法高计算复杂度而导致其在 CPU 上运行实时性低的问题,基于现场可编程门阵列(FPGA)设计了一种低复杂度的快速 SIFT 硬件架构,主要对算法的特征描述符提取部分进行优化。通过降低梯度信息(包括梯度幅值和梯度方向)的位宽、优化高斯权重系数的产生、简化三线性插值系数的计算和简化梯度幅值直方图索引的求解等方法,避免了指数、三角函数和乘法等复杂计算,降低了硬件设计复杂度和硬件资源消耗。实验结果显示,提出的低复杂度快速 SIFT 硬件架构,与软件相比,可以获得约 200 倍的加速;与相关研究相比,速度提高了 3 倍,特征描述符稳定性提高了 18% 以上。

关 键 词: 现场可编程门阵列(FPGA); 尺度不变特征变换(SIFT); 硬件设计; 梯度信息; 特征描述符提取

中图分类号: TP391.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0804-07

近年来,计算机视觉技术迅猛发展^[1]。在计算机视觉领域,图像特征提取是目标识别的基础,所提取的特征对于尺度和旋转变化必须具有不变性,以保证最终的目标识别效果^[2]。尺度不变特征变换(SIFT)特征提取算法具有优良的鲁棒性,在计算机视觉领域广泛应用^[3-4]。

近几年,深度神经网络在目标识别领域取得了很好的效果^[5-6]。在传统特征描述算法启发下,基于深度神经网络的可学习特征描述子成为新的研究课题^[7]。传统的图像处理方式不但可以为深度神经网络的发展提供思路,而且在一些应用中还表现出优异的性能^[8]。因此,对于传统目标识别算法的研究仍然非常重要。

SIFT 特征提取算法具有较高的计算复杂度。实验发现,对于分辨率为 480 像素 × 320 像素的图像,提取 713 个特征点的特征描述符的时间消

耗约为 2 s(CPU I5 2.6 GHz, Visual Studio 2010, OpenCV2.4.11)。为了达到目标识别实时性的要求,Heymann 等利用 GPU 并行运算加速 SIFT 算法,对于分辨率为 640 像素 × 480 像素的图像处理速度达到 20 帧/s^[9];Zhang 等利用多核系统对 SIFT 算法进行加速,对于大小为 640 像素 × 480 像素的图像,可以获得平均 45 帧/s 的加速效果^[10]。但是,这 2 种方式都存在功耗高的缺点,无法在嵌入式系统中应用。

近年来,现场可编程门阵列(FPGA)由于具有速度高功耗低的特点,得到了广泛应用^[11-12]。因此,为了满足速度和功耗的需求,许多研究者利用 FPGA 对 SIFT 算法进行加速。Qasimeh 等^[13]基于并行的方式构造包含 6 层高斯图像的高斯金字塔,采用 17 × 17 的特征点邻域窗口进行特征点主方向计算和特征描述符提取。过多的高斯金字

收稿日期: 2018-07-23; 录用日期: 2018-10-19; 网络出版时间: 2018-11-12 11:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181109.0852.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61574099)

* 通信作者: E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

引用格式: 姜晓明, 刘强. 基于 FPGA 的低复杂度快速 SIFT 特征提取[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 804-810.

JIANG X M, LIU Q. Low-complexity fast SIFT feature extraction based on FPGA[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 804-810 (in Chinese).

塔层数和大量的用于产生特征点邻域窗口的行缓存增加了硬件资源消耗。Vourvoulakis等^[14]利用4层高斯图像构造高斯金字塔,能够降低硬件存储资源,但是由于没有计算特征点主方向,提取的特征描述符不具备旋转不变性。Jiang等^[3]为了提高速度,同时进行特征点主方向计算和特征描述符提取,然后根据特征点主方向对特征描述符重新排序。忽略了特征描述符提取与特征点主方向的依赖关系,导致特征描述符稳定性降低。

Vourvoulakis等^[14]对SIFT算法中特征点检测部分进行了优化,使得特征点检测所需时钟周期数越来越接近于图像像素点的数量,特征描述符提取部分逐渐成为计算的瓶颈。本文基于FPGA设计了一个SIFT特征提取硬件加速架构。在相关研究^[3,13-14]的基础上,通过降低梯度信息(包括梯度幅值和梯度方向)位宽、优化高斯权重系数的产生、简化三线性插值系数的计算和简化梯度幅值直方图索引的求解等技术,重点对特征描述符提取部分进行优化。

1 SIFT 硬件设计

1.1 SIFT 算法原理

SIFT算法的核心思想是:首先检测图像中稳定的特征点,然后计算特征点的主方向并根据其对特征点邻域旋转,最后提取特征点的特征描述符^[2]。

特征点检测时,首先对输入图像进行包括上采样和初始二维高斯滤波的预处理,在此基础上构建高斯金字塔和高斯差分金字塔,然后在高斯差分金字塔内检测特征点。

特征点主方向的计算在特征点邻域内进行,关键是构建梯度幅值直方图。首先把360°平均分成36类,每类10°且用1个直方图表示。对于特征点邻域内每一个像素点,计算它的梯度方向和梯度幅值。然后把高斯权重化的梯度幅值加到与梯度方向相对应的梯度幅值直方图中。最后,计算梯度幅值直方图峰值,该峰值对应的梯度方向为特征点主方向。

在提取特征描述符之前,根据特征点主方向对特征点邻域旋转以使特征描述符具备旋转不变性。特征描述符提取的核心是构建128维梯度幅值直方图。在特征点邻域内,计算每一个像素点的梯度幅值和梯度方向,梯度方向和特征点主方向与旋转后的坐标共同决定最终梯度幅值直方图索引,同时对高斯权重化后的梯度幅值进行三线性插值处理并将插值结果加到对应的梯度幅值直

方图中。特征描述符提取伪代码(OpenCV 2.4.11)如下所述。

步骤1 1) 邻域像素点旋转。

$c_rot = c \cdot \cos_t - r \cdot \sin_t$; $r_rot = c \cdot \sin_t + r \cdot \cos_t$
其中:(r, c)和(r_rot, c_rot)分别为区域旋转前、后的像素点坐标; $\sin_t$ 和 $\cos_t$ 分别为特征点主方向的正弦值和余弦值。

2) 梯度信息求解。

$\text{fastAtan}(dy, dx, Ori)$; $\text{magnitude}(dx, dy, Mag)$

其中: dy 和 dx 分别为行、列方向的像素值变化量; Ori 和 Mag 分别为所求解的梯度方向和梯度幅值。

3) 高斯权重求解。

$w = c_rot \cdot c_rot + r_rot \cdot r_rot$; $\exp(w, w)$

其中: w 为高斯权重系数。

步骤2 三线性插值系数求解。

$rbin = r_rot + d/2 - 0.5$; $cbin = c_rot + d/2 - 0.5$

$obin = (Ori - ori) \cdot bpr$

$r0 = \text{Floor}(rbin)$; $c0 = \text{Floor}(cbin)$; $o0 =$

$\text{Floor}(obin)$

$rbin = rbin - r0$; $cbin = cbin - c0$; $obin = obin - o0$

其中: $rbin$ 、 $cbin$ 和 $obin$ 分别表示行、列和垂直方向的插值系数; d 为特征点邻域行或列方向的子区域个数; ori 为特征点主方向; Floor 表示取整运算; $bpr = 1/45$,为常数。

步骤3 1) 梯度幅值直方图索引计算。

$idx = (r0 \times 4 + c0) \times 8 + o0$

2) 梯度幅值权重化。

$val = Mag \cdot rbin \cdot cbin \cdot obin$

步骤4 更新梯度幅值直方图。

$hist[idx] = val$

步骤5 对邻域内所有像素点重复步骤1至步骤4。

1.2 SIFT 硬件设计优化分析

从特征描述符提取伪代码可见,特征描述符提取涉及指数、三角函数、乘除法复杂数学运算,不易于硬件实现。本节结合子区域划分方式对特征描述符提取部分进行优化,以降低硬件设计复杂度、硬件资源消耗和提高速度。

本文选取 16×16 的特征点邻域提取特征描述符,其子区域划分方式如图1所示, r, c 分别表示特征点邻域像素点的行、列坐标,从左上角开始每 4×4 个像素点作为一个子区域(红色正方形),256个像素点分成16个子区域。图中红色的点表示子区域种子点,蓝色点代表特征点。其中每个小正方形表示一个像素的梯度信息,其梯

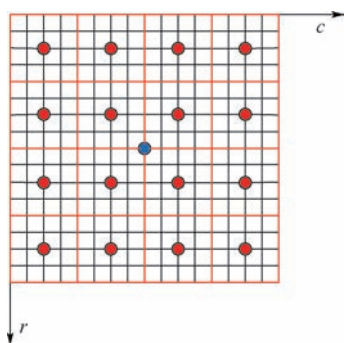


图1 子区域划分

Fig.1 Subregion division

度方向分成8类,每类 45° 。因此,每个子区域对应一个8维梯度幅值直方图,16个子区域对应128维梯度幅值直方图。

特征描述符提取伪代码中获得128维梯度幅值直方图需要产生高斯权重系数 w ,它的产生在邻域旋转之后进行,旋转方式如式(1)、式(2)所示。旋转前、后像素点的位置分别为 (r, c) 和 $(r_{\text{rot}}, c_{\text{rot}})$, θ 为特征点主方向,高斯权重的计算如式(3)所示。其中, d 为常数4,表示图1中行、列方向划分的子区域个数。由于式(1)~式(3)包含指数、三角函数以及乘法等数学运算,计算复杂度高,不易于硬件实现。

$$c_{\text{rot}} = c \cos \theta - r \sin \theta \quad (1)$$

$$r_{\text{rot}} = c \sin \theta + r \cos \theta \quad (2)$$

$$w = e^{-\frac{(c_{\text{rot}})^2 + (r_{\text{rot}})^2}{2 \times (0.5d)^2}} \quad (3)$$

但是,将式(1)和式(2)代入式(3)可以看出,高斯权重系数与坐标旋转无关,只与邻域像素点(图1中每个小正方形)和特征点之间的相对位置有关。当子区域划分确定后,邻域像素点与特征点之间的相对位置确定,所以 w 也随之确定。因此,本文提前计算图1中每个像素点的高斯权重并固化到ROM(FPGA片内存储资源)中,硬件执行时直接读取,可以避免指数、三角函数和乘法等数学运算,降低硬件复杂度,提高处理速度。

梯度信息的求解是计算特征点主方向与提取特征描述符的基础,利用硬件实现时,梯度方向一般用16 bits表示^[13]。当利用流水线结构计算特征点主方向和提取特征描述符时,需要构造2个 16×16 的存储像素梯度信息的寄存器阵列,会消耗大量硬件资源。如1.1节所述,梯度方向分成36类,主要作用是确定梯度幅值直方图索引。在后续计算中,只需要梯度方向的类别,不需要具体的方向。因此,本文增加了一个梯度方向分类模块,直接将梯度方向转变为6 bits 梯度方向类别,

明显降低了后续特征点主方向计算模块和特征描述符提取模块的硬件资源消耗。

对高斯权重化的邻域像素点梯度幅值进行三线性插值是提取特征描述符的关键。假设 r, c 代表水平方向坐标轴, o 代表梯度方向坐标轴。从特征描述符提取伪代码可见,三线性插值主要包括 r, c 水平方向的双线性插值以及 o 方向的插值,本质是求像素点梯度幅值对梯度幅值直方图的贡献,该贡献与距离负相关,距离越小贡献越大^[2]。三线性插值时,首先进行的是 r, c 水平方向的双线性插值。从特征描述符提取伪代码可见,双线性插值系数 rbin, cbin 与式(1)、式(2)相关,涉及三角函数和乘法运算,硬件实现复杂度。为了避免三角函数和乘法计算,本文对双线性插值系数的产生进行简化,特征点邻域旋转利用邻域像素梯度方向类别与特征点主方向类别相减的方式表示。在图1中,当子区域划分确定后,邻域像素点 (r, c) 与其种子点之间的相对位置确定,因此可以根据该相对位置确定双线性插值系数并固化到ROM中,硬件执行时直接进行读取。简化后的 r, c 水平方向插值系数计算公式如式(4)~式(6)所示。其中, Rbin, Cbin 分别表示行、列方向的插值系数, RCbin 表示 r, c 平面的双线性插值系数, (r, c) 表示邻域像素点与特征点之间的相对位置, seed 代表种子点的位置, k 表示种子点序号, t 表示在 r, c 平面1个邻域像素点最多对4个种子点有贡献,贡献与距离负相关,最后进行归一化。

$$\text{Rbin}((r-1) \times 16 + c, t) = \frac{(4 - \text{abs}(r - \text{seed}(k, 1)))}{4} \quad (4)$$

$$\text{Cbin}((r-1) \times 16 + c, t) = \frac{(4 - \text{abs}(c - \text{seed}(k, 2)))}{4} \quad (5)$$

$$\text{RCbin} = \text{Rbin} \cdot \text{Cbin} \quad (6)$$

三线性插值还包括 o 方向的插值,在 o 方向上插值前,邻域像素梯度方向类别和特征点主方向类别相减得到相对梯度方向类别。对于在 o 方向上的插值系数,假设相对梯度方向类别为“11”,取其低2位为3,那么它对相邻两个直方图的贡献分别为0.25和0.75。

梯度幅值直方图索引的计算是提取特征描述符的重要一步。从特征描述符提取伪代码可见,梯度幅值直方图索引由 r, c 平面的基准索引和 o 方向的偏移索引两部分组成。基准索引计算与式(1)、式(2)相关,存在三角函数和乘法运算,利用硬件实现复杂度。为了避免指数、三角函数和

乘法运算,本文对梯度幅值直方图基准索引的产生进行简化。与图 1 中红色正方形代表的子区域相对应,直方图基准索引分别为 0,8,...,120。在设计时,把图 1 中每个邻域像素点梯度幅值对应的梯度幅值直方图的基准索引(同一子区域中的像素点的基准索引相同,可能不同的是 θ 方向的偏移索引)固化到 ROM 中,硬件执行时直接读取。 θ 方向偏

移索引的计算与梯度方向有关。为了避免利用硬件把 360° 平均分成 8 类,降低复杂度,本文在梯度方向用类别表示的基础上求解 θ 方向的偏移索引,将相对梯度方向类别分成 8 类,分类方式如表 1 所示。对于最终直方图索引,结合表 1,如果 r,c 平面直方图基准索引为 120,相对梯度方向分类后的类别为 7,则对应的最终梯度幅值直方图索引为 127。

表 1 相对梯度方向分类方式

Table 1 Classification method of relative gradient direction

前后类别说明	类别							
分类前类别	0 ~ 7	8 ~ 11	12 ~ 15	16 ~ 19	20 ~ 23	24 ~ 27	28 ~ 31	32 ~ 35
分类后类别	0	1	2	3	4	5	6	7

1.3 SIFT 硬件系统设计

本文提出的 SIFT 硬件系统架构如图 2 所示。系统主要包括预处理、尺度空间构建(高斯金字塔构建和高斯差分金字塔构建)、梯度信息计算、特征点检测、主方向计算和特征描述符提取等部分。

在预处理部分,原始图像通过直接存储器访问(DMA)输入至上采样模块^[2],DMA 具备等待功能以保证能够与上采样模块协同工作。上采样模块的输出进入初始二维高斯滤波模块 G0 产生高斯图像,之后再通过 4 个并行的二维高斯滤波器 G1 ~ G4 得到 4 层高斯图像,构成高斯金字塔^[14]。相邻的 2 层高斯图像相减得到的高斯差分图像 D1 ~ D3,构成高斯差分金字塔。特征点的检测在高斯差分金字塔中进行。所检测到的特征点的坐标通过 DMA 传输到双倍速率同步动态随机存储器(DDR,可作为 FPGA 片外存储资源)中进行存储。在进行特征点检测的同时,G2 的输出进入梯度信息计算模块,所求解的梯度信息通过 DMA 传输到 DDR 中进行存储。

特征点检测与梯度信息计算完成后,系统利用 DMA 读取特征点邻域像素点的梯度信息,利用 2 个 16×16 的寄存器阵列组成流水线结构进

行特征点主方向计算和特征描述符提取。

SIFT 特征描述符提取的硬件执行流水线结构和硬件电路分别如图 3、图 4 所示。SIFT 特征描述符的提取主要包括 T0、T1、T2、T3 4 个时刻。在 T0 时刻,系统将特征点邻域像素点的梯度幅值与对应的高斯权重系数相乘产生高斯权重化的梯度幅值 magw 和特征点邻域旋转两个任务并行进行。特征点邻域旋转是指将邻域像素的梯度方向类别 Grc 与特征点主方向类别 Orc 相减得到相对梯度方向类别 ROrc。在 T1 时刻,确定高斯权重化的邻域像素点梯度幅值在 r,c 平面对周围 4 个种子点的贡献 rcbinmagw;同时,分别取 ROri 的高 4 bits 和低 2 bits 得到 ROri_4 和 ROri_2,其中 ROri_4 用于确定最终梯度幅值直方图索引,ROri_2 用于确定在 θ 方向的插值系数。在 T2 时刻,根据 ROri_4 确定最终梯度幅值直方图索引;同时,根据 ROri_2 在 θ 方向上对 rcbinmagw 进行插值得到三线线性插值结果 rcobinmagw。T3 时刻,根据梯度幅值直方图索引,将 rcobinmagw 加到对应的梯度幅值直方图中。当处理完特征点邻域内所有像素点后开始输出提取的特征描述符。输出完毕后,继续提取下一个特征点的特征描述符。

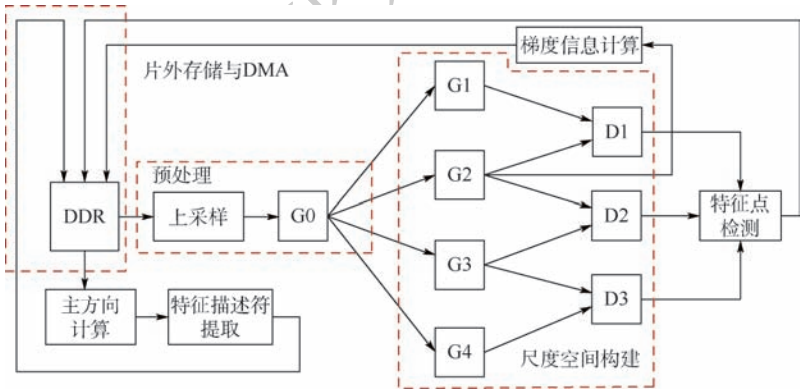


图 2 SIFT 硬件系统架构

Fig. 2 SIFT hardware system architecture

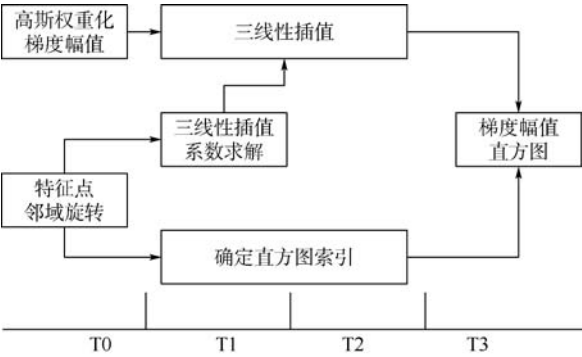


图3 特征描述符提取流水线结构

Fig.3 Feature descriptor extraction pipeline structure

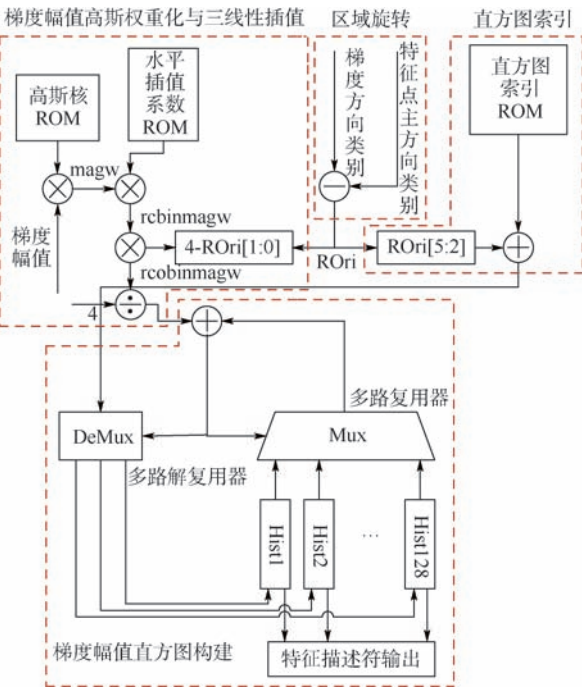


图4 特征描述符提取硬件电路

Fig.4 Hardware circuit of feature descriptor extraction

2 实验与分析

为了评估本文低复杂度快速 SIFT 硬件架构,从特征描述符稳定性、硬件资源消耗、硬件执行速度3个方面与其他研究进行对比。对特征描述

符进行稳定性检测时,选取图 5(a)作为原始图像,对其进行尺度变化、旋转、模糊、光照等处理后得到图像图 5(b),分别提取图 5(a)、(b)的特征描述符进行匹配。在匹配结果中选取20 个最佳匹配点对,匹配率等于正确匹配点对的数量与 20 之比,匹配率越高表示特征描述符稳定性越高。

2.1 特征描述符稳定性检测

图 5 为硬件提取的特征描述符的匹配结果,从图中可以看出,尺度变化后在 20 个匹配点对中存在 2 个明显的错误匹配,正确匹配点对的数量为 18,匹配率为 0.9,特征描述符稳定性高。

表 2 为图像逆时针旋转变化的特征描述符稳定性检测结果,随着旋转程度的增加,匹配率呈下降趋势,旋转变化平均匹配率用于与表 3 中的仿射变化和相机变化进行比较。表 3 为特征描述符稳定性对比,与文献[3]相比,本文提出的低复杂度快速 SIFT 硬件架构所提取的特征描述符在 JPEG 压缩和光照变化方面稳定性最佳;在仿射变化和相机变化方面,稳定性分别提高了 22%、25%;在模糊处理方面,稳定性提高了 18%。

2.2 硬件资源消耗对比

表 4 给出了本文提出的 SIFT 硬件架构与相关文献[3,5,15]的硬件资源消耗对比情况。值得注意的是,本文所需片上存储资源 RAM 与文献[3]相比降低了 85%,与文献[13]相比降低了 50%;与文献[3]、文献[13]相比本文所需 LUT (查找表)资源和 DSP (乘法器)资源较低,但是本文消耗了较多的 Register (寄存器)资源;而文献[15]消耗了大量的 LUT 与 Register 资源。

表 5 表示用于特征点主方向计算和特征描述符提取的 2 个 16 × 16 寄存器阵列的资源使用情况,m 表示梯度幅值位宽,g 表示梯度方向位宽。本文提出的梯度方向表示方法减少了 5 120 个 Register,与传统方法相比,系统 Register 资源降低了 21%,而梯度方向分类模块仅消耗 102 个 LUT 与 6 个 Register。

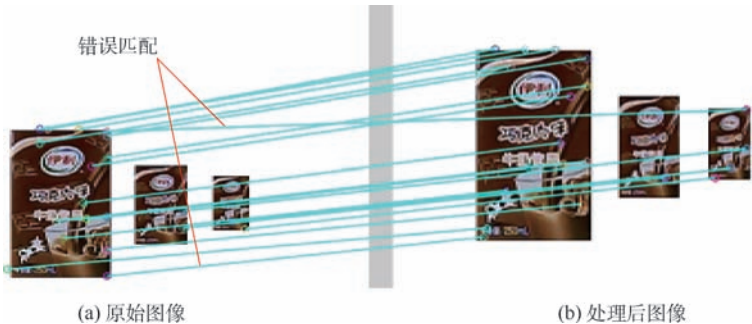


图5 尺度变化特征匹配结果

Fig.5 Feature matching result of scale change

表 2 旋转变化特征描述符稳定性检测
Table 2 Stability detection of feature descriptors for rotation change

旋转程度/(°)	匹配率
5	0.80
10	0.85
15	0.75
20	0.5
25	0.45
30	0.35

注:旋转变化平均匹配率为 0.62。

表 3 特征描述符稳定性对比
Table 3 Stability comparison of feature descriptors

模糊程度(σ)及对比模式	文献[3]匹配率	本文匹配率
0.2	无	1
0.4	无	0.5
0.6	无	0.8
0.8	无	0.55
1	无	0.2
模糊处理 ^①	0.42	0.6
JPEG 压缩	0.41	1
光照变化	0.69	1
仿射变化	0.4	0.62 ^②
相机变化	0.37	0.62 ^②

注: σ 为二维高斯滤波器标准差;①文献[3]中模糊处理特征描述符稳定性检测只进行了 1 组实验,本文进行 5 组实验取平均值与其进行对比;②本文利用表 2 中旋转变化平均匹配率与文献[3]的仿射变化和相机变化匹配率进行对比。

表 4 硬件资源消耗对比
Table 4 Comparison of hardware resource consumption

FPGA 与资源消耗对比	文献[3]	文献[13]	文献[15]	本文
FPGA	Virtex-5	Virtex-5	Virtex-6	Virtex-7
LUT/个	26 398	38 179	57 598	23 726
Register/个	10 310	9 646	24 988	18 788
DSP/个	89	52	8	43
RAM/Mbit	7.8	2.4	1.2	1.2

表 5 梯度方向优化前后硬件资源消耗对比
Table 5 Comparison of hardware resource consumption before and after gradient direction optimization

模块	LUT/个	Register/个
梯度阵列($m=14, g=16$)	0	7 680 × 2
梯度阵列($m=14, g=6$)	0	5 120 × 2
梯度方向分类模块	102	6

2.3 硬件执行速度对比

表 6 给出了本文提出的 SIFT 硬件架构与相关文献[3,5,15]的硬件执行速度对比。由于图像分辨率不同,为了便于比较,本文使用参数 PFS(每秒处理的像素个数)进行讨论。 N 为特征点的数量,为了便于分析,本文取 $N=1\,000$ 时的硬件执行时间。本文提出的 SIFT 硬件设计,处理速

表 6 硬件执行速度对比
Table 6 Comparison of hardware execution speed

类别	文献[3]	文献[13]	文献[15]	本文
图像大小/(像素 × 像素)	512 × 512	640 × 480	640 × 480	480 × 320
硬件平台	Virtex-5	Virtex-5	Virtex-6	Virtex-7
时钟频率/MHz	50(特征点检测):100(特征描述符提取)	50	100	100
执行时间($N=1\,000$)/ms	8.14	27.28	30	10.37
PFS(归一化)/个	1.46	0.5	0.66	1

度可达 100 帧/s,与文献[13,15]相比,获得3 倍的提升;与文献[3]相比速度降低 21.5%,因为其忽略了特征描述符提取对特征点主方向计算的依赖关系,以降低特征描述符稳定性为代价提高速度。

3 结 论

针对 SIFT 算法高计算复杂度的问题,本文基于 FPGA 设计了一种低复杂度的快速 SIFT 特征提取的硬件实现架构,主要对特征描述符提取部分进行了优化,具有如下特点:

1) 通过优化高斯权重系数的产生、简化三线插值系数的计算和简化直方图索引的求解等技术,避免了指数的三角函数、乘法等复杂数学运算,降低了硬件设计复杂度。

2) 通过降低梯度信息位宽,降低了求解特征点主方向和提取特征描述符的硬件资源消耗。

3) 在速度方面,与软件相比,可以获得约200 倍的加速;与文献[13,15]相比,速度提升了 3 倍。

4) 在特征描述符稳定性方面,与文献[3]相比,提高了 18% 以上。

参考文献 (References)

[1] 王亭亭,蔡志浩,王英勋. 无人机室内视觉/惯导组合导航方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(1):176-186.
WANG T T, CAI Z H, WANG Y X. Integrated vision/inertial navigation method of UAVs in indoor environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(1):176-186 (in Chinese).

[2] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision,2004,60(2):91-110.

[3] JIANG J, LI X, ZHANG G. SIFT hardware implementation for real-time image feature extraction[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology,2014,24(7):1209-1220.

[4] MA W, WEN Z, WU Y, et al. Remote sensing image registration

- with modified SIFT and enhanced feature matching[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(1): 3-7.
- [5] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional networks for semantic segmentation[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 3431-3440.
- [6] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 770-778.
- [7] VIJAY K B G, CARNEIRO G, REID I. Learning local image descriptors with deep siamese and triplet convolutional networks by minimizing global loss functions[C]//IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 5385-5394.
- [8] 王琳, 刘强. 基于局部特征的多目标图像分割算法[J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55(6): 061002.
WANG L, LIU Q. A multi-object image segmentation algorithm based on local features[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55(6): 061002 (in Chinese).
- [9] HEYMANN S, MÜLLER K, SMOLIC A, et al. SIFT implementation and optimization for general-purpose GPU[J]. Media Culture & Society, 2007, 67(1): 7-13.
- [10] ZHANG Q, CHEN Y, ZHANG Y, et al. SIFT implementation and optimization for multi-core systems[C]//IEEE International Symposium on Parallel and Distributed Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-8.
- [11] LIU Q, LIU J, SANG R, et al. Fast neural network training on fpga using quasi-Newton optimization method[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration Systems, 2018, 26(8): 1575-1579.
- [12] VOURVOULAKIS J, KALOMIROU J, LYGOURAS J. FPGA accelerator for real-time SIFT matching with RANSAC support[J]. Microprocessors and Microsystems, 2017, 49: 105-116.
- [13] QASAIMAH M, SAGAHYROON A, SHANABLEH T. FPGA-based parallel hardware architecture for real-time image classification[J]. IEEE Transactions on Computational Imaging, 2015, 1(1): 56-70.
- [14] VOURVOULAKIS J, KALOMIROU J, LYGOURAS J. Fully pipelined FPGA-based architecture for real-time SIFT extraction[J]. Microprocessors and Microsystems, 2016, 40: 53-73.
- [15] CHIU L C, CHANG T S, CHEN J Y, et al. Fast SIFT design for real-time visual feature extraction[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2013, 22(8): 3158-3167.

作者简介:

姜晓明 男, 硕士研究生。主要研究方向: 图像处理及其 FPGA 硬件加速系统设计。

刘强 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 数字集成电路设计、高速低功耗电路系统设计等。

Low-complexity fast SIFT feature extraction based on FPGA

JIANG Xiaoming^{1,2}, LIU Qiang^{1,2,*}

(1. School of Microelectronics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. Tianjin Key Laboratory of Imaging and Sensing Microelectronic Technology, Tianjin 300072, China)

Abstract: Scale invariant feature transform (SIFT) algorithm is widely used in the field of computer vision because of its excellent robustness. In order to solve the problem of low real-time performance of computation-intensive SIFT algorithm on CPU, a fast SIFT hardware architecture is proposed based on field programmable gate array (FPGA), with reduced complexity by optimizing the feature descriptor extraction part of the algorithm. By reducing the bit width of gradient information (including gradient amplitude and gradient direction), optimizing the generation of the Gauss weight coefficients, simplifying the calculation of the three linear interpolation coefficients and simplifying the computation process of the histogram index of the gradient amplitude, the proposed design avoids complex computations such as exponent, trigonometric function and multiplication, and reduces the complexity of hardware architecture and hardware resource consumption. The experimental results show that the proposed low-complexity fast SIFT hardware architecture can speed up by about 200 times compared to the software implementation. Compared with the related research, the speed is improved by 3 times and the stability of the feature descriptor is increased by more than 18%.

Keywords: field programmable gate array (FPGA); scale invariant feature transform (SIFT); hardware design; gradient information; feature descriptor extraction

Received: 2018-07-23; **Accepted:** 2018-10-19; **Published online:** 2018-11-12 11:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181109.0852.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61574099)

* **Corresponding author.** E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0454

飞机框肋类零件基础特征自动识别与提取算法



汤志鸿, 郑国磊*, 郑艺玮

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 飞机框肋类零件是组成飞机骨架的重要零件, 具有数量大、形状各异等特点, 其生产制造所耗费的时间在飞机研制过程中占有较大比重。然而, 通过现有 CAD 软件所提供的功能进行相关制造操作, 无论是效率、质量等均已不能满足现代飞机设计和制造要求, 围绕飞机框肋类零件研究和开发相关的自动化制造系统已迫在眉睫。基于框肋类零件边界表示模型对零件基础特征进行自动识别与提取, 是实现后续相关工艺规划与加工的基础与前提。针对该问题, 提出零件基础特征模型, 并建立一种基于同侧面的特征识别算法, 即以零件 STEP 数据作为输入, 选取两侧腹板面, 应用属性邻接图(AAG)构建、有效邻面识别、关联面完整识别等方法, 逐级识别各级关联面以构建两侧同侧面, 通过同侧面单元匹配最终实现基础特征构造和特征邻接图构建。其中, 针对零件三维模型中的碎面缺陷提出其定义与识别方法, 以保证特征面识别的完整性。经由实例测试, 验证所提算法的可行性与有效性。

关 键 词: 数字化制造; 飞机框肋类零件; 特征识别; 实体模型; 特征表达

中图分类号: V260.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0811-10

飞机框肋类零件是构成飞机蒙皮、长桁、翼肋、翼缘等部位的重要组件, 在航空钣金件中占有较大比例, 其设计、加工质量以及交付效率对整个项目研制具有较为广泛的影响。然而, 在当前飞机框肋类零件制造过程中, 相关的工艺流程, 如零件模线样板设计、展开图样设计等, 均缺少相应的快速化或自动化软件, 导致零件制造、检验效率低下, 零件质量无法保证。以飞机框肋类零件样板设计为例, 当前的设计方式仍大量依赖人工, 设计中存在频繁的特征测量和特征值手动输入以及表达方式转换, 不仅导致零件制造周期偏长, 更重要的是任何一个步骤的疏忽和失误都可能导致制造、检验环节的误差, 由此给后续工装设计制造以及零件生产检验埋下质量风险。

由此可见, 飞机框肋类零件制造的效率与质

量已成为制约飞机研制效率的因素之一, 设计与开发相关的制造系统已迫在眉睫。其中, 特征识别作为相关系统设计的先决问题, 其本质为对零件几何、拓扑信息的有序整合, 是实现 CAD/CAPP/CAM 集成的关键, 其相关研究最早开始于 20 世纪 70 年代中期剑桥大学 CAD 中心^[1]。经过了 30 多年的研究, 特征识别技术的研究已经取得了一些显著的成果, 涌现出基于规则方法^[2]、基于图方法^[3-4]、基于神经网络方法^[5]等多种特征识别方法。近些年, 为实现特征的个性化定义, 部分学者对通用的特征识别方法展开了一些探索。Niu 等^[6]提出了基于数据库优化的特征识别方法, 将分析系统所需特征的定义转换为对应的数据库查询语句, 经数据库检索与过滤后输出识别结果。Wang 和 Yu^[7]提出了一种基于实体模型

收稿日期: 2018-07-31; 录用日期: 2018-10-26; 网络出版时间: 2018-12-05 14:10

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181204.1000.003.html

* 通信作者: E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

引用格式: 汤志鸿, 郑国磊, 郑艺玮. 飞机框肋类零件基础特征自动识别与提取算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 811-820. TANG Z H, ZHENG G L, ZHENG Y W. Automatic recognition and extraction algorithm for basic features of aircraft sheet metal parts[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 811-820 (in Chinese).

的特征识别框架,其中框架由将零件 STEP 数据转换为边界表示的编译器和特征库构成,特征表示由集体属性、个体属性和关系构成。然而,该技术仍存在以下问题:①由于实际工程中特征形状的多样性,特征的准确描述与定义对技术人员有着很高的要求;②在特征相交的情况下,特征几何信息存在不同程度的丢失,剩下的几何信息构成可能难以满足所定义的特征表达式。虽然相交特征的识别研究已取得了一些成果^[8-9],但通用的特征识别技术距离成熟化和工业应用仍有一段距离,当前制造领域仍采用针对某一零件设计专门识别算法的方式来解决实际生产问题。在钣金件特征识别领域,特征的定义根据所面向的生产流程也有所区别。Gutpa 和 Gurumoorthy^[10]将零件特征总结为切削特征与变形特征,并给出了一种零件变形特征的自动识别算法。刘志坚等^[14]在零件结构分析的基础上提出单元特征与组合特征概念,将组合特征视为多个单元特征的叠加。Shunmugam^[12-13]介绍了一种特征识别系统,并制造角度出发,将零件特征分为裁剪、拉伸、拉深、弯曲,并给出对应的特征推理算法。在航空产业中,由于频繁的格式转换、设计操作不规范等,飞机框肋类零件数模中或多或少存在碎面等模型缺陷,使特征面的识别过程出现遗漏。当前对零件模型缺陷修正方面的研究仍较少。张天阳^[14]和张聪聪^[15]等根据飞机结构件三维模型中常见的质量缺陷提出了模型质量检测技术及部分缺陷的识别与重构算法。在有关框肋类零件特征识别的文献中,所提出的识别方法未考虑对缺陷模型的处理方法,因而在此类零件的特征识别中,识别结果准确率或许难以保证。

对此,本文对飞机框肋类零件结构展开研究,提出零件基础特征的定义和表示模型,研究和建立一种基于同侧面的基础特征识别算法。其中,针对零件数模中可能存在的碎面缺陷,给出其定义和识别方法,以保证特征识别过程中特征面识别的完整性。结合实例测试,验证了本文算法的有效性与其可行性。

1 基础特征表示方法

1.1 描述与分类

飞机框肋类零件从结构角度可视为腹板、弯边及相关要素的组合,各弯边以腹板为中心沿各侧分布。其中,腹板面可能为普通或带有下陷的平面、曲面;弯边以外弯边或弯边孔的形式分布于腹板周围,经常带有下陷。从加工成形角度将弯

边进一步拆分,可视为受弯部分和旋转部分的规律性组合。通过对国内某航空制造企业的实地调研,收集航空制造工程中常见的飞机框肋类零件模型,归纳零件间共有的形状和结构,初步将飞机框肋类零件基础结构分为腹板、弯曲和墙体三类(见图1)。各类结构具有以下特点:

- 1) 两侧对应。因飞机框肋类零件的薄壁性质,各结构均由零件两侧表面构成。从面的角度看,两侧表面均由一个或多个相邻的面构成,但两侧表面互不相邻,其距离处处相等且等于零件壁厚。
- 2) 相互独立。各结构间同侧表面相互独立,亦即各结构间不存在公共面。
- 3) 相互邻接。相邻的结构在同一侧表面之间存在公共边。

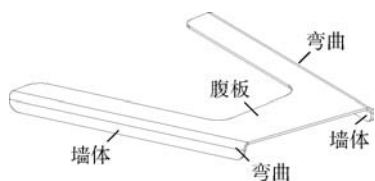


图1 飞机框肋类零件基础结构

Fig. 1 Basic structure of aircraft sheet metal parts

1.2 特征模型

基于零件 B-rep 信息,给出飞机框肋类零件基础特征的通用表示方法,构建零件几何信息与后续零件制造的映射关系。

1.2.1 广义面

基础特征的一侧表面一般由一个拓扑面或一组拓扑面构成,且当由一组拓扑面表示时,各拓扑面间将满足一定的邻接关系。因此,为更好地描述特征的单侧组成面,本文提出广义面概念并对相关术语展开介绍。广义面用于描述一组具有特定特征或功能的面,其定义如下:

定义1 广义面是拓扑面和组合面的统称,可进一步定义为

- 1) 拓扑面,指在一个独立定义的几何面上具有确定边界的一个连通区域,简称面,用 f 表示。
- 2) 组合面,由一组相邻(即具有公共边)的拓扑面或其他组合面构成,用 F^c 表示。

拓扑面 f 是构成任意体的表面和表面特征的原子单元,且在数学和 CAD 中已有有效的定义和表达方法;组合面 F^c 本质上是由一组邻接广义面构成的无向图,即

$$F^c = (V, E)$$

式中: $V = \{F_i^s | i = 1, 2, \dots, n\}$; $E = \{E_{ij}(F_i^s, F_j^s) | i, j = 1, 2, \dots, n\}$ 。其中: F_i^s 为一广义面, E_{ij} 为

广义面 F_i^g 与 F_j^g 间的公共边集。常见组合面如图 2 所示。

进一步给出对广义面上边、环等相关几何属性定义如下:

定义 2 设 F^g 为一广义面, e 为其上一条边, 若 e 为 F^g 内 2 个面的公共边, 则称 e 为 F^g 的一条内边; 否则, 称 e 为 F^g 的一条外边。

定义 3 设 F^g 为一广义面, 若 l 为由 F^g 上的一组外边封闭轮廓, 则称 l 为 F^g 的一个环。 l 上各边沿面环方向依次连接, 即沿体外法矢站立于环上一点, F^g 永远位于左侧, 并将此连接顺序称为环的方向。

根据环方向向与法矢间关系, 可将广义面中的环(见图 3)分为

- 1) 外环: 二者形成“右旋”关系, 用 l_{ou} 表示。
- 2) 内环: 二者形成“左旋”关系, 用 l_{in} 表示。
- 3) 端环: 二者形成“交叉”关系, 用 l_{en} 表示。

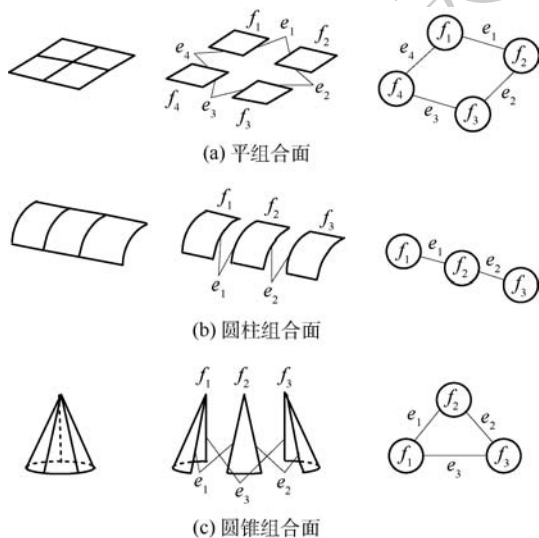


图 2 常见组合面

Fig. 2 Common composite faces

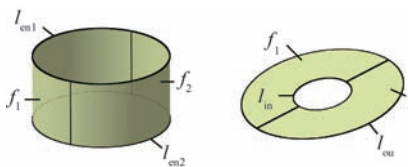


图 3 广义面环

Fig. 3 Loops in generic faces

1.2.2 特征表示方法

基础特征应由零件两侧相关几何信息构成。为方便叙述, 将零件任一侧表面称为正侧, 另一侧称为反侧, 设 Fea 为飞机框肋类零件基础特征, 将以巴科斯-诺尔范式 (Backus-Naur Form, BNF) 表示如下:

$\langle Fea \rangle ::= (\langle type \rangle, \langle F^+ \rangle, \langle F^- \rangle)$

$\langle type \rangle ::= (\langle Web \rangle | \langle Bend \rangle | \langle Wall \rangle)$

其中: $type$ 为特征类型, 分为腹板 Web 、弯曲 $Bend$ 和墙体 $Wall$; F^+ 和 F^- 分别为构成特征的正、反两侧特征面。特征面的本质为由一个或多个拓扑面构成的广义面, 见图 4。

根据以上定义, 可将整个零件数模分割为一系列基础特征的组合。为描述特征间满足的邻接关系, 构建以基础特征为顶点, 以特征邻接属性为边的无向图, 见图 5。

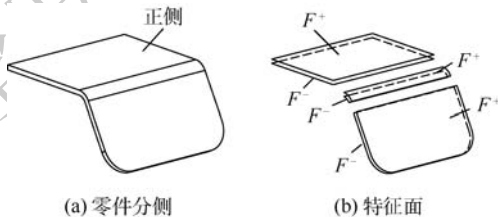


图 4 基础特征

Fig. 4 Basic feature

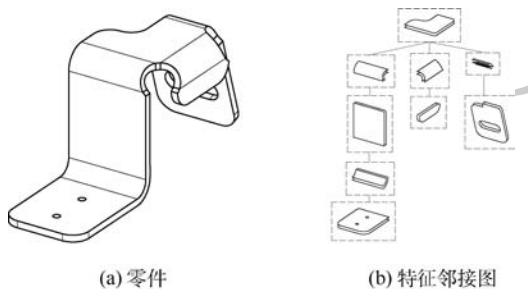


图 5 飞机框肋类零件基础特征邻接图

Fig. 5 Adjacency graph of aircraft sheet metal part's basic features

2 基于同侧面的特征识别算法

从基础特征模型定义出发, 在分析特征零件结构及特征属性的基础上, 基于同侧面识别方法对飞机框肋类零件基础特征的自动识别方法展开研究, 下面对其识别算法和关键技术进行阐述。

2.1 识别原理

本文零件基础特征的特征面均位于零件两侧。为避免在特征识别过程中不相关几何信息的计算, 减少零件数模中拓扑面的搜索范围以提升特征识别效率, 在识别过程中将零件模型分割为正、反两侧, 分别计算两侧几何信息后进行特征构造。由此, 本文在广义面概念的基础上提出零件同侧面模型以表示零件一侧的几何信息, 并基于同侧面构建方法实现飞机框肋类零件的基础特征识别。首先给出同侧面的定义如下:

定义 4 在零件三维模型中, 将零件同一侧

所有邻接广义面构成的组合面称为零件同侧面。其中,各广义面称为同侧面单元。根据各同侧面单元的作用,将它们分为以下两类:

- 1) 关键面,指零件腹板特征的特征面,对应腹板特征面。
- 2) 关联面,为零件同侧面中除关键面外的其他所有广义面的统称,各广义面分别对应基础特征的特征面。
- 为便于标识,将与关键面邻接的关联面称为 1 级关联面,与一级关联面邻接的关联面称为 2 级关联面……以此类推,将以 $n - 1$ 级关联面邻接的关联面称为 n 级关联面。分析各子面可知,

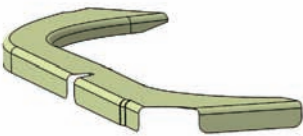
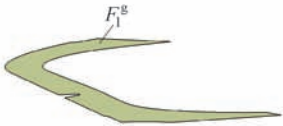
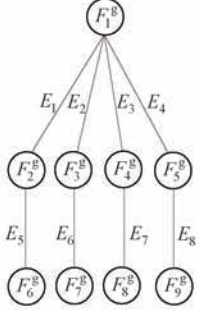
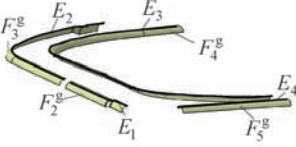
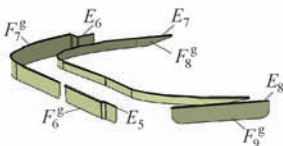
零件任一侧同侧面中关键面对应腹板特征面,奇数级关联面对应弯曲特征面,偶数级关联面对应墙体特征面(如表 1 所示)。

根据飞机框肋类零件特点,易知零件的两侧同侧面存在以下性质:

性质 1 设 F_+^s 、 F_-^s 为飞机框肋类零件数模 m 的两同侧面,任取一同侧面单元 F_+^s ,存在 F_-^s 与其构成飞机框肋类零件某一结构特征的两侧。

由此,为两同侧面各单元添加对应关系并进行特征构造。将以输入的腹板面构造的特征称为关键特征,将以一特征级数 n 为同侧面单元对构造的基础特征称为 n 级关联特征。

表 1 零件同侧面
Table 1 Same-side faces of parts

同侧面	同侧面单元	示意图	拓扑关系
	关键面		
	1级关联面		
	2级关联面		

2.2 算法流程

基于以上原理建立基础特征识别算法,其识别思路为:首先,以零件的 STEP 数据作为作为原始数据构建零件属性邻接图,通过面、边属性的计算,对属性邻接图中各元素进行属性赋值;其次,以腹板两侧特征面为输入,由正、反两侧逐级识别并构建同侧面;最后,将两侧同侧面单元进行逐级匹配,以此构造基础特征并构建特征图(见图 6)。

其中,属性邻接图构建、有效邻面识别、关联面完整识别、同侧面单元匹配构成该算法的关键技术,下面进行详细阐述。

2.3 关键技术

2.3.1 零件属性邻接图构建

属性邻接图 (Attributed Adjacency Graph, AAG) 由 Joshi 和 Chang^[3] 首次提出,形成了基于

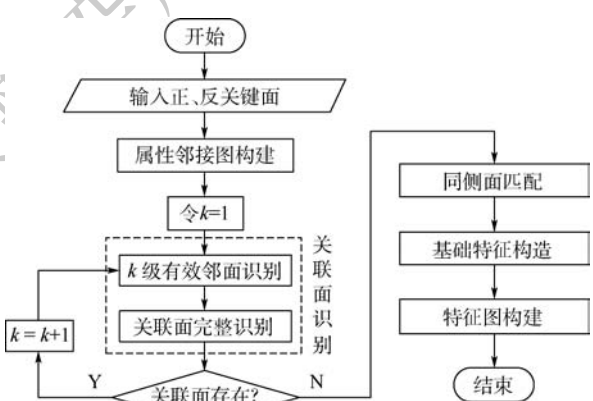


图 6 基础特征识别算法流程图
Fig. 6 Flowchart of basic feature recognition algorithm

图的特征识别方法。该方法从零件中提取边界表示信息,表示为以拓扑面为图顶点,以公共边为图边的图结构,形式为

$$G = (V_f, E_e)$$

其中: V_f 和 E_e 分别为邻接图顶点的集合和边的集合,邻接图任一顶点对应零件模型上的一个拓扑面,拓扑面间的邻接关系由公共边表示。

为满足特征识别过程中几何信息提取的实际需求,完整的属性邻接图构建还需包含拓扑面邻接图中各顶点和边的属性信息,即面属性和边属性,下面对其计算方法展开叙述。

1) 面属性计算

面属性计算即计算邻接图中各顶点的属性。拓扑面共有的属性一般有几何类型、面积、轮廓周长等,其中几何类型是基本属性,也是特征识别过程中拓扑面间相互区分或合并的主要标志之一。

本文研究以 CATIA V5 为软件平台,该软件将三维模型拓扑表面的几何类型描述为平面 (CATPlane)、二次曲面和 Nurbs 曲面 (CATNurbs-Surface),二次曲面包括圆柱面 (CATCylinder)、圆环面 (CATTorus)、圆锥面 (CATCone) 和球面 (CATSphere)。零件表面由大量拓扑面构成,通过几何方法计算各面的几何类型将耗费大量时间,因此获取软件所描述的面几何类型直接作为零件属性邻接图的顶点属性。

2) 边属性计算

边属性主要可分为边的曲线类型、边凹凸性、几何连续性等。其中,边凹凸性可作为划分同侧面单元间边界的依据;几何连续性可作为碎面识别和界定两侧几何信息范围的依据。下面对两类属性计算方法进行介绍。

如图7所示,设面 f_1 和 f_2 为两邻接拓扑面,边 e 为 f_1 和 f_2 的公共边,点 p 为 e 上任一点。在点 p 处创建 e 的法平面,分别与 f_1 、 f_2 相交生成交

线 l_1 与 l_2 ,向量 v_{n1} 、 v_{n2} 为 l_1 与 l_2 在点 p 处切矢(方向默认为由 l_1 指向 l_2), l_1 和 l_2 在 p 点处的曲率为 κ_1 、 κ_2 , l_1 和 l_2 在 p 点处的曲法向(指向曲率圆圆心)为 $v_{\beta1}$ 、 $v_{\beta2}$,向量 v_{n1} 、 v_{n2} 为 f_1 和 f_2 在点 p 处的体外法矢。 v_{n1} 为 f_1 上 e 在点 p 处的切矢,方向与 f_1 环边一致(即沿 f_1 体外法矢方向站立并朝向 v_{n1} 方向时, f_1 位于左侧)。 e 在点 p 处的几何连续性判定规则如下:

①若 $v_{n1} \neq v_{n2}$,则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为 G^0 连续点。

②若 $v_{n1} \parallel v_{n2} \wedge \kappa_1 \neq \kappa_2$,则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为 G^1 连续点。

③若 $v_{n1} \parallel v_{n2} \wedge \kappa_1 = \kappa_2$,则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为 G^2 连续点。

基于邻接边上点的几何连续性关系,进一步给出邻接边的几何连续性规则:

①若 $\forall p, p \in e, p$ 为 G^0 连续点,则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的 G^0 连续边。

②若 $\forall p, p \in e, p$ 为 G^1 连续点,则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的 G^1 连续边。

③若 $\forall p, p \in e, p$ 为 G^2 连续点,则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的 G^2 连续边。

④否则,若边 e 上至少存在两点 p 、 q 属于不同的几何连续点,则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的复杂连续边。

边 e 上点 p 的凹凸性判定方法如下:

①若 $v_{n1} \neq v_{n2} \wedge ((v_{n1} \times v_{n2}) \cdot v_{n1} < 0)$,则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为凹点。

②若 $v_{n1} \neq v_{n2} \wedge ((v_{n1} \times v_{n2}) \cdot v_{n1} > 0)$,则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为凸点。

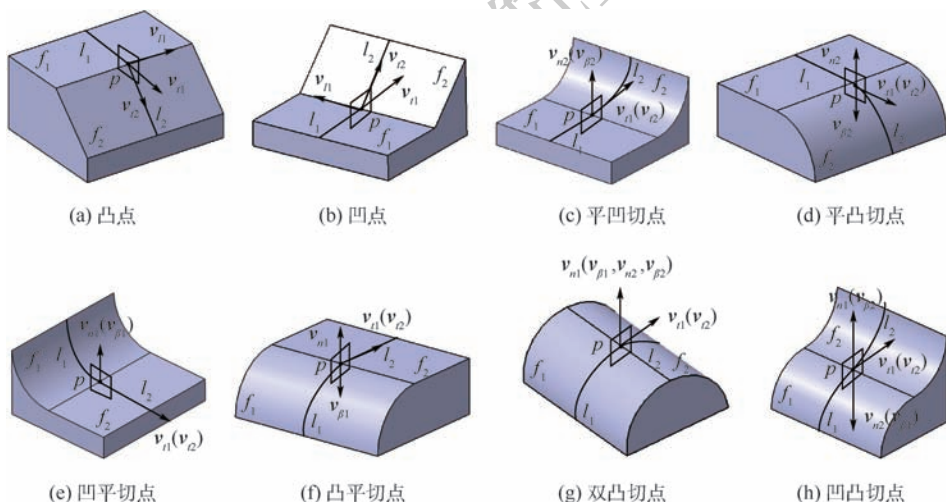


图7 边凹凸性计算

Fig. 7 Calculation of edge's concavity-convexity

③若满足: $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge |\kappa_1 - 0| < \delta \wedge (\kappa_2 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n2} \cdot \mathbf{v}_{\beta 2} > 0)$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为平凹切点, δ 为计算精度。

④若满足: $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge |\kappa_1 - 0| < \delta \wedge (\kappa_2 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n2} \cdot \mathbf{v}_{\beta 2} < 0)$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为平凸切点。

⑤若 $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge |\kappa_1 - 0| < \delta \wedge |\kappa_2 - 0| < \delta$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为平平切点。

⑥若满足: $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge (\kappa_1 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n1} \cdot \mathbf{v}_{\beta 1} > 0) \wedge (\kappa_2 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n2} \cdot \mathbf{v}_{\beta 2} > 0)$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为双凹切点。

⑦若满足: $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge (\kappa_1 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n1} \cdot \mathbf{v}_{\beta 1} < 0) \wedge (\kappa_2 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n2} \cdot \mathbf{v}_{\beta 2} < 0)$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为双凸切点。

⑧若满足: $\mathbf{v}_{i1} // \mathbf{v}_{i2} \wedge (\kappa_1 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n1} \cdot \mathbf{v}_{\beta 1} > 0) \wedge (\kappa_2 > 0 \wedge \mathbf{v}_{n2} \cdot \mathbf{v}_{\beta 2} < 0)$, 则称面 f_1 与 f_2 在点 p 处为凹凸切点。

基于邻接边上点的凹凸关系, 进一步给出邻接边的凹凸关系判定规则, 对于边 e , 其上点 p 处的凹凸性判断如下:

①若 $\forall p, p \in e, p$ 为凹点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的凹边。

②若 $\forall p, p \in e, p$ 为凸点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的凸边。

③若 $\forall p, p \in e, p$ 为平凹切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的平凹切边。

④若 $\forall p, p \in e, p$ 为平凸切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的平凸切边。

⑤若 $\forall p, p \in e, p$ 为平平切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的平平切边。

⑥若 $\forall p, p \in e, p$ 为双凹切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的双凹切边。

⑦若 $\forall p, p \in e, p$ 为双凸切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的双凸切边。

⑧若 $\forall p, p \in e, p$ 为凹凸切点, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的凹凸切边。

⑨若边 e 上至少存在两点 p, q 属于不同的凹凸类型, 则称边 e 为面 f_1 与面 f_2 的复杂凹凸边。

由以上判定方法可知, 边凹凸性和几何连续性的判定需计算公共边处无数个点处的属性。为减少计算量, 本文采用预设的参数对公共边曲线进行等参数采样, 计算各个采样点处的边属性后公共边的属性进行综合判断。

2.3.2 有效邻面识别

为方便描述, 在通过某已知同侧面单元扩展

识别邻接新同侧面单元的过程中, 将已知同侧面单元称为主面, 新同侧面单元称为侧位面。

有效邻面是同侧面识别过程中, 属于侧位面且与主面存在公共边的拓扑面。因此, 基于已确定的主面, 通过边属性分析对构成侧位面的拓扑面进行关联查找, 即为有效邻面。其关键步骤为

步骤1 提取主面内、外环边, 以边凹凸性为依据, 对环边进行分组。该步骤的目的为将属于同一关联面的环边置为一组。分组规则如下:

规则1 非切线边分组。设零件模型属性邻接图为 $G = (V_f, E_c)$, e_1, e_2 分别为主面 F^s 上两条邻接边, 若 e_1 和 e_2 同为 G^0 连续边且凹凸性相同, 将其置为一组。

规则2 切线边分组。设零件模型属性邻接图为 $G = (V_f, E_c)$, e_1, e_2 分别为主面 F^s 上2条邻接边, 若 e_1 和 e_2 同为 G^1 连续边且凹凸性相同, 将其置为一组。

步骤2 以各组边为单位从主面的所有邻接拓扑面中识别有效邻面, 识别规则如下:

规则3 有效邻面识别。设零件模型属性邻接图为 $G = (V_f, E_c)$, $\{e_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为主面 F^s 上的一组边, $\{f_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为 F^s 的一组邻接面且分别以 $\{e_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为公共边, 若 $\{e_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为切边组, 则 $\{f_i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为 F^s 的一组有效邻面。

2.3.3 关联面完整识别

同侧面识别中, 将组成关联面的拓扑面称为该关联面的子面。有效邻面识别的结果仅构成目标关联面的子集。欲保证同侧面单元识别的完整性, 需通过一定规则对关联面进行完整识别。缺失的子面主要分为过渡面和碎面两类, 下面进行详细阐述。

1) 过渡面

零件数模中, 描述弯边中弯曲部分的关联面一般由一组圆柱面构成。由于主面相邻边不一定相切, 相邻圆柱面间一般存在一张曲面作为过渡, 本文将其称为过渡面。过渡面与两圆柱面间分别存在公共边, 且与主面存在公共点, 其拓扑结构如图8所示。由此, 在有效邻面识别结果基础上, 利用过渡面判断方法计算缺失的过渡面。其中, 过渡面的判断方法如下:

规则4 过渡面判断。设拓扑面集 $F = \{f_i | i = 1, 2, \dots, n\}$ 为广义面 F^s 的一组有效邻面, 若存在拓扑面 f 使得: ① f 与 F^s 存在公共点; ② 存在 f_m, f_n 属于 F , 且 f 与 f_m, f_n 间均存在公共边, 则 f 为过渡面。

2) 碎面

飞机框肋类零件数模表面经常出现若干组呈“细碎状”的曲面片,各面片间存在直接或间接的拓扑邻接关系,单个面片的面积一般比较小,且形状大多不规则,技术人员一般形象地将其称为“碎面”。各曲面片原本可由一张完整曲面表示,因 CAD 系统间模型格式转换、不规范的建模顺序、过多的曲面裁剪等操作导致碎面缺陷的产生。在光顺曲面中,曲面内部通常满足 G^2 以上连续性。由此易知,碎面缺陷中各面片具有一致的几何类型,且于面内部和公共边界处均满足 G^2 以上连续性。结合 1.2.1 节广义面相关定义,对飞机框肋类零件数模碎面缺陷做出如下定义:

定义 5 对飞机框肋类零件数模表面由一组面组成的组合面 F^e ,若其子面 $f_i (i=1,2,\dots,n)$ 理论上属于同一张完整曲面,且同时满足:①各子面具有相同几何类型;②各子面在公共边界处具有 G^2 及以上连续性,则称 $f_i (i=1,2,\dots,n)$ 构成一个碎面缺陷,且单个面 f_i 称为碎面,见图 9。

基于以上分析,提出碎面的识别方法,其思路与同侧面构建算法大致相同,计算原理如下:

利用碎面判断方法,以一级子面为基准,计算出二级子面……以 k 级子面为基准,计算 $k+1$ 级子面,依次逐步计算出所有子面,最后实现关联面完整识别。其中,碎面的判断规则如下:

规则 5 碎面判断。设 $F = \{f_i | i=1,2,\dots,n\}$ 为一组子面,若存在一拓扑面 f 使得 f 与 F 中某子面相邻且满足 G^2 以上连续性,则 f 为碎面。

拓扑面间连续性的判断依据可直接由零件的属性邻接图获取。将有效邻面与过渡面组成的集合称为所求关联面的一级子面,以一级子面为基

础计算出的所有子面,称为二级子面……以 $n-1$ 级子面为基础计算所得的所有子面,称为 n 级子面。

2.4 同侧面单元匹配

经提取构建后的两侧同侧面应为两张独立的、结点和边个数均相等的图,采用图的遍历方式关联正、反同侧面中各结点,形成一张完整的零件基构特征图。匹配规则如下:

规则 6 同侧面单元匹配。设 F_1^s, F_2^s 为飞机框肋类零件数模 m 的两同侧面,同侧面单元 $F_1^s \in F_1^s, F_2^s \in F_2^s$,取拓扑面 $f \in F_1^s$ 上一点 p 处沿面内法矢作射线 l ,若满足:① F_1^s 和 F_2^s 为同级同侧面单元;② l 与 F_2^s 相交于点 q ,且 p, q 两点距离 d 与零件厚度 t 满足 $|d-t| < \delta$ (δ 为计算精度),则 F_1^s 与 F_2^s 匹配。

3 算法实现及测试

利用专业开发工具对本文研究内容进行开发,形成“飞机框肋类零件基础特征快速识别程序”。程序的运行方式为:输入框肋类零件 STEP 文件,由用户分别交互选择零件两侧一个或多个拓扑面作为两侧同侧面的关键面,再由程序对零件自动进行属性邻接图构建、同侧面构建、同侧面单元匹配和特征构造后,最终输出零件基础特征图。

本文首先以带弯边的零件作为测试对象进行基础特征识别。如图 10(a) 所示,框肋类零件尺寸为 $711 \text{ mm} \times 240 \text{ mm} \times 55 \text{ mm}$,主要包含弯边、普通孔、切口、唇孔等特征。其基础结构数量多,零件表面几何数据较为丰富,因此具有典型性。经统计,该零件的基础结构构成为:腹板 1 个、弯曲 28 个、墙体 34 个;两侧同侧面构成为:关键面 1 个、1 级关联面 14 个、2 级关联面 14 个、3 级关联面 11 个、4 级关联面 20 个,且两侧同侧面单元一一对应。运行本程序对零件正反两侧同侧面进行识别,识别结果如图 10(b) 所示,其中:橙色广义面为关键面,绿色广义面为奇数级关联面,黄色广义面为偶数级关联面,识别结果数据统计如表 2 所示。

由图 10(b) 和表 2 数据可知,该测试实例识别结果有效且正确。但由于零件中不存在过渡面和碎面缺陷,为验证算法中关联面完整识别部分的正确性和有效性,采用图 11(a) 所示零件进行补充测试。经统计,该钣金零件基础结构构成为:腹板 1 个、弯曲 3 个、墙体 3 个;两侧同侧面构成

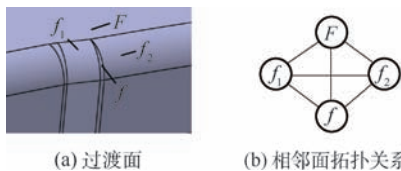


图 8 过渡面及与相邻面拓扑关系

Fig. 8 Transitional surface and its topological relation with adjacent surfaces

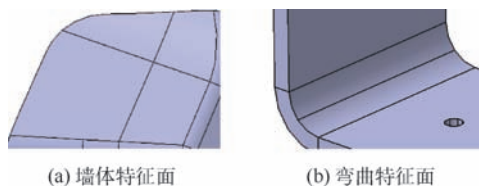


图 9 零件碎面

Fig. 9 Fragmentary faces of part

为:关键面 1 个、1 级关联面 3 个、2 级关联面 3 个。运行本程序对零件基础特征进行识别,识别结果如图 11(b)所示,图中各同侧面单元着色方式与图 10 相同,识别结果数据统计如表 3 所示。由数据可知,该测试实例对过渡面和碎面缺

陷的识别结果有效且正确。值得指出的是,根据加工工艺过程,零件中原则上应有 3 个弯边,即对应 3 个弯曲结构,但其中 2 个弯曲结构在零件中具有连接部分,因此被视为同属于一个弯曲结构,连接部分被视为过渡面。

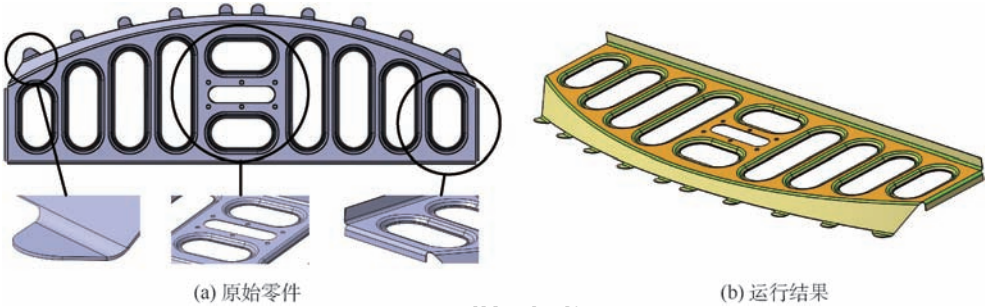


图 10 测试对象 1 及运行结果

Fig. 10 Test part 1 and test result

表 2 测试对象 1 基础特征识别结果统计

Table 2 Statistics of basic feature recognition results for test part 1

识别结果	关键特征		1 级关联特征		2 级关联特征		3 级关联特征		4 级关联特征	
	正	反	正	反	正	反	正	反	正	反
总数	1	1	14	14	14	14	11	11	20	20
正确			14	14	14	14	11	11	20	20
错误			0	0	0	0	0	0	0	0
正确率/%			100	100	100	100	100	100	100	100

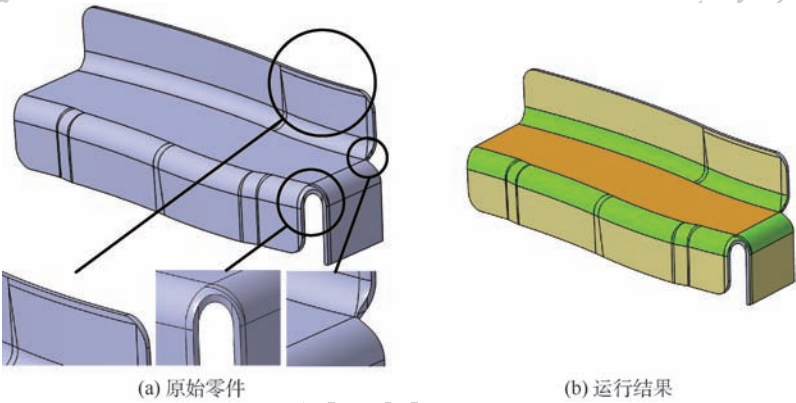


图 11 测试对象 2 及运行结果

Fig. 11 Test part 2 and test result

表 3 测试对象 2 基础特征识别结果统计

Table 3 Statistics of basic feature recognition results for test part 2

识别结果	关键特征		1 级关联特征		2 级关联特征		碎面缺陷		过渡面	
	正	反	正	反	正	反	正	反	正	反
总数	1	1	2	2	3	3	3	2	3	3
正确			2	2	3	3	3	2	3	3
错误			0	0	0	0	0	0	0	0
正确率/%			100	100	100	100	100	100	100	100

4 结 论

本文为解决飞机框肋类零件基础特征识别与提取问题,在总结零件结构特点的基础上提出了基于同侧面的基础特征识别算法。研究取得的具体结果如下:

1) 研究和定义了飞机框肋类零件基础特征,并将零件表示为一组基础特征的组合。

2) 提出和建立了基于同侧面的飞机框肋类零件基础特征识别技术,为零件后续的制造及工装设计等生产流程提供数据支撑。

3) 针对飞机框肋类零件中存在的碎面缺陷给出了其定义与识别方法,提升了特征识别准确性。

4) 经实例测试表明,该算法能较好地对零件基础特征进行识别与提取,结果完整、合理。

参考文献 (References)

- [1] BABIC B, NESIC N, MILJKOVIC Z. A review of automated feature recognition with rule-based pattern recognition[J]. Computers in Industry, 2008, 59(4): 321-337.
- [2] HENDERSON M R, ANDERSON D C. Computer recognition and extraction of form features: A CAD/CAM link[J]. Computers in Industry, 1984, 5(4): 329-339.
- [3] JOSHI S, CHANG T C. Graph-based heuristics for recognition of machined features from a 3D solid model[J]. Computer-Aided Design, 1988, 20(2): 58-66.
- [4] MAREFAT M, KASHYAP R. Geometric reasoning for recognition of three-dimensional object features[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1990, 12(12): 949-965.
- [5] PRABHAKAR S, HENDERSON M R. Automatic form-feature recognition using neural-network-based techniques on boundary representations of solid models[J]. Computer-Aided Design, 1992, 24(7): 381-393.
- [6] NIU Z, MARTIN R R, LANGBEIN F C, et al. Rapidly finding CAD features using database optimization[J]. Computer-Aided Design, 2015, 69(C): 35-50.
- [7] WANG Q, YU X. Ontology based automatic feature recognition framework[J]. Computers in Industry, 2014, 65(7): 1041-1052.

- [8] ZHANG R Z, ZHOU X H, QIU Y J. Graph and hint based algorithm for machining feature automation recognition and mapping[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University (Science), 2009, 14(5): 574-579.
- [9] BASSI R, REDDY N V, BEDI S. Automatic recognition of intersecting features for side core design in two-piece permanent molds[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2010, 50(5-8): 421-439.
- [10] GUPTA R K, GURUMOORTHY B. Classification, representation, and automatic extraction of deformation features in sheet metal parts[J]. Computer-Aided Design, 2013, 45(11): 1469-1484.
- [11] LIU Z J, LI J J, WANG Y L, et al. Automatically extracting sheet-metal features from solid model[J]. Journal of Zhejiang University-Science B (Biomedicine & Biotechnology), 2004, 5(11): 1456-1465.
- [12] SHUNMUGAM M S. Processing of 3D sheet metal components in STEP AP-203 format. Part I: Feature recognition system[J]. International Journal of Production Research, 2009, 47(4): 941-964.
- [13] SHUNMUGAM M S. Processing of 3D sheet metal components in STEP AP-203 format. Part II: Feature reasoning system[J]. International Journal of Production Research, 2009, 47(5): 1287-1308.
- [14] 张天阳,周敏,郑国磊. 飞机结构件三维设计模型质量检测技术与开发[J]. 机械工程与自动化, 2018(1): 55-57.
ZHANG T Y, ZHOU M, ZHENG G L. Research on technology of model quality inspection for aircraft structural parts[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2018(1): 55-57 (in Chinese).
- [15] 张聪聪,张树生,黄瑞,等. 飞机结构件三维 CAD 模型缺陷识别方法[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(9): 2099-2106.
ZHANG C C, ZHANG S S, HUANG R, et al. Detecting defects method of 3D aircraft-structure model[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(9): 2099-2106 (in Chinese).

作者简介:

汤志鸿 男,硕士。主要研究方向:CAD/CAM。

郑国磊 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:智能CAD、工装智能设计。

郑艺玮 男,学士。主要研究方向:CAD/CAM。

Automatic recognition and extraction algorithm for basic features of aircraft sheet metal parts

TANG Zhihong, ZHENG Guolei*, ZHENG Yiwei

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aircraft sheet metal part is an important part of the aircraft structure, which has the characteristics of large quantity and shape variety. The time consumed in the production process of aircraft sheet metal parts occupies a large proportion in the process of aircraft development. Current production process through the functions provided by the existing CAD software cannot meet the requirements of modern aircraft design and manufacture in terms of efficiency and quality. Research and development of relevant automatic design and manufacturing system for aircraft sheet metal parts have become an urgent demand. Recognition and extraction of basic features of parts based on B-rep model are the basis and premise for subsequent related process planning and manufacturing. Aimed at this, this paper proposes the basic feature model of parts and presents a feature recognition algorithm based on same-side face. That is, with the STEP data as input, the web faces on both sides of parts are selected. Using the methods of attribute adjacency graph (AAG) construction, effective-adjacent faces recognition and complete recognition of the correlative faces, the correlative faces at all levels are recognized step by step to construct the same-side faces on both sides. Finally, the basic features and their adjacency graph are constructed by matching of the same-side unit. In order to ensure the integrity of feature faces, the definition and recognition method of fragmentary face defects in 3D part model are presented. Examples are given to illustrate the feasibility and effectiveness of the approach.

Keywords: digital manufacturing; aircraft sheet metal part; feature recognition; solid model; feature representation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0464

一种混合粒度奇偶校验故障注入检测方法



王沛晶^{1,2}, 刘强^{1,2,*}

(1. 天津大学 微电子学院, 天津 300072; 2. 天津市成像与感知微电子技术重点实验室, 天津 300072)

摘 要: 为了实现高效的抗故障注入攻击,提出了一种混合粒度奇偶校验故障注入检测方法。传统奇偶校验检测方法为每 n 比特设置一个奇偶位,表示该 n 比特的奇偶性。随着 n 的减小,奇偶位个数增加,资源消耗增加,检测率提高。为了实现故障检测率和资源消耗的折中,对电路故障注入敏感部分或关键部分处理的数据采用细粒度奇偶校验(即 n 值较小),对其他部分采用粗粒度奇偶校验。以 RC5 加密算法为例,阐述了混合粒度奇偶校验故障检测方法的原理和应用,并对不同粒度奇偶校验方法的故障检测率及资源使用进行了理论分析。实验结果表明,与整个 RC5 电路都采用字($n = 32$ bit)奇偶校验相比,混合粒度奇偶校验故障注入检测方法可以提高故障检测率 29.44%,仅增加资源消耗 2.48%。

关 键 词: 奇偶校验;混合粒度故障检测;故障检测率;故障注入攻击;现场可编程门阵列(FPGA)

中图分类号: TN407

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0821-06

抗故障注入攻击技术^[1]可以保护电路芯片免受恶意攻击,保证芯片内部数据的安全。常用的抗故障注入攻击技术可以分为物理隔离和故障检测两种。通过封装干扰、金属层屏蔽,物理隔离技术可以抵抗光、电磁、重离子束等故障注入攻击^[2]。故障检测技术主要包括环境监测技术^[3]和冗余计算技术^[4]。环境监测技术利用电压传感器、光传感器等监测芯片物理环境的变化,进而检测电压、激光等故障注入攻击^[5]。冗余计算技术使用额外的硬件或者功能检测电路是否被注入故障,包括空间冗余、时间冗余和信息冗余^[6]。

空间冗余通过额外的硬件来检测电路是否遭受攻击,引入额外的资源消耗。文献[7]对高级加密标准(Advanced Encryption Standard, AES)加密算法 S 盒采用基于自检测系统的双模冗余和基于投票器的三模冗余,所需资源分别为基本 S 盒的 1.8 倍和 2.5 倍。时间冗余通过重复执行程序

来检测瞬态故障或周期性故障,有很高的时间成本^[8]。信息冗余采用错误检测编码^[9-10],在数据中增加冗余信息进行故障检测,所需空间和时间成本较低。

常用的错误检测编码有奇偶校验码、循环冗余码等。文献[11]将奇偶校验码和循环冗余码应用于 RC5 加密算法的故障注入检测,实验结果显示,后者所需资源明显多于前者。然而,奇偶校验码存在无法检测偶数比特故障的缺陷。文献[12]将奇偶校验应用于 AES 加密算法的故障检测,结果表明,奇数比特故障的检测率为 100%,而 2 bit 和 4 bit 故障漏检率非常明显。文献[11,13]显示,字节奇偶校验可以获得高于字奇偶校验的故障检测率,但所需时间和资源均高于字校验。

基于上述问题,本文提出了一种基于混合粒度奇偶校验的故障注入检测方法。对电路故障注

收稿日期: 2018-08-03; 录用日期: 2018-09-14; 网络出版时间: 2018-11-14 15:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181113.1346.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61574099)

* 通信作者: E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

引用格式: 王沛晶, 刘强. 一种混合粒度奇偶校验故障注入检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 821-826.

WANG P J, LIU Q. Mixed-grain parity-code-based fault detection method against fault injection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 821-826 (in Chinese).

入敏感部分或关键部分处理的数据采用细粒度奇偶校验(即 n 值较小),对其他部分采用粗粒度奇偶校验。为了找到最佳粒度混合方案,以 $n = 32$ 、16、8、4 bit 的奇偶校验为例,进行了故障检测率及资源使用的理论分析,并给出混合粒度故障检测方法检测率及资源使用的计算公式。为了评估本文提出的故障注入检测方法,将其应用于 RC5 加密算法并在现场可编程门阵列(Field Programmable Gate Array, FPGA)上实现,同时采用时钟故障注入攻击技术进行攻击,分析了不同混合粒度故障检测方法的性能。

1 奇偶校验及 RC5 加密算法

1.1 奇偶校验故障检测原理

奇偶校验故障检测结构如图 1 所示,在原始电路基础上增加预测电路和比较电路。输入数据 x 通过原始电路得到其输出结果,并计算得出该结果的奇偶性 y 。输入数据 x 同时通过预测电路得到输出结果奇偶性的理论值 p 。 y 和 p 通过比较电路得出比较结果,若二者一致,则认为原始电路输出正确,否则原始电路有故障注入。

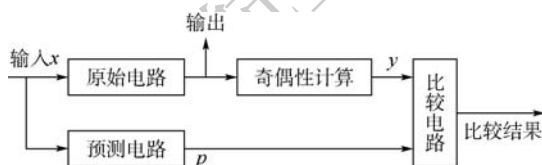


图 1 奇偶校验故障检测结构

Fig. 1 Parity-code-based fault detection architecture

1.2 RC5 加密算法原理

RC5 分组密码算法^[14]由于其较高的灵活性、运算简洁性和出色的安全性能等优势,非常适合网络数据流、无线传感网络等加密应用。RC5 算法的块长 w (以比特表示的字的大小,通常取 16、32、64 bit)、密钥长度 b (常取 0 ~ 255 Byte)、运算轮数 r (取值范围 0 ~ 255)均为可变参数^[15]。这些参数能被调整以满足不同的安全目的和性能。

RC5 算法加密时,对 2 个 w 字长的数据进行处理,加密过程如下:

$$A = A + S_0$$

$$B = B + S_1$$

for $i = 1$ to r

$$A = ((A \oplus B) \lll B) + S_{2i}$$

$$B = ((B \oplus A) \lll A) + S_{2i+1}$$

其中:初始的 w 比特数据 A, B 表示一组待加密的明文,最终的 A, B 表示加密完成后的一组密文; S 序列表示由用户密钥扩展生成的加密密钥; $\lll$

表示循环左移。

2 混合粒度奇偶校验故障检测方法

2.1 基本思想

由于常用的字奇偶校验故障检测率较低,而字节奇偶校验资源占用较多,提出对电路不同部分采用不同粒度校验方法的混合粒度奇偶校验故障检测方法,以实现故障检测率及资源的折中。其基本思想为根据故障注入攻击特点,对电路中故障注入敏感部分或关键部分处理的数据采用细粒度奇偶校验,其他部分采用粗粒度奇偶校验。

2.2 RC5 加密算法混合粒度故障检测实现

以 RC5 加密电路为例阐述本文提出的混合粒度故障注入检测方法,选取 RC5 最常用的参数组合($w = 32$ bit, $b = 16$ Byte, $r = 12$ 轮)。该方法同样可以应用于其他加密电路及其他参数组合,不同加密电路中包括的运算操作不同,故预测模块中对奇偶性的预测方法不同;同一加密电路的不同参数组合其差别主要在于加密数据比特数及加密轮数,电路模块数不同,设计原理相同。在本设计中,为实现流水线的操作^[16],需要 13 组加密模块,加密模块 0 初始化输入明文,加密模块 1 ~ 12 完全相同,执行加密操作,如图 2 所示, A_0 表示明文 A 经加密模块 0 后的运算结果; P_{A_0} 表示数据 A_0 奇偶性实际值; p_{a_0} 表示数据 A_0 奇偶性理论值; T_{a_0} 表示 P_{A_0} 和 p_{a_0} 的比较结果;以此类推。。

根据混合粒度奇偶校验故障检测思想,对每个加密模块附加预测电路及比较电路。为了实现模块化设计,每个模块输出结果奇偶性的实际值和理论值的计算均在预测模块中完成。预测电路和比较电路同样采用流水线结构。每个预测模块可以采用不同粒度的奇偶校验。

2.3 RC5 故障检测预测电路设计

如 1.2 节所述,RC5 加密算法包括 3 个运算操作:加、异或和循环左移。基于这 3 个操作解释奇偶性的预测方法。

m 比特数据 A 的奇偶性 $p(A)$ 通过异或其相应的比特位得

$$p(A) = p(a_{m-1} \cdots a_1, a_0) = \bigoplus_{i=m-1}^0 a_i \quad (1)$$

2 个数的和的奇偶性通过异或 2 个加数的奇偶性、进位输入 C_{in} 及加法过程产生的所有进位 $C_{out}^{(i)}$ 得

$$p(A + B) = p(A) \oplus p(B) \oplus C_{in} \oplus \bigoplus_{i=m-1}^0 C_{out}^{(i)} \quad (2)$$

2 个数异或后的奇偶性由异或这 2 个操作数的奇偶性得

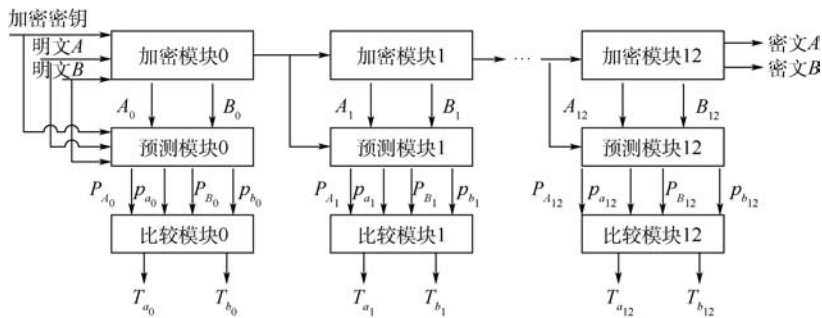


图 2 RC5 加密电路混合粒度故障检测实现

Fig. 2 Architecture of mixed-grain fault detection for RC5 encrypted circuit

$$p(A \oplus B) = p(A) \oplus p(B)$$

一个数循环左移 k 比特后奇偶性不改变

$$p(A \lll k) = p(A)$$

仅对其中的某些位进行奇偶校验时,计算更复杂。例如常用的字节校验,循环左移 k 比特后,每个字节奇偶性的计算如下:

$$p_h(A \lll k) = p_{h - (k/8) \bmod 4}(A \lll (k \bmod 8))$$

式中: h 为字节数。因此,只需考虑 $p_s(A \lll t)$, $0 \leq t \leq 7$ 即可:

$$p_s(A \lll t) = \bigoplus_{i=7}^0 a_{(8s-t+i) \bmod 32}$$

其中: $s = h - (k/8) \bmod 4$ 。

由上述分析可知,加和异或操作均需要 3 个寄存器来存储计算过程中数据的奇偶性,循环左移需要 2 个寄存器。越细粒度的奇偶校验,所需寄存器越多。

3 奇偶校验故障检测率及资源使用理论分析

为了在设计阶段找到最佳粒度混合方案,对不同粒度奇偶校验的故障检测率和资源使用进行理论分析。故障检测率为检测出的故障数占总故障数的百分比。在对故障检测率进行理论分析时,本文假设故障注入位置随机,不同比特故障出现的概率相等。

以 32 bit 数据为例,首先分别对 32、16、8 和 4 bit 的奇偶校验进行故障检测率理论分析。故障注入攻击可以引起 1、2、...、32 bit 的故障。根据数据组合原理,可得随机故障的总数为 $C_{32}^1 + C_{32}^2 + C_{32}^3 + \cdots + C_{32}^{31} + C_{32}^{32}$ 。32 bit 奇偶校验方法可以检测到所有奇数比特故障,即可以检测到的故障总数为 $C_{32}^1 + C_{32}^3 + C_{32}^5 + \cdots + C_{32}^{29} + C_{32}^{31}$,所以故障检测率为 50%。类似地,可分别计算出 16、8

和 4 bit 奇偶校验可检测出的故障总数,从而得出其故障检测率理论值,如表 1 所示。

在资源消耗理论分析方面,以 32 bit 数据采用 32 bit 奇偶校验为例进行分析。由 2.3 节可得,预测电路需要 8 个寄存器存储数据奇偶性;在比较电路中,需要 1 个寄存器来存储加密数据奇偶性实际值与理论值的比较结果。当采用 16、8 和 4 bit 校验方法时,由于奇偶位的增加,所需寄存器分别为 32 bit 校验方法的 2、4、8 倍,如表 2 所示。

在实际故障注入中,不同比特故障数出现的概率并不完全相等,根据电路不同部分对故障注入的敏感程度采用不同粒度奇偶校验,以实现高故障检测率、低资源消耗的混合粒度故障检测方法。

表 1 不同粒度校验方法故障检测率理论值

Table 1 Fault coverage in theory of multi-granularity detection methods	
不同比特奇偶校验/bit	故障检测率/%
32	50
16	75
8	93.75
4	99.60

表 2 不同粒度校验方法寄存器消耗理论值

Table 2 Register utilization in theory of multi-granularity detection methods		
不同比特奇偶校验/bit	寄存器数量	
	预测电路	比较电路
32	8	1
16	16	2
8	32	4
4	64	8

4 实验及结果分析

为了评估本文提出的故障注入检测方法,将

其应用于 RC5 加密算法并在 FPGA 上实现。通过布局布线后的时序仿真对电路进行时钟故障注入攻击,分析得出不同混合粒度故障检测方法的故障检测率及资源消耗。

4.1 时钟故障注入设置

时钟故障注入攻击在特定的时钟周期对电路注入故障,操作简单,易于实现。本实验先使电路工作在正常状态,之后不断缩小某一时时刻钟周期,如图 3 所示,通过不断增大 Δ 值实现,直到电路关键路径计算结果错误。继续缩小该时刻时钟周期,其他路径也将注入故障,直到电路中所有路径均有故障注入。

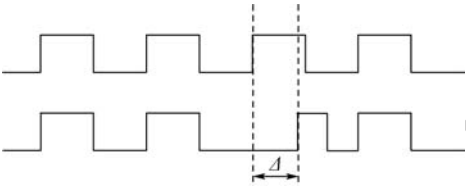


图 3 时钟故障注入示意图

Fig. 3 Schematic diagram of clock fault injection

4.2 混合粒度奇偶校验故障检测率及资源使用

对于时钟故障注入,传输延迟越大的路径越容易产生故障。因此,对电路进行时序分析得出不同路径的延迟时间,延迟时间较大的路径采用较细粒度的奇偶校验,延迟时间较小的路径采用较粗粒度的奇偶校验。混合粒度奇偶校验故障检测方法的故障检测率计算式为

$$D = d_c + (1 - d_c) \frac{\sum_i \beta_i d_i}{\sum_i \beta_i} \tag{7}$$

式中: D 为混合粒度故障检测方法故障检测率; d_c 为关键路径的故障检测率; d_i 为其他路径采用不同粒度奇偶校验的检测率,理论值如表 1 所示; β_i 为该校验方法在混合粒度故障检测方法中所占权重,对 β_i 进行如下定义:

$$\beta_i = \frac{\lambda_i}{\sum_i \lambda_i} \tag{8}$$

其中: λ_i 为不同路径的延迟。RC5 加密算法中,每一轮分别对 2 个数据进行操作,除关键路径外, i 的取值为 0 ~ 24。

资源使用的理论计算式为

$$R = \sum_j \gamma_j \tag{9}$$

式中: R 为混合粒度故障检测方法所占资源; γ_j 为不同粒度奇偶校验的资源使用, j 取值为 0 ~ 25。

根据 λ_i 对关键路径外的其他路径采用不同粒度奇偶校验方法,并根据上述理论对故障检测

率及资源进行评估,得出最优混合粒度奇偶校验检测方案。

4.3 结果分析

表 3 给出了对 RC5 加密电路进行时钟故障注入,在只考虑电路关键路径的情况下,不同粒度奇偶校验的故障检测率实际值。可见,实际值与表 1 中理论值相近。

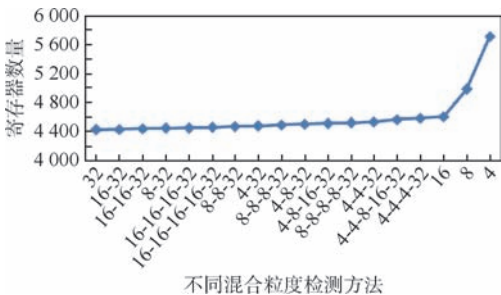
对图 2 所示 RC5 加密电路采用不同混合粒度奇偶校验,与传统奇偶校验故障检测方法进行比较,所需寄存器个数和故障检测率如图 4 和图 5 所示。传统奇偶校验对所有路径分别采用 32、16、8、4 bit 奇偶校验。针对时钟故障注入,混合粒度奇偶校验中延迟越大的路径,故障检测率在总故障检测率中所占比重越大。其中,关键路径的故障检测率起决定性作用。因此,按路径延迟降序排列,分析比较不同路径采用不同粒度校验方法时的故障检测率及资源使用情况,得出图 4 和图 5 中横坐标所列出的不同混合粒度检测方法。例如,标识为 32 的设计是电路所有路径均采用 32 bit 奇偶校验;标识为 16-32 的设计是关键路径采用 16 bit 而其他路径采用 32 bit 的奇偶校验;标识为 16-16-32 的设计是路径延迟时间最大的前 2 条路径采用 16 bit 奇偶校验,而其他路径采用 32 bit 奇偶校验;标识为 16-16-16-32 的设计是路径延迟最大的前 3 条路径采用 16 bit 奇偶校验,其他路径采用 32 bit 奇偶校验;以此类推。

由图 4 可见,寄存器数量随着奇偶位的增加而

表 3 不同粒度校验方法故障检测率实际值

Table 3 Fault coverage in practice of multi-granularity detection methods

不同比特奇偶校验/bit	故障检测率/%
32	51.92
16	73.97
8	89.24
4	96.28



不同混合粒度检测方法

图 4 不同混合粒度检测方法寄存器消耗值

Fig. 4 Register utilization of different mixed-grain detection methods

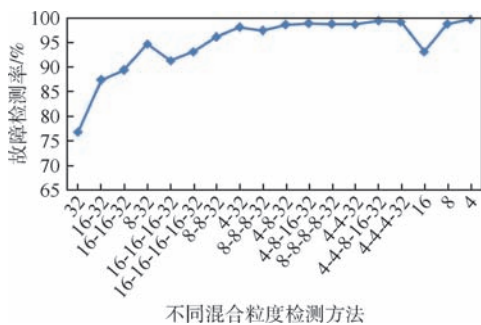


图5 不同混合粒度检测方法故障检测率

Fig.5 Fault coverage of different mixed-grain detection methods

不断增加,所有路径均采用4 bit 奇偶校验时,附加奇偶位最多,寄存器数量显著增加。由图5可知,按路径延迟降序排列,选取相同数目路径采取较细粒度奇偶校验时,关键路径附加奇偶位越多,电路故障检测率越高。如按路径延迟降序排列,对前3条路径所在模块采用不同粒度奇偶校验,其他模块采用32 bit 奇偶校验,即图中标识为16-16-16-32、8-8-8-32、4-8-16-32、4-4-4-32的混合粒度奇偶校验,其故障检测率分别为91.37%、97.54%、98.97%、99.33%。且关键路径采用相同粒度校验方法时,其余路径校验方法的选取对电路总故障检测率的影响较小。如关键路径采用4 bit 奇偶校验,其余路径选取不同粒度校验方法,即图中标识为4-32、4-8-32、4-8-16-32、4-4-32、4-4-8-16-32、4-4-4-32、4的混合粒度奇偶校验检测方法,其故障检测率分别为98.21%、98.70%、98.97%、98.79%、99.51%、99.33%、99.86%。4-8-16-32、4-4-4-32、4-4-8-16-32的混合粒度奇偶校验与所有路径均采用4 bit 奇偶校验相比,故障检测率分别相差0.89%、0.53%、0.35%,可以看出,路径延迟越小的路径,选取不同粒度奇偶校验时,故障检测率的差值越小。综合故障检测率及资源的折中,考虑对前4条路径采用细粒度奇偶校验即可。

综合图4和图5实验结果可知,整个电路都采用32 bit 奇偶校验时,故障检测率最低,为76.88%;所需资源最少,寄存器消耗为4427。整个电路都采用4 bit 奇偶校验时,故障检测率最高,为99.86%;所需资源也最多,寄存器数量为5719。按路径延迟时间降序排列,依次对前4条路径采用4、4、8、16 bit 奇偶校验,其他路径采用字校验的混合粒度奇偶校验检测方法检测率为99.51%,比全部采用4 bit 奇偶校验减小了0.35%,然而寄存器数量较4 bit 奇偶校验显著减小,为4537,减小了20.67%。该方法与全部采用

字校验相比,故障检测率提高29.44%,资源消耗仅增加2.48%。综上考虑,4-4-8-16-32的校验方法为混合粒度奇偶校验的最优方法。

5 结 论

本文提出一种基于混合粒度奇偶校验的故障注入检测方法,主要目标是实现高故障检测率、低资源占用。

1) 对电路故障注入敏感部分或关键部分处理的数据采用细粒度奇偶校验,对其他部分采用粗粒度奇偶校验,实现了故障检测率和资源的折中。

2) 为了得出不同粒度奇偶校验方法的特性,在设计阶段找到最佳粒度混合方案,分别对32、16、8、4 bit 的奇偶校验进行故障检测率及资源使用的理论分析,并给出混合粒度故障检测方法检测率及资源使用的计算公式。

3) 将本文提出的故障注入检测方法应用于RC5加密算法并在FPGA上实现,同时采用时钟故障注入攻击技术攻击该硬件电路。实验结果表明,按路径延迟时间降序排列,依次对前4条路径采用4、4、8、16 bit 奇偶校验,其他路径采用字校验的混合粒度故障检测方法为最优检测方法,检测率可达99.51%,和所有路径均采用字校验的方法相比,检测率提高了29.44%,寄存器数量仅增加2.48%。

参考文献 (References)

- [1] BARENGHI A, BREVEGLIERI L, KOREN I, et al. Fault injection attacks on cryptographic devices: Theory, practice, and countermeasures [J]. Proceedings of the IEEE, 2012, 100 (11): 3056-3076.
- [2] LIU Y N, ZHANG J, WEI L X, et al. DERA: Yet another differential fault attack on cryptographic devices based on error rate analysis [C] // 52nd ACM/EDAC/IEEE Design Automation Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015.
- [3] DUTERTRE J M, FOURNIER J J A, MIRBAHA A P, et al. Review of fault injection mechanisms and consequences on countermeasures design [C] // International Conference on Design & Technology of Integrated Systems in Nanoscale Era. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 5941421.
- [4] CHU J, BENAÏSSA M. Error detecting AES using polynomial residue number systems [J]. Microprocessors & Microsystems, 2013, 37(2): 228-234.
- [5] SONDON S, MANDOLESI P, JULIAN P, et al. Heavy-ion micro-beam use for transient fault injection in VLSI circuits [C] // International Conference on Plasma Sciences. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 7012614.
- [6] KOOLI M, NATALE G D. A survey on simulation-based fault

- injection tools for complex systems [C] // IEEE International Conference on Design & Technology of Integrated Systems in Nanoscale Era. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 6850649.
- [7] BENEVENUTI F, KASTENSMIDT F L. Evaluation of fault attack detection on SRAM-based FPGAs [C] // Test Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 7906747.
- [8] MESTIRI H, BENHADJYOUSSEF N, MACHHOUT M, et al. A robust fault detection scheme for the advanced encryption standard [J]. International Journal of Computer Network & Information Security, 2013, 5(6): 49-55.
- [9] TOMASHEVICH V, SRINIVASAN S, FOERG F, et al. Cross-level protection of circuits against faults and malicious attacks [C] // International on-Line Testing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 150-155.
- [10] MOZAFFARI-KERMANI M, REYHANI-MASOLEH A. Concurrent structure-independent fault detection schemes for the advanced encryption standard [J]. IEEE Transactions on Computers, 2010, 59(5): 608-622.
- [11] BERTONI G, BREVEGLIERI L, KOREN I, et al. Concurrent fault detection in a hardware implementation of the RC5 encryption algorithm [J]. Application-Specific Systems, Architectures, and Processors, 2003, 16(3): 423-432.
- [12] BEDOUI M, MESTIRI H, BOUALLEGUE B, et al. A reliable fault detection scheme for the AES hardware implementation [C] // International Symposium on Signal, Image, Video and Communications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 47-52.
- [13] WEN L, JIANG W, JIANG K, et al. Detecting fault injection attacks on embedded real-time applications: A system-level perspective [C] // 2015 IEEE 17th International Conference on High Performance Computing and Communications, 2015 IEEE 7th International Symposium on Cyberspace Safety and Security, and 2015 IEEE 12th International Conference on Embedded Software and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 700-705.
- [14] GILL H S. Selection of parameter 'r' in RC5 algorithm on the basis of prime number [C] // Engineering and Computational Sciences. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 6799519.
- [15] RIVEST R L. The RC5 encryption algorithm [C] // International Workshop on Fast Software Encryption. Berlin: Springer-Verlag, 1995: 86-96.
- [16] BEVI A R, SHESHU S S V, MALARVIZHI S. FPGA based pipelined architecture for RC5 encryption [C] // Second International Conference on Digital Information and Communication Technology and It's Applications. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 214-219.

作者简介:

王沛晶 女, 硕士研究生。主要研究方向: 集成电路安全。

刘强 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 大规模集成电路设计与安全。

Mixed-grain parity-code-based fault detection method against fault injection

WANG Peijing^{1,2}, LIU Qiang^{1,2,*}

(1. School of Microelectronics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;

2. Tianjin Key Laboratory of Imaging and Sensing Microelectronic Technology, Tianjin 300072, China)

Abstract: For efficient countermeasure against fault injection attacks, a mixed-grain parity-code-based fault detection approach was proposed. Traditional parity-code-based fault detection approach assigns a parity bit per n bits, representing the parity of the n -bit word. As n decreases, the number of parity bits increases, leading to increased resource usage and fault detection rate. To achieve tradeoff between fault coverage and resource usage, the fine-grain parity code (small n) was applied to the data processed in the fault-sensitive parts or critical parts of circuits, and the coarse-grain parity code was applied to other parts of circuits. The approach was applied to RC5 encryption algorithm to explain the principle and application of the mixed-grain parity-code-based fault detection technology, and to theoretically analyze the fault coverage and resource usage of different grain solutions. The experimental results show that, compared to the RC5 circuit with one parity bit per 32 bit, the mixed-grain parity-code-based detection approach improves the fault coverage by 29.44% and increases resource usage slightly by 2.48%.

Keywords: parity code; mixed-grain fault detection; fault coverage; fault injection attack; field programmable gate array (FPGA)

Received: 2018-08-03; **Accepted:** 2018-09-14; **Published online:** 2018-11-14 15:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181113.1346.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61574099)

* **Corresponding author.** E-mail: qiangliu@tju.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0470

光电二极管的地球反照光校正及卫星姿态估计



褚理想, 樊巧云*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

摘 要: 光电二极管作为体积小、成本低的太阳敏感器, 可以结合地球敏感器进行卫星三轴姿态估计, 但是地球反照光对其具有严重的影响, 从而限制了其应用, 然而地球反照光数学模型应用复杂。针对此问题, 首先建立了一种简化的光电二极管量测模型, 将地球反照光设成动态偏置项补偿在光电二极管模型中, 并将误差建模为混合高斯噪声。然后应用滑窗估计和随机权重策略动态估计和更新模型中的参数。同时, 采用多比例因子分别估计各光电二极管的地球反照光影响, 并引入 Huber 影响函数处理异常值, 从而提高了算法鲁棒性和参数估计精度。实验结果表明, 采用地球反照光校正的光电二极管量测模型和无迹卡尔曼滤波(UKF)算法可实现卫星的高精度姿态估计, 三轴姿态精度能达到 $0.2^\circ \sim 0.3^\circ$ 。

关 键 词: 光电二极管; 地球反照光; 混合高斯噪声; 多比例因子; Huber 影响函数

中图分类号: V448.22

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2019)04-0827-07

姿态估计是卫星上最重要的测量之一。目前常用的姿态传感器有太阳敏感器、地磁、星敏感器、地球敏感器和 GPS 等, 这些传感器有其各自的优点和使用限制。卫星上常装配多种敏感器, 采用多种方案相互备份和补充, 从而保证测量的可靠性和鲁棒性。光电二极管^[1]是一种成本低廉、体积更小的感光传感器, 根据其输出电压可以感测太阳矢量方向, 可以作为低精度的太阳敏感器。

太阳敏感器与地球敏感器结合^[2-3], 可以确定卫星三轴姿态。然而基于光电二极管的太阳敏感器, 其输出的电压是太阳光和地球反照光等杂光辐照的叠加, 如果忽略地球反照光的影响, 直接将测量电压转换为太阳矢量, 会导致转换结果存在较大误差, 进而影响姿态估计的精度。为此需要考虑地球反照光, 建立精确的光电二极管量测模型, 才能实现高精度的卫星姿态估计。

文献[4]提出了地球反照光的数学模型及其计算方法, 该方法需要实时的球面积分运算, 计算较为复杂。文献[5-8]对其进行了简化。文献[5]假设地球表面的反照率仅与地球纬度有关, 与地球经度无关, 建立地球反照光的查找表并将其拟合成曲面, 在已知卫星姿态和卫星轨道位置的情况下可以快速计算地球反照光影响。这种方法前期计算较为复杂且仅适用于单一轨道。文献[6]采用随机实验的方法得到地球反照光统计特性, 然后根据统计的均值和方差补偿太阳矢量模型, 这种方法对太阳矢量的动态范围有很大限制。文献[7-8]假设地球反照光为与卫星天底方向反向平行的单一矢量, 简化地球反照光的计算, 但仍存在计算复杂和精度较低的问题。

本文结合地球反照光模型, 提出光电二极管动态偏置混合高斯噪声的量测模型, 并应用滑窗估计和随机权重策略动态更新地球反照光偏置和

收稿日期: 2018-08-10; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-11-21 13:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.1047.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61475012)

* 通信作者: E-mail: fqy@buaa.edu.cn

引用格式: 褚理想, 樊巧云. 光电二极管的地球反照光校正及卫星姿态估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 827-833.

CHU L X, FAN Q Y. The earth's albedo correction of photodiodes and satellite attitude estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 827-833 (in Chinese).

噪声方差。在权重更新过程中,引入 Huber 影响函数处理量测残差的异常值,从而提高了算法鲁棒性和参数估计精度。同时,针对每个光电二极管的地球反照光分布不一,采用多比例因子分别估计每个光电二极管的地球反照光影响。基于本文建立的地球反照光校正的光电二极管太阳敏感器量测模型,结合地球敏感器和陀螺等传感器,采用无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)算法^[9]实现了卫星的高精度姿态估计。

1 地球反照光校正的光电二极管量测模型

1.1 光电二极管工作原理

光电二极管的输出电压和太阳矢量与光电二极管敏感轴夹角的余弦成正比,根据电压输出,可以感测太阳方位。光电二极管常安装于卫星表面,易受周围地球反照光等杂光的干扰。图 1 为地球反照光几何示意图,照射在积分区域(太阳照射与卫星可视方位区域交集)的太阳光,经地球表面漫反射后,共同作用于卫星方向。地球反照光的计算不仅与地球表面的反照率有关,还和太阳、卫星、地球相对位置有关,此外,地球反照光还与卫星本身的姿态有关。因此地球反照光的分布函数较为复杂,其计算较为繁琐。

地球反照光的影响较大,可达到直射太阳光总量的 20%~30%,不能简单地忽略其影响。考虑地球反照光的影响,单个光电二极管的输出电压 V 可以表示为^[10]

$$V = V_d + V_a + v_v \quad (1)$$

$$V_d = \begin{cases} \mathbf{n}^T \mathbf{s}_b & (\mathbf{n}^T \mathbf{s}_b \geq \cos \psi) \wedge (B \notin S) \\ 0 & (\mathbf{n}^T \mathbf{s}_b < \cos \psi) \vee (B \in S) \end{cases} \quad (2)$$

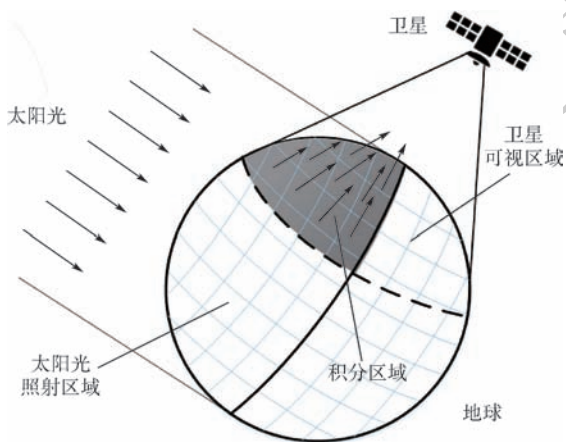


图 1 地球反照光几何示意图

Fig. 1 Geometric sketch of the earth's albedo

$$V_a =$$

$$\begin{cases} -\frac{1}{\pi} \iint_A \frac{\alpha}{|\mathbf{r}_{AB}|^2} \left(\mathbf{n}_A^T \frac{\mathbf{s}_{\odot}}{|\mathbf{s}_{\odot}|} \right) \left(\mathbf{n}_A^T \frac{\mathbf{r}_{AB}}{|\mathbf{r}_{AB}|} \right) \left(\mathbf{n}^T \frac{\mathbf{r}_{AB}}{|\mathbf{r}_{AB}|} \right) dA & B \in S \\ 0 & B \notin S \end{cases} \quad (3)$$

式中: V_d 为太阳照射分量; V_a 为地球反照光分量; v_v 为模型误差的零均值高斯白噪声; $\mathbf{n} = [\cos \phi \quad \cos \theta \quad \cos \phi \sin \theta \quad \sin \phi]^T$ 为光电二极管敏感轴的单位矢量方向,可由安装高度角 ϕ 和方位角 θ 表示; $\mathbf{s}_b$ 是太阳矢量在本地坐标系下的表示,可由在惯性坐标下太阳矢量经姿态矩阵变换得到; ψ 为光电二极管半视场角; A 为地球表面卫星可视区域和太阳照射的交集区域; α 为地球表面 dA 的反照率; $\mathbf{n}_A$ 为地球表面面元 dA 的法向单位矢量; $\mathbf{s}_{\odot}$ 为地球到太阳的矢量方向; $\mathbf{r}_{AB}$ 为地球表面面元 dA 到卫星的矢量方向; B 表示卫星当前轨道位置; S 表示在地球阴影区的轨道。

1.2 地球反照光校正

式(3)中地球反照光分量 V_a 计算需要球面积分,运算复杂,难以在实际中得到应用。本文将地球反照光设成—动态偏置项,补偿在光电二极管的量测模型中,同时将动态偏置估计的误差和光电二极管本身量测的误差统一为混合高斯模型,建立光电二极管的动态偏置混合高斯量测模型:

$$V_k = V_{d,k} + r_k + v_k \quad (4)$$

式中:下标 k 表示采样时间序列; r_k 为地球反照光动态偏置; v_k 为非高斯噪声,可用式(5)表示:

$$p(v_k) = (1 - \varepsilon) p_N(v_k) + \varepsilon q_N(v_k) \quad (5)$$

其中: $p_N(v_k)$ 为已知的均值为 0、方差为 $R_{1,k}$ 的高斯噪声概率密度函数; $q_N(v_k)$ 为未知的均值为 0、方差为 $R_{2,k}$ 的污染噪声概率密度函数; 参数 $\varepsilon \in (0, 1)$ 为污染系数,用来控制污染噪声的强弱,本文取 $\varepsilon = 0.05$; $p(v_k)$ 为整体量测噪声 v_k 的概率密度函数,其方差为 R_k , 满足 $R_k = (1 - \varepsilon) R_{1,k} + \varepsilon R_{2,k}$ 。

单个光电二极管仅能测量一个太阳矢量分量,至少需要有 3 个有效的光电二极管量测值才能求取完整的太阳矢量。对于多个光电二极管的量测模型,可以表示为

$$\begin{bmatrix} V_{1,k} \\ V_{2,k} \\ \vdots \\ V_{N,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{n}_1^T \mathbf{s}_{b,k} \\ \mathbf{n}_2^T \mathbf{s}_{b,k} \\ \vdots \\ \mathbf{n}_M^T \mathbf{s}_{b,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_{1,k} \\ r_{2,k} \\ \vdots \\ r_{M,k} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{1,k} \\ v_{2,k} \\ \vdots \\ v_{M,k} \end{bmatrix} \quad (6)$$

矢量表示形式为

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{V}_{d,k} + \mathbf{r}_k + \mathbf{v}_k = \mathbf{H}\mathbf{s}_{b,k} + \mathbf{r}_k + \mathbf{v}_k \quad (7)$$

式中: $\mathbf{H} = [\mathbf{n}_1^T \ \mathbf{n}_2^T \ \cdots \ \mathbf{n}_M^T]^T$, $\mathbf{n}_i$ ($i = 1, 2, \dots, M$) 表示光电二极管 i 的安装方位, M 为光电二极管的数量。

2 模型参数的在线估计和更新方法

式(7)中地球反照光校正的光电二极管量测模型的地球反照光偏置项 $\mathbf{r}_k$ 和噪声方差 $\mathbf{R}_k$ 是未知的,需要在卫星姿态估计过程中在线估计并动态更新。本文采用滑窗估计和随机权重策略动态更新模型参数,如图 2 所示,假设模型参数在窗口采样时间序列 $k-1, k-2, \dots, k-N$ 范围内不变,对于历史数据计算的模型参数赋予不同的权重,获取当前时刻模型估计的参数。由式(7),结合滑窗估计和随机权重算法,此时可以得到动态偏置和噪声方差的估计公式分别为

$$\hat{\mathbf{r}}_k = \sum_{j=1}^N v_{k-j} (\mathbf{V}_{k-j} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{s}}_{b,k-j}) \quad (8)$$

$$\hat{\mathbf{R}}_k = \sum_{j=1}^N v_{k-j} (\mathbf{V}_{k-j} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{s}}_{b,k-j} - \hat{\mathbf{r}}_{k-j}) \cdot (\mathbf{V}_{k-j} - \mathbf{H}\hat{\mathbf{s}}_{b,k-j} - \hat{\mathbf{r}}_{k-j})^T \quad (9)$$

式中: $\sum_{j=1}^N v_{k-j} = 1$; $\hat{\mathbf{s}}_{b,k-j}$ ($j = 1, 2, \dots, N$) 为 $k-j$ 时刻估计的本地坐标系下太阳矢量,其与估计的卫星姿态有关。需要注意的是,地球反照光偏置是非负的比例放缩的电压值,即 $\hat{\mathbf{r}}_k \geq \mathbf{0}$ 。

随着量测噪声的统计变化,量测残差向量 $\mathbf{e}_{k-j}$ 将存在偏置,它的幅值将会增加^[11],可以选用量测残差的模值作为权重,如式(10)和式(11)所示:

$$w_j \propto |\mathbf{e}_{k-j}| \quad j = 1, 2, \dots, N \quad (10)$$

$$v_j = \frac{w_j}{\sum_{j=1}^N w_j} \quad (11)$$

然而光电二极管噪声分布较为复杂,当出现残差较大的异常值时,直接采用残差向量作为

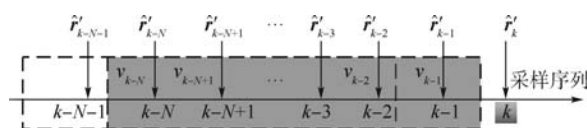


图 2 滑窗估计和随机权重算法示意图

Fig. 2 Schematic diagram of sliding window estimation and random weighting algorithm

模值会引起权重分配不合理,进而导致偏差和方差估计产生较大误差。基于 Huber 影响函数的鲁棒技术可以有效地处理非高斯噪声的情况,其更改了后验噪声方差矩阵,降低了对异常值的灵敏度。因此,本文引入 Huber 影响函数处理量测残差的异常值,其表达式如下:

$$\boldsymbol{\eta}_k = \boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\zeta}_k) = \boldsymbol{\psi}(\mathbf{T}_k \mathbf{e}_k) \quad (12)$$

$$\mathbf{T}_k = \mathbf{R}_{1,k}^{-1/2} \quad (13)$$

式中:引入 $\mathbf{T}_k$ 使 $\boldsymbol{\eta}_k$ 满足关于概率密度对称和边缘概率密度条件^[12]。 $\boldsymbol{\psi}(\cdot)$ 是 Huber 函数,其表达式为

$$\boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\zeta}_k) = \begin{cases} 1 & |\boldsymbol{\zeta}_k| \leq k_\varepsilon \\ \text{sgn}(\boldsymbol{\zeta}_k) k_\varepsilon / |\boldsymbol{\zeta}_k| & |\boldsymbol{\zeta}_k| > k_\varepsilon \end{cases} \quad (14)$$

其中: $\text{sgn}(\cdot)$ 是符号函数; k_ε 的取值和污染系数 ε 有关。

另外,考虑到每个光电二极管的地球反照光的分布情况不同,当所有的光电二极管都采用统一的权重系数会降低对地球反照光的跟踪特性,因此本文采用多重比例因子分别估计地球反照光对每个光电二极管的影响,此时可得

$$w_j \propto \boldsymbol{\psi}(\boldsymbol{\zeta}_{k-j}) \quad j = 1, 2, \dots, N \quad (15)$$

$$\mathbf{v}_j = \text{diag} \left(\left[\frac{w_{j,1}}{\sum_{i=1}^N w_{i,1}} \quad \frac{w_{j,2}}{\sum_{i=1}^N w_{i,2}} \quad \cdots \quad \frac{w_{j,M}}{\sum_{i=1}^N w_{i,M}} \right]^T \right) \quad (16)$$

式中: $\text{diag}(\cdot)$ 表示将一个向量转换为对角矩阵。

3 基于 UKF 的卫星姿态估计

3.1 姿态估计状态方程

卫星姿态运动学^[13]可以用四元数表示为

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q}(t) \quad (17)$$

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中: $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为卫星三轴角速度; $\mathbf{q}(t)$ 为四元数^[14],以绕某一固定旋转轴 $\mathbf{e}$ 旋转一个角度 ϑ 描述姿态旋转变换,其定义为 $\mathbf{q} = [\mathbf{q}_v^T \ q_4]^T$,其中 $\mathbf{q}_v = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T = \mathbf{e} \cdot \sin \vartheta$, $q_4 = \cos \vartheta$ 。可以用四元数表示从惯性坐标系到本体坐标系的旋转变换矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{q})$:

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}^T \quad (19)$$

陀螺常用的数学模型为^[15]

$$\begin{cases} \tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\eta}_v \\ \dot{\boldsymbol{\beta}} = \boldsymbol{\eta}_u \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}$ 为真实的相对惯性的角速度; $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 为测量的惯性角速度; $\boldsymbol{\beta}$ 为陀螺偏移; $\boldsymbol{\eta}_v$ 和 $\boldsymbol{\eta}_u$ 为独立的零均值高斯白噪声:

$$\begin{cases} E\{\boldsymbol{\eta}_v(t)\boldsymbol{\eta}_v^T(\tau)\} = \sigma_v^2\delta(t-\tau)\mathbf{I}_{3\times 3} \\ E\{\boldsymbol{\eta}_u(t)\boldsymbol{\eta}_u^T(\tau)\} = \sigma_u^2\delta(t-\tau)\mathbf{I}_{3\times 3} \end{cases} \quad (21)$$

其中: $\delta(t-\tau)$ 为 Dirac delta 函数。

此时可以建立卫星姿态估计的连续状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}}(t) \\ \dot{\boldsymbol{\beta}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})\mathbf{q}(t) \\ \boldsymbol{\eta}_u(t) \end{bmatrix} \quad (22)$$

其离散状态方程可通过龙格库塔方法实现。然而,如果直接应用姿态动力学直接应用于 UKF,预测的四元数不能保证其模值依然保持为 1。常用的解决方法是使用 3 个无约束的四元数误差向量表示 4 个元素的四元数^[16]。定义误差四元数 $\delta\mathbf{q} = [\delta\mathbf{q}_v^T, \delta q_4]^T$, 一般使用罗德里格斯 (GRP) 表示误差四元数为

$$\delta\mathbf{p} = f[\delta\mathbf{q}_v/(a + \delta q_4)] \quad (23)$$

式中: a 为 0 到 1 区间的参数; f 为放大因子。 $a = 0$ 和 $f = 1$ 表示的是 Gibbs 向量, $a = 1$ 和 $f = 1$ 表示的修正罗德里格斯向量。从 $\delta\mathbf{p}$ 到 $\delta\mathbf{q}$ 的逆变换为

$$\delta q_4 = \frac{-a|\delta\mathbf{p}|^2 + f\sqrt{f^2 + (1-a^2)}|\delta\mathbf{p}|^2}{f^2 + |\delta\mathbf{p}|^2} \quad (24)$$

$$\delta\mathbf{q}_v = f^{-1}(a + \delta q_4)\delta\mathbf{p} \quad (25)$$

3.2 姿态估计量测方程

本文采用光电二极管和地球敏感器两种姿态传感器,需要将其测量值融入到量测方程中。光电二极管的量测方程另一种表达形式为

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{H}\mathbf{s}_b + \mathbf{r}_k + \mathbf{v}_k = \mathbf{H}\mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{s}_{\text{ref}} + \mathbf{r}_k + \mathbf{v}_k \quad (26)$$

式中: $\mathbf{s}_{\text{ref}}$ 为太阳矢量在惯性下的表示,可以查找星历表获得。

地球敏感器测量天底方向,其量测模型可以表示为

$$\mathbf{b}_k = \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{r}_{\text{earth}} + \boldsymbol{\varepsilon}_k \quad (27)$$

式中: $\mathbf{r}_{\text{earth}}$ 为地球矢量在惯性系下的表示,可以由卫星轨道参数求解; $\boldsymbol{\varepsilon}_k$ 的噪声方差为 $\sigma_{\text{ST}}^2\mathbf{I}_{3\times 3}$, $\mathbf{I}_{3\times 3}$

为单位阵。

结合 2 个传感器测量模型可得量测方程:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{V}_k \\ \mathbf{b}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}\mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{s}_{\text{ref}} + \mathbf{r}_k + \mathbf{v}_k \\ \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{r}_{\text{earth}} + \boldsymbol{\varepsilon}_k \end{bmatrix} \quad (28)$$

3.3 UKF 算法实现

当已知状态更新的状态方程模型,且建立了状态和量测方程的噪声和误差统计模型,卡尔曼滤波方法采用递推的方式,从量测信息中实时提取出被估计量信息并存储在估计值中^[17]。UKF 是对线性卡尔曼滤波的改进,其不需要对状态方程和量测方程线性化,常用于姿态估计等非线性滤波算法中。UKF 通过 sigma 点捕获系统真实的均值和方差,其精度可以达到泰勒展开式三阶近似。

定义离散系统的非线性状态方程和量测方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \mathbf{f}(\mathbf{X}_{k-1}, k) + \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{X}_k, k) + \mathbf{q}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (29)$$

式中: $\mathbf{X}_k = [\delta\mathbf{q}_k^T, \boldsymbol{\beta}_k^T]^T$ 为 k 时刻的状态量; $\mathbf{Z}_k = [\mathbf{b}_k^T, \mathbf{V}_k^T]^T$ 为 k 时刻的量测量; $\mathbf{q}_k = [\mathbf{r}_k^T, \mathbf{0}_{1\times 3}]^T$ 为系统动态偏置, $\mathbf{r}_k$ 为光电二极管模型的偏置参数,地球敏感器的偏置为 0; $\mathbf{W}_{k-1}$ 和 $\mathbf{V}_k$ 分别为过程和量测方程的加性噪声,其方差分别为 $\mathbf{Q}_k$ 和 $\mathbf{G}_k$, 表达式分别为

$$\mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} \left(\sigma_v^2\Delta t + \frac{1}{3}\sigma_u^2\Delta t^3\right)\mathbf{I}_{3\times 3} & \left(\frac{1}{2}\sigma_u^2\Delta t^2\right)\mathbf{I}_{3\times 3} \\ \left(\frac{1}{2}\sigma_u^2\Delta t^2\right)\mathbf{I}_{3\times 3} & (\sigma_u^2\Delta t)\mathbf{I}_{3\times 3} \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\mathbf{G}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_k & \mathbf{0}_{3\times 3} \\ \mathbf{0}_{3\times 3} & \sigma_{\text{ST}}^2\mathbf{I}_{3\times 3} \end{bmatrix} \quad (31)$$

式中: Δt 为采样时间间隔; $\mathbf{R}_k$ 为光电二极管的噪声方差; $\sigma_{\text{ST}}^2\mathbf{I}_{3\times 3}$ 为地球敏感器的噪声方差。UKF 算法的具体实现可以参考文献[9]。

4 仿真校验

4.1 仿真条件

本文数值仿真选取卫星轨道高度 400 km、倾角 90° 的圆轨道,轨道周期约为 90 min, 选取卫星刚出地球阴影区到进入地球阴影区前的 2 500 s

时间段进行仿真。陀螺的输出采样频率为 10 Hz, 常值漂移 $\sigma_v = 1 \times 10^{-4} (^{\circ})/\sqrt{s}$, 零偏稳定性 $\sigma_u = 1 \times 10^{-6} (^{\circ})/s$, 初始零偏为 $0.5 (^{\circ})/h$ 。地球敏感器的采样频率为 2 Hz, 量测标准差为 $\sigma_{ST} = 0.5^{\circ}$ 。光电二极管的采样频率为 2 Hz, 假设太阳直射光电二极管产生的电压为 1 V, 量测标准差为 0.01 V。本文选用 3 个非正交安装的光电二极管, 其安装参数如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{n}_1 &= [\cos(10^{\circ})\cos(72^{\circ}) \quad \cos(10^{\circ})\sin(72^{\circ}) \\ &\quad \sin(10^{\circ})]^T \\ \mathbf{n}_2 &= [\cos(10^{\circ})\cos(107^{\circ}) \quad \cos(10^{\circ})\sin(107^{\circ}) \\ &\quad \sin(10^{\circ})]^T \\ \mathbf{n}_3 &= [\cos(-20^{\circ})\cos(90^{\circ}) \quad \cos(-20^{\circ})\sin(90^{\circ}) \\ &\quad \sin(-20^{\circ})]^T \end{aligned}$$

在出地球阴影时, 结合光电二极管和地球敏感器测量的 2 个矢量, 使用 QUEST 算法^[18] 给定卫星初始姿态。陀螺漂移初始值 $\beta_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$ 。

图 3 为 3 个光电二极管的理想电压和量测电压的对比图, 地球反照光影响为量测电压与理想电压的差值。由图中可以看出, 对于同一个光电二极管, 在轨道的不同时段, 地球反照光与太阳直射光的比值不同, 比值大约为 0 ~ 25%。对于不同光电二极管, 每个光电二极管的地球反照光分布情况不同。此外, 在卫星刚出背光面和刚入背光面时, 理想光电二极管和实际光电二极管的电压相差不大, 地球反照光较弱, 可以选择卫星刚出背光面时刻作为太阳矢量估计或者姿态估计的初始时刻。

4.2 仿真结果

为了量化仿真结果, 选取三轴欧拉角的模值作为评判指标:

$$J_k = \sqrt{(\hat{\theta}_k - \theta_k)^2 + (\hat{\varphi}_k - \varphi_k)^2 + (\hat{\psi}_k - \psi_k)^2} \quad (32)$$

式中: θ_k 、 φ_k 和 ψ_k 分别为横滚角、俯仰角和偏航角。为了保证结果的可靠性, 参数使用蒙特卡罗仿真 50 次。基于本文建立的地球反照光校正的光电二极管太阳敏感器量测模型, 结合地球敏感器和陀螺等传感器, 采用 UKF 算法进行卫星姿态估计。

图 4 对比了固定权重(如均值)、量测残差模值、量测残差经 Huber 影响函数处理后的模值、本文方法等 4 种权重选取策略的效果。从整体来看, 在初始三轴卫星姿态 1.5° 左右时, 采用本文建立的地球反照光校正模型和 UKF 算法, 三轴姿

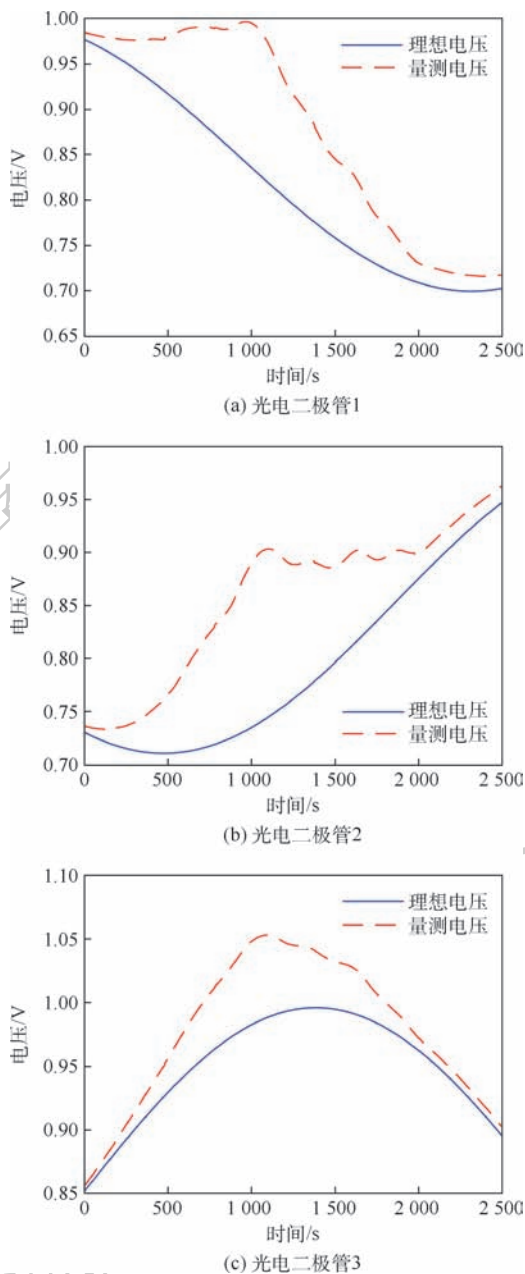


图 3 光电二极管 1、2 和 3 的理想电压与量测电压对比

Fig. 3 Comparison of ideal voltage and measured voltage for photodiode 1, 2 and 3

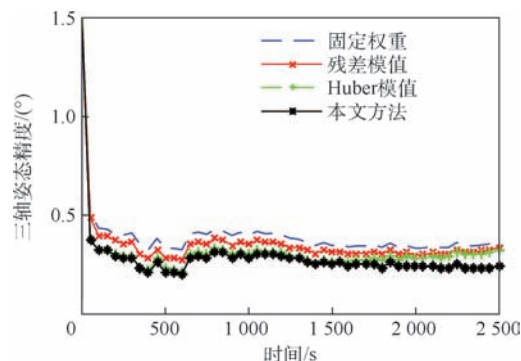


图 4 卫星三轴姿态估计误差对比

Fig. 4 Comparison of satellite three-axis attitude estimation error

态精度可以很快的收敛到 0.5° 甚至更高精度,验证了本文简化地球反照光模型具有一定的可行性。比较不同权重选择策略,可以看出采用本文方法精度较高,三轴姿态精度可以达到 $0.2^{\circ} \sim 0.3^{\circ}$ 。

此外,还可以以地球反照光建模的动态偏置电压估计精度作为评价标准,地球反照光估计精度越高,光电二极管测量的太阳矢量精度就越高,进而姿态的估计精度越高。单个光电二极管的偏置估计误差可以通过多次蒙特卡罗方法求均值获得。表 1 为光电二极管偏置估计误差均方根(RMS)结果,可以看出,本文权重选取策略可以有效提高偏置估计精度。图 5 为 3 个光电二极管

的偏置估计误差。从图 5(b)可以明显看出,偏置估计的误差随时间推移而明显减小,偏置估计的精度越来越高。

表 1 光电二极管偏置估计误差 RMS
Table 1 RMS of photodiode bias estimation error
mV

权重选取策略	光电二极管 1	光电二极管 2	光电二极管 3
固定权重	3.18	3.46	1.53
残差模值	2.97	2.95	1.46
Huber 模值	2.90	2.88	1.48
本文方法	2.24	2.79	1.13

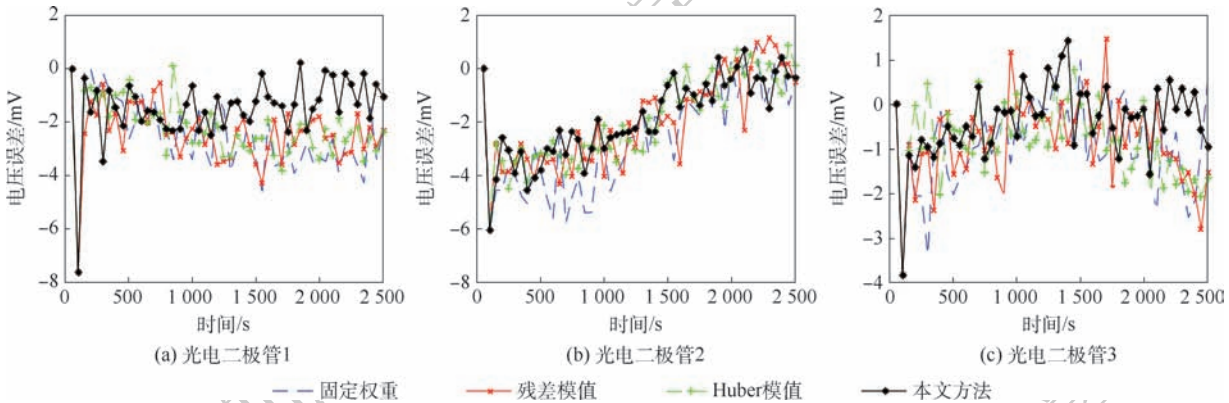


图 5 光电二极管 1、2 和 3 的偏置估计误差
Fig. 5 Bias estimation errors of photodiode 1, 2 and 3

5 结 论

针对地球反照光的影响,本文建立了光电二极管动态偏置混合高斯量测模型,简单有效,通过对地球反照光的准确估计,提高了光电二极管对太阳矢量的测量精度。实验表明:

- 1) 应用地球反照光校正的光电二极管和地球敏感器组合定姿,可以消弱地球地球反照光的干扰,快速提高三轴姿态精度,精度可以达到 $0.2^{\circ} \sim 0.3^{\circ}$ 。
- 2) 在应用滑窗估计和随机权重估计量测模型参数过程中,采用多比例因子和 Huber 影响函数的权重处理方法,可以有效提高地球反照光动态偏置电压的估计精度。

本文提出的地球反照光校正方法,可以推广应用于光电二极管与其他姿态传感器(如地磁)的组合定姿。

参考文献 (References)

[1] POST M A, LI J Q, LEE R. A low-cost photodiode sun sensor for CubeSat and planetary microrover[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2013, 2013: 549080.

[2] UNHELKAR V V, HABLANI H B. Spacecraft attitude determination with sun sensors, horizon sensors and gyros: Comparison of steady-state Kalman filter and extended Kalman filter[M]. Advances in Estimation, Navigation, and Spacecraft Control. Berlin: Springer, 2015: 413-437.

[3] GARCIA R V, KUGA H K, ZANARDI M C F P S. Unscented Kalman filter applied to the spacecraft attitude estimation with euler angles[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2012, 2012: 985429.

[4] FLATLEY T W, MOORE W A. An earth albedo model: A mathematical model for the radiant energy input to an orbiting spacecraft due to the diffuse reflectance of solar radiation from the Earth below: NASA-TM-104596 [R]. Washington, D. C. , NASA, 1994.

[5] APPEL P. Attitude estimation from magnetometer and earth-albedo-corrected coarse sun sensor measurements[J]. Acta Astronautica, 2005, 56(1-2): 115-126.

[6] 韩柯, 金仲和, 王昊. 基于太阳能电池板的皮卫星最优姿态确定算法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2010, 44(9): 1719-1723.
HAN K, JIN Z H, WANG H. Optimal attitude determination method for pico-satellite using solar panels[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2010, 44(9): 1719-1723 (in Chinese).

[7] BHANDERI D D V. Spacecraft attitude determination with earth albedo corrected sun sensor measurements[M]. Aalborg: Aal-

- borg University, 2005.
- [8] HAAVE H R. Simulating sun vector estimation and finding gyroscopes for the NUTS project[D]. Trondheim: Norwegian University of Science and Technology, 2016.
- [9] JULIER S J, UHLMANN J K. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2004, 92(3): 401-422.
- [10] O'KEEFE S A, SCHAUB H. Consider-filter-based on-orbit coarse sun sensor calibration sensitivity[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, 40(5): 1300-1303.
- [11] GAO S, HU G, ZHONG Y. Windowing and random weighting-based adaptive unscented Kalman filter[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2015, 29(2): 201-223.
- [12] MASRELIEZ C, MARTIN R. Robust Bayesian estimation for the linear model and robustifying the Kalman filter[J]. *IEEE transactions on Automatic Control*, 1977, 22(3): 361-371.
- [13] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 157-176.
- ZHANG R W. Satellite dynamics and control of spacecraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 157-176 (in Chinese).
- [14] KIM S G, CRASSIDIS J L, CHENG Y, et al. Kalman filtering for relative spacecraft attitude and position estimation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(1): 133-143.
- [15] FARRENKOPF R L. Analytic steady-state accuracy solutions for two common spacecraft attitude estimators[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1978, 1(4): 282-284.
- [16] ZANETTI R, DEMARS K J. Fully multiplicative unscented kalman filter for attitude estimation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2017, 41(5): 1183-1189.
- [17] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 33-57.
- QIN Q Y, ZHANG H Y, WANG S H. Kalman filtering and integrated navigation principle[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015: 33-57 (in Chinese).
- [18] MARKLEY F L, MORTARI D. Quaternion attitude estimation using vector observations[J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 2000, 48(2): 359-380.

作者简介:

褚理想 男, 硕士研究生。主要研究方向: 微型太阳敏感器。

樊巧云 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 光电精密测量、天体敏感器及天文导航、机器视觉。

The earth's albedo correction of photodiodes and satellite attitude estimation

CHU Lixiang, FAN Qiaoyun*

(School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: As a small and low-cost sun sensor, the photodiode, combined with the earth sensor, can determine full three-axis satellite attitude. However, the photodiode is sensitive to the surrounding light sources, such as the earth, which limits its application. The mathematical model of the earth's albedo is complicated. To solve this problem, a simplified measurement model of the photodiode, describing the effects of the earth's albedo as the dynamic bias and deviation as the mixed-Gaussian noise, is established first. Then parameters in the model are online estimated and updated with windowing and random weighting strategies. To improve the accuracy of the parameter estimation and robustness of the algorithm, the multi-scale factors are used to estimate the influence of albedo on each photodiode, and the Huber function is introduced to prevent the outliers. The experimental results show that the high-precision satellite attitude estimation can be achieved by the new measurement model and the unscented Kalman filter (UKF) algorithm, and the three-axis attitude accuracy can arrive at $0.2^\circ - 0.3^\circ$.

Keywords: photodiodes; earth's albedo; mixed-Gaussian noise; multi-scale factors; Huber function

Received: 2018-08-10; **Accepted:** 2018-11-08; **Published online:** 2018-11-21 13:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181120.1047.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61475012)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0472

考虑多因素的可修系统任务可靠性分配方法



刘朝霞, 孙宇锋, 轩杰, 许智宏, 赵广燕*

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在实际工程中, 系统常常是由串联、并联、旁联和表决等模型混合而成的复杂可修系统, 目前此类系统的可靠性分配方法多采用等分分配等方法, 得到的分配结果往往误差较大。本文提出了一种考虑维修、故障逻辑等多因素影响的可修系统任务可靠性分配方法。该方法以系统故障率为待分配指标, 首先对包含维修影响的故障率进行转换, 然后利用考虑故障逻辑的评分分配法进行分配, 最后通过备件系数进行修正, 获得分配结果。新方法能够为在实际工程中可修系统的任务可靠性分配提供一种简便易行的方法。

关 键 词: 任务可靠性分配; 混合模型; 评分分配; 备件修正; 维修

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0834-07

在设计阶段, 为了满足系统可靠性顶层指标要求, 需要运用合理的可靠性分配方法为每个单元分配对应的可靠性指标。对于不可修复的系统顶层指标^[1-2], 通常有平均失效前时间(MTTF)、失效率、可靠度等; 对于可修复系统顶层指标, 通常为可用度、失效率、平均故障间隔时间(MTBF)或平均故障修复时间(MTTR)。可靠性一般分为基本可靠性和任务可靠性, 其中基本可靠性模型为串联模型, 不考虑单元之间复杂故障逻辑, 任务可靠性模型则是包含了串联、并联、表决等复杂故障逻辑混合模型。传统的可靠性分配方法^[3-6]包括等分分配法、考虑复杂度和重要度法、相似产品法和专家评分分配法等, 但这些传统方法并无法适用于具有复杂故障逻辑的可修系统任务可靠性分配。

近年来, 研究者针对系统的可靠性分配问题做了一定的研究。Amari 和 Hegde^[7]将平均分配法、考虑重要度复杂度等分配方法进行改进, 使其适用于可修系统的可靠性分配, 但仅适用于串联

系统。冯川等^[8]根据重要程度因素, 构建了重要度相同和不同的 2 种使用可用度模型, 并提出了分配过程, 但该方法解算过于复杂, 且不适用于包含复杂故障逻辑的模型。Elegbede 和 Adjallah^[9]提出了基于遗传算法的可修系统的分配方法, 该方法实现了将多目标优化问题转化为单目标优化问题, 但该方法计算复杂, 较难进行实际操作。以上文献中提出的可修系统的分配方法或需要一定的约束条件, 或在算法上过于复杂, 因此无法有效应用于可修复杂系统的任务可靠性分配。

可修系统由于存在维修的影响, 在工程应用中通常有 2 种分配方法: 一是将可用度看作可靠度并将其转化为故障率, 然后运用基于不可修复系统的可靠性分配方法进行分配, 该方法没有考虑到维修的影响, 导致分配结果误差较大; 二是将可用度直接等分分配给各单元, 然后依据指定的 MTTR 计算 MTBF, 但该方法只能适用于串联系统, 没有考虑到包含复杂故障逻辑的系统。对于不可修系统的故障率目标值, 通常假设组件一旦

收稿日期: 2018-08-10; 录用日期: 2018-11-08; 网络出版时间: 2018-12-07 09:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1456.001.html

* 通信作者: E-mail: zhaoguangyan@buaa.edu.cn

引用格式: 刘朝霞, 孙宇锋, 轩杰, 等. 考虑多因素的可修系统任务可靠性分配方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 834-840. LIU Z X, SUN Y F, XUAN J, et al. Mission reliability allocation method considering multiple factors for repairable systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 834-840 (in Chinese).

故障系统就故障,而对于可修系统中的故障率则为严重故障率,即组件故障在允许的修复时间内修复完成即可认定无故障。因此,对于同一个系统,具有维修条件的系统故障率目标值要低于没有维修条件的系统故障率目标值,两者的区别在于是否具有维修的影响。因此本文以系统故障率和系统修复率为分配目标提出了一种考虑维修、故障逻辑等多因素影响的可修系统任务可靠性分配方法,该方法首先将故障率目标转化为去除维修影响的故障率目标值;然后将传统的评分分配法进行改进,使其能够对具有包含串联、并联、表决等复杂故障逻辑的任务可靠性模型进行分配,并依据各单元故障率分配结果计算各单元的修复率;最后通过备件因子对分配值进行修正,可以得到各单元的故障率。该方法简单易操作,便于工程中使用。

1 可修系统任务可靠度分配流程

对于可修系统提出的任务可靠性目标值通常包含了维修的影响,因此大多数不可修系统的分配方法无法适用于可修系统的分配。若不考虑维修特性将导致各单元的分配结果误差过大。

本文提出的可修系统任务可靠性分配方法综合考虑了维修因素、复杂任务可靠性逻辑因素以及备件因素的影响,因此分配主要分为 3 步:对规定的任务剖面顶层指标进行转化,考虑故障逻辑的评分分配,以及对有备件库的单元进行修正,分配流程如图 1 所示。

具体步骤如下:

1) 顶层指标转化。首先,明确可修系统顶层

待分配的系统故障率和系统修复率的目标值;然后,将已知的故障率转化为去除维修影响的故障率目标值,使其能够适用于不可修系统的分配方法。

2) 依据故障逻辑进行评分分配。首先,依据故障逻辑将系统由上而下进行层次划分,并聘请专家对各层级对象进行打分。然后,用改进的评分分配法对系统自上而下逐层进行评分分配,其中,不同层级对象的综合得分依据其对应的故障逻辑进行计算。最后,根据各底层单元的故障率计算各单元的修复率。

3) 对具有备件库的单元进行修正。根据备件满足率和分配的故障率等参数对单元进行故障率修正,最终得到所有单元的故障率分配值。

2 顶层指标转化计算

考虑维修的任务可靠度^[10-11]是产品在允许的维修时间内,在规定的任务剖面中的任一随机时刻,能够使用且完成规定功能的概率。一般考虑任务可靠性和维修性对完成任务的影响,表达式为

R_{NonM} = R_M - (1 - R_{NonM})M_m \tag{1}

式中:R_{NonM}为去除维修影响下的任务可靠度,R_M为考虑维修下的任务可靠度,如果在不允许维修的情况下,R_{NonM} = R_M;M_m为维修度,假设维修时间服从参数为μ的指数分布:

M_m = 1 - e^{-μt} \tag{2}

其中:t为任务期间内允许的维修时间;μ为平均故障修复率。

从式(1)和式(2)可以看出,对于同一系统或单元,有维修影响的可靠度要高于去除维修影响的可靠度,将可修复系统可靠度的分配按照不可修复系统的分配方法进行分配,显然会导致各单元分配的可靠度过高,造成指标浪费。因此,在分配之前将可修复系统的故障率指标转化为去除维修影响下的故障率指标,通过指标转化从而使分配结果更加合理。假设系统寿命服从指数分布,综合式(1)和式(2)则得到去除维修影响下待分配的系统故障率为

\lambda_s = -\frac{1}{T} \ln \frac{e^{-\lambda_s^* T} - (1 - e^{-\mu_s T})}{e^{-\mu_s T}} \tag{3}

式中:λ_s为去除维修影响的可修系统 S 的故障率;λ_s^*为已知的可修系统 S 待分配的故障率;μ_s为已知的 S 系统待分配的平均故障修复率;T为系统工作时间。

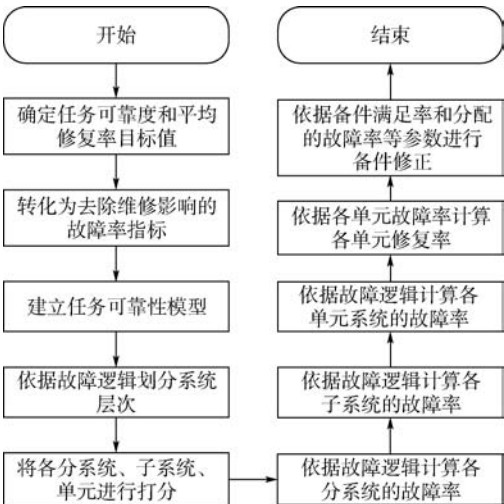


图 1 可修系统任务可靠度分配流程
Fig.1 Process of mission reliability allocation for repairable system

3 基于故障逻辑的评分分配法

任务可靠度分配要综合考虑系统各单元之间的关系和故障逻辑,因此需要根据不可修复系统的任务可靠性模型对评分分配法中的综合得分计算公式进行修改,使其能够进行除串联以外其他模型的可靠度分配。

3.1 分层评分

鉴于当前系统通常不再是由单一故障逻辑组成的简单系统,而是由存在串联、并联、表决以及旁联等故障逻辑组成的大型复杂系统,传统的单层评分分配方法会极大增加计算的复杂性,因此应将系统根据故障逻辑情况由上而下进行层级划分,使某一层级各组成部分只具有单一任务可靠性逻辑。如图 2 所示示例中,系统级是由分系统 A、B、Z 组成的串联系统。分系统是由各子系统组成,其中,分系统 A 是由子系统 A₁ 到 A_n 组成的并联系统,分系统 B 是由子系统 B₁ 到 B_n 组成的表决系统,分系统 Z 是由子系统 Z₁ 到 Z_n 组成的旁联系统。各子系统则是由各单元组成的系统,以子系统 A₁、B₁、Z₁ 为例,子系统 A₁ 是由单元 A₁¹ 到 A₁ⁿ 组成的并联系统,子系统 B₁ 是由单元 B₁¹ 到 B₁ⁿ 组成的表决系统,子系统 Z₁ 是由单元 Z₁¹ 到 Z₁ⁿ 组成的旁联系统。

对分层后的系统自上而下对每一层级的系统或单元进行评分。以图 2 示例中的分系统 A 为例,建立评分表如表 1 所示。

表 1 中,π_f 为复杂度;π_j 为技术发展水平;π_t 为工作时间;π_e 为环境条件;w_{s_i} 为第 i 个子系统 A_i 的得分,计算公式为

w_{A_i} = a_f^i a_j^i a_t^i a_e^i \tag{4}

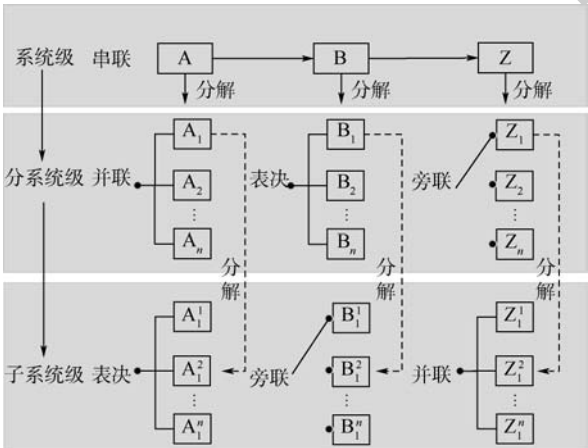


图 2 分层模型

Fig. 2 Hierarchical model

表 1 评分表示例

Table 1 Score form example

分系统 A	π _f	π _j	π _t	π _e	得分
子系统 A ₁	a _f ¹	a _j ¹	a _t ¹	a _e ¹	w _{A₁}
子系统 A ₂	a _f ²	a _j ²	a _t ²	a _e ²	w _{A₂}
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
子系统 A _i	a _f ⁱ	a _j ⁱ	a _t ⁱ	a _e ⁱ	w _{A_i}

3.2 按照故障逻辑实施分配

评分分配法的核心思想是权重分配,分配公式为

\lambda_{A_i} = \lambda_A \frac{w_{A_i}}{w_T} \tag{5}

式中:λ_{A_i} 为 A 系统下的第 i 个分系统或单元被分配的故障率;λ_A 为 A 系统的顶层故障率目标值;w_{A_i} 为 A 系统第 i 个分系统或单元的得分,计算方法如式(4)所示;w_T 为系统 A 的综合得分。

传统的评分分配法只能对串联系统进行分配,在串联系统中,总故障率为各单元故障率的总和,因此系统的综合得分为各单元的评分相加。因此,本文考虑将综合得分的计算公式进行扩展,使其能够对其他故障逻辑的系统也进行分配。

以并联系统为例,假设系统 S 包含 n 个不同的单元,失效率为 λ₁ 到 λ_n,系统的故障率 λ_S 与各单元失效率之间的关系式为

\lambda_S = 1 / \left(\sum_{i=1}^n \frac{1}{\lambda_{S_i}} - \sum_{1 \leq i < j \leq n} \frac{1}{\lambda_{S_i} + \lambda_{S_j}} + \dots + (-1)^{n-1} \frac{1}{\lambda_{S_1} + \lambda_{S_2} + \dots + \lambda_{S_n}} \right) \tag{6}

式中:λ_{S_i} 为第 i 个子系统的第 i 个单元初步被分配的故障率。

若系统 S 的综合得分为 w_{S_P}, n 个单元的相对评分分别为 w_{S₁} 到 w_{S_n},二者关系式为

w_{S_P} = 1 / \left(\sum_{i=1}^n \frac{1}{w_{S_i}} - \sum_{1 \leq i < j \leq n} \frac{1}{w_{S_i} + w_{S_j}} + \dots + (-1)^{n-1} \frac{1}{w_{S_1} + w_{S_2} + \dots + w_{S_n}} \right) \tag{7}

依据上述方法也可以得到具有表决、旁联等其他逻辑关系系统的综合得分计算方法。将具有不同故障逻辑的系统以综合得分的形式展现出来,可以将适用于单一串联系统的评分分配法扩展至适用于具有多种故障逻辑的复杂系统。以此方法为基础,对系统进行自上而下的任务可靠性指标分配。假设系统具有分系统、子系统、单元三层,计算方法如下:

1) 分配各分系统的故障率

\lambda_{S_i} = \lambda_S \frac{w_{S_i}}{w_{S_P}} \tag{8}

式中: λ_{is_i} 为系统S第*i*个分系统初步被分配的故障率; w_{s_T} 为系统S的综合得分; w_{is_i} 为系统S第*i*个分系统的打分。

2) 分配各子系统的故障率

$$\lambda_{zs_i} = \lambda_{is_i} \frac{w_{zs_i}}{w_{is_T}} \quad (9)$$

式中: λ_{zs_i} 为第*i*个分系统的第*i*个子系统初步被分配的故障率; w_{is_T} 为分系统的综合得分; w_{zs_i} 为第*i*个分系统的第*i*个子系统的打分。

3) 分配各单元的故障率

$$\lambda_{s_i} = \lambda_{zs_i} \frac{w_{s_i}}{w_{zs_T}} \quad (10)$$

式中: w_{zs_T} 为子系统的综合得分; w_{s_i} 为子系统第*i*个单元的打分。

4) 分配各单元的修复率

各单元的维修性分配采用依据故障率的分配方法,计算公式为

$$\mu_{s_i} = \mu_s \frac{\lambda_{zs_i} w_{s_i}}{\lambda_s w_{zs_T}} \quad (11)$$

式中: μ_{s_i} 为S系统第*i*个单元的平均修复率; $\bar{\lambda}_s$ 为S系统各单元的故障率的平均值。

4 备件因子修正

第2节和第3节首先将可修系统的顶层任务可靠性指标去除维修的影响,然后运用基于逻辑关系的评分分配法对故障率和维修率进行了初步分配。然而,通常部件发生故障时,会利用其备件进行更换,以使部件及其系统迅速恢复功能,一定数量的备件会显著影响可靠度^[12],备件数量越多,可靠度越高。在实际工程中一些单元会配备相应的备件库来保障单元的可靠度,但在第2节和第3节提出的分配方法中未考虑备件因素的影响,因此会导致有备件的单元被分配的可靠度要求过低。本文考虑利用备件修正因子对具有备件单元的初始可靠度分配结果进行修正。

如果已知某单元具有备件库,且备件完好,则经过分配后该单元整体的可靠度 $R_N^{[13]}$ 为

$$R_N = \sum_{k=0}^N \frac{(\lambda_{s_i} T)^k}{k!} e^{-\lambda T} \quad (12)$$

式中: k 为取值范围为0到*N*的变量;*N*为备件数量; λ 为故障率。

如果单元无备件库,则该单元的可靠度可以表示为

$$R = e^{-\lambda_{s_i} T} \quad (13)$$

则备件修正系数 α_1 可以用有备件下单元可靠度与无备件下单元可靠度的比例关系表示:

$$\alpha_1 = \sum_{k=0}^N \frac{(\lambda_{s_i} T)^k}{k!} \quad (14)$$

在设计阶段初期通常会给定备件满足率作为保障资源配备的要求。其中,备件满足率 P_f 与任务期间的故障次数*X*有如下关系^[13]:

$$P_f = \begin{cases} 1 & 0 \leq X \leq N \\ \frac{N+1}{X+1} & X > N \end{cases} \quad (15)$$

为计算方便,故障次数*X*可以用单元在任务时间*T*内的平均故障次数近似表达,即

$$X = T \lambda_{s_i} \quad (16)$$

因此备件数量与备件满足率的关系可以近似表示为

$$N = TP_f \lambda_{s_i} + P_f - 1 \quad (17)$$

将式(17)代入式(14)可以得到备件修正系数 α_1 为

$$\alpha_1 = \sum_{k=0}^{TP_f \lambda_{s_i} + P_f - 1} \frac{(\lambda_{s_i} T)^k}{k!} \quad (18)$$

则修正后的故障率可以表示为

$$\lambda_{s_{ir}} = \alpha_1 \lambda_{s_i} \quad (19)$$

5 案例分析

以某可修系统为例,该系统由5个分系统组成,分系统1、2、3、4、5整体为串联系统,分系统3是由单元3A、3B组成的并联系统,分系统5是由单元5A、5B、5C组成的2/3的表决系统。其中,分系统1和分系统2有备件库,备件满足率要求为1,如图3所示。假设更换备件时间忽略不计。故障率分配目标 $\lambda_s^* = 0.001/\text{h}$,修复率 $\mu = 0.5/\text{h}$,系统工作时间 $T = 100\text{ h}$,任务期间内允许维修时间 $t = 0.5\text{ h}$ 。

1) 计算去除维修影响下任务可靠性指标

根据式(3)可计算出去除维修影响下的待分配的故障率为 $\lambda_s = 0.0013/\text{h}$ 。

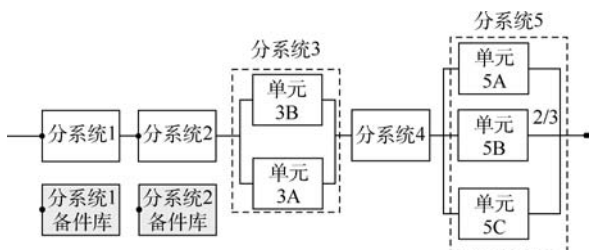


图3 某生产系统任务可靠性模型

Fig.3 Mission reliability model for a production system

2) 依据基于故障逻辑的评分分配法进行分配

由图 3 可知该系统可分为 2 层,第 1 层是由分系统 1~5 组成的串联系统。第 2 层分为两部分:一部分是由单元 3A、3B 组成的并联系统,另一部分是由单元 5A、5B、5C 组成的表决系统。专家分层打分情况如表 2 所示。

以故障率 0.0013/h 为顶层指标,根据 3.2 节所述方法计算得出第 1 层各分系统的故障率如表 3 所示。

分别以故障率 0.000 408、0.000 215/h 为目标,计算得出第 2 层并联系统及表决系统各单元的故障率分别如表 4 所示。

根据式(11)计算各底层单元的平均故障修复时间和修复率如表 5 所示。

3) 备件修正

依据式(18)和式(19)对分系统 1 和 2 进行备件修正,修正后各系统与单元的故障率如表 6 所示。

表 2 第 1 层总系统打分汇总

Table 2 First-level score for whole system					
系统	编号	复杂度	技术水平	工作时间	环境条件
串联系统	分系统 1	10	7	5	4
	分系统 2	10	6	6	6
	分系统 3	8	8	8	8
	分系统 4	8	9	9	5
	分系统 5	6	10	6	6
并联系统	单元 3A	10	8	7	5
	单元 3B	10	9	8	6
表决系统	单元 5A	10	8	7	5
	单元 5B	10	9	8	6
	单元 5C	10	7	8	5

表 3 第 1 层任务可靠性分配结果

Table 3 Mission reliability allocation results of the first level	
系统编号	被分配的故障率/h ⁻¹
分系统 1	0.000 139
分系统 2	0.000 215
分系统 3	0.000 408
分系统 4	0.000 323
分系统 5	0.000 215

表 4 第 2 层任务可靠性分配结果

Table 4 Mission reliability allocation results of the second level		
系统	编号	被分配的故障率/h ⁻¹
并联系统	单元 3A	0.000 833
	单元 3B	0.001 285
	单元 5A	0.000 216
表决系统	单元 5B	0.000 333
	单元 5C	0.000 216

从表 6 可以看出,备件修正后,系统 1 和系统 2 由于存在备件,故障率分配值相对较高,可靠性要求相应降低。

以 $\lambda_s=0.001/h$ 为目标按照文中所述方法进行分配,将分配结果与以 $\lambda_s=0.0013/h$ 为目标的分配结果作对比,结果如表 7 所示。

由表 7 可以看出,各单元在考虑维修影响下的故障率分配值高于不考虑维修影响下的故障率分配值,任务可靠性要求均有所降低。将分配结果作为输入,运用任务可靠性预计软件 Block-Sim^[14-15]对系统进行任务可靠性建模和预计,最终得到系统的故障率为 0.0001/h,满足系统任务

表 5 维修性分配结果

Table 5 Results of maintenance allocation h ⁻¹		
编号	分配的修复率	分配的 MTTR
分系统 1	0.268 1	3.73
分系统 2	0.413 6	2.41
分系统 4	0.620 4	1.61
单元 3A	0.616 7	1.62
单元 3B	0.951 4	1.05
单元 5A	0.350 2	2.85
单元 5B	0.540 3	1.85
单元 5C	0.350 2	2.85

表 6 任务可靠度分配结果

Table 6 Mission reliability allocation results h ⁻¹		
编号	备件修正前故障率分配值	备件修正后故障率最终分配值
分系统 1	0.000 139	0.000 141
分系统 2	0.000 215	0.000 220
分系统 4	0.000 323	0.000 323
单元 3A	0.000 659	0.000 659
单元 3B	0.001 017	0.001 017
单元 5A	0.000 216	0.000 216
单元 5B	0.000 333	0.000 333
单元 5C	0.000 216	0.000 216

表 7 可靠度分配结果对比

Table 7 Comparison of mission reliability allocation results h ⁻¹		
编号	忽略维修影响的故障率分配值	考虑维修影响的故障率分配值
分系统 1	0.000 107	0.000 141
分系统 2	0.000 165	0.000 220
分系统 4	0.000 248	0.000 323
单元 3A	0.000 641	0.000 659
单元 3B	0.000 989	0.001 017
单元 5A	0.000 166	0.000 216
单元 5B	0.000 256	0.000 333
单元 5C	0.000 166	0.000 216

可靠性指标要求。因此,利用本文提出的方法进行任务可靠性分配不仅使分配结果更符合可修系统的特点,而且有效降低了设计难度。

6 结 论

在工程中,传统的任务可靠性分配方法使分配结果过于保守。本文提出的可修系统的任务可靠性分配方法充分考虑了维修、复杂故障逻辑及备件因素对系统任务可靠性的影响,能够广泛应用于包括船舶、石油、电网等大型复杂系统,整体具有以下3点优势:

1) 通过有无维修影响下故障率的转换从而完成对可修系统任务可靠性的分配,分配方法简单实用。

2) 考虑故障关系的评分分配法实现了对复杂系统可靠度的分配。

3) 对具有备件库的单元进行备件修正,降低了设计难度,更贴近工程实际。

参考文献 (References)

- [1] KAPUR K C, LAMBERSON L R. Reliability in engineering design [M]. Washington, D. C.: John Wiley & Sons, 1977: 405-414.
- [2] KECECIOGLU D. Reliability engineering handbook [M]. 2nd ed. Englewood: PTR Prentice Hall, 1991: 363-399.
- [3] CLEMENT L M. Reliability of military electronic equipment [J]. Journal of the British Institution of Radio Engineers 1956, 16(9): 488-495.
- [4] FALCONE D, SILVESTRI A, BONA D. Integrated factor method (IFM): A new reliability allocation technique [C] // Proceedings of the IASTED International Conference on Software Engineering and Applications, 2002: 166.
- [5] SILVESTRI A, FALCONE D, BONA G D, et al. A new method for reliability allocation: Critical flow method [J]. Lecture Notes in Control & Information Sciences, 2015, 20: 249-261.
- [6] CHANG Y C, CHANG K H, LIAW C S. Innovative reliability allocation using the maximal entropy ordered weighted averaging method [J]. Computers & Industrial Engineering, 2009, 57(4): 1274-1281.
- [7] AMARI S V, HEGDE V. New allocation methods for repairable systems [C] // Reliability & Maintainability Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2006: 290-295.
- [8] 冯川, 汪文峰, 杨建军. 使用可用度分配模型研究 [J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2009, 27(6): 49-53.
FENG C, WANG W F, YANG J J. Research on the use of availability allocation model [J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2009, 27(6): 49-53 (in Chinese).
- [9] ELEGBEDE C, ADJALLAH K. Availability allocation to repairable systems with genetic algorithms: A multi-objective formulation [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2003, 82(3): 319-330.
- [10] DUGAN J B. Automated analysis of phased-mission reliability [J]. IEEE Transactions on Reliability, 1991, 40(1): 45-52.
- [11] TESSERON J M. Mission: Reliability [J]. Power & Energy Magazine IEEE, 2008, 6(1): 42-48.
- [12] GHODRATI B, KUMAR U. Reliability and operating environment-based spare parts estimation approach [J]. Journal of Quality in Maintenance Engineering, 2005, 11(2): 169-184.
- [13] 张志华, 应新雅, 费广玉. 串联系统备件满足率分配及配置优化 [J]. 系统工程理论与实践, 2015, 35(11): 2987-2992.
ZHANG Z H, YING X Y, FEI G Y. Spare part rate allocation and configuration optimization of series system [J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2015, 35(11): 2987-2992 (in Chinese).
- [14] CHEN C H, YANG Z J, CHEN F, et al. The study of reliability modeling of machining center based on Blocksim and Weibull + + [J]. Applied Mechanics & Materials, 2013, 274: 49-52.
- [15] CARLUCCI E, TOGNARELLI L. Mixed Weibull distribution as best representative of forced outage distribution to be implemented in BlockSim [C] // ASME 2014 Power Conference. New York: ASME, 2014: V001T06 A009.

作者简介:

刘朝霞 女, 硕士。主要研究方向: 复杂系统可靠性建模。

赵广燕 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 复杂系统可靠性建模。

Mission reliability allocation method considering multiple factors for repairable systems

LIU Zhaoxia, SUN Yufeng, XUAN Jie, XU Zhihong, ZHAO Guangyan *

(School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In practical engineering, a system is usually complex and repairable. Its reliability model is not a series model but a mixed model of series, parallel, bypass and voting. The equal-distribution method is used mostly to allocate mission reliability for complex system at present. The allocation result using this method is always not accurate. Therefore, a mission reliability allocation method for repairable system considering the effects of maintenance, fault logic and other factors was proposed in this paper. First, the failure rate was calculated to remove the effect of maintenance. Then the scoring allocation method considering failure logic was adopted to allocate mission reliability. After that, the spare part coefficient was used to correct the allocation result. Finally, a case was analyzed to validate the method, which could provide an easy and effective way to allocate mission reliability for repairable systems in practical engineering.

Keywords: mission reliability allocation; mixed model; scoring allocation; spare part correction; maintenance

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0473



基于 F-P 腔的激光频率稳定传递方法

李欣怡¹, 李秀飞¹, 全伟^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 医工交叉创新研究院, 北京 100083)

摘 要: 量子传感的发展需要频率高度稳定的激光器为基础, 且实现大失谐激光频率稳定通常是提高其精度和灵敏度的关键。针对大失谐激光稳频问题, 提出了一种利用法布里-珀罗(F-P)腔传递激光频率稳定性的方法。以饱和吸收稳频法锁定的激光器频率为参考, 基于锁相原理, 锁定 F-P 腔长度。利用 F-P 腔长度这个稳定的参考点, 实现目标激光器的频率的精确锁定。实验将目标激光器波长锁定于 767.001 nm, 失谐频率为 150 GHz, 锁定后的频率漂移为 1 MHz/h。该方法解决了激光大失谐稳频问题, 对工程实践和科学研究有重要意义。

关键词: 半导体激光器; 激光稳频技术; 法布里-珀罗(F-P)腔; 激光器调谐; 调制技术
中图分类号: TN24

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2019)04-0841-06

近年来, 量子物理和量子传感技术发展迅速, 以超高精度著称的原子陀螺仪和原子磁强计的发展^[1]更是引发了广泛的关注。特别是基于无自旋交换弛豫(Spin Exchange Relaxation Free, SERF)的量子传感系统, 因其对惯性和弱磁场具有高度敏感的特性^[2-3], 在量子领域备受关注。激光器作为 SERF 量子传感系统中极化原子和检测原子自旋的重要工具^[4-5], 是 SERF 惯性测量和磁场测量的重要组成部分。半导体激光器由于其体积小、可靠性高等优点已经逐渐取代了其他类型的激光器^[6-7], 成为 SERF 传感系统中最为常用的抽运与检测光源。前期研究经验表明, 半导体激光器的频率会直接影响激光与原子的相互作用, 因此其频率稳定性对磁场和惯性的灵敏度有重要影响^[8]。通常没有经过特殊稳频手段处理, 自由运转 1 h 的半导体激光器频率漂移可以达到 GHz 量级, 而实现高灵敏度的 SERF 惯性和磁场测量所要求的激光频率稳定度要达到 MHz 量级^[9]。因此, 使用辅助的激光稳频技术提高半导

体激光器的频率稳定度十分重要。

目前, 最常见的激光稳频技术是直接将激光频率锁定于原子参考谱线, 如饱和吸收法^[10]和二向色原子蒸气激光锁定^[11]等。这些稳频方法所实现的短期频率稳定性可以达到 kHz 量级。但是在没有合适的原子谱线与所需激光频率对应的情况下, 比如在 SERF 陀螺仪、磁强计的研究中, 通常需要将激光频率锁定于远共振线位置(超过一倍多普勒线宽)^[12], 上述稳频方法便不再适用。

失谐激光稳频经常利用声光调制器(Acousto-Optic Modulator, AOM)或者电光调制器(Electro-Optic Modulator, EOM)进行稳频^[13]。然而, 考虑到 SERF 原子磁强计的原子气室所充入的惰性气体气压的影响, 原子磁强计的泵浦光的频率应该锁定在远离共振频率 GHz 量级的位置, 而探测光为了避免与碱金属原子产生共振而产生超高光学厚度, 进一步影响检测信噪比, 往往需要高达 100 GHz 的失谐^[14-15]。而传统的 AOM 和 EOM 等方法难以实现如此大范围的失谐。因此, 找到一

收稿日期: 2018-08-14; 录用日期: 2018-11-30; 网络出版时间: 2018-12-05 15:34

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181204.0938.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61227902, 61773043, 61473268, 61703025)

* 通信作者。E-mail: quanwei@buaa.edu.cn

引用格式: 李欣怡, 李秀飞, 全伟. 基于 F-P 腔的激光频率稳定传递方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(4): 841-846.

LI X Y, LI X F, QUAN W. Laser frequency stabilization transmission method based on an F-P cavity[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(4): 841-846 (in Chinese).

种可以实现大失谐激光频率稳定的方法对于工程技术和科学研究的发展都有重要意义。

本文提出了一种利用法布里-珀罗 (Fabry-Perot, F-P) 腔传递激光频率稳定性的方法, 可以实现大失谐激光频率的锁定。本文将锁定于⁸⁷Rb 原子 D2 线饱和吸收峰的 780 nm 激光器作为参考光源。基于参考激光经过 F-P 腔形成的失谐功率谱, 通过伺服反馈调节压电传感器 (Piezoelectric sensor, PZT) 来稳定 F-P 谐振腔长度, 使其成为 2 个激光器频率无损传递的“桥梁”。767 nm 外腔二极管激光器 (External Cavity Diode Laser, EC-DL) 作为待锁定目标激光器, 通过高频电流调制和锁相放大算法得到 F-P 谐振腔失稳信号, 从而把激光器波长锁定于 767.001 nm。实验结果验证了该方法的有效性, 频率漂移为 1 MHz/h, 达到了 SERF 原子自旋系统对激光漂移的要求。该方法具有通用、对实验环境要求低的特点, 可以广泛应用于量子光学、原子物理等精密测量实验中。

1 F-P 腔频率稳定传递原理

鉴于原子自旋能级是天然的稳定参考源, 在光频移、碰撞频移一定的条件下, 其稳定度达到了目前最精准的原子钟^[16] (稳定度可达 10^{-18} /天) 的参考标准。因此, 为了获得高稳定的参考激光频率, 使用原子饱和吸收光谱 (Saturated Absorption Spectrum, SAS) 锁定参考激光器的频率。使用两束频率一致、方向相反、光路重叠的激光穿过原子气室以获得碱金属原子的 SAS。单色可调谐的激光可以将速度为零的原子从具有多普勒速度分布的原子气体中选出, 使其吸收光子形成饱和, 产生饱和吸收光谱^[2]。理论上, 饱和吸收谱线都具有相似的线型, 为佛克脱轮廓背景谱线 $f(\omega)$ 和超精细能级的跃迁成分 $g(\omega)$ 的叠加, 则整体的谱线 $G(\omega)$ 可以表示为^[17]

$$G(\omega) = f(\omega) + g(\omega) \quad (1)$$

式中: ω 为频率; $f(\omega)$ 和 $g(\omega)$ 的表达式分别为^[18]

$$f(\omega) = -(a\omega^2 + b\omega + c) \quad (2)$$

$$g(\omega) = \frac{K}{(\omega - \omega_0)^2 + (\gamma/2)^2} \quad (3)$$

其中: ω_0 为原子共振频率; γ 为旋磁比, 与原子种类有关; a 、 b 、 c 和 K 为由原子种类决定的常数。对于碱金属原子而言, 其饱和吸收谱线中的佛克脱轮廓强度远小于其超精细能级的跃迁成分^[18], 可忽略不计。如式(3)所示, 超精细能级的跃迁成分为洛伦兹线型, 曲线关于原子共振频率点对称分布, 其饱和吸收峰的中心位置与原子共振频

率重合, 也是跃迁线的最大值位置。利用高频正弦调制信号 $A\sin(\Omega t)$ (A 为振幅, Ω 为频率) 可以改变激光器的参数, 实现频率调谐。经调制, 频率为 ω 的激光变为 $\omega' = \omega + A\sin(\Omega t)$, 可以得到参考激光器的饱和吸收谱线。对调制后的信号在 ω 处做泰勒展开可得^[18]

$$G(\omega') = G(\omega) + G^{(1)}(\omega)A\sin(\Omega t) + \frac{1}{2!}G^{(2)}(\omega)A^2\sin^2(\Omega t) + \frac{1}{3!}G^{(3)}(\omega)A^3\sin^3(\Omega t) + \dots \quad (4)$$

式中: $G^{(m)}(\omega)$ 为 $G(\omega)$ 的 m 阶导函数。本文使用一次谐波稳频, 使调制后的光谱信号和参考信号 $A\sin(\Omega t)$ 共同进入锁相放大电路, 经过乘法器、傅里叶变换和低通滤波, 得到的直流输出信号 V_0 为^[19]

$$V_0 = \frac{1}{T} \int_0^T \sin(\Omega t) G(\omega') dt = \frac{1}{2}AG^{(1)}(\omega) \quad (5)$$

式中: T 为扫描信号的周期。 V_0 正比于光谱信号的一次微分信号, 其过零点位置为饱和吸收峰的中心。因此, 将其作为误差信号送入比例-积分 (PI) 电路, 根据齐格勒-尼柯尔斯整定规则^[20], 调节 PI 参数, 即可锁定参考激光器于饱和吸收峰。

高稳定的参考激光频率可以作为稳定 F-P 腔长度的标准。激光频率和 F-P 腔长度产生谐振的条件为

$$nL = q \frac{\lambda}{2} \quad (6)$$

式中: L 为 F-P 腔的长度; n 为谐振腔介质的折射率; λ 为激光波长, 与 L 单位保持一致; q 为正整数^[21]。使用 PZT 驱动器线性扫描 F-P 腔的腔长, 所得到的 F-P 腔失谐功率谱被光电探测器采集。类似地, 利用调制、解调算法和先期稳定的参考激光频率, 可以得到稳频所需的误差信号。通过调节 PI 控制的参数, 可以锁定 F-P 腔长度, 稳定度高达 10^{-10} ^[22], 为目标激光器稳频奠定了基础。

利用 F-P 腔长度这个稳定的参考点, 原则上可以实现大失谐激光频率的锁定。对目标激光器的外腔长度线性扫描, 同时对其电流驱动源加入调制信号, 得到待稳定激光经过 F-P 腔之后的失谐信号功率谱。同样使用锁相放大电路进行解调得到误差信号, 并经过 PI 调节, 反馈至激光器控制器的输入端, 从而将激光频率精准地锁定于 F-P 腔失谐功率谱的峰值位置。

2 实验系统设计

利用 F-P 腔进行激光频率稳定传递, 实现大

失谐激光频率稳定的实验系统框图如图 1 所示。在没有合适的原子参考谱线且失谐频率较大的情况下,使用一个稳定的激光器作为参考,F-P 腔作为 2 个激光器之间传递的纽带,可以锁定目标激光器的频率。实验采用 780 nm 的激光器作为参考激光器,其频率稳定度必须达到或者高于 MHz 量级。780 nm 的参考激光器和控制器使用北京优立光太科技有限公司生产的 FSS801 外腔半导体激光器综合系统,控制部分集成了激光器电流驱动器、激光器温度控制器、PZT 驱动器、稳频模块。其中,PZT 驱动器和稳频模块可以分别产生可调的扫描和调制信号,是激光频率调谐的前提。光路中的 $\lambda/2$ 、 $\lambda/4$ 波片和偏振分光棱镜(Polarization Beam Splitter,PBS)用于实现相位匹配,调节激光的偏振态和分光比。使用长度为 50 mm、直径为 25 mm 的 ^{87}Rb 原子气室作为吸收池,光电探测器(Photo Detector,PD)将光功率信号转换为电压信号,产生 ^{87}Rb 的原子 D2 线 SAS。通过稳频电路将控制信号反馈至激光器控制器,从而实现了参考激光器频率的稳定。

图 1 中,两部分光路之间加入的 $\lambda/2$ 波片,使得参考激光和目标激光进入 F-P 腔之前的偏振方向垂直,在经过 F-P 腔之后能够被 PBS4 分离,分别被 PD2 和 PD3 探测。使用任意波形信号发生器(Agilent,33220A)输出的扫描信号和调制信号,经过自制加法器电路输入至 PZT 驱动器(Thorlabs,MDT694B),调节 F-P 腔的长度。被锁定的参考激光通过 F-P 腔之后被 PD2 转为电压信号,依靠稳频模块中的锁相放大模块和 PI 控制器,锁定 F-P 腔(Thorlabs,SA200-5B)的长度,为激光稳频提供一个超高稳定度的参考点。

稳定之后的 F-P 腔作为 2 个激光器频率稳定的桥梁,是 767 nm 的激光器(北京优立光太科技有限公司,FSS801)稳频的前提。调节 $\lambda/2$ 波片改变进入 F-P 腔的光强,并利用光电探测器采集 F-P 腔失谐信号功率谱,同样利用稳频模块产生反馈信号给激光器控制器。反馈信号实现了对 767 nm 激光器外腔长度的精密调节,使目标激光器的频率锁定于 F-P 腔共振频率点。

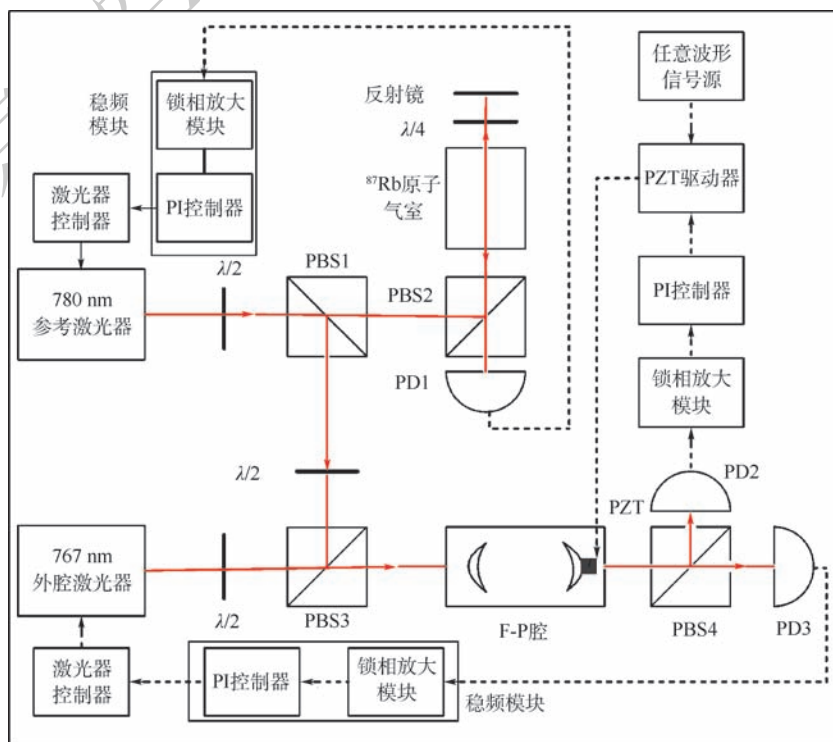


图 1 稳频实验系统框图

Fig. 1 Block diagram of frequency stabilization experimental system

3 实验及结果分析

在以上理论分析的基础上,2 个激光器都工作在驱动电流为 140 mA,温度为 26℃ 的控制条件

下。搭建光路,使 780 nm 激光器的电路控制系统输出 10 Hz 三角波信号和 2.5 kHz 的正弦波信号。调节并观测两者的幅度,并分别输送给 PZT 驱动器和激光器电流驱动器。同时,为了满足饱和吸

收光谱观测对光功率的要求,本文采用遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 对激光器控制信号和激光器功率进行建模和跟踪,保证信号稳定。参考激光经过饱和吸收光路,被 PD1 采集到的 SAS 信号和调制信号共同输入至稳频模块的输入端,产生误差信号。实验中,扫描信号、 ^{87}Rb 的 D2 线 SAS 和经过锁相放大模块产生的误差信号如图 2 所示。

将图 2 中的误差信号输入至 PI 控制器,在积分时间常数无穷大的前提下,调节比例放大倍数至光谱信号出现临界振荡,根据齐格勒-尼柯尔斯整定规则确定的比例放大倍数和积分时间分别为 10 s 和 0.5 s,从而实现了参考激光的锁定。

为了产生稳定腔长的误差信号,实验采用了 5 V、10 Hz 的扫描信号和 1 mV、30 kHz 的调制参考信号实现了对 780 nm 的激光器频率的调谐。对激光经过 PD2 输出的 F-P 腔失谐信号功率谱进行解调,得到了误差信号。经过 PI 控制(比例放大倍数为 10.3,积分时间为 0.52 s)的信号输入给 PZT 驱动器,实现了 F-P 腔的高精度锁定。基于此,待锁定的 767 nm 的激光器受到分别为 10 Hz 的三角波扫描和 2.5 kHz 的正弦信号调制后,光束通过高品质因数的 F-P 腔得到的失谐功率谱、稳频所需的误差信号如图 3 所示。

调节 PI 参数(放大倍数为 10.5,积分时间为 0.45 s)和误差信号的相位,锁定目标激光器后,使用 PD 探测 1 h 内通过 F-P 腔的光强得到的电压变化如图 4 所示。实验表明,目标激光器波长

被精准地锁定在了 767.001 nm,实现了 150 GHz 的大失谐,激光器被锁定之后的频率漂移可以达到 1 MHz/h。

实验证明利用高 Q 值 F-P 腔作为传递激光频率稳定的工具是可行的,但是考虑到 F-P 腔的长度对机械振动十分敏感,研究此方法对外界机械干扰的响应是推广该方法的必要前提。实验中,本文在 F-P 腔 0.5 m 范围内,人为给出了一个冲击噪声干扰,稳频后的目标激光经过 F-P 腔、稳频模块产生的误差信号和 PD3 的输出信号如图 5 所示。在冲击噪声发出后,稳频系统经过大约 0.5 s 的自动调节,可以恢复至先前的锁频状态。可见,该稳频方法能够抵抗一定的外界机械干扰,实现大失谐激光频率的精准锁定。

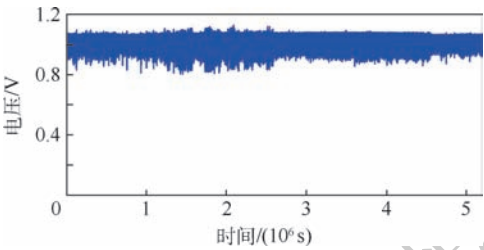


图 4 目标激光器锁定之后 1 h 通过 F-P 腔的光强
Fig. 4 Light intensity drift through F-P cavity during 1 h after target laser is locked

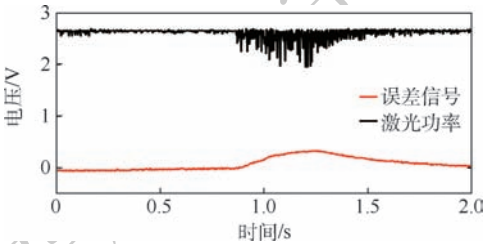


图 5 频率稳定后的冲击响应特性
Fig. 5 Impulse response characteristics after frequency stabilization

4 结 论

本文分析了激光器稳频的常用方法,针对 SERF 量子传感系统通常需要大失谐激光频率稳定的问题,提出了一种基于 F-P 腔实现频率稳定性传递的稳频技术。本文将锁定在 ^{87}Rb 原子 D2 线饱和吸收峰上的激光作为参考。根据激光的调制、解调算法,利用参考激光的 F-P 腔失谐功率谱提供一个超稳定腔长,作为目标激光器的稳频参考基准。对于目标激光器,可以通过伺服控制系统,将激光器波长锁定于 767.001 nm。实验结果验证了该方法的有效性,实现了 150 GHz 的大失

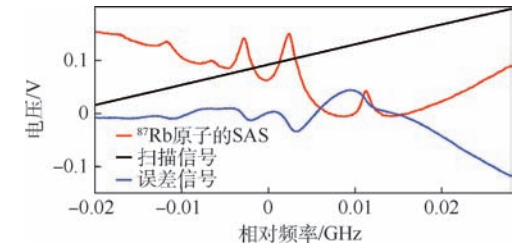


图 2 扫描信号、 ^{87}Rb 的 D2 线 SAS 和误差信号
Fig. 2 Scanning signal, SAS of ^{87}Rb and error signal

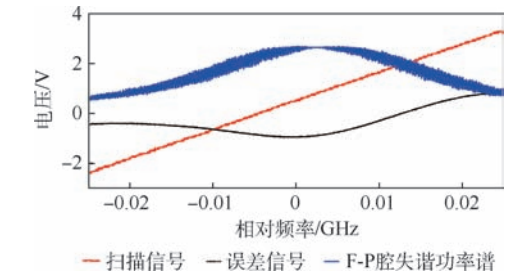


图 3 扫描信号、F-P 腔失谐功率谱和误差信号
Fig. 3 Scanning signal, detuning power spectrum of F-P cavity and error signal

谐稳频,锁频后激光频率漂移为1 MHz/h。原则上,可以通过多普勒冷却、光晶格装载、磁场屏蔽等方法提高碱金属原子能级稳定度,从而进一步降低本方法稳频的长期漂移。该方法对参考激光器和待稳定激光器波长没有特殊要求,解决了大失谐频率激光稳频的问题,具有普适性,对工程实践和科学研究有重要意义。

参考文献 (References)

- [1] KOBAYASHI K, UCHIKAWA Y. Development of a high spatial resolution SQUID magnetometer for biomagnetic measurement [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2003, 39 (5): 3378-3380.
- [2] 王路威. 半导体激光器的发展及其应用[J]. 成都大学学报, 2003, 22(3): 34-38.
WANG L W. Development of semiconductor lasers and their applications [J]. Journal of Chengdu University, 2003, 22(3): 34-38 (in Chinese).
- [3] 秦杰. 基于 ^{129}Xe -Cs的SERF原子自旋陀螺仪原理实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
QIN J. Experimental study on the principle of SERF atomic spin gyroscope based on ^{129}Xe -Cs [D]. Beijing: Beihang University, 2012 (in Chinese).
- [4] 万双爱. SERF原子自旋陀螺仪的误差分析及其抑制方法实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.
WAN S A. Experimental study on error analysis and suppression methods of SERF atomic spin gyroscope [D]. Beijing: Beihang University, 2014 (in Chinese).
- [5] ZHAI Y Y, YUE X G, WU Y J, et al. Effective preparation and collisional decay of atomic condensates in excited bands of an optical lattice [J]. Physics Review A, 2013, 87: 063638.
- [6] 陈熙, 全伟. 基于PD的半导体激光器温度控制系统设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(12): 2391-2396.
CHEN X, QUAN W. Design method of a PD-based temperature control system for laser diode [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(12): 2391-2396 (in Chinese).
- [7] WASIK G, GAWLIK W, ZACHOROWSKI J, et al. Laser frequency stabilization by Doppler-free magnetic dichroism [J]. Applied Physics B, 2002, 75(6-7): 613-619.
- [8] 李茹杰. SERF原子陀螺仪零偏稳定性理论分析与实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018.
LI R J. Theoretical and experimental study on the bias stability of atomic gyroscope operated in the SERF regime [D]. Beijing: Beihang University, 2018 (in Chinese).
- [9] QUAN W, LI G H, FANG Z S, et al. Locking distributed feedback laser diode frequency to gas absorption lines based on genetic programming [J]. Optical Engineering, 2017, 56(1): 016106.
- [10] DEMTORDER W. Laser spectroscopy: Basic concepts and instrumentation [M]. Berlin: Springer-Verlag, 1988.
- [11] CORWIN K L, LU Z T, HAND C F, et al. Frequency-stabilized diode laser with the Zeeman shift in an atomic vapor [J]. Applied Optics, 1998, 37(15): 3295.
- [12] 张辉. 铯原子喷泉钟 NTSC-01 光学系统的研制 [D]. 西安: 西北大学, 2012.
ZHANG H. Development of the NTSC-01 optical system of the helium fountain clock [D]. Xi'an: Northwest University, 2012 (in Chinese).
- [13] MARCHANT A L, HANDEL S, WILES T P, et al. Off-resonance laser frequency stabilization using the Faraday effect [J]. Optics Letters, 2011, 36(1): 64-66.
- [14] QUAN W, LI Y, LI R, et al. Far off-resonance laser frequency stabilization using multipass cells in Faraday rotation spectroscopy [J]. Applied Optics, 2016, 55(10): 2503-2507.
- [15] DANG H B, MALOOF A C, ROMALIS M V. Ultrahigh sensitivity magnetic field and magnetization measurements with an atomic magnetometer [J]. Applied Physics Letters, 2010, 97(15): 151110.
- [16] 杨红萍. 自旋压缩态及其在原子钟中的应用前景 [J]. 时间频率学报, 2013, 36(1): 16-27.
YANG H P. Spin-squeezing state of atomic ensembles and its application prospect in atomic clocks [J]. Journal of Time and Frequency, 2013, 36(1): 16-27 (in Chinese).
- [17] 张庆国, 贺健, 尤景汉, 等. 氢辐射线吸收谱等效宽度的理论分析 [J]. 激光与红外, 2012, 42(4): 372-376.
ZHANG Q G, HE J, YOU J H, et al. Theoretical analysis of the equivalent width of the helium emission lines' absorption spectrum [J]. Laser & Infrared, 2012, 42(4): 372-376 (in Chinese).
- [18] CHI H T, WANG X L, QUAN W. Pressure measurement of each gas in alkali-metal vapor cell with a mixed gas based on saturated absorption spectrum [J]. Spectroscopy & Spectral Analysis, 2018, 38(3): 948-952.
- [19] AYAT M, KARAMI M A, MIRZAKUCHAKI S, et al. Design of multiple modulated frequency lock-in amplifier for tapping-mode atomic force microscopy systems [J]. IEEE Transactions on Instrumentation & Measurement, 2016, 65(10): 2284-2292.
- [20] LIPKA M, PARNIAK M, WASILEWSKI W. Optical frequency locked loop for long-term stabilization of broad-line DFB laser frequency difference [J]. Applied Physics B, 2017, 123(9): 238.
- [21] TAO J, CHEN Y, LU J, et al. Method of the cavity length demodulation for optical fiber F-P sensors based on sparse fast Fourier transform [J]. Chinese Journal of Lasers, 2018, 45(5): 0510001.
- [22] BOHLOULI Z P, AFROUSHEH K, MARTIN J D D. Optical transfer cavity stabilization using current-modulated injection-locked diode lasers [J]. Review of Scientific Instruments, 2006, 77(9): 093105.

作者简介:

李欣怡 女, 硕士研究生。主要研究方向: 量子精密测量与传感技术。

李秀飞 男, 博士研究生。主要研究方向: 量子精密测量与传感技术。

全伟 男, 研究员。主要研究方向: 量子精密测量与传感技术、量子导航技术和多传感器组合导航与组合定姿技术。

Laser frequency stabilization transmission method based on an F-P cavity

LI Xinyi¹, LI Xiufei¹, QUAN Wei^{1,2,*}

- (1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Laser frequency stabilization is a common request in the development of quantum sensors. The frequency of the laser often needs to be locked on the detuning far away from the resonance, which is key to improve the sensitivity and accuracy of quantum sensors. Aimed at far off-resonance laser frequency stabilization, a method of frequency stabilization based on a Fabry-Perot (F-P) cavity to transfer the stability from a previously locked laser is proposed. A laser frequency was stabilized by saturated absorption spectrum method as a reference to lock the length of F-P cavity, and the F-P cavity was locked according to a lock-in principle. The highly stable length of F-P cavity, as a benchmark, helped the target laser wavelength to be locked on 767.001 nm, which is as far as 150 GHz from the resonance. The results show that the laser frequency drift is 1 MHz/h after locked. The method solves the problem of far off-resonance laser frequency stabilization, which is of great significance to engineering practice and scientific research.

Keywords: semiconductor lasers; laser frequency stabilization; Fabry-Perot (F-P) cavity; laser tuning; modulation

Received: 2018-08-14; **Accepted:** 2018-11-30; **Published online:** 2018-12-05 15:34

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181204.0938.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61227902,61773043,61473268,61703025)

* **Corresponding author.** E-mail: quanwei@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技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、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(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

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 45 卷 第 4 期 2019 年 4 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.45 No.4 April 2019

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主 编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》
编辑部

邮 编 100083

地 址 北京市海淀区学院路 37 号

印 刷 北京科信印刷有限公司

发 行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922
82314839

电子信箱 jbuua@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information
Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics
and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922
82314839

E-mail jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00 元 / 期

ISSN 1001-5965

