



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



2021-04

Vol.47 No.4

目 次

函数调用网络的结构属性及其静态鲁棒性 王尔申, 任虹帆, 宏晨, 孙庆华, 刘畅, 徐嵩 (675)

基于 R-D SSD 模型航空发动机安装工位检测算法 陈科山, 郝宇, 何泓波, 李坤龙 (682)

飞机舱门泄压阀机构磨损可靠性与灵敏度分析 周长聪, 赵浩东, 常琦, 吉梦瑶, 李琛 (690)

电子车钥匙环境下的口令认证密钥交换协议 明悦, 邹俊伟, 沈婷 (698)

压电式高速开关阀控液压缸位置系统 俞军涛, 占昊, 王丽, 焦宗夏 (706)

用频装备带内多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法 李伟, 魏光辉, 潘晓东, 孙梳清 (715)

军航无人机与民航航班侧向碰撞风险评估 李琦, 甘旭升, 孙静娟, 王明华 (724)

基于 Frenet 和改进人工势场的在轨规避路径自主规划
..... 刘冰雁, 叶雄兵, 方胜良, 刘怀兴, 贾璐 (731)

垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计 陈刚, 贾玉红, 马东立, 夏兴禄, 张欣 (742)

临近空间大气密度扰动对高超声速飞行器气动热环境的影响
..... 程旋, 肖存英, 杜涛, 胡雄, 杨钧烽 (754)

电动舵机模块化建模及动刚度仿真 卢晋, 吴志刚, 杨超 (765)

一种连翼飞行器气动和飞行力学迭代仿真方法 蔡玉红, 刘刚, 洪冠新 (779)

不可靠测试条件下基于 NSGA-II 的多目标测试优化选择 翟禹尧, 史贤俊, 杨帅, 秦玉峰 (792)

基于 GNSS 测量的天宫二号质心确定 金哲阳, 王文彬, 刘江凯 (802)

基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法 吴傲, 杨任农, 梁晓龙, 侯岳奇 (814)

环境温度对汽油缸内直喷汽车排放的影响 胡守信, 赵耀炜, 李兴虎 (828)

基于改进 Hopfield 神经网络的对地攻击型无人机自主能力评价
..... 丰雨轩, 刘树光, 解武杰, 茹乐 (835)

距离相关系数融合 GPR 模型的卫星异常检测方法 孙宇豪, 李国通, 张鸽 (844)

飞机风扰响应特性的模拟与评定方法 徐玉强, 王立新, 乐挺, 张喆 (853)

THAAD 增程型拦截弹预测制导方法 张荣升, 陈万春 (863)

胚胎电子细胞剩余码/berger 码联合编码自检方法 王博, 孟亚峰 (875)

CONTENTS

Structural properties and static robustness of function call networks
..... WANG Ershen, REN Hongfan, HONG Chen, SUN Qinghua, LIU Chang, XU Song (675)

Detection algorithm of aeroengine installation station based on R-D SSD model
..... CHEN Keshan, HAO Yu, HE Hongbo, LI Kunlong (682)

Reliability and sensitivity analysis of relief valve mechanism of aircraft door considering wear
..... ZHOU Changcong, ZHAO Haodong, CHANG Qi, JI Mengyao, LI Chen (690)

Password authenticated key exchange protocol in electronic vehicle key environment
..... MING Yue, ZOU Junwei, SHEN Ting (698)

Hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve
..... YU Juntao, ZHAN Hao, WANG Li, JIAO Zongxia (706)

Blocking jamming effect prediction method under multi-frequency in-band radiation environment for
spectrum-dependent equipment LI Wei, WEI Guanghui, PAN Xiaodong, SUN Shuqing (715)

Risk assessment of lateral collision between military UAV and civil aviation flight
..... LI Qi, GAN Xusheng, SUN Jingjuan, WANG Minghua (724)

Autonomous planning of on-orbit evasion path based on Frenet and improved artificial potential field
..... LIU Bingyan, YE Xiongbing, FANG Shengliang, LIU Huaixing, JIA Jun (731)

Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane
..... CHEN Gang, JIA Yuhong, MA Dongli, XIA Xinglu, ZHANG Xin (742)

Influence of atmospheric density disturbance on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles in near space
..... CHENG Xuan, XIAO Cunying, DU Tao, HU Xiong, YANG Junfeng (754)

Modular modeling and dynamic stiffness simulation of electromechanical actuator
..... LU Jin, WU Zhigang, YANG Chao (765)

Aerodynamic and flight dynamic iterative simulation method of a joined wing aircraft
..... CAI Yuhong, LIU Gang, HONG Guanxin (779)

Multi-objective test optimization selection based on NSGA-II under unreliable test conditions
..... ZHAI Yuyao, SHI Xianjun, YANG Shuai, QIN Yufeng (792)

Center of mass estimation of Tiangong-2 spacecraft using GNSS measurement
..... JIN Zheyang, WANG Wenbin, LIU Jiangkai (802)

Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm
..... WU Ao, YANG Rennong, LIANG Xiaolong, HOU Yueqi (814)

Impact of ambient temperature on GDIV emission
..... HU Shouxin, ZHAO Yaowei, LI Xinghu (828)

Autonomous capability evaluation of ground-attack UAV based on improved Hopfield neural network
..... FENG Yuxuan, LIU Shuguang, XIE Wujie, RU Le (835)

A satellite anomaly detection method based on distance correlation coefficient and GPR model
..... SUN Yuhao, LI Guotong, ZHANG Ge (844)

Simulation and evaluation method of aircraft response characteristics under wind disturbance
..... XU Wangqiang, WANG Lixin, YUE Ting, ZHANG Zhe (853)

Predictive guidance method of THAAD-ER interceptor
..... ZHANG Rongsheng, CHEN Wanchun (863)

A residue codes and berger codes combined coding self-check method for embryonic electronic cell
..... WANG Bo, MENG Yafeng (875)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0039

函数调用网络的结构属性及其静态鲁棒性



王尔申^{1,2}, 任虹帆¹, 宏晨^{3,4,*}, 孙庆华^{3,4}, 刘畅^{3,4}, 徐嵩¹

(1. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136;

2. 辽宁通用航空研究院(沈阳航空航天大学), 沈阳 110136;

3. 北京联合大学 北京市信息工程重点实验室, 北京 100101;

4. 北京联合大学 机器人学院, 北京 100101)

摘 要: 通过对开源软件 tar 和 MySQL 源码的分析, 构建基于函数调用的有向软件网络模型, 研究函数调用网络的度分布、聚类系数等多个结构属性。结果表明, 多个主要软件模块的耦合才使得整个函数调用网络具有高聚类特性; 节点的依赖度(影响度)与节点的出度(入度)存在正相关性; 节点的依赖度与影响度具有负相关性。基于有向软件网络鲁棒性的弱连通和强连通指标, 采用不同节点攻击策略验证函数调用网络的静态鲁棒性。研究结果表明, 对于 tar 网络, 高出度策略对网络的弱连通性具有最佳的攻击效果; 对于 MySQL 网络, 高入度策略对网络的弱连通性具有最佳的攻击效果。

关键词: 软件网络; 网络属性; 网络鲁棒性; 复杂网络; 攻击策略

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0675-07

自然界有许多复杂系统都可以用复杂网络来描述^[1], 如蛋白质网^[2]、铁路网^[3]、航空网^[4]等。复杂网络为研究软件系统的结构提供了一种有力的工具^[5]。2002年, Valverde等^[6]首次将复杂网络理论应用到软件系统的拓扑结构中。Valverde^[7]和Myers^[8]等分析了开源软件, 用有向网络表征软件系统, 得出有向软件网络的“小世界”和“无标度”特征。李兵等^[9]提出了一种软件演化复杂性度量模型。汪北阳和吕金虎^[10]通过分析软件网络中节点的特性, 提出了一种含权软件网络模型, 能够准确描述软件网络节点间的依赖关系。Huang等^[11]提出了一种基于软件动态执行的软件网络模型, 发现该软件网络具有“小世界”和“无标度”特性。何鹏等^[12]研究表明基

于类的网络演化特征最好。Zhao等^[13]提出了一种基于重复度和邻居聚类系数的节点重要性度量方法, 结果表明, 该方法可以有效评价网络中节点的重要性。Pan等^[14]提出了一种多粒度软件网络模型, 结果表明, 所有被调查的软件网络都具有有界度指数及小世界等特征。Xia等^[15]引入软件镜像的概念作为复杂网络的新模型, 发现软件执行过程中的度分布可以遵循幂律。

复杂网络理论是研究复杂系统鲁棒性的重要工具^[16-18]。目前, 科研人员从不同角度对复杂软件系统鲁棒性进行了研究。王小龙等^[19]提出了一种软件动态执行加权网络的建模方法, 结果表明, 更大的外部扰动强度会加速级联故障扩散。He等^[20]提出了一种级联故障扩散分析(Casca-

收稿日期: 2020-02-08; 录用日期: 2020-05-01; 网络出版时间: 2020-05-25 16:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200525.1327.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018AAA0100804); 国家自然科学基金(61571309, 61703287, 61972040); 辽宁省重点研发计划(2020JH2/10100045); 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1907022); 沈阳市高层次创新人才计划(RC190030)

*通信作者。E-mail: hchchina@sina.com

引用格式: 王尔申, 任虹帆, 宏晨, 等. 函数调用网络的结构属性及其静态鲁棒性[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 675-681. WANG E S, REN H F, HONG C, et al. Structural properties and static robustness of function call networks[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 675-681 (in Chinese).

ding Failure Diffusion Analyzing, CFDA)算法,结果显示,攻击强传播能力的节点对软件系统的破坏性更大。许多重要的大型软件主要基于函数调用模式开发,如操作系统 Linux、数据库系统 MySQL 等,因此,对函数调用网络开展深入研究是有必要的。另外,现有函数调用网络的研究大多基于无向网络^[21],而函数调用网络是典型的有向网络。本文构建了 tar 和 MySQL 的有向软件网络模型,对有向软件网络的静态鲁棒性研究有重要意义。

1 模型

1.1 函数调用网络

构建基于函数调用的有向软件网络,步骤如下:

步骤 1 下载 tar-1.23 和 MySQL-5.7.13 源码,使用工具 Cflow 分解源码中函数调用关系。

步骤 2 使用 tree2dotx 工具将步骤 1 中的函数调用关系转换为 dot 格式。

步骤 3 用 Gephi 软件解析出 dot 格式中节点与边的依赖关系,生成函数调用网络。

图 1 为函数调用网络结构示意图,图中不同颜色代表软件网络中的不同软件功能模块。

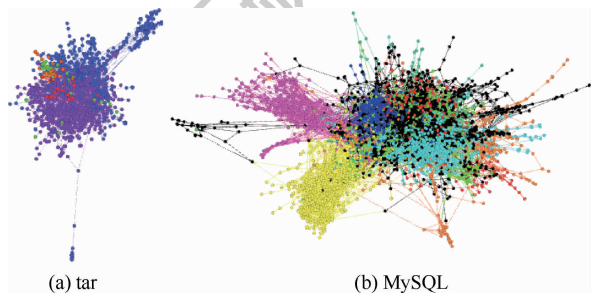


图 1 函数调用网络结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of function call software network structure

1.2 攻击策略

引入如下 8 种攻击策略研究函数调用网络静态鲁棒性:

1) HODS (High Out-Degree Strategy) 策略。在有向软件网络中,节点 i 的出度 k_i^{out} 是指从节点 i 指向其他直接邻居节点的边的数目。给定网络 G 的邻接矩阵 $A = (a_{ij})_{N \times N}$,如果有从节点 i 指向节点 j 的边,则 $a_{ij} = 1$,否则 $a_{ij} = 0$ 。节点 i 的出度表示为 $k_i^{\text{out}} = \sum_{j=1}^N a_{ij}$ 。在 HODS 策略中,本文将初始网络中节点的出度由大到小排序,出度大的节点先被移除。

2) HIDS (High In-Degree Strategy) 策略。节

点 i 的入度 k_i^{in} 指从其直接邻节点指向节点 i 的连边数目。节点 i 的入度表示为 $k_i^{\text{in}} = \sum_{j=1}^N a_{ji}$ 。在 HIDS 策略中,本文将初始网络中节点的入度由大到小排序,入度大的先移除。

3) RS (Random Strategy) 策略。该策略在网络中随机选择节点进行移除。

4) HHS (High Hub Strategy) 策略。超文本敏感标题搜索 (Hyperlink-Induced Topic Search, HITS) 是评价有向软件网络节点重要性的一个经典算法。在 HHS 策略中,将初始网络中节点的枢纽值由大到小排序。

5) HAS (High Authority Strategy) 策略。先计算初始网络中节点的权威值,将其按照从大到小的顺序排序,并先删除权威值大的节点。

6) HPS (High PageRank Strategy) 策略。另一个评价有向软件网络节点重要性的算法是 PageRank。在 HPS 策略中,将初始网络中节点 PR 值由大到小排序,值大的节点先被移除。

7) HDS (High Dependency Strategy) 策略。依赖度定义为:设 $x, y \in V(G)$,如果从 x 到 y 有一条任意长度的有向路径,则称 x 可以到达 y 。 $T(x)$ 表示网络 G 中 x 可以到达的所有节点 (不包括 x) 的集合。节点 x 的依赖度定义为集合 $T(x)$ 中元素的个数,记为 $D_c(x) = |T(x)|$ 。

8) HIS (High Influence Strategy) 策略。影响度定义为:设 $x, y \in V(G)$,如果从 y 到 x 有一条任意长度的有向路径,则称 y 可以到达 x 。 $D(x)$ 表示网络 G 中可以到达 x 的所有节点 (不包括 x) 的集合。节点 x 的影响度定义为集合 $D(x)$ 中元素的个数,记为 $I_c(x) = |D(x)|$ 。

1.3 鲁棒性指标

在有向图中,任取一对节点 i 和 j ,若同时存在一条从节点 i 到 j 和从节点 j 到 i 的路径,则称该图为强连通图。若将有向图的每条有向边都替换为无向边,则得到的图称为有向图的基图。若一个有向图的基图是连通图,则该有向图是弱连通图。两者的区别就在于:强连通图中各节点之间都存在相互到达的路径,而弱连通图中可能只存在单向到达的路径。最大强(弱)连通子图是有向网络中节点数最多的强(弱)连通子图。

弱连通指标 $W = N_w/N$, N_w 为网络受到攻击后的最大弱连通子图的节点总数, N 为初始网络的节点总数。强连通指标 $S = N_s/N$, N_s 为网络受到攻击后的最大强连通子图的节点总数。

2 仿真结果

2.1 结构属性分析

表 1 列出了 tar 网络和 MySQL 网络的参数。表中: N 为节点数, M 为边数, $\langle K \rangle$ 为平均度, $\langle L \rangle$ 为平均路径长度, C 为聚类系数, d 为网络直径(网络中任意两节点间距离的最大值), $\langle I \rangle$ 为平均影响度, $\langle D \rangle$ 为平均依赖度。在计算 $\langle K \rangle$ 、 $\langle L \rangle$ 、 C 、 d 时把软件网络看作无向软件网络,计算 $\langle I \rangle$ 、 $\langle D \rangle$ 时把软件网络看作有向软件网络。从表 1 可以看出,2 个软件网络平均路径长度都小于 4.3,聚类系数都大于 0.08,符合“小世界”特征;每个网络的平均影响度与平均依赖度是相等的。MySQL 网络的平均影响度达到了 1 176.345,远大于 tar 网络的 35.322,表明 MySQL 网络的函数重用程度远高于 tar 网络的函数重用程度。MySQL 网络的规模比 tar 网络的规模大,达到了 4 598 个节点。2 个网络的网络直径都为 11,说明网络直径与网络规模没有必然联系。

表 2 为 tar 的前 5 个软件模块的结构属性。可以看出,这 5 个模块的聚类系数相对较小,最大的软件模块 src 的聚类系数只有 0.037,远小于 0.087,说明 tar 网络的聚类系数由于 5 个软件模块耦合而显著提高了,才使得 tar 网络具有了高聚类的“小世界”特征。src 模块有 687 个节点,相对于整个 tar 网络,src 模块的平均路径长度、聚类

系数、平均影响度等结构属性均有明显减少,特别是平均影响度和平均依赖度只有 7.760,远小于整个 tar 网络的 35.322,说明 src 模块的复杂性明显低于整个 tar 网络的复杂性。gnu 是 tar 网络的第 2 大功能模块,可以看出 gnu 网络比较稀疏,平均度只有 3.840;gnu 的平均路径长度为 4.405,比整个 tar 网络的 4.132 还要大,gnu 的网络直径为 14,也大于整个 tar 网络的直径 11,这说明 gnu 模块内部函数的互相调用效率不高,通过和其他软件模块的耦合提高了 gnu 模块的函数调用效率。另外 3 个软件模块(lib、tests、rmt)的平均影响度和平均依赖度都远小于 1,说明这 3 个模块各自内部函数之间的耦合程度较低,函数重用程度不高。

表 3 列出了 MySQL 的前 5 个软件模块的结构属性。可以看出,这 5 个模块的最大聚类系数只有 0.075,明显小于 0.119,即完整 MySQL 网络的聚类系数,表明 MySQL 网络的聚类系数由于主要软件模块的耦合而提高了。最大的软件模块 mysys 的平均路径长度只有 2.991,明显小于 MySQL 网络的 4.294,说明 mysys 模块内部函数之间的平均调用效率较高。软件模块 strings 平均影响度和平均依赖度小于 1,说明该模块内部各函数互相调用的较少,函数重用程度不高。

图 2 为 tar 和 MySQL 网络的节点依赖度和影响度分布图。

表 1 软件网络的结构属性

Table 1 Structural properties of software networks

软件名称	N	M	$\langle K \rangle$	$\langle L \rangle$	C	d	$\langle I \rangle$	$\langle D \rangle$
tar	1 204	3 285	5.384	4.132	0.087	11	35.322	35.322
MySQL	4 598	16 018	6.514	4.294	0.119	11	1 176.345	1 176.345

表 2 tar 软件模块的结构属性

Table 2 Structural properties of software modules in tar

模块序号	模块名称	N	M	$\langle K \rangle$	$\langle L \rangle$	C	d	$\langle I \rangle$	$\langle D \rangle$
1	src	687	1 817	5.287	3.059	0.037	9	7.760	7.760
2	gnu	563	1 104	3.840	4.405	0.049	14	6.350	6.350
3	lib	110	151	2.745	1.543	0.026	9	0.242	0.242
4	tests	79	112	2.835	1.620	0.024	6	0.181	0.181
5	rmt	57	101	3.544	1.760	0.058	6	0.190	0.190

表 3 MySQL 软件模块的结构属性

Table 3 Structural properties of software modules in MySQL

模块序号	模块名称	N	M	$\langle K \rangle$	$\langle L \rangle$	C	d	$\langle I \rangle$	$\langle D \rangle$
1	mysys	1 042	2 718	5.217	2.991	0.046	12	2.513	2.513
2	libevent	667	2 219	6.654	4.139	0.041	9	4.090	4.090
3	storagemysam	568	1 839	6.475	4.392	0.053	8	3.201	3.201
4	cmd-line-utils	556	1 179	4.241	3.522	0.057	10	2.890	2.890
5	strings	342	628	3.673	2.049	0.075	12	0.303	0.303

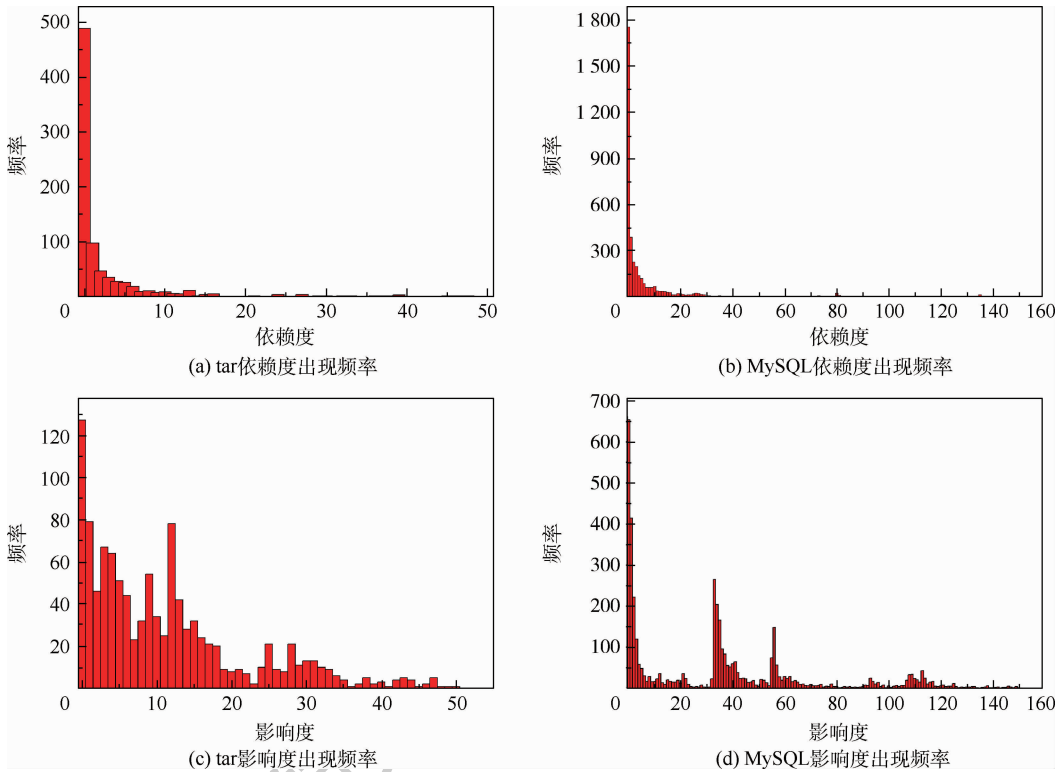


图2 不同网络节点依赖度和影响度的分布

Fig. 2 Distribution of node dependency and influence of different networks

由图2(a)、(b)可得节点的依赖度与节点出现的频率成反比关系。tar网络中有489个节点的依赖度是0,占网络总节点数的41%(见图2(a)),MySQL网络中有1753个节点的依赖度是0,占网络总节点数的38%(见图2(b))。由图2(c)、(d)可得,随着影响度增大,节点的出现频率总体上呈下降趋势。tar网络有127个节点的影响度是0,占网络总节点数的11%(见图2(c)),MySQL网络有654个节点的影响度是0,占网络总节点数的14%(见图2(d))。

表4列出了tar和MySQL网络中依赖度最大的节点的属性。可以看出,tar网络中具有最大依赖度的函数为getopt_long,该节点的依赖度达到了731,超过了网络总节点数($N=1\ 204$)的一半,即该函数直接或间接调用了软件中超过一半的函数。同时该节点的影响度和入度都为0,只有出度大于0,表明该节点的依赖度只与出度相关。MySQL中依赖度最大的函数为mi_open_share,该节点的依赖度达到了2224,接近网络总节点数($N=4\ 598$)的一半,即该函数直接或间接调用了

表4 依赖度最大的节点属性

Table 4 Properties of node with maximum dependency

软件名称	节点编号	函数名称	依赖度	出度	入度	影响度
tar	379	getopt_long	731	2	0	0
MySQL	2337	mi_open_share	2224	59	0	0

软件中将近一半的函数,同时该节点的影响度和入度均为0,出度为59,表明该节点的依赖度只与出度相关。

表5列出了tar和MySQL网络中具有最大影响度的节点的属性。tar网络中strlen函数的影响度最大,达到了456,该节点的依赖度和出度都为0,入度为97,表明该节点的影响度只与入度相关。MySQL网络中free函数的影响度最大,达到了1087,该节点的依赖度和出度均为0,入度为129,表明该节点的影响度只与入度相关。

随着依赖度的增加,tar网络的出度呈现递增趋势(见图3(a))。对于MySQL网络,节点的出度随依赖度的增大而增大(见图3(b))。随着影响度的增大,tar网络的入度有递增的趋势(见图3(c))。MySQL网络的入度随着影响度的增大有递增的趋势(见图3(d))。

由图4可得,影响度与依赖度具有负相关性;有大量节点位于图的左下角,表明函数调用网络中存在大量依赖度和影响度均很小的节点;tar网络中最大依赖度的值(731)大于其最大影响度的

表5 影响度最大的节点属性

Table 5 Properties of node with maximum influence

软件名称	节点编号	函数名称	影响度	出度	入度	依赖度
tar	976	strlen	456	0	97	0
MySQL	1151	free	1087	0	129	0

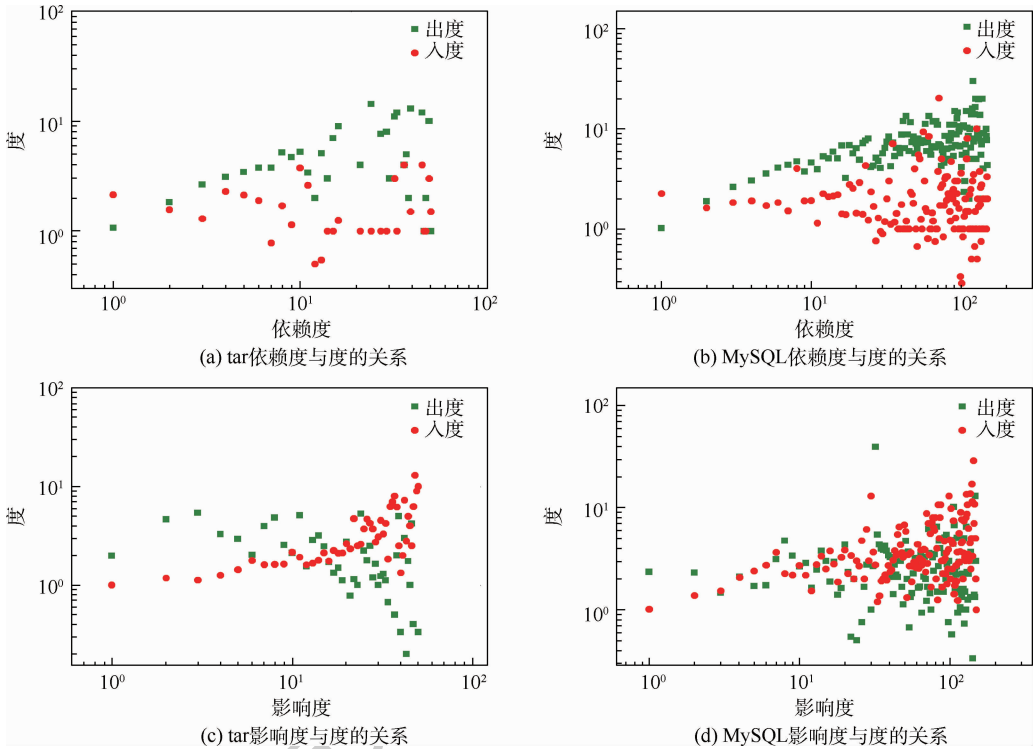


图 3 度与依赖度和影响度关系

Fig. 3 Relationship between degree of nodes and node dependency and influence

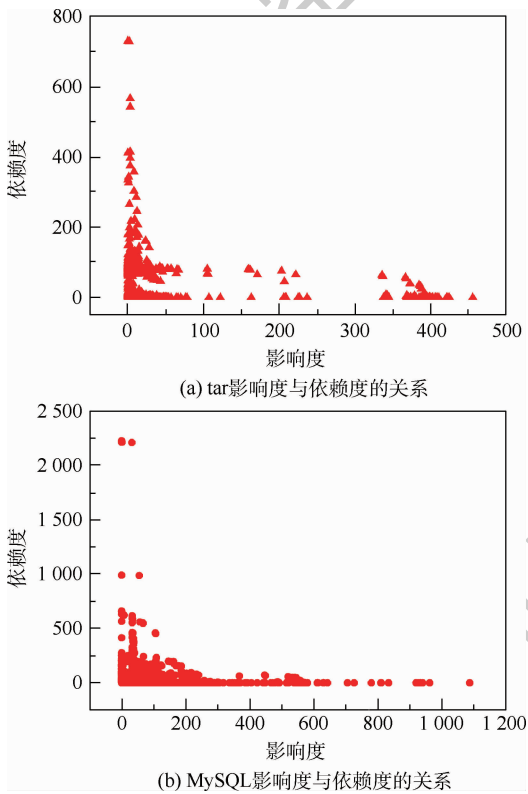


图 4 节点的影响度与依赖度的关系

Fig. 4 Relationship between node influence and dependency

值(456),MySQL网络中最大依赖度的值(2224)大于其最大影响度的值(1087),表明软件网络中依赖度的最大值通常大于影响度的最大值。在复杂软件系统中,依赖度大的函数因为直接或间接

调用了大量的其他函数,使得该函数内部结构比较复杂,导致其被重用的概率就会比较低,影响度就低。

2.2 鲁棒性分析

图 5 为 tar 和 MySQL 网络弱连通指标 W 和强连通指标 S 与攻击比率 $f = N'/N$ 的关系, N' 为被攻击节点的总数, N 为初始网络的节点总数。随着 f 的增大,鲁棒性指标值减少。在 tar 网络中,对于弱连通指标, HODS 策略的攻击效果最好,当 $f > 0.33$ 时整个网络崩溃了(见图 5(a));对于强连通指标,当 f 较小时, HODS 策略的攻击效果最好。当 f 较大时, HIDS 的攻击效果最好(见图 5(b))。在 MySQL 网络中,对于弱连通指标, HIDS 策略的攻击效果最好(见图 5(c))。对于强连通指标, HODS 策略的攻击效果最好(见图 5(d))。由此得出,节点的出度或入度对函数调用网络的静态鲁棒性具有更重要的影响,即基于高出度或高入度的攻击策略通常是最好的攻击策略。对于 tar 网络,当攻击比率 f 较小时,高出度策略明显优于高入度策略,但当攻击比率较大时,两者的区别不再明显;对于 MySQL 网络,在弱连通指标下,高入度策略比高出度策略更容易使网络崩溃。而在强连通指标下,情况正好相反。

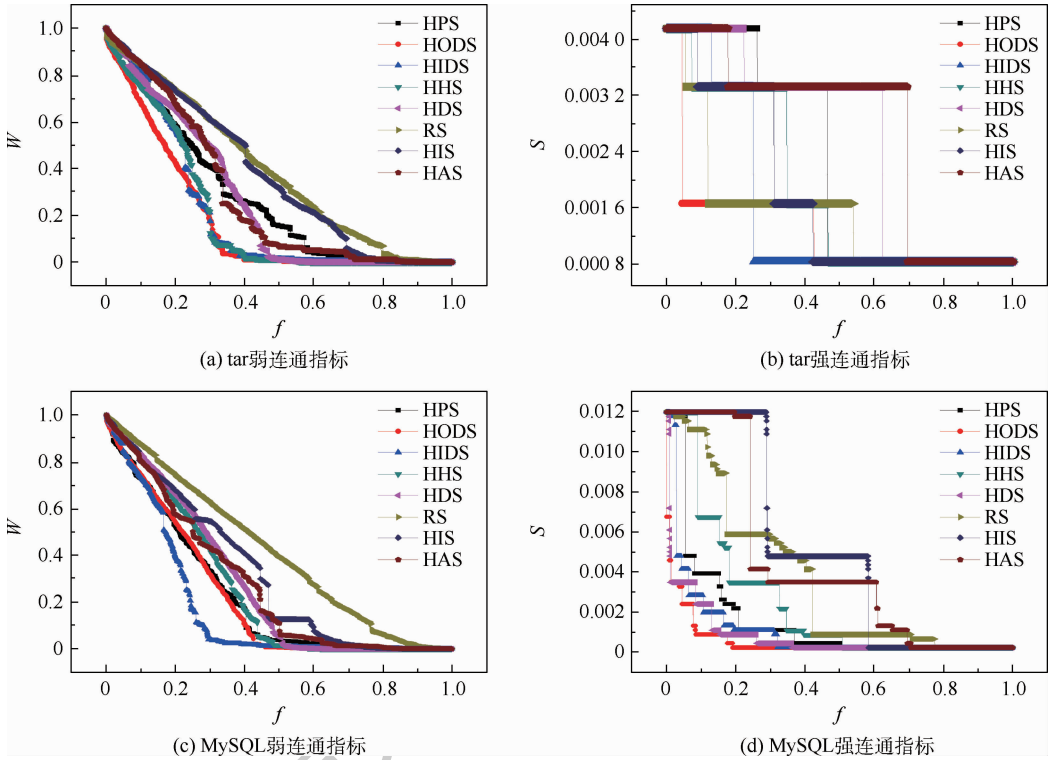


图5 tar 和 MySQL 网络鲁棒性指标与攻击比率的关系

Fig. 5 Relationship between tar and MySQL network robustness and attack rate

3 结论

本文基于开源软件源码中的函数调用关系,对软件网络的结构属性及其静态鲁棒性进行研究。结果表明:

1) 节点的依赖度与出度存在正相关性,节点的影响度与入度呈正相关性,节点的依赖度和影响度具有负相关性。

2) 引入 8 种节点攻击策略对 tar 和 MySQL 网络的静态鲁棒性进行研究,结果显示,节点的出度或入度对函数调用网络的静态鲁棒性具有更重要的影响,即基于高出度或高入度的攻击策略通常是最佳的攻击策略。

参考文献 (References)

[1] BARABASI A L, ALBERT R. Emergence of scaling in random networks[J]. Science, 1999, 286(5439): 509-512.

[2] 胡赛,熊慧军,李学勇,等. 多关系蛋白质网络构建及其应用研究[J]. 自动化学报, 2015, 41(2): 2155-2163.

HU S, XIONG H J, LI X Y, et al. The construction and application of multi-relational protein networks[J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(2): 2155-2163 (in Chinese).

[3] ZHANG J H, HU F N, WANG S L, et al. Structural vulnerability and intervention of high speed railway networks[J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2016, 462(c): 743-751.

[4] HONG C, ZHANG J, CAO X B, et al. Structural properties of the Chinese air transportation multilayer network[J]. Chaos,

Solitons and Fractals, 2016, 86: 28-34.

[5] VASA R, SCHNEIDER J G, WOODWARD C, et al. Detecting structural changes in object oriented software systems [C] // Proceedings of the 2005 International Symposium on Empirical Software Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2005: 479-486.

[6] VALVERDE S, CANCHO R F, SOLÉ R V. Scale-free networks from optimal design [J]. Europhysics Letters, 2002, 60(4): 512-517.

[7] VALVERDE S, SOLÉ R V. Network motifs in computational graphs: A case study in software architecture [J]. Physical Review E- Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics, 2005, 72(2): 147-154.

[8] MYERS C R. Software systems as complex networks: Structure, function, and evolvability of software collaboration graphs [J]. Physical Review E- Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics, 2003, 68(4): 046116.

[9] 李兵,王浩,李曾扬,等. 基于复杂网络的软件复杂度度量研究[J]. 电子学报, 2006, 34(S1): 2372-2375.

LI B, WANG H, LI Z Y, et al. Study on software complexity measure based on complex network [J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(S1): 2372-2375 (in Chinese).

[10] 汪北阳,吕金虎. 复杂软件系统的软件网络结点影响分析[J]. 软件学报, 2013, 24(12): 2814-2829.

WANG B Y, LV J H. Analysis of software network node impact of complex software systems [J]. Journal of Software, 2013, 24(12): 2814-2829 (in Chinese).

[11] HUANG L Z, AI J, PEI H Y. Software network models based on dynamic execution for fault propagation research [C] // IEEE International Conference on Software Quality. Piscataway: IEEE Press, 2015: 56-61.

[12] 何鹏,王鹏,李兵. 基于多粒度软件网络模型的软件系统演化分析[J]. 电子学报, 2018, 46(2): 258-267.

- HE P, WANG P, LI B. Evolution analysis of software system based on multi-granularity software network model [J]. Acta Electronica Sinica, 2018, 46(2):258-267 (in Chinese).
- [13] ZHAO X S, ZHANG H H, ZHANG M Y, et al. Identifying influential nodes in large-scale software networks [C] // IEEE Information Technology and Mechatronics Engineering Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017:764-767.
- [14] PAN W F, LI B, MA Y T, et al. Multi-granularity evolution analysis of software using complex network theory [J]. Journal of Systems Science and Complexity, 2011, 24(6):1068-1082.
- [15] XIA Y X, ZHANG W P, ZHANG X J. The effect of capacity redundancy disparity on the robustness of interconnected networks [J]. Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications, 2016, 447:561-568.
- [16] TAN F, XIA Y, WEI Z. Robust-yet-fragile nature of interdependent networks [J]. Physical Review E-Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics, 2015, 91(5):052809.
- [17] WANG J W, SUN E H, XU B, et al. Robust-yet-fragile nature of interdependent networks [J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2015, 91(5):052809.
- [18] 王尔申, 李宇, 宏晨, 等. Linux 软件网络的结构属性及静态稳健性 [J]. 电信科学, 2019, 11(11):9-18.
WANG E S, LI Y, HONG C, et al. Structural properties and static robustness of Linux software network [J]. Telecommuni-
cation Science, 2019, 11(11):9-18 (in Chinese).
- [19] 王小龙, 侯刚, 任龙涛, 等. 软件动态执行网络建模及其级联故障分析 [J]. 计算机科学, 2014, 41(8):109-114.
WANG X L, HOU G, REN L T, et al. Software dynamic execution network modeling and its cascading failure analysis [J]. Computer Science, 2014, 41(8):109-114 (in Chinese).
- [20] HE H T, REN R, ZHANG B, et al. Analysis on impact of node failure in software execution network [J]. Journal of Computational Information Systems, 2015, 11(6):2217-2225.
- [21] 王竣德, 老松杨, 阮逸润, 等. 基于节点负载容忍度的相依网络鲁棒性研究 [J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(11):2477-2483.
WANG J D, LAO S Y, RUAN Y R, et al. Research on robustness of dependent networks based on node load tolerance [J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(11):2477-2483 (in Chinese).

作者简介:

王尔申 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 卫星导航、航空监视技术。

宏晨 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 多智能体系统、复杂网络。

Structural properties and static robustness of function call networks

WANG Ershen^{1,2}, REN Hongfan¹, HONG Chen^{3,4,*}, SUN Qinghua^{3,4}, LIU Chang^{3,4}, XU Song¹

(1. College of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Liaoning General Aviation Academy (Shenyang Aerospace University), Shenyang 110136, China;

3. Beijing Key Laboratory of Information Service Engineering, Beijing Union University, Beijing 100101, China;

4. College of Robotics, Beijing Union University, Beijing 100101, China)

Abstract: In this paper, we build a directed function call software network model by analyzing the source code of the open source software tar and MySQL. The network structural properties, such as degree distribution and clustering coefficient, are investigated. The results indicate that the coupling of multiple major software modules leads to a high clustering coefficient of the entire software network; the node dependence (influence) is of a positive correlation with the node's out-degree (in-degree); the node influence has a negative correlation with its dependence. Based on the weak connectivity and strong connectivity robustness measure of directed networks, we use different node attack strategies to investigate the static robustness of function call networks. The experimental results show that, for tar network, high out-degree strategy obtains the best attack effect with respect to weak connectivity; in the case of MySQL network under weak connectivity, high in-degree strategy achieves the best attack effect.

Keywords: software network; network property; network robustness; complex network; attacking strategy

Received: 2020-02-08; **Accepted:** 2020-05-01; **Published online:** 2020-05-25 16:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200525.1327.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2018AAA0100804); National Natural Science Foundation of China (61571309, 61703287, 61972040); Key R & D Projects of Liaoning Province (2020JH2/10100045); Talent Project of Revitalization Liaoning (XLYC1907022); High-Level Innovation Talent Project of Shenyang (RC190030)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0321

基于 R-D SSD 模型航空发动机安装 工位检测算法



陈科山^{1,2,*}, 郝宇¹, 何泓波¹, 李坤龙¹

(1. 北京交通大学 机械与电子控制工程学院, 北京 100044;

2. 北京交通大学 载运工具先进制造与测控技术教育部重点实验室, 北京 100044)

摘 要: 为解决航空发动机在安装过程中大多实行人工安装、定位不精确等问题,在研究其自动化安装方法中,针对航空发动机安装工位的检测需求,提出了一种残差网络与膨胀卷积相融合的 SSD 改进算法(R-D SSD)。将经典 SSD 模型的主干网络 VGG16 替换为残差网络 ResNet-101,并增加其输出特征图上的预选框数量,解决了原始算法对底层特征抓取能力不足的问题,进而弥补了对小目标检测效果较差的缺陷;利用膨胀卷积扩大网络的感受野,获取足够的安装工位边缘特征细节信息,在不改变网络结构的同时,保证了模型良好的实时性和对目标的检测精度。实验表明:对于小目标数据集和整个数据集,R-D SSD 算法的平均检测精度较原始算法分别提高了 8.6% 和 4.0%,可以满足航空发动机安装时平均检测精度不低于 85% 的要求。

关键词: 安装工位; 残差网络; 膨胀卷积; SSD 模型; 小目标检测; 预选框数量

中图分类号: V239; TP181

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0682-08

当前,随着计算机视觉技术的成熟,目标检测已经被应用于航空工业领域,这对飞机的快速生产、装配及其安全可靠提供了保障。航空发动机作为飞机的核心部件,其安装时的准确定位对提高飞机装配效率、保障飞行安全有着重要意义^[1]。

航空发动机运输安装车是航空发动机安装时的搬运、举升工具,由于存在体积大、机动性差、安装舱空间狭小等问题,目前国内的飞机维修场普遍采用人工与机械辅助结合的操作方式。这种方式虽然在一定程度上避免了发动机与安装舱之间的碰撞,但其存在人工劳动量大、定位不精确、生产效率低等缺陷,给飞机发动机的安装和维修带

来了极大的困难^[2-3]。因此,实现以计算机视觉技术为依托的航空发动机运输安装车的自动化定位是必然趋势。

李洋和谢曦鹏^[4]进行了飞机发动机数字化安装的工艺的研究,将传统的人工安装模式上升到数字化安装模式的研究层面;高航和宋强等^[5]研制了一台具有调姿安装功能的发动机运输车,可以完成在发动机安装过程中的姿态调节工作。上述研究表明,目前国内的航空发动机自动化安装意识初步形成,但仍然处于理论研究阶段,其高昂的成本导致这些方法目前无法应用于实际的生产当中;同时,这些方法着重研究平台或车体的机构设计及发动机的周转搬运过程,对定位的问题

收稿日期: 2020-07-06; 录用日期: 2020-09-04; 网络出版时间: 2020-09-15 11:04

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200915.0905.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51735009)

* 通信作者. E-mail: kshchen@bjtu.edu.cn

引用格式: 陈科山, 郝宇, 何泓波, 等. 基于 R-D SSD 模型航空发动机安装工位检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 682-689. CHEN K S, HAO Y, HE H B, et al. Detection algorithm of aeroengine installation station based on R-D SSD model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 682-689 (in Chinese).

研究少之又少。

卷积神经网络 (Convolution Neural Network, CNN) 的出现使计算机视觉技术得到飞速发展。2016年, Liu 等^[6]提出了单发多框检测器 (Single Shot multibox Detector, SSD) 模型, 其核心思想是 Anchor 锚点机制, 以特征图的像素点为中心生成多个候选框, 在保证精度的同时提高了检测速度, 具有很好的实时性, 适用于实际生产。尽管 SSD 模型在 PASCALVOC 等大型数据集上取得了不错的检测效果, 但对于小目标的检测精度有待提高^[7]。

为了提高运输安装车的定位精度及航空发动机的安装效率, 本文以发动机前后安装工位作为检测对象, 将 SSD 模型中的主干网络 VGG16 替换为残差网络 ResNet-101, 并增加其输出特征图上的预选框数量, 提高模型对小目标物体的特征抓取能力; 结合膨胀卷积扩大网络的感受野, 解决由于网络层数的增加而带来局部细节信息丢失的问

题, 最终实现对航空发动机安装工位的准确检测, 满足航空发动机安装时平均检测精度不低于 85% 的需求。

1 SSD 目标检测经典模型

SSD 算法是一种端到端、单次多框实时检测的深度神经网络模型, 其融合了 YOLO 的回归思想和 Faster R-CNN 的候选框机制; 此外, 为了提高自身对不同大小目标物体的敏感程度, SSD 算法选取了网络中多个层次的特征图进行预测。对比其他常见的目标检测算法, SSD 算法的优点在于保证了检测精度的同时, 大幅度地提高了检测速度, 为模型在实际应用中保持良好的实时性提供了保障^[8]。本文利用 4 500 张安装工位图像作为交叉验证集对 SSD 模型进行训练, 其中 900 张作为验证集用作模型筛选, 获得性能最佳的训练模型并进行测试, 测试集包含 500 张图像, 检测效果如图 1 所示。

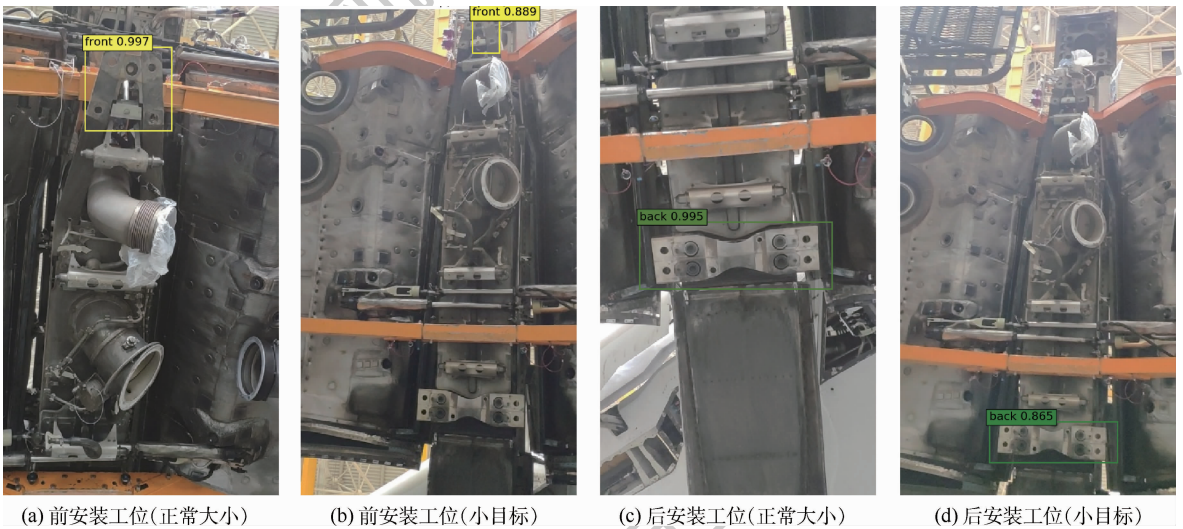


图 1 SSD 安装工位检测效果

Fig. 1 SSD detection effect of installation station

在 360×640 分辨率的安装舱图中, 正常情况下, 检测目标安装工位的分辨率约为 120×120 ; 而在航空发动机运输安装车驶入安装舱之前及刚驶入时, 车载相机与目标相距较远, 且所获得图像训练前需要进行空白填充预处理, 此时的安装工位分辨率远小于 120×120 。本文将安装工位面积在整幅图像中占比小于 3% 的安装工位定义为小目标。通过检测效果图 1 可以看出, SSD 模型对正常大小安装工位的检测精度较高; 但是对于小目标安装工位的检测效果较差, 置信度普遍不高, 且预测框位置不精确, 这种现象的出现是由于

模型主干网络 VGG16 中的 Conv4_3 卷积层在低级卷积特征层中提取的语义信息不够导致的。

加深网络可以提高模型对小目标的特征提取能力。随着网络层的增加, 训练时的成本函数逐渐下降, 且逐渐趋于饱和; 但是增加的层数一旦超过一定值, 成本函数反而会增大, 即出现“网络退化”现象^[9], 这时, 浅层网络能够达到比深层网络更好的训练效果。所以, 针对航空发动机小目标安装工位的检测, 本文提出了一种残差网络与膨胀卷积相融合的 SSD 改进算法 (ResNet-Dilated SSD, R-D SSD)。

2 R-D SSD 算法

为改善 SSD 模型对小目标不敏感的缺陷,本文将主干网络 VGG16 替换为残差网络 ResNet-

101,并增加其输出特征图上的预选框数量;同时,为避免残差网络的过度下采样带来的图像边缘细节信息丢失的问题,利用膨胀卷积扩大网络的感受野。融合后的 R-D SSD 网络结构如图 2 所示。

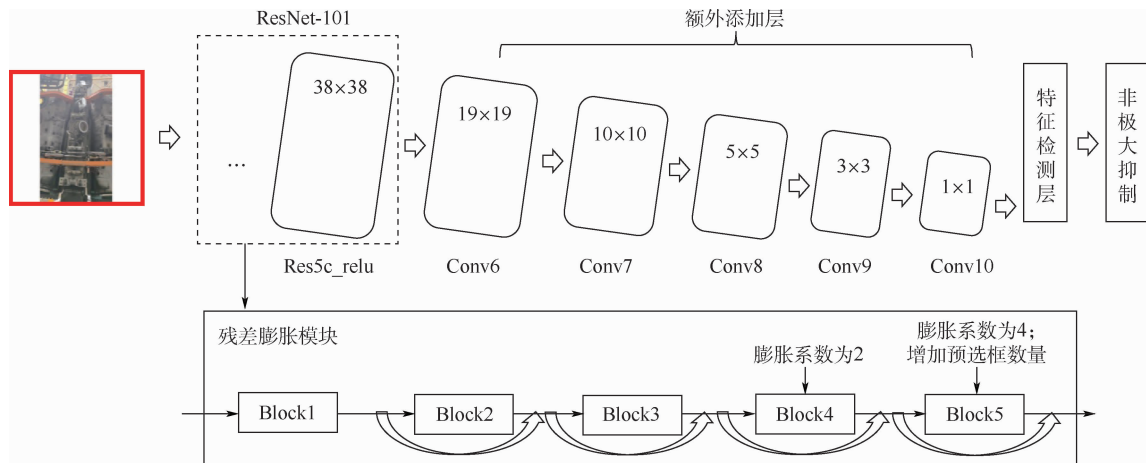


图 2 R-D SSD 网络结构

Fig. 2 R-D SSD network structure

2.1 利用残差网络提取深度特征

为避免“网络退化”现象的出现,本文将原始 SSD 模型中的主干网络 VGG16 替换为深度残差网络 ResNet-101^[10-11],解决原始模型对小目标安装工位检测效果差的问题。

残差网络是由若干个残差块组成的,其结构如图 3 所示。一个残差单元可以表示为

$$H(X) = F(X, W_i) + X \quad (1)$$

式中: X 为该段神经网络的输入; W_i 为第 i 层网络的权重。当输入 X 经过恒等映射 (Identity Mapping) 时,其部分分支直接输出作为初始结果,同时在残差部分分支进行卷积得到残差 $F(X, W_i)$,最后两部分结果通过加法器得网络期望输出 $H(X) = F(X, W_i) + X$;当 $F(X, W_i) = 0$ 时, $H(X) = X$,即恒等映射。此时,ResNet-101 相当于将学习目标改变了,目标不再是学习一个完整的输出,而是 $H(X)$ 和 X 的差值,即残差 $F(X, W_i) = H(X) - X$ 。

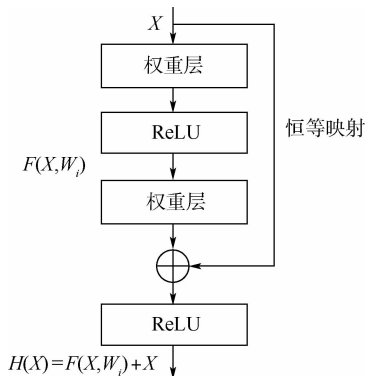


图 3 残差学习单元

Fig. 3 Residual learning unit

因此,后面的训练目标就是要将残差逼近于 0,保证了即使增加网络层数,也不会导致后面网络层中的精度下降。

残差单元通过恒等映射在输入和输出之间建立了一条直联通道,从而使得有参层集中学习输入和输出之间的残差。当输入和残差的维度相同时,输出即为 $H(X) = F(X, W_i) + X$;当输入维度与残差的维度不相同,如下:

$$H(X) = F(X, W_i) + W_s X \quad (2)$$

式中: W_s 为一个线性投影,用作匹配维度。

2.2 增加预选框数量提高小目标提取能力

为了进一步提高模型对小目标安装工位的检测能力,本文在 ResNet-101 网络输出的特征图上 (即 Res5c_relu 层输出的特征图上) 增加了预选框的数量,针对特征图上的每个像素点,生成预选框的数量由 4 个增加到 6 个,示意图如图 4 所示,其中图 4(b) 中较图 4(a) 中多出的 2 个方框为本文新增加的 2 个预选框。

SSD 算法中的预选框机制是在不同尺度的特征图获取不同大小和纵横比的预选框,其中第 k 张特征图上预选框大小的计算公式为

$$S_k = S_{\min} + \frac{S_{\max} - S_{\min}}{m - 1} (k - 1) \quad (3)$$

式中: S_k 为第 k 张特征图上预选框的大小; m 为模型多尺度预测中的特征图数量; S_{\min} 为最低层特征图上预选框的大小,取默认值 0.2; S_{\max} 为最高层特征图上预选框的大小,取默认值 0.95。

预选框的纵横比取值为 1、2、1/2、3、1/3,当

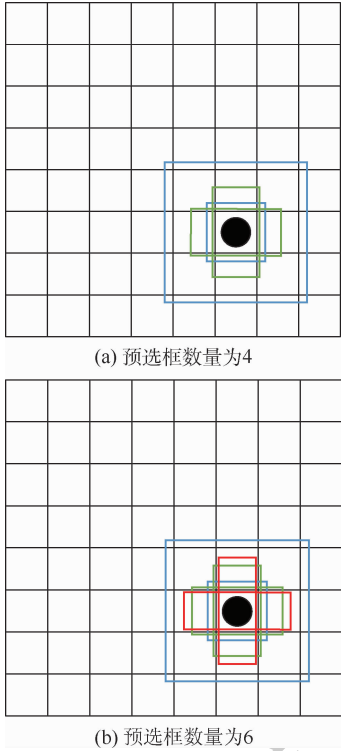


图 4 增加预选框数量

Fig. 4 Increasing the number of preselected boxes

纵横比为 1 时,模型将会新增一个预选框,该框的宽度和高度为

$$w_k = h_k = \sqrt{S_k S_{k+1}} \quad (4)$$

式中: w_k 为第 k 张特征图上预选框的宽度; h_k 为第 k 张特征图上预选框的高度; S_{k+1} 为第 $k+1$ 张特征图上预选框的大小。在原始的 SSD 算法中,主干网络所输出的特征图的每个像素点上,所生成的预选框数量为 4 个,即纵横比为 1、1、2、1/2 的预选框。由于越低层的特征图所包含的小目标信息越丰富,增加其预选框数量可以有效提高整个模型对小目标的敏感程度。为此,R-D SSD 算法在 Res5c_relu 层输出的特征图上,增加了纵横比为 3、1/3 的 2 种预选框,在每个像素点上生成的预选框数量由 4 个增加到 6 个。

2.3 引入膨胀因子减少特征信息丢失

在使用 ResNet-101 残差网络代替 VGG16 网络解决小目标检测效果较差的问题时,过度下采样导致特征图中目标的局部细节信息丢失,这严重影响了检测模型对目标边缘信息的保留能力,出现漏检、误检、检测框偏离等现象。

为此,本文采用膨胀卷积的方法,膨胀卷积又称空洞卷积^[12]。相对于原始网络的池化下采样操作,膨胀卷积添加了一个膨胀因子 d ,卷积核将扩张到该因子所约束的尺度中,即在标准的卷积核中注入空洞 0,卷积核 kernel 的间隔数量为 $d-1$,

增大感受野,不损失细节信息。

传统的卷积运算公式为

$$z(x,y) = \sum_{i,j} f(x+i,y+j) \cdot g(i,j) + b \quad (5)$$

式中: x,y 分别为输入图片中进行卷积操纵的像素横、纵坐标值; i,j 分别为卷积核 kernel 中像素的横、纵坐标值; b 为偏置参数。输入图片像素值函数 f 与卷积核 kernel 像素函数 g 进行卷积操作提取特征后,得到输出特征图,函数 z 为特征图像素值。

膨胀卷积运算公式为

$$z(x,y) = \sum_{i,j} f(x+id,y+jd) \cdot g(i,j) + b \quad (6)$$

图 5 显示了不同膨胀因子下的感受野。其中,图 5(a)表示 $d=1$ 的膨胀卷积核,与普通的卷积操作相同,感受野 3×3 ;图 5(b)表示 $d=2$ 的膨胀卷积核,感受野为 7×7 ;图 5(c)表示 $d=3$ 的膨胀卷积核,感受野为 11×11 。

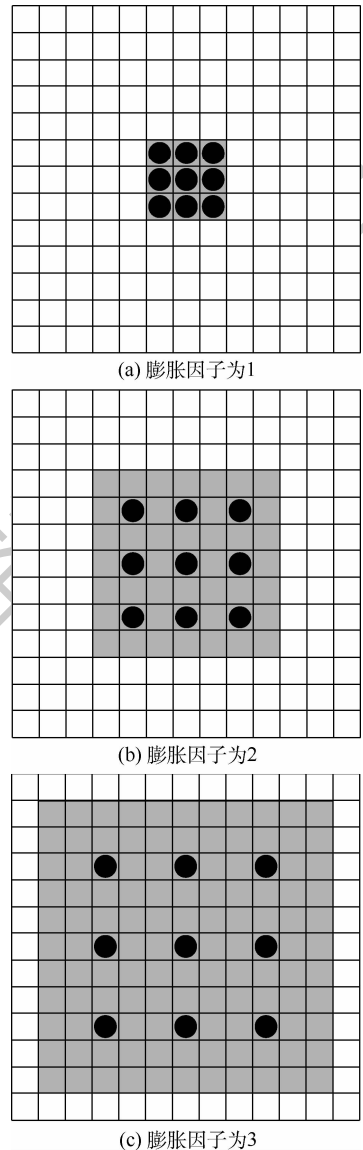


图 5 膨胀卷积

Fig. 5 Dilation convolution

在 ResNet-101 的前 5 层残差网络区域块中, 总共对原始的输入图像进行了 64 倍的下采样操作, 特征图信息的丢失严重影响了模型对安装工位边缘的检测精度。其中, 前 3 层残差块输出所包含的信息相对于输入降低了 8 倍, 其特征图的分辨率足够识别出目标的物体结构, 保留了输入图像的大部分信息; 但后 2 块残差区域对特征图的下采样分别是 2 倍和 4 倍, 所输出的特征图严重丢失信息。为了解决信息不足的问题, 本文在 ResNet-101 的第 4 层残差区域和第 5 层残差区域分别引入了膨胀因子 2 和膨胀因子 4, 使整个残差网络输出的感受野与第 3 层输出相同。

残差网络与膨胀卷积的结合, 在加深网络来提高小目标检测精度的同时, 增大卷积视野, 保留了特征图足够的分辨率, 且不需要通过池化处理, 也可以学习到高层的语义特征, 解决边缘结构信息丢失的问题; 同时, 膨胀因子的引入并未使网络增加额外结构, 保证训练时的运行速度。相对于原始的 SSD 算法, R-D SSD 算法提高了小目标安装工位的检测精度。

3 实验与结果分析

3.1 实验工具及参数配置

实验所需要的环境及相对应的软硬件设备为: Ubuntu18.04 系统、Intel Core i5-9400 型号 CPU、NVIDIA GeForce GTX 1660Ti 型号 GPU、6 GB 显存、16 GB 内存、CUDA10.1 及对应的 CUDNN7.6.4 深度神经网络加速库。

由于该融合模型的复杂度较大, 总迭代次数设置为 160 000 次。其中, 前 80 000 次迭代的学习率设置为 0.000 1, 后 80 000 次迭代的学习率下

降到 0.000 01, 动量设置为 0.9, 图像批处理大小设置为 4。

3.2 实验数据

本文的实验数据是由包含航空发动机安装工位的 5 000 张真实图像组成的, 数据集中图像的类型有 3 种: 前安装工位、后安装工位和前后安装工位。将其转换成 VOC2007 数据集格式, 并使用 labelImg 标记工具对数据集中安装工位的类别和位置信息进行标注。为增加模型训练样本选取的随机性, 4 500 张作为训练集, 500 张作为测试集, 在训练集当中, 以 900 张图片为单位对训练模型进行交叉验证。数据集具体划分信息如表 1 所示。

表 1 实验数据集划分

Table 1 Experimental dataset partition

类别	训练集/张	占比/%	测试集/张	占比/%
前安装工位	2 069	41	236	5
后安装工位	1 881	38	192	4
前安装工位 + 后安装工位	550	11	79	1

3.3 实验结果及分析

3.3.1 R-D SSD 算法的检测效果

针对图 1 中含小目标安装工位的 2 张图片, 本文将其放入改进后的模型重新检测, 效果如图 6 所示。其中, 图 6(a)、(b) 为小目标前安装工位检测效果对比, 图 6(c)、(d) 为小目标后安装工位检测效果对比。通过对比可以看出, R-D SSD 算法对图片中的小目标更加敏感, 检测精度提升较大, 同时对目标的位置预测也更加准确。同样, 图 7 为 2 种算法对图 1 中正常大小安装工位的检测效果对比。可以看出, 算法改进前后对正常大小目标的检测效果差异很小, 略有提升。

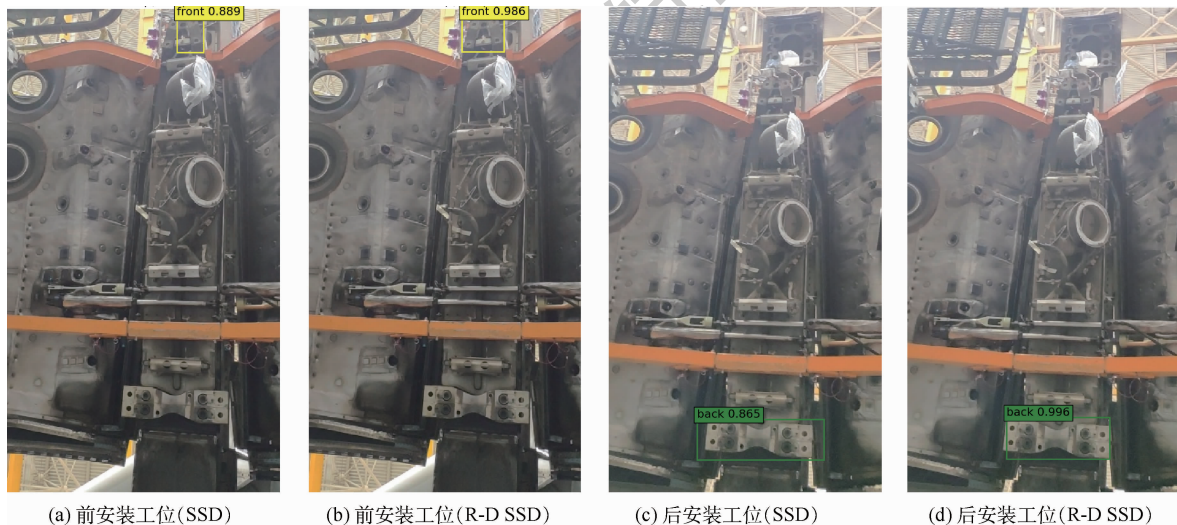


图 6 小目标检测效果对比

Fig. 6 Comparison of small target detection effect

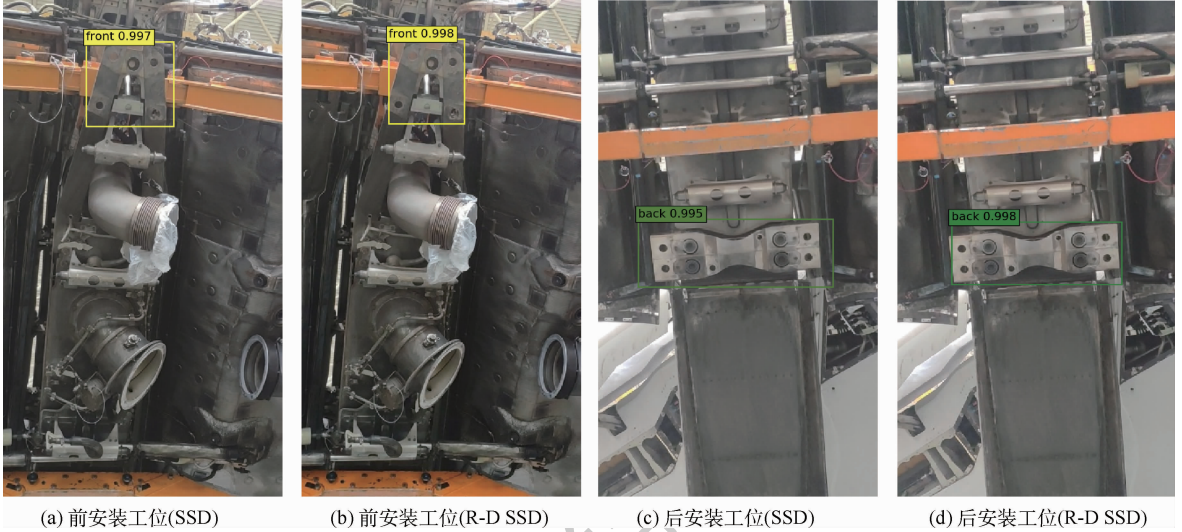


图 7 正常大小目标检测效果对比

Fig. 7 Comparison of normal-size target detection effect

3.3.2 小目标检测效果的对比

为了验证 R-D SSD 算法相对于 SSD 算法在小尺寸安装工位上检测效果的提升程度,本文将平均检测精度 $mAP^{[13]}$ 和检测速度作为模型性能的评价指标。检测精度 AP 是综合数据样本中某个类别的精确率 (P) 和召回率 (R) 的评价指标,如式(7)和式(8)所示;其中,精确率是被检测模型判定为正确目标样本 (TP) 占真正的正样本 ($TP + FP$) 的比重,召回率是被检测模型正确判定为正确目标样本占总正样本 ($TP + FN$) 的比重。 mAP 则是 AP 的算术平均值,能够反映模型的全局性能;检测速度反映了模型的检测速度,即每秒能够检测的图片数量。

$$P = \frac{TP}{TP + FP} \quad (7)$$

$$R = \frac{TP}{TP + FN} \quad (8)$$

本文从整个样本数据集中,挑选出 1 200 张安装工位面积占比小于 3% 的图片作为小目标样本数据集;在此基础上,又以 0.2 的比例划分出 240 张图片作为验证集输入到训练好的模型当中,以验证 R-D SSD 算法对小目标检测效果的提升程度,验证结果如表 2 所示。

通过表 2 可以看出,本文的 R-D SSD 算法对图像中小尺度安装工位的 mAP 相对 SSD 提高了

表 2 小目标检测精度对比

Table 2 Comparison of small target detection accuracy

检测算法	检测对象	AP/%	mAP/%
SSD	前安装工位	67.2	71.9
	后安装工位	76.6	
R-D SSD	前安装工位	77.9	80.5
	后安装工位	83.1	

8.6%; R-D SSD 算法对小目标前安装工位检测效果的提升更加明显,其 AP 值比 SSD 提高了 10.7%。

3.3.3 正常大小目标检测效果的对比

同样,为了验证改进后模型对正常大小安装工位检测效果的影响,本文从剔除小目标数据集后的数据样本中,仍以 0.2 的比例划分出 720 张图片作为验证集对模型进行验证,结果如表 3 所示。

通过表 3 可以看出,对于正常大小的安装工位, R-D SSD 的检测精度比原算法略有提高,提升了 1.4%。

表 3 正常大小目标检测精度对比

Table 3 Comparison of normal-size target detection accuracy

检测算法	mAP/%
SSD	86.7
R-D SSD	88.1

3.3.4 整体样本检测效果与其他检测算法的对比

对于整个数据集,除了采用 SSD 算法和 R-D SSD 算法对比外,本文还尝试了 Faster R-CNN^[14-15] 和 YOLOv3^[16] 2 种算法在相同设备条件下,对航空发动机安装工位数据集进行训练、测试,其中数据集的划分、迭代次数、学习率等参数与上述方法一致。4 种算法的检测效果如表 4 所示。

表 4 不同检测算法性能比较

Table 4 Comparison of performance among different detection algorithms

检测算法	主干网络	mAP/%	检测速度/(帧·s ⁻¹)
Faster R-CNN	ResNet50	88.5	8.2
YOLOv3	Darknet-53	83.2	51.0
SSD	VGG16	82.9	52.6
R-D SSD	ResNet-101	86.9	40.5

通过表4可以看出,在整个安装工位数据集上,Faster R-CNN算法的平均检测精度最高,但由于其采用滑动窗口遍历特征图的方法来确定候选框,导致其检测速度较慢;YOLOv3和SSD在候选框的选取上都采用了锚点机制,检测速度有了明显的提升,但是mAP较Faster R-CNN算法有所下降;R-D SSD算法通过替换主干网络、增加低层特征图的预选框数量和增大感受野,明显地提高了检测精度,同时由于网络层的加深,导致其检测速度有所下降,但实时性仍然满足发动机安装时检测速度不小于30帧/s的需求。

通过数据分析可以看出,R-D SSD算法的mAP较SSD算法提高了4.0%,较YOLOv3算法提高了3.7%;本文R-D SSD算法的检测速度约为Faster R-CNN的5倍,略低于YOLOv3算法和SSD算法,满足实际应用的实时性要求。

此外,图8为SSD算法和R-D SSD算法针对安装工位数据集的混淆矩阵,其中行标签表示预测值,列标签表示真实值。可以看出,改进后算法正确划分的测试样本数量相对原始算法有着明显提高。

	前	后
前	426	74
后	60	440

(a) SSD混淆矩阵

	前	后
前	459	41
后	30	470

(b) R-D SSD混淆矩阵

图8 混淆矩阵

Fig. 8 Confusion matrix

4 结论

本文在SSD算法的基础上,融合了残差网络和膨胀卷积2种思想,并增加了特征图预选框数量,提出并设计了适用于航空发动机前后安装工位的检测算法R-D SSD。有以下特点:

1) 引入残差网络ResNet-101并增加其输出特征图的预选框数量,使得R-D SSD算法可以实现较为优秀的小目标检测性能,针对图像中较小的安装工位,其平均检测精度可达到80.5%,比SSD算法提高了8.6%。

2) 添加膨胀因子,解决了因引入残差网络带来的细节特征信息丢失的问题,保证了R-D SSD算法在提高小目标检测效果的同时,对正常大小目标检测精度不下降。对于整个数据集,平均检测精度可达到86.9%,比SSD算法提高了4.0%,可满足航空发动机安装定位时平均检测精度不低

于85%的要求。

参考文献 (References)

- [1] GULA P, ULMA D, ZUREK K, et al. Challenges of turboprop engine installation on small aircraft [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(7): 938-948.
- [2] 赵哲. 航空发动机数控安装架车的研制 [D]. 大连: 大连理工大学, 2014: 14-20.
ZHAO Z. Research on NC installation vehicle for aero-engine [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014: 14-20 (in Chinese).
- [3] GAO H, LEI H, ZHAO Z, et al. The large aero-engine NC installation method and its multi-axial position adjustment platform design [C] // 2013 IEEE International Symposium on Assembly and Manufacturing. Piscataway: IEEE Press, 2013: 270-273.
- [4] 李洋, 谢曦鹏. 飞机发动机数字化对接安装工艺研究 [J]. 装备制造技术, 2013(9): 90-92.
LI Y, XIE X P. Research on aeroengine digital assembly technology [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(9): 90-92 (in Chinese).
- [5] 高航, 宋强, 刘国, 等. 航空发动机整机数控安装多轴调姿方法及其应用 [J]. 航空制造技术, 2017, 60(11): 16-21.
GAO H, SONG Q, LIU G, et al. Method and application for aeroengine overall unit NC installation with multi-axis attitude adjustment [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(11): 16-21 (in Chinese).
- [6] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector [C] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.
- [7] 陈映雪, 丁文锐, 李红光, 等. 基于视频帧间运动估计的无人机图像车辆检测 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(3): 634-642.
CHEN Y X, DING W R, LI H G, et al. Vehicle detection in UAV image based on video interframe motion estimation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(3): 634-642 (in Chinese).
- [8] 李慧. 飞机蒙皮图像的深度特征学习与损伤监测 [D]. 北京: 北京邮电大学, 2019: 35-36.
LI H. High-level feature learning and damage monitoring of aircraft surface images [D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2019: 35-36 (in Chinese).
- [9] LIU S, DENG W. Very deep convolutional neural network based image classification using small training sample size [C] // 3rd IAPR Asian Conference on Pattern Recognition. Kuala Lumpur: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2015: 730-734.
- [10] 黄豪杰, 段先华, 黄欣辰. 基于深度学习水果检测的研究与改进 [J]. 计算机工程与应用, 2020, 56(3): 127-133.
HUANG H J, DUAN X H, HUANG X C. Research and improvement of fruits detection based on deep learning [J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(3): 127-133 (in Chinese).
- [11] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for im-

- age recognition [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.
- [12] TIAN Y L, ZHANG Q S, REN Z L, et al. Multi-scale dilated convolution network based depth estimation in intelligent transportation systems [J]. IEEE Access, 2019, 7: 185179-185188.
- [13] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift [J] // International Conference on Machine Learning, 2015, 1: 448-456.
- [14] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.
- [15] GIRSHICK R. Fast R-CNN [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.
- [16] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

作者简介:

陈科山 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:机器人设计与控制技术、计算机视觉与图像识别技术、智能交通与新能源技术等。

郝宇 男,硕士研究生。主要研究方向:计算机视觉与图像识别技术。

Detection algorithm of aeroengine installation station based on R-D SSD model

CHEN Keshan^{1,2,*}, HAO Yu¹, HE Hongbo¹, LI Kunlong¹

(1. School of Mechanical, Electronic and Control Engineering, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;

2. Key Laboratory of Advanced Manufacturing and Measurement and Control Technology of Transport Tools, Ministry of Education, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: In order to solve the problems of manual installation and inaccurate positioning in the process of aeroengine installation, an improved SSD algorithm (ResNet-Dilated SSD, R-D SSD) is proposed to meet the detection requirements of aeroengine installation station in the research of its automatic installation method. The VGG16, the backbone network of classical SSD model, is replaced by the residual network ResNet-101 and the number of preselected boxes on output feature map is increased, which solves the problem that original algorithm has insufficient ability to grasp the underlying features, and thus results in poor detection effect of small target. The dilation convolution is used to expand the network's receptive field to obtain enough edge feature information of installation station, which ensures the good real-time performance of the model and the detection accuracy of the target without changing the network structure. The experimental results show that the average detection accuracy of the R-D SSD detection algorithm is 8.6% and 4.0% higher than that of original algorithm for the small target dataset and the whole dataset. It can meet the requirement that the average detection accuracy is not less than 85% when the aeroengine is installed.

Keywords: installation station; residual network; dilation convolution; SSD model; small target detection; number of preselected boxes

Received: 2020-07-06; Accepted: 2020-09-04; Published online: 2020-09-15 11:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200915.0905.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51735009)

* Corresponding author. E-mail: kshchen@bjtu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0024

飞机舱门泄压阀机构磨损可靠性与灵敏度分析



周长聪*, 赵浩东, 常琦, 吉梦瑶, 李琛

(西北工业大学 工程力学系, 西安 710129)

摘 要: 泄压阀机构是飞机舱门的重要组成部分,对维持飞机正常安全运行起到重要作用。在 ADAMS 软件中建立了飞机舱门泄压阀机构多体动力学仿真模型,研究销轴发生以磨损为主要形式的性能退化时,对泄压阀机构定位精度的影响。建立了泄压阀机构定位精度的功能函数,引入主动学习 Kriging 代理模型,挑选符合学习准则的点提高代理模型精度。采用 Monte Carlo 方法计算了不同磨损次数下泄压阀机构的失效概率与 3 种全局灵敏度指标的变化规律,并给出了不同阈值情况下失效概率和基于失效概率的全局灵敏度指标的变化规律。结果表明:在不同磨损次数下,对于磨损量较大的销轴,其全局灵敏度指标值也较大,并且各项指标随磨损次数的变化规律存在差异。

关键词: 飞机舱门; Kriging 模型; 可靠性; 全局灵敏度; 运动精度

中图分类号: V221+.92; V240.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0690-08

舱门系统作为飞机的主要系统之一,能否完成预期功能对于飞行安全十分重要。运输类飞机的舱门还要求能够在空中打开、保持和关闭状态下完成人员和货物的投放任务,对于机构运动精度、运动轨迹控制等均具有很高的要求。某型飞机舱门系统主要由泄压阀、内外手柄、阵风锁等运动机构组成。泄压阀机构作为舱门的重要组成部分,由于长时间处于碰撞与摩擦作用下,在机构铰接销轴处会发生磨损,影响销轴的运动传动功能,导致运动精度下降,严重时会导致泄压阀无法完全打开或者完全关闭,造成舱门部分功能丧失,进而对飞行安全产生严重威胁。研究飞机舱门在磨损过程中销轴发生以磨损为代表形式的性能退化后对运动精度的影响程度,以在设计制造过程中为机构设计人员提供参考和指导作用。

近年来,许多学者对运动机构的可靠性及灵敏度进行了大量的研究。孙中超等^[1]研究了销

轴间隙的不确定性对连杆机构运动精度的全局灵敏度,结果表明,销轴间隙均值的变化对重要度影响较小,标准差的变化对重要度影响较大。张娟和王艳艳^[2]以某型飞机起落架收放机构为研究对象,研究了各输入变量对起落架收放机构时变可靠性的影响大小和作用机理。国志刚等^[3]给出了单个铰链与多个铰链的磨损可靠性分析方法和计算模型,并采用曲柄滑块机构验证了模型与方法的有效性和可行性。成凯等^[4]提出了随机输入变量和模糊输入变量的全局灵敏度新指标,并采用 Kriging 代理模型提高了混合不确定性全局灵敏度指标的计算效率,通过算例验证了方法的高效性和准确性。唐成虎等^[5]研究了飞机缝翼机构发生性能退化后的参数灵敏度,并采用神经网络代理模型,有效提高了机构灵敏度分析效率。游令非等^[6]将混合不确定性引入机构时变问题中,建立了机构产品的模糊-随机时变可靠性

收稿日期: 2020-01-16; 录用日期: 2020-03-13; 网络出版时间: 2020-03-24 10:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200323.1541.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51975476); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2020JM-135); 西北工业大学硕士研究生创新创业种子基金(CX2020115)

*通信作者. E-mail: changcongzhou@nwpu.edu.cn

引用格式: 周长聪, 赵浩东, 常琦, 等. 飞机舱门泄压阀机构磨损可靠性与灵敏度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 690-697. ZHOU C C, ZHAO H D, CHANG Q, et al. Reliability and sensitivity analysis of relief valve mechanism of aircraft door considering wear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 690-697 (in Chinese).

模型,采用四连杆机构验证了方法的可行性,具有较高的计算精度。

本文在 ADAMS 软件中建立了飞机舱门泄压阀机构多体动力学仿真模型,研究在销轴处发生磨损后,对泄压阀运动定位精度的影响。建立了销轴磨损量和泄压阀定位角度差值的 Kriging 代理模型,并主动地挑选符合学习准则的点加入到样本池中以提高代理模型精度。基于构建好的代理模型,采用 Monte Carlo 方法计算失效概率和全局灵敏度指标,计算结果可以为工程实际提供指导作用。

1 泄压阀机构多体动力学仿真分析

泄压阀机构作为飞机舱门系统的主要组成部分,在舱门打开阶段对于平衡飞机内外气压具有重要作用。本文使用 ADAMS 软件建立了泄压阀机构的多体动力学仿真模型。按照泄压阀的运动特征添加约束、驱动、接触力,并建立必要的零部件模型。在泄压阀机构发生磨损的部位施加平面副进行约束,保证其运动不偏离回转平面。所建立的仿真模型能够准确考虑各个销轴由于长期磨损造成的销轴间隙增大,导致运动精度降低的情况。

图 1 为建立的泄压阀机构仿真模型及考虑发生磨损的 5 个销轴 r_i ($i=1,2,3,4,5$) 所在位置。在内手柄处提供驱动,通过各个构件传递运动关系,最终使泄压阀打开,完成既定功能。图 2 中,3 条曲线分别表示在未发生磨损、磨损量为 0.1 mm、磨损量为 0.2 mm 时泄压阀打开角度随时间的变化。可知,发生磨损后会导致泄压阀运动精度降低,进而造成舱门部分功能丧失。

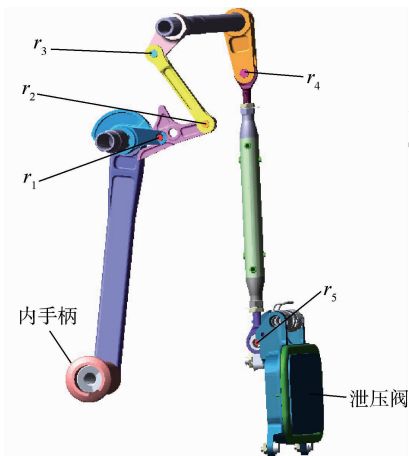


图 1 飞机舱门泄压阀机构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of aircraft door's relief valve mechanism

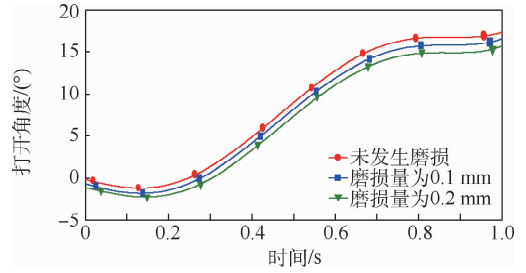


图 2 不同磨损量下泄压阀的打开角度

Fig. 2 Opening angles of relief valve under different wear amounts

2 泄压阀机构可靠性与灵敏度分析

2.1 基于 Archard 理论的销轴磨损量计算

英国学者 Archard^[7] 提出的磨损模型广泛应用于工程当中。因此,本文使用 Archard 黏着磨损模型公式对飞机舱门泄压阀机构各个销轴磨损量进行分析计算。Archard 磨损计算表达式为

$$V = \frac{KPL}{H} \quad (1)$$

式中: V 为磨损体积; K 为磨损因数; P 为接触面的法向压力; L 为相对滑动距离; H 为材料布氏硬度,通常取 $H \approx 3\sigma_s$, σ_s 为材料屈服强度。

在单次磨损过程中,销轴相对滑动距离可由式(2)得出:

$$L = \frac{n\pi r\varphi}{180} \quad (2)$$

单个销轴的磨损体积为

$$V = [\pi(r + \Delta r)^2 - \pi r^2]b = 2\pi r b \Delta r \quad (3)$$

式中: b 为销轴高度; r 为销轴半径; φ 为销轴相对旋转角度; n 为销轴磨损次数。

联合式(1)~式(3),求得销轴半径的磨损量 Δr 为

$$\Delta r = \frac{nKP\varphi}{360bH} \quad (4)$$

发生磨损的销轴材料分别为 Q275 钢和 Q215 钢,查阅资料^[8] 可知,其 σ_s 分别为 275 MPa 和 215 MPa。在计算销轴半径的磨损量时,还需要确定的参数主要是接触面的法向压力 P 。本文采用如下方法获得较为准确的法向压力。

当未发生磨损时,通过所建立的多体动力学仿真模型仿真测得各个销轴接触处的接触力 P_{0i} ($i=1,2,3,4,5$),随后以 P_{0i} 计算飞机舱门泄压阀机构磨损 n 次过后的磨损量,将该磨损量反映在模型中得到新的正压力 P_{ni} 。当 n 取值越小时,越接近实际磨损时的法向压力值。

图 3 为随着磨损次数的增加,5 个销轴处的

法向压力变化情况。

图4为销轴发生磨损后磨损量随磨损次数的变化曲线。可以看出,在不同磨损次数下,不同销轴的磨损情况有较大差异。本文将5个销轴 $r_i(i=1,2,3,4,5)$ 处的磨损量 $\Delta r_i(i=1,2,3,4,5)$ 视为随机变量,记为 $X_i(i=1,2,3,4,5)$,假设磨损量服从正态分布。随机变量的均值随着磨损次数而不断变化,变异系数取0.1。表1为30000次磨损时输入变量的概率分布信息。

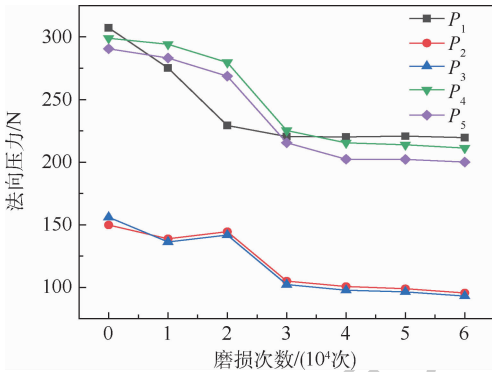


图3 不同销轴处的法向压力随磨损次数变化的曲线
Fig. 3 Change of normal pressure with wear times for different pins

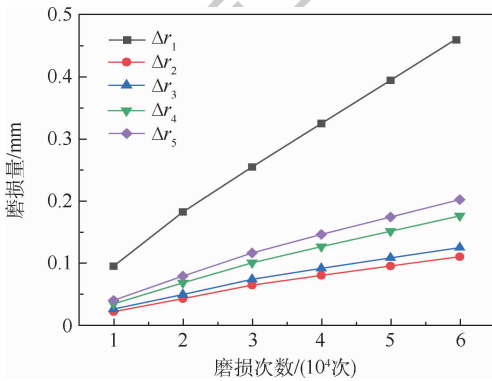


图4 不同销轴处的磨损量随磨损次数变化的曲线
Fig. 4 Change of wear amounts with wear times for different pins

表1 30000次磨损时输入变量概率分布信息

Table 1 Probability distribution information of input variables at 30000 times of wear

变量	分布类型	均值/mm	变异系数
X_1	正态分布	0.255	0.1
X_2	正态分布	0.065	0.1
X_3	正态分布	0.074	0.1
X_4	正态分布	0.101	0.1
X_5	正态分布	0.117	0.1

2.2 泄压阀机构的可靠性模型

如2.1节所述,销轴磨损量 $\mathbf{X}=[X_1, X_2, X_3, X_4, X_5]$ 作为输入变量,记泄压阀允许的角度误差阈值为 Δ_0 ,发生磨损后的泄压阀定位角度为 Y ,未

发生磨损时的定位角度为 $Y^*(Y^*=16.87^\circ)$,二者之差为 $\Delta=|Y-Y^*|$ 。首先定义销轴磨损量 \mathbf{X} 与泄压阀定位角度 Y 的响应函数关系为

$$Y = h(\mathbf{X}) \quad (5)$$

建立反映泄压阀机构定位精度的功能函数为 $g(\mathbf{X}) = \Delta_0 - \Delta$

当角度差 Δ 超过阈值 Δ_0 时即为失效,失效域定义为

$$F = \{\mathbf{X}; g(\mathbf{X}) \leq 0\} \quad (7)$$

失效概率为

$$P_f = \int \cdots \int_{g(\mathbf{X})} f_{\mathbf{X}}(X_1, \cdots, X_5) dX_1 \cdots dX_5 = \int \cdots \int_{D^5} I_F(\mathbf{X}) f_{\mathbf{X}}(X_1, \cdots, X_5) dX_1 \cdots dX_5 = E[I_F(\mathbf{X})] \quad (8)$$

式中:

$$I_F(\mathbf{X}) = \begin{cases} 1 & \mathbf{X} \in F \\ 0 & \mathbf{X} \notin F \end{cases} \quad (9)$$

其中: $I_F(\mathbf{X})$ 为失效域的指示函数; D 为变量空间; $E[\cdot]$ 为数学期望算子。

根据可靠性理论中的Monte Carlo方法^[9],可以采用失效域指示函数的数学期望来计算泄压阀定位角度的失效概率,即

$$\hat{P}_f = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N I_F(\mathbf{X}_j) = \frac{N_f}{N} \quad (10)$$

式中: N 为总抽样次数; N_f 为落入失效域的样本个数。

2.3 全局灵敏度指标

可靠性分析可以计算出机构的失效概率或可靠度,灵敏度分析则研究输入变量的分布参数或不确定性对机构输出性能统计特征的影响^[10]。

灵敏度分析包括局部灵敏度分析和全局灵敏度分析,本文采用全局灵敏度指标来衡量销轴磨损量 $X_i(i=1,2,3,4,5)$ 作为随机变量时对泄压阀机构定位精度 Y 及功能函数值 $g(\mathbf{X})$ 的影响。

2.3.1 基于方差的全局灵敏度

基于方差的重要性分析目的是得到各输入变量对响应量方差的贡献,采用Sobol^[11]提出的模型分解方法,可以将响应函数 $Y = h(\mathbf{X})$ 分解如下:

$$h(\mathbf{X}) = h_0 + \sum_{i=1}^n h_i(\mathbf{X}) + \sum_{i < j}^n h_{i,j}(X_i, X_j) + \cdots + h_{1,2,\dots,n}(X_1, X_2, \dots, X_n) \quad (11)$$

式中: h_0 为响应函数 $h(\mathbf{X})$ 的均值。

通过将响应量方差 $V(Y)$ 分解为各项方差之后,可得

$$V(Y) = \sum_{i=1}^n V_i + \sum_{i=1, j>i}^n V_{ij} + \dots + V_{1,2,\dots,n} \quad (12)$$

根据式(12),响应量方差可以分解为每个输入变量的方差贡献。其中, V_i 是输入变量 X_i 对响应量一阶方差的贡献,表达式如下:

$$V_i = V[E(Y|X_i)] \quad (13)$$

由此可知, V_i 能够反映出在固定 X_i 后,响应量方差的平均变化情况, V_i 能够较好地反映输入变量 X_i 对响应量方差的影响。通常只考虑一阶方差的影响时,式(12)可以简化为

$$V(Y) = \sum_{i=1}^n V_i \quad (14)$$

一阶方差贡献 V_i 一般被称为主贡献,由此定义基于方差的全局灵敏度指标 δ_i :

$$\delta_i = \frac{V_i}{V(Y)} = \frac{\text{Var}[E(Y|X_i)]}{\sum_{i=1}^n V_i} \quad (15)$$

δ_i 能够衡量输入变量 X_i 对于模型响应量变异性的影响。在泄压阀机构中,即反映第 i 个销轴磨损量对泄压阀定位角度 Y 的方差的影响程度。

2.3.2 基于概率分布的全局灵敏度

除方差外,概率分布函数(包括概率密度函数和累积分布函数)也是描述随机性的重要统计特征量^[12-13]。对于响应函数 $Y = h(X_1, X_2, \dots, X_n)$ 记其无条件概率密度函数和分布函数分别为 $f_Y(Y)$ 和 $F_Y(Y)$,当输入变量 X_i 取其实实现值 X_i^* 时,可以得到 Y 的条件概率密度函数和分布函数 $f_{Y|X_i}(Y)$ 和 $F_{Y|X_i}(Y)$ 。

Borgonovo^[14] 提出了全局灵敏度用来衡量输入变量对响应量概率密度函数(PDF)的影响。当响应量 Y 从 $-\infty$ 到 $+\infty$ 变化时,输入变量 X_i 取其实实现值 X_i^* 时对响应量分布密度的影响可以用式(16)积分值 $s(X_i)$ 来衡量:

$$s(X_i) = \int_{-\infty}^{+\infty} |f_Y(Y) - f_{Y|X_i}(Y)| dY \quad (16)$$

当 X_i 按照其分布规律取所有可能实现值时, X_i 对响应量概率密度累积影响的平均值可由式(16)的期望值,即 $E_{X_i}[s(X_i)]$ 来描述,由此定义输入变量 X_i 基于响应量概率密度分布的矩独立全局灵敏度指标 η_i 如下:

$$\eta_i = \frac{1}{2} E_{X_i}[s(X_i)] = \frac{1}{2} \int_{-\infty}^{+\infty} f_{X_i}(X_i) s(X_i) dX_i \quad (17)$$

η_i 从概率密度函数出发,衡量了泄压阀机构中第 i 个销轴磨损量对于泄压阀定位角度 Y 概率特征的影响。

2.3.3 基于失效概率的全局灵敏度

对于可靠性问题而言,研究输入变量对于失效概率或可靠性的影响程度大小更接近可靠性设计所需的信息。基于失效概率的全局灵敏度指标主要用来衡量输入变量在其整个分布域内变化时对失效概率的平均影响^[15]。记基于失效概率的全局灵敏度指标为

$$\varepsilon_i = E(P_f - P_{f_{X_i}})^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} f_{X_i}(X_i) (P_f - P_{f_{X_i}})^2 dX_i \quad (18)$$

通过求解 ε_i ,可以确定第 i 个销轴磨损量对泄压阀可靠性模型失效概率的影响程度。输入变量的 ε_i 灵敏度指标越大,说明该变量对可靠性的影响就越大。

2.4 基于 Kriging 代理模型的可靠性与灵敏度分析

可靠性和灵敏度计算依赖大量的样本数据,尤其对于计算成本高的模型,采用代理模型能够有效地提高计算效率。目前,工程领域常用的代理模型有响应面、神经网络和 Kriging 代理模型等。Kriging 代理模型作为一种估计方差最小的无偏估计模型,具有全局近似与局部随机误差相结合的特点,能够提供很好的全局预测^[16]。

Kriging 代理模型可以近似表达为一个随机分布函数和一个多项式之和,如下:

$$g_k(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^p f_i(\mathbf{x}) \beta_i + z(\mathbf{x}) \quad (19)$$

式中: $g_k(\mathbf{x})$ 为未知的 Kriging 代理模型; $\mathbf{f}(\mathbf{x}) = [f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_p(\mathbf{x})]^T$ 为随机向量 \mathbf{x} 的基函数,提供了设计空间内的全局近似模型; $\boldsymbol{\beta} = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_p]$ 为回归函数待定系数,其值可通过已知的响应值估计得到, p 为基函数的个数; $z(\mathbf{x})$ 为一随机过程,是在全局模拟的基础上创建的期望为 0 且方差为 σ^2 的局部偏差,其协方差方程为

$$\text{cov}(z(x_i), z(x_j)) = \sigma^2 \mathbf{R}(x_i, x_j) \quad (20)$$

其中: $\mathbf{R}(x_i, x_j)$ 为样本池中任意 2 个样本点 x_i, x_j 的相关函数, Kriging 代理模型中常用高斯相关函数,其形式为

$$\mathbf{R}(x_i, x_j) = \exp\left(-\sum_{k=1}^m \theta_k |x_{i,k} - x_{j,k}|^2\right) \quad (21)$$

式中: θ_k 为未知的相关参数,一般采用最大似然估计得到:

$$\min \frac{1}{2} \ln(|\mathbf{R}|) + \frac{k}{2} \ln(\sigma^2) \quad (22)$$

回归系数 $\hat{\boldsymbol{\beta}}$ 和方差估计值 $\hat{\sigma}^2$ 为

$$\hat{\beta} = (\mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{1})^{-1} \mathbf{1}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y} \quad (23)$$

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{1}{k} (\mathbf{y} - \hat{\beta} \mathbf{1})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\beta} \mathbf{1}) \quad (24)$$

式中: $\mathbf{1}$ 为元素为 1 的 $k \times 1$ 向量; \mathbf{y} 为训练样本响应值。

对于任意的未知点 \mathbf{x} , 通过 Kriging 代理模型预测该点函数值 $g_k(\mathbf{x})$ 服从高斯分布, 即 $g_k(\mathbf{x}) \sim N(\mu_{g_k}(\mathbf{x}), \sigma_{g_k}^2(\mathbf{x}))$, 对于均值和方差计算可以采用 MATLAB 工具箱 DACE^[17] 来实现。

Kriging 代理模型对于预测点的估计为无偏估计, 其预测误差 $\sigma_{g_k}^2(\mathbf{x})$ 也通常被称为均方误差 (MSE)。由于其能够反映预测值的稳健性, 可将其作为学习函数来更新泄压阀 Kriging 代理模型, 提高代理精度, 即

$$\mathbf{X}_{mse} = \arg \max_{\mathbf{X} \in S} \sigma_{g_k}^2(\mathbf{X}) \quad (25)$$

所用加点收敛准则定义如下:

$$Cr = \frac{|\sigma_{g_k}(\mathbf{X}^{(i)}) - \sigma_{g_k}(\mathbf{X}^{(i-1)})|}{\sigma_{g_k}(\mathbf{X}^{(i-1)})} \quad (26)$$

式中: $\mathbf{X}^{(i)}$ 表示根据式 (25) 第 i 次所挑选的样本点。当 $Cr < 5 \times 10^{-5}$ 时, 满足收敛准则, 即 Kriging 代理模型停止加点。该学习函数能够挑选出预测误差大的点加入到样本池中, 所用收敛准则能减小在加点过程中 2 次预测产生的差异, 从而进一步提高代理模型的全局精度, 为计算全局灵敏度构建精度更高的代理模型。

针对飞机舱门泄压阀机构发生磨损时的可靠性和灵敏度分析, 本文采用主动学习 Kriging 代理模型构建泄压阀输入变量与输出响应量的隐式关系。基于构建好的功能函数, 采用 Monte Carlo 方法计算泄压阀机构的失效概率, 并计算不同的全局灵敏度分析指标, 得到泄压阀输入变量对输出响应量的重要性排序, 分析流程如图 5 所示, 具体步骤如下:

步骤 1 创建总样本池 S 。采用 Sobol 序列抽样方法得到分布在整个样本空间的总样本池 S 。

步骤 2 构建初始训练样本池 S_0 。从总样本池 S 中随机选择 $N_0 = 500$ 组作为初始训练样本, 调用 ADAMS 得到 500 组响应值组成初始训练样本池 S_0 。

步骤 3 训练 Kriging 代理模型。从总样本池 S 中根据 MSE 学习函数选择新的样本点更新训练样本池 S_0 , 不断拟合代理模型, 直至满足收敛条件。

步骤 4 失效概率和灵敏度计算。基于构建好的 Kriging 代理模型, 采用 Monte Carlo 方法计算不同磨损次数下的失效概率和 3 种全局灵敏度指标。

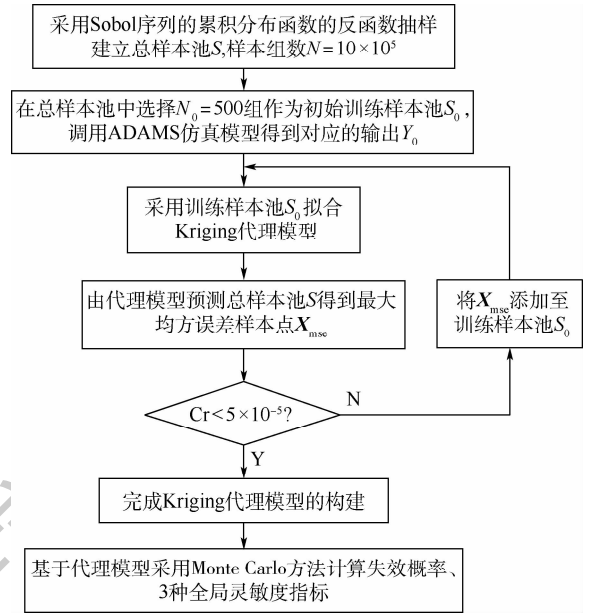


图 5 泄压阀机构可靠性和灵敏度分析流程

Fig. 5 Flowchart of reliability and sensitivity analysis for relief valve mechanism

3 结果分析

对于复杂的工程模型, 可靠性和灵敏度计算需要大量的样本值, 构建代理模型是提高计算效率的有效途径。图 6 为不同磨损次数下 ($1 \times 10^4, \dots, 6 \times 10^4$ 次) 所构建代理模型的加点收敛过程。由于未加点时假设 $\sigma_{g_k}(\mathbf{X}) = 1$, 所以在加点初期, 衡量代理精度的指标值 Cr 变化较大。当加点数量超过 10 时, 建模精度开始进入稳定期。当加点个数超过 40 时, 逐渐满足收敛条件, 完成代理模型的构建。

图 7 给出了不同磨损次数下, 随着角度阈值的改变, 泄压阀机构失效概率的变化规律。随着角度阈值 Δ_0 的增大, 泄压阀机构的失效概率逐渐减小, 表明机构规定角度阈值越大, 即对精度要求越低, 机构可靠性越高。

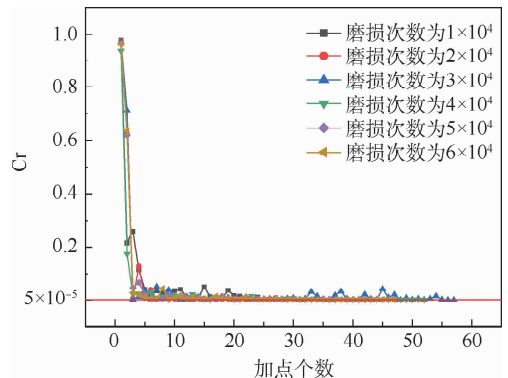


图 6 代理模型加点收敛过程

Fig. 6 Convergence progress of surrogate model adding points

通过采用不同的全局灵敏度分析方法,其结果能够反映出泄压阀发生磨损退化后,输入变量分布参数的改变对输出响应量的影响。泄压阀机构从 1×10^4 次到 6×10^4 次磨损过程中,各个销轴发生磨损形式的性能退化后,求得全局灵敏度指标分别如图8和图9所示。

基于方差的全局灵敏度指标衡量输入量对于响应量方差的影响,图8即为不同销轴 δ_i 随磨损

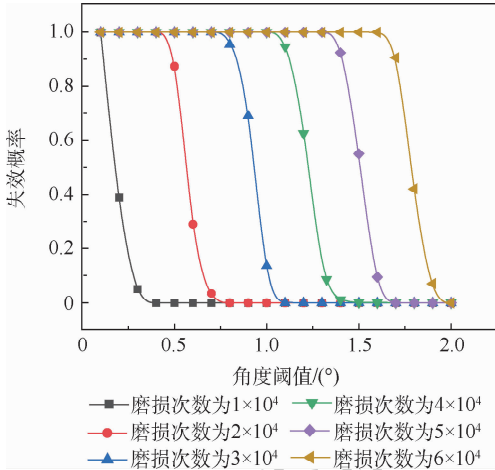


图7 不同磨损次数下失效概率随角度阈值的变化规律
Fig.7 Rule of failure probability varying with threshold under different wear times

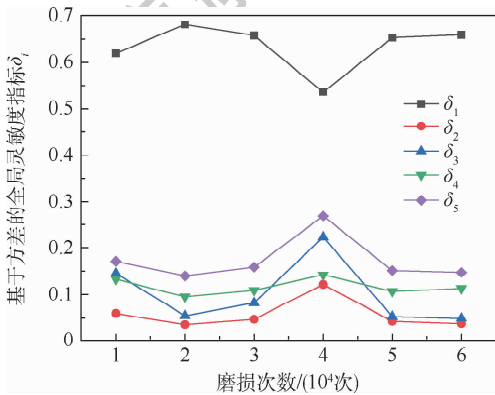


图8 δ_i 随销轴磨损次数的变化规律

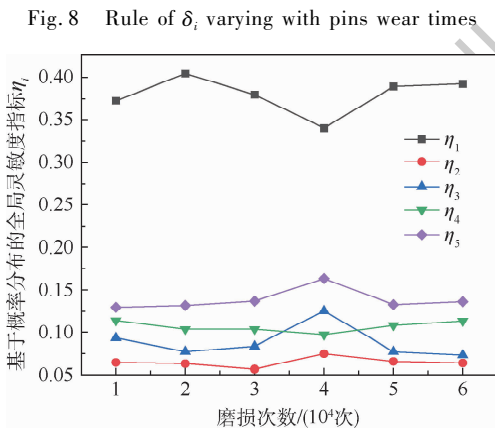


图9 η_i 随销轴磨损次数的变化规律

Fig.9 Rule of η_i varying with pins wear times

次数的变化。从 1×10^4 次到 6×10^4 次磨损过程中, X_1 基于方差的灵敏度指标一直保持最高, X_2 的灵敏度指标最低。在泄压阀磨损初期 (1×10^4 次至 2×10^4 次), X_1 灵敏度逐渐升高, 由 2×10^4 次到 3×10^4 次过程中, 其余销轴的灵敏度缓慢上升, X_1 灵敏度逐渐下降, 在磨损 4×10^4 次时, 各个销轴的灵敏度变化达到极值, 在随后的 4×10^4 次到 6×10^4 次磨损过程中, 基于方差的全局灵敏度指标排序逐渐保持稳定。如图9所示, η_i 变化趋势与 δ_i 大致相同, η_i 从响应量概率密度函数角度出发, 衡量了输入变量的随机取值对响应量分布的影响。在不同磨损次数下, η_i 中 X_3 与 X_4 的排序与 δ_i 略有不同, 这也反映了仅从单一角度衡量输入变量对响应量的影响程度是不全面的。目前的研究结果表明, 尚没有任何一种指标能够全面地反映输入不确定性对响应量不确定性的影响, 应当根据分析问题的侧重点来选择合适的指标。

不同磨损次数下对应的基于失效概率的全局灵敏度指标 ε_i 的求解依赖于泄压阀机构功能函数落入失效域, 即失效域指示函数为1时才能求出正确解。由图7可知, 若给定阈值为1时, 失效概率的变化范围仅在 3×10^4 次附近波动。所以在给定阈值时, 仅计算泄压阀在 3×10^4 次至 3.5×10^4 次时 ε_i 的变化情况, 计算结果如图10所示。基于失效概率的全局灵敏度指标 ε_i 的变化规律, 与前2种指标排序类似, 磨损程度最大的 X_1 指标值一直保持最高, X_2 指标值最低。 X_4 与 X_5 随着磨损次数的增加指标值逐渐相同, X_3 指标值先减小后增大。图11为 3×10^4 次磨损时, 基于失效概率的全局灵敏度指标 ε_i 随所设定的角度阈值的变化规律。当阈值从0.8变化至1.1时, 5个销轴磨损量基于失效概率的全局灵敏度指标 ε_i 经历了先增大后减小的过程, 但是在排序上并没

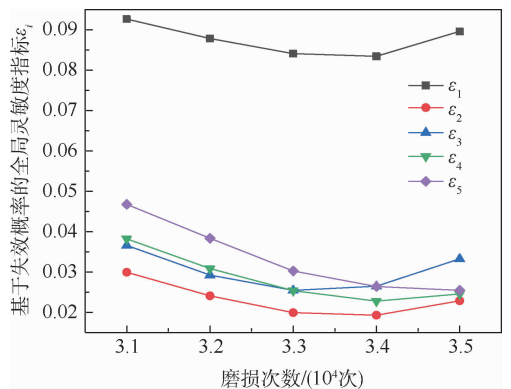


图10 给定阈值下 ε_i 随销轴磨损次数的变化规律
Fig.10 Rule of ε_i varying with pins wear times under fixed threshold

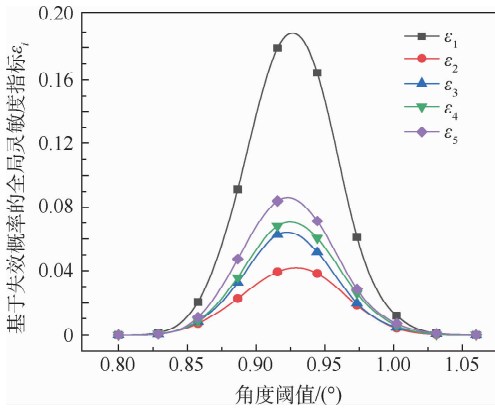


图 11 3×10^4 次磨损时 ε_i 随角度阈值的变化规律

Fig. 11 Rule of ε_i varying with angle threshold under 3×10^4 wear times

有实质性的变化。在不同的阈值下, X_1 的指标值都保持最高, X_5 次之, X_2 最低, X_3 与 X_4 大致相同。

4 结 论

1) 在 ADAMS 中建立了某型飞机舱门泄压阀机构的多体动力学仿真模型, 基于 Archard 磨损理论计算得到了 5 个销轴处磨损量随磨损次数的变化规律。

2) 考虑磨损量的不确定性, 建立了泄压阀机构的可靠性模型, 结果表明, 在不同磨损次数下, 阈值大小对于失效概率的影响有较大差异。计算得到 3 种全局灵敏度指标, 从不同角度分析输入变量对响应量的影响程度。对于磨损量较大的销轴, 其全局灵敏度指标值也较大, 不同指标随磨损次数的变化规律并不相同。

3) 为了提高求解效率, 本文采用了 Kriging 代理模型, 只需对原始模型进行少量样本点选取即可精确代理, 大大减少了计算量。

参考文献 (References)

[1] 孙中超, 喻天翔, 崔为民, 等. 销轴间隙对连杆机构运动精度的重要性测度分析[J]. 中国机械工程, 2014, 25(21): 2874-2879.
SUN Z C, YU T X, CUI W M, et al. Importance measure of revolute joint clearance about motion accuracy of linkage mechanism[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(21): 2874-2879 (in Chinese).

[2] 张娟, 王艳艳. 起落架收放机构时变可靠性与时变全局可靠性灵敏度分析[J]. 机械科学与技术, 2018, 37(3): 358-363.
ZHANG J, WANG Y Y. Research on time-variant reliability and time-varying global reliability sensitivity of aircraft landing gear mechanism[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2018, 37(3): 358-363 (in Chinese).

[3] 国志刚, 冯蕴雯, 冯元生. 铰链磨损可靠性分析及计算方法

[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(5): 644-648.

GUO Z G, FENG Y W, FENG Y S. Wear reliability of linkage under periodic loading[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(5): 644-648 (in Chinese).

[4] 成凯, 吕震宙, 石岩. 基于可能性矩的混合不确定性全局灵敏度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(8): 1705-1712.
CHENG K, LU Z Z, SHI Y. Global sensitivity analysis under mixed uncertainty based on possibilistic moments[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8): 1705-1712 (in Chinese).

[5] 唐成虎, 周长聪, 侯伟, 等. 考虑性能退化的飞机典型部件灵敏度分析[J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(4): 158-166.
TANG C H, ZHOU C C, HOU W, et al. A sensitivity analysis of typical aircraft components with performance degradation[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(4): 158-166 (in Chinese).

[6] 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).

[7] ARCHARD J F. Contact and rubbing of flat surfaces[J]. Journal of Applied Physics, 1953, 24(8): 981-988.

[8] 沈宁福. 新编金属材料手册[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
SHEN N F. New handbook of metal materials[M]. Beijing: Science Press, 2003 (in Chinese).

[9] 吕震宙, 宋述芳, 李洪双, 等. 结构机构可靠性及可靠性灵敏度分析[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
LU Z Z, SONG S F, LI H S, et al. Reliability and reliability sensitivity analysis of structural mechanism[M]. Beijing: Science Press, 2009 (in Chinese).

[10] 吕震宙, 李璐玮, 宋述芳, 等. 不确定性结构系统的重要性分析理论与求解方法[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
LU Z Z, LI L Y, SONG S F, et al. Importance analysis theory and solution method of uncertain structural system[M]. Beijing: Science Press, 2015 (in Chinese).

[11] SOBOL I M. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their Monte Carlo estimates[J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2001, 55(1): 271-280.

[12] ZHOU C C, TANG C H, LIU F C, et al. Regional moment-independent sensitivity analysis with its application in engineering[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(3): 1031-1042.

[13] ZHOU C C, ZHANG Z, LIU F C. Sensitivity analysis for probabilistic anti-resonance design for aeronautical hydraulic pipelines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(4): 948-953.

[14] BORGONOVO E. A new uncertainty importance measure[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2007, 92(6): 771-784.

[15] LI L Y, LU Z Z, FENG J, et al. Moment-independent importance measure of basic variable and its state dependent parameter so-

lution[J]. *Structural Safety*, 2012, 38(5):40-47.

[16] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11):3197-3225.

HAN Z H. Kriging surrogate model and its application to design optimization: A review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11):3197-3225 (in Chinese).

[17] LAURENT L, RICHR R L, SOULIER B, et al. An overview of gradient-enhanced metamodels with applications[J]. *Archives*

of *Computational Methods in Engineering*, 2019, 26(1):61-106.

作者简介:

周长聪 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:多体动力学仿真、机械可靠性分析与设计。

赵浩东 男,硕士研究生。主要研究方向:多体动力学仿真、机械可靠性分析与设计。

Reliability and sensitivity analysis of relief valve mechanism of aircraft door considering wear

ZHOU Changcong*, ZHAO Haodong, CHANG Qi, JI Mengyao, LI Chen

(Department of Engineering Mechanics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: As an important part of the aircraft door, the relief valve mechanism plays an important role in maintaining the normal and safe operation of the aircraft. In this paper, the multi-body dynamical model of the relief valve mechanism is built in ADAMS to study the effect of pin wear on positioning accuracy. The performance function of the positioning accuracy of the mechanism is established. The active Kriging model is introduced to find samples points which can obviously improve the fitting accuracy according to learning criteria. The Monte Carlo method is used to estimate failure probability and three sensitivity indices at different wear times, and the change rules of failure probability and failure probability based global sensitivity indices under different thresholds have been studied. The results show that under different wear times, the global sensitivity indices of a pin with a larger wear amount are also larger, and there are differences in the changes of various indices with the wear times.

Keywords: aircraft door; Kriging model; reliability; global sensitivity; motion accuracy

Received: 2020-01-16; **Accepted:** 2020-03-13; **Published online:** 2020-03-24 10:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200323.1541.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51975476); Natural Science Basic Research Program of Shaanxi (2020JM-135); Seed Foundation of Innovation and Creation for Graduate Students in Northwestern Polytechnical University (CX2020115)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0246

电子车钥匙环境下的口令认证密钥交换协议



明悦*, 邹俊伟, 沈婷

(北京邮电大学 电子工程学院, 北京 100876)

摘 要: 车联网的快速发展促进了电子车钥匙的研发,为解决基于智能手机的电子车钥匙与车锁之间的通信安全问题,提出了电子车钥匙场景下的安全模型和口令认证密钥交换协议。所提协议通过智能手机的协助,完成车钥匙与车锁之间的认证,即使智能手机被恶意代码侵袭或者丢失,所提协议也能保护用户的隐私。在安全模型下进行的安全性证明和性能分析表明,所提协议能够抵御字典攻击、中间人攻击、重放攻击、用户伪装攻击、内部攻击等。在计算消耗方面,所提协议性能优于同类型其他协议,减少了 50.7% 的计算消耗总量。

关键词: 电子车钥匙; 认证密钥交换协议; 盲签名; 安全模型; 身份认证

中图分类号: TP309

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0698-08

随着汽车产业智能化的不断发展,电子车钥匙成为车联网生态链中的关键一环。但是,汽车电子模块频繁被攻击,使得电子车钥匙与汽车车锁之间的通信安全问题成为亟待解决的问题。口令认证密钥交换(Password Authentication Key Exchange, PAKE)协议可以有效实现身份认证和密钥交换。针对上述通信安全问题,本文提出了电子车钥匙场景下的口令认证密钥交换协议。

口令认证密钥交换协议引起了学者的广泛关注,主要有安全性、计算性 2 方面的问题。口令认证密钥交换协议由 Bellare 等^[1]首次提出,参与方共享隐私数据,从而完成身份验证,避免中间人攻击。Wang 等^[2]提出了一种匿名两因子身份验证方案,但是该方案会面临智能卡丢失攻击。Xie 等^[3]提出了基于动态 ID 的匿名两因子口令认证密钥交换协议,但是该协议还是存在一定的安全风险^[4],敌手可以通过获取智能卡中的信息,伪装成合法用户来完成后续流程。Reddy 等^[5]提出的口令认证密钥交换协议是基于生物特征的,但是该协议被指出无法抵御中间人攻击

和服务器攻击^[6]。Xiao 等^[7]提出了基于口令和生物特征的双因子认证密钥交换协议,该协议解决了智能卡管理不便的问题,但是需要借助安全信道,这导致在实际应用中很难实现。Dhillon 和 Kalra^[8]提出了适用于物联网环境的多因子认证方案。Chen 和 Om^[9-10]等提出了三因子口令认证密钥交换协议,能够保护协议安全和用户隐私。2017 年,Challa 等^[11]提出了一种可证明安全的三因素用户身份验证和密钥协商协议,该方案支持多种功能,如动态传感器节点添加、密码和生物特征更新、智能卡吊销及无线传感器网络中用户身份验证所需的其他常用功能。Li 等^[12]为物联网环境中的无线传感网络(Wireless Sensor Network, WSN)提出了一种三因素匿名身份验证方案,其中采用模糊方案来处理用户的生物特征信息。上述方案计算开销巨大,不能满足轻量级的需求。

为了解决协议计算开销过大的问题,一些轻量级协议被提出。Wazid 等^[13]提出了轻量级三因子远程认证方案,但是该方案面临严重的安全

收稿日期: 2020-06-06; 录用日期: 2020-09-25; 网络出版时间: 2020-10-15 10:39

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1009.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(62076030); 北京市自然科学基金(L182033); 中央高校基本科研业务费专项资金(2019PTB-001)

* 通信作者. E-mail: myname35875235@126.com

引用格式: 明悦, 邹俊伟, 沈婷. 电子车钥匙环境下的口令认证密钥交换协议[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 698-705.
MING Y, ZOU J W, SHEN T. Password authenticated key exchange protocol in electronic vehicle key environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 698-705 (in Chinese).

漏洞^[14]。董晓露等^[15]采用模糊提取技术和生物识别技术相结合的手段,计算成本较低。Taher等^[16]提出了一种轻量的适用物联网设备的身份验证协议,该协议基于单向哈希函数和异或操作。但是,文献[15-16]的协议都利用了模糊提取器对生物特征进行模糊提取,这导致只能对有熵的信息源进行一次提取,且在公开信息被篡改后生成错误的密钥。

总结发现,单因子口令认证密钥交换协议的最大缺点是安全性低,双因子口令认证密钥交换协议大多会面临智能卡攻击的风险,多因子口令认证密钥交换协议的优点是安全性高,但是计算和通信开销过高。

综上,本文首先设计了电子车钥匙场景下的安全模型,然后提出了一种基于智能手机的电子车钥匙口令认证密钥交换(Digital-Key Password Authenticated Key Exchange, DK-PAKE)协议,协议考虑了电子车钥匙的实际场景,选取轻量级的运算,通过智能手机协助完成盲签,缓解了服务器端的计算和存储压力,最后对该协议进行了严格的安全证明和性能分析。

1 安全模型

安全模型本质上是用来证明协议的安全性。从可证明安全的理论出发,一个合适的安全模型是分析协议是否安全的基础。安全性证明模型分为理想型和标准型。由于标准型的方案以牺牲效率为代价,其实用性较低。理想型又分为随机预言机和理想密码模式,其中理想型下的随机预言机被认为是平衡安全性与效率的有效解决办法。本文 DK-PAKE 协议(详细介绍见第2节)的参与方包括用户、汽车和智能手机。因此,本文在 Wang 等^[2]的安全模型的基础上,提出一个适用于智能手机的 DK-PAKE 协议的安全模型。

随机预言机可以看作是抽象化的哈希函数,若敌手想要获取某一哈希值对应的输入值,只能通过查询随机预言机。用预言机来模拟协议的参与方实例,对预言机的查询则是模拟敌手对协议发起的各种类型的攻击。从协议的参与方、协议执行过程敌手的查询、新鲜度和 AKE 安全等4个方面对安全模型进行详细的阐述。

1) 参与方。假设存在参与方用户 U 、汽车 C 和智能手机 M 。它们都可以有多个实例,并且允许并发地执行协议。用户 U 从字典集合 D 中任意选取口令 pwd 。 U^i 表示用户的第 i 个实例, C^j 表示汽车的第 j 个实例。

2) 协议执行。假设存在概率多项式时间敌手 \mathcal{A} , \mathcal{A} 可以进入通信信道中并有能力修改或创建信息。该敌手 \mathcal{A} 可以通过查询以下预言机,进而实现与参与方的交互,如图1所示。

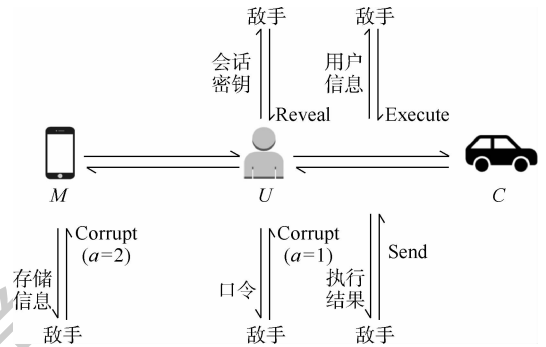


图1 协议执行中的攻击

Fig. 1 Attacks in protocol execution

① $\text{Execute}(U^i, C^j)$ 。该预言机模拟被动攻击,允许敌手 \mathcal{A} 访问 U^i 和 C^j 之间协议的真实执行过程。当进行执行查询时,敌手 \mathcal{A} 发起被动攻击。用户 U 发送认证请求时,需要携带身份信息如口令等。敌手 \mathcal{A} 监听完整的通信过程,可以获得用户信息。该预言机对于处理字典攻击至关重要,字典攻击与敌手对协议进行的交互次数息息相关。

② $\text{Send}(U^i/C^j, \text{message})$ 。该预言机模拟主动攻击,即敌手 \mathcal{A} 向 U^i 或 C^j 发送消息并得到 U^i 或处理 message 的响应。当进行发送查询时,敌手 \mathcal{A} 发起主动攻击,篡改用户或汽车端的消息并发送给对方。当用户或汽车收到被修改过的信息后依然执行了协议,将执行结果发送给敌手 \mathcal{A} 。

③ $\text{Reveal}(U^i)$ 。该预言机模拟会话密钥泄露,敌手 \mathcal{A} 允许获取 U^i 持有的会话密钥。当进行此次查询时,敌手 \mathcal{A} 可以获取当前执行过程中的会话密钥。

④ $\text{Corrupt}(U, a)$ 。该预言机模拟双因子泄露,敌手 \mathcal{A} 允许获取用户 U 的口令 pwd 或存储在智能手机里的相关信息。如果 $a = 1$,则敌手 \mathcal{A} 可以获取到用户的口令信息 pwd 。如果 $a = 2$,敌手 \mathcal{A} 可以获取到保存在智能手机 M 中的相关信息。该查询可对防御智能手机 M 丢失攻击的安全性进行建模。

⑤ $\text{Test}(U^i)$ 。该预言机不模拟敌手的攻击能力,而是判断敌手 \mathcal{A} 胜利的优势。当进行此次测试查询时,敌手 \mathcal{A} 测试新的会话,如果没有计算出会话结果,此次查询终止,并输出错误信息。否则随机选择一个数 j ,若 $j = 0$,则返回一个随机数。若为 $j = 1$,则返回真正的会话密钥。

3) 新鲜度。会话密钥的新鲜度可确保对手

无法轻松获得密钥,以此限制敌手攻击能力。实例 U^i 在以下情况下被认为是新鲜的:①敌手 \mathcal{A} 未执行过 $\text{Reveal}(U^i)$ 查询;②敌手 \mathcal{A} 未执行过 $\text{Corrupt}(U, a)$ 查询。

4) AKE 安全。AKE 安全证明指的是认证密钥交换安全证明,也叫语义安全证明。AKE 安全需要保证敌手无法得到会话密钥的任何相关信息,这是设计一个口令认证密钥交换协议必须要保证的安全属性。当敌手 \mathcal{A} 通过 $\text{Test}(U^i)$ 查询得到比特 j' 。如果 $j = j'$, 则敌手 \mathcal{A} 取得胜利。用 Succ 表示敌手 \mathcal{A} 正确猜出返回值 j 的事件,敌手 \mathcal{A} 攻击协议成功的概率为 $\text{Adv} = 2\text{Pr}[\text{Succ}] - 1$ 。

当敌手完成攻击操作后,如果内部敌手 \mathcal{A} 获胜的优势满足 $\text{Adv} \leq q_s / |D| + \text{neg}(k)$, 则称协议是 AKE 安全的。如果外部敌手 \mathcal{A} 获胜的优势为 $\text{Adv} \leq q_s / |D| + 2T / |D|_\tau + \text{neg}(k)$, 则称协议是 AKE 安全的。式中: q_s 为敌手最多执行 $\text{Send}(U^i / C^j, \text{message})$ 查询的次数; $|D|$ 为用户 U 的口令集合的长度; T 为敌手对 Hkdf. ext 发起字典攻击的次数; $\text{neg}(k)$ 表示可忽略函数; τ 为 HKDF 加密循环次数。

2 DK-PAKE 协议

本文提出的 DK-PAKE 协议是电子车钥匙系统通信安全机制的核心内容,保证通信参与方在正式传送消息前,完成身份认证和密钥交换的工作,最终实现参与方之间共享密钥的目标。

DK-PAKE 协议的设计思路是:让用户任意选取随机数来替代私钥参数,通过智能手机完成盲签,执行过程中不会在智能手机端存储认证的相关数据。该协议在计算方面没有过于复杂的运算,并且无需对密钥进行长期存储,有效地缓解了服务器端的计算和存储压力。协议的具体流程分为身份注册阶段和密钥认证阶段,如图 2 所示。

该协议的初始化定义如表 1 所示。

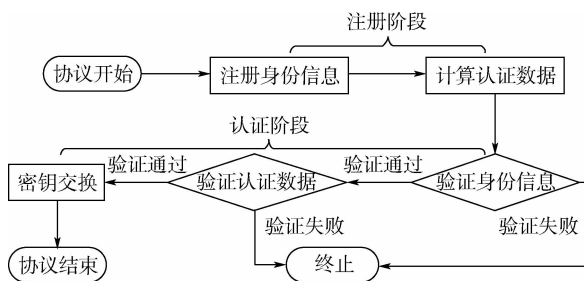


图 2 DK-PAKE 协议流程

Fig. 2 DK-PAKE protocol flowchart

表 1 DK-PAKE 协议的初始化定义

Table 1 Initial definition of DK-PAKE protocol

对象	描述
G	阶为素数 P 的循环群
g	G 的生成元
pwd	用户口令
Hash()	哈希函数
Hkdf()	密钥派生函数,分为加密和解密 2 部分
ID_U	用户的身份信息
ID_C	汽车的身份信息

2.1 注册阶段

用户如果想要和汽车端进行通信,要先在系统中进行注册,获取合法的身份信息。注册阶段的实现过程如图 3 所示。

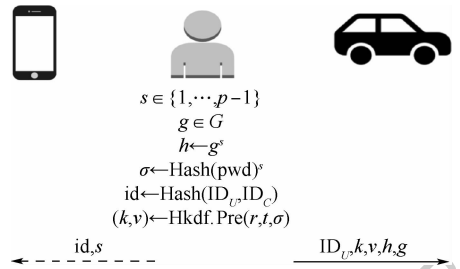


图 3 注册阶段协议

Fig. 3 Protocol in registration phase

步骤 1 用户 U 在注册阶段需要随机选取自己的口令 $\text{pwd} \in \{0, 1\}^*$, 选取一个生成元 $g \in G$ 和一个随机整数 $s \in \{1, \dots, p-1\}$ 。

步骤 2 用户利用随机数 s 来计算 $h \leftarrow g^s$ 和签名值 $\sigma \leftarrow \text{Hash}(\text{pwd})^s$ 。计算后续验证过程要用到的认证密钥 k 和认证密文 v :

$$(k, v) \leftarrow \text{Hkdf. pre}(r, t, \sigma) \quad (1)$$

式中: r 为随机参数; t 为循环次数。用户可以自己选择 t 的值, t 值的大小影响着运算量的大小。 t 值越大, 则生成的密钥安全性越高。

步骤 3 用户随机选择代表自己的身份信息 ID_U , 将 ID_U 和步骤 1、步骤 2 中得到的 k, v, g, h 发送给汽车 C 。汽车端将上述信息进行存储。

步骤 4 用户 U 通过单向散列函数计算 id , $\text{id} \leftarrow \text{Hash}(ID_U, ID_C)$ 。接着用户 U 将 id 和 s 存储在智能设备中。

在注册阶段, 利用 Hkdf 函数^[17] 生成强口令, 用户可以自由地选择参数及计算代价。注册阶段只需要一次交互, 且没有直接传送口令值。用户无需记忆任何难记且重要的数值, 智能手机中只存储了用户的身份信息和随机数值, 并没有保存与密钥直接相关的数据。

2.2 认证阶段

用户具有合法身份后, 需要完成身份认证。

汽车端对认证数据进行计算和比较之后,反馈是否同意此次通信。图 4 展示了认证阶段的通信过程。

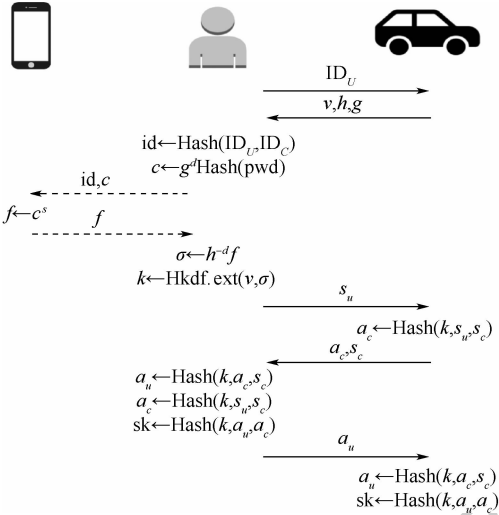


图 4 认证阶段协议

Fig. 4 Protocol in authentication phase

步骤 1 用户 U 在发起会话的同时,给汽车端发送身份信息 ID_U 。汽车端 C 收到 ID_U 后回去检索 ID_U 匹配的对应数据 v, h, g , 并将这些值返回给用户 U 。

步骤 2 用户 U 收到 v, h, g 后,输入自己的口令 pwd , 并且选取一个随机数 $d, d \in \{1, \dots, p-1\}$ 。用户 U 通过单向散列函数计算 id :

$$id \leftarrow \text{Hash}(ID_U, ID_C) \quad (2)$$

用户 U 计算盲签结果 c :

$$c \leftarrow g^d \text{Hash}(\text{pwd}) \quad (3)$$

用户将 id 和 c 发送到智能手机上。

步骤 3 智能手机收到来自用户发送的 id 和 c 后,检索出与 id 对应的随机数 s , 利用 s 对 c 进行盲签 $f \leftarrow c^s$ 。智能手机 M 接着将结果 f 返回给用户 U 。

步骤 4 用户 U 在收到 f 后,需要对 f 值进行去盲化,计算出签名值 σ :

$$\sigma \leftarrow h^{-d} f \quad (4)$$

使用 σ 对认证密文 v 进行解密,从而获取到认证密钥 k :

$$k \leftarrow \text{Hkdf}.\text{ext}(v, \sigma) \quad (5)$$

完成了以上 4 个步骤,接下来的步骤就是用户和汽车之间进行的认证密钥交换过程。具体实现如下:

步骤 5 用户任意选取一个随机数 s_u , 并将该随机数发送给汽车 C 。汽车 C 随机选取一个整数 s_c , 计算 a_c :

$$a_c \leftarrow \text{Hash}(k, s_u, s_c) \quad (6)$$

式中: k 为在注册阶段存储的认证密钥。汽车 C 将 s_c 和 a_c 返回给用户 U 。

步骤 6 用户 U 在接收到汽车 C 发送的数据之后,需要对 a_c 进行验证。 U 计算 a_c 。

若验证不通过,则用户拒绝此次通信,并要求汽车 C 重新发送数据。若验证通过,则用户计算会话密钥 sk 及会话密钥的确认信息 a_u :

$$sk \leftarrow \text{Hash}(k, a_u, a_c) \quad (7)$$

$$a_u \leftarrow \text{Hash}(k, a_c, s_c) \quad (8)$$

最后将 a_u 作为确认信息发送给汽车 C 。

步骤 7 汽车 C 在收到确认信息 a_u 后要对其进行验证,验证方式和式 (8) 一致。若是验证失败,则拒绝此次认证的请求。若验证通过,汽车 C 计算会话密钥 sk , 计算方式和式 (7) 一致。此后,汽车 C 和用户 U 便可以建立会话。

在认证和密钥交换阶段,设计使用了盲签名体制,保证了参与者的匿名性。用户先对口令进行盲化,隐藏传输的信息 $g^d \text{Hash}(\text{pwd})$ 。此后 M 对经过盲变化的值进行盲签,最后用户对盲签过的值进行去盲化,从而得到签名值 σ 。将盲签名加入到认证过程中,可以保证消息对签名方不可见,签名方无法将盲变换的数据与待签名的信息关联起来。在计算认证密钥步骤时,采用 Hkdf 算法^[17]中的解密算法。

3 安全性证明

本节将对 DK-PAKE 协议进行 AKE 安全证明,从外部攻击和内部攻击 2 方面进行模拟攻击。

通过假设敌手攻击的场景,对定理 1^[2] 进行验证,如果定理 1 得证,则协议是 AKE 安全的。

定理 1 在 DK-PAKE 协议中,如果概率多项式时间敌手 \mathcal{A} 是攻击 DK-PAKE 协议的 AKE 安全的外部敌手,它获胜的优势满足:

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{out}} \leq \max(q_\gamma / |D| + \text{neg}(k), 1/2^{|\gamma|}) \quad (9)$$

式中: D 为口令集合; $|D|$ 为集合长度; q_γ 为敌手发起查询的次数; γ 为用户的私钥; $|\gamma|$ 为私钥的位数。

如果概率多项式时间敌手 \mathcal{A} 是攻击 DK-PAKE 协议的 AKE 安全的内部敌手,它获胜的优势满足:

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{in}} \leq q_\gamma / |D| + 2T / (|D|t) + \text{neg}(k) \quad (10)$$

式中: T 为敌手对 Hkdf. ext 发起字典攻击的次数;

t 为 Hkdf 的加密循环次数。

当式(9)和式(10)都满足时,就认为 DK-PAKE 协议满足 AKE 安全。

证明 Π 作为敌手执行 Test 查询的对象实例。假设存在一个模拟器,其能够控制敌手访问的预言机并响应敌手对预言机的查询。

为了证明 DK-PAKE 协议的安全性,要先分别还原外部攻击和内部攻击的场景。外部攻击还原为下述场景 1、场景 2 和场景 3,内部攻击还原为场景 4。

1) 外部攻击

场景 1:敌手冒充用户,向汽车端发起 Send 查询,并获取密文 v 。

因为 v 是通过 Hkdf 函数派生而来,敌手没有掌握正确口令的话,就无法解密密文,所以敌手不能从 v 中获取到口令的信息。故敌手获胜的优势可忽略不计,为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{out}} \leq \text{neg}(k) \quad (11)$$

场景 2:敌手冒充用户,不对口令进行攻击,而是直接猜测私钥。

γ 是用户的私钥, $|\gamma|$ 表示私钥的位数。敌手猜对某一位上字符的概率为 $1/2$,故敌手猜出完整私钥进而获胜的优势为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{out}} \leq 1/2^{|\gamma|} \quad (12)$$

场景 3:敌手模拟智能手机端,获取用户盲变化后的口令数据。

敌手在此场景下成功猜出口令即获胜,则敌手获胜的优势为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{out}} \leq q_\gamma/|D| + \text{neg}(k) \quad (13)$$

根据场景 1、场景 2、场景 3 可知,敌手取得外部攻击游戏胜利的优势为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{out}} \leq \max(q_\gamma/|D| + \text{neg}(k), 1/2^{|\gamma|})$$

故 DK-PAKE 协议对于外部攻击是安全的。

2) 内部攻击

场景 4:敌手对汽车端进行 Reveal 查询,获得此次会话密钥。

敌手试图利用密钥解开密文,但是密文是通过 Hkdf 函数进行解密,由 Hkdf 安全特性可知,敌手在此次解密过程中获取口令的优势为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{in}} \leq T/(|D|t) + \text{neg}(k) \quad (14)$$

所以敌手获取口令的优势为

$$\text{Adv}_{\text{DK-PAKE}}^{\text{in}} \leq q_\gamma/|D| + 2T/(|D|t) + \text{neg}(k)$$

故 DK-PAKE 协议对于内部攻击是安全的。

综上可知,DK-PAKE 协议是 AKE 安全的。

证毕

4 性能分析

从安全性能和计算性能 2 方面对本文 DK-PAKE 协议进行性能分析。

4.1 安全性能分析

除了 AKE 安全,本节还对 DK-PAKE 协议做出了其他的安全性能分析,保证该协议能够抵御字典攻击、中间人攻击、重放攻击、用户伪装攻击、服务器泄露攻击、智能手机遗失攻击等。

1) 抗字典攻击

在执行 DK-PAKE 协议过程中,用户 U 和汽车 C 在通信过程中,没有直接将用户口令 pwd 及其相关的信息带入通信信道。即使敌手对口令进行猜测,发起字典攻击,也无法根据任何依据来验证所猜测口令的正确性。

2) 抗中间人攻击

本文将挑战应答模式应用在 DK-PAKE 协议的执行过程,参与方可以通过验证随机数与私有数据来确认所传递消息是否被中间人进行过伪造。故中间人无法篡改通信信道中的传输信息。另外,参与双方之间的消息都是共享的,中间人即使监听或截获也无济于事。

3) 抗重放攻击

攻击者在进行重放攻击时,监听并截获到上一次用户发送的身份信息 ID_U ,此后攻击者将该信息再次发送给汽车端 C 。 C 会向攻击者返回该身份信息对应的数据 h 、 g 和 v 。但是此时攻击者还是无法执行后续盲签和验证过程,无法恢复认证密钥 k ,因此接下来的执行步骤无法继续。

4) 抗用户伪装攻击

攻击者伪装成参与通信的其中一方,向另一方发送信息时,首先需要伪造身份信息 ID_U ,并将身份信息 ID_U 发送给接收方。但是 ID_U 的选取发生在注册阶段且是随机的。攻击者猜测出身份信息难度很大,即使真的猜中身份信息,也无法实现盲签、去盲化及最后的认证过程。

5) 抗内部攻击

如果出现内部攻击者,他可以获取到真实用户的信息 ID_U 、 h 、 k 、 g 和 v 。但是攻击者缺少智能手机的协助,无法正常完成认证操作。

6) 抗服务器泄露攻击

当服务器遭遇泄露攻击时,敌手可以轻松获取用户信息。但是由于认证密钥 k 是无法被恢复的,故会话密钥还是安全保密的。

7) 抗智能手机遗失攻击

当存储了用户信息的智能手机遗失且被敌手

获取时,敌手可以得到标识符 id 和随机数 s 的值。然而智能手机里存储的标识符是哈希值,无法复原出原来的有效信息。另外 s 只是随机数,不具有任何指向性的信息。

表 2 给出了 DK-PAKE 协议与其他相关协议在安全性能方面的对比。

表 2 协议安全性能比较结果

Table 2 Comparison results of protocol safety

安全特征	文献[3]	文献[18]	文献[19]	文献[20]	DK-PAKE
抗字典攻击	是	是	是	否	是
用户匿名性	是	是	否	是	是
抗重放攻击	是	是	是	是	是
抗用户伪装攻击	是	是	是	是	是
抗内部攻击	否	否	否	是	是
抗智能手机遗失攻击	是	否	是	否	是

当敌手暴力破解时,文献[20]提出的协议无法抵御字典攻击。而本文协议采用了 Hkdf 算法,从破解的时间成本、空间成本和访问频次等方面增加了破解的成本,即使敌手破解了口令字典,其付出的代价远远高于破解的成本,故可认为本文 DK-PAKE 协议在抵御字典攻击方面表现优异。文献[3,18-19]忽略了内部攻击问题。本文利用智能手机的协助,即使在面对内部攻击时也保证了协议安全。在多因子口令认证密钥交换协议中,文献[18,20]都未考虑到智能手机遗失的风险,本文拓展了 Wang 等^[2]提出的安全模型,充分考虑了协议在智能手机遗失后的安全性。智能手机只存储标识符 id 和随机数 s ,这样可保证敌手得到智能手机后也无法与用户的信息进行相关联。

4.2 计算性能分析

本文在计算机端和移动设备端测试了该协议的计算性能。具体的测试环境如下。

电脑端:在虚拟机 Ubuntu 14.04.3 LTS 上运行。该计算机配备了 Core 3 GB I7 处理器(2.4 GHz),8 GB DDR3 内存和 Windows 7 64 位 Service Pack 1 操作系统。

设备端:操作系统基于 Android 6.0.1 MIUI 9 8.3.29 开发版本,CPU 为高通骁龙 801(2.5 GHz)处理器,运行内存为 2 GB。

连接工具:Android Debug Bridge。

编译环境:gcc 4.8.4 和与之相对应的 arm-none-linux-gnueabi 编译器。

本文还从用户和汽车端的计算消耗方面衡量了 DK-PAKE 协议的性能。实验选取了近 3 年的协议进行对比。

图 5 展示了 DK-PAKE 协议与最新相关协议

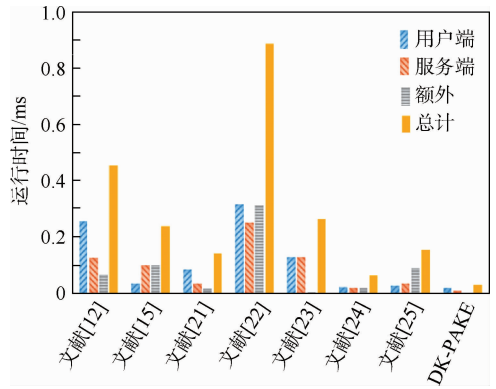


图 5 计算消耗性能对比

Fig. 5 Performance comparison of calculation consumption

在服务端计算时间、额外计算成本和总成本时间方面的差别。比较发现,DK-PAKE 协议至少减少了 8.7%、53.59%、50.7% 的计算消耗量。分析可知,本文协议只使用了 2 种操作(单向哈希函数和加解密),且轻量级的哈希操作占比更大,另外协议借助智能手机完成盲签过程,交互次数更少。而其他文献协议采用了诸如模糊提取、点乘运算等,且交互次数多造成了计算开销大的结果。因此,DK-PAKE 协议更适用于物联网环境^[21-23]中的受限设备。

5 结论

1) 本文提出的安全模型适用于电子车钥匙口令认证密钥交换协议。

2) 本文提出的基于智能手机的 DK-PAKE 协议,通过智能手机的协助,弥补了现有方案的不足。

3) DK-PAKE 协议在安全模型下可证安全,能够抵御字典攻击、中间人攻击、重放攻击、用户伪装攻击、内部攻击等,且计算消耗低于同类协议,非常适用于对安全性要求高且设备计算能力受限的电子车钥匙场景。

本文提出的协议是在理想模型(随机预言模型)下可证安全的。考虑到标准模型更加贴近实际状况,下一步将完善在标准模型下可证安全的电子车钥匙口令认证密钥交换协议。

参考文献 (References)

- [1] BELOVIN S M, METTITT M. Encrypted key exchange: Password-based protocols secure against dictionary attacks [C] // Proceedings 1992 IEEE Computer Society Symposium on Research in Security and Privacy. Piscataway: IEEE Press, 1992: 72-84.
- [2] WANG D, WANG N, WANG P, et al. Preserving privacy for free: Efficient and provably secure two-factor authentication

- scheme with user anonymity [J]. *Information Sciences*, 2015, 321:162-178.
- [3] XIE Q, WONG D, WANG G, et al. Provably secure dynamic ID-based anonymous two-factor authenticated key exchange protocol with extended security model [J]. *IEEE Transactions on Information Forensics and Security*, 2017, 12(6):1382-1392.
- [4] LI X, YANG D, ZENG X, et al. Comments on "Provably secure dynamic ID-based anonymous two-factor authenticated key exchange protocol with extended security model" [J]. *IEEE Transactions on Information Forensics and Security*, 2019, 14(12):3344-3345.
- [5] REDDY A, YOON E, DAS A, et al. Design of mutually authenticated key agreement protocol resistant to impersonation attacks for multi-server environment [J]. *IEEE Access*, 2017, 5:3622-3639.
- [6] LI W, LI X, GAO J, et al. Design of secure authenticated key management protocol for cloud computing environments [J/OL]. *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*, 2019 (2019-04-09) [2020-05-26]. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8684256>.
- [7] XIAO L, DENG Y, BEN C, et al. Two-factor authentication key agreement protocol based on biometric feature and password [J]. *Journal on Communications*, 2017, 38(7):89-95.
- [8] DHILLON P, KALRA S. Lightweight biometrics based remote user authentication scheme for IoT services [J]. *Journal of Information Security and Applications*, 2017, 34 (Part2): 255-270.
- [9] CHEN C, XU L, FANG W, et al. A three-party password authenticated key exchange protocol resistant to stolen smart card attacks [J]. *Advances in Intelligent Information Hiding and Multimedia Signal Processing*, 2017, 63:331-336.
- [10] OM H, BANERIEE S. A password authentication method for remote users based on smart card and biometrics [J]. *Journal of Discrete Mathematical Sciences and Cryptography*, 2017, 20(3):595-610.
- [11] CHALLA S, DAS A, ODELU V, et al. An efficient ECC-based provably secure three-factor user authentication and key agreement protocol for wireless healthcare sensor networks [J]. *Computers and Electrical Engineering*, 2017, 69:534-554.
- [12] LI X, NIU J, KUMARI S, et al. A three-factor anonymous authentication scheme for wireless sensor networks in internet of things environments [J]. *Journal of Network and Computer Applications*, 2018, 103:194-204.
- [13] WAZID M, DAS A, ODELU V, et al. Design of secure user authenticated key management protocol for generic IoT networks [J]. *IEEE Internet of Things Journal*, 2018, 5(1):269-282.
- [14] DAMMAK M, BOUDIA O, MESSOUS M, et al. Token-based lightweight authentication to secure IoT networks [C] // *Proceedings 2019 16th IEEE Annual Consumer Communications & Networking Conference (CCNC)*. Piscataway: IEEE Press, 2019:1-4.
- [15] 董晓露,黎妹红,杜晔,等.基于切比雪夫混沌映射和生物识别的身份认证方案[J].北京航空航天大学学报,2019,45(5):1052-1058.
- DONG X L, LI M H, DU Y, et al. A biometric verification based authentication scheme using Chebyshev chaotic mapping [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(5):1052-1058 (in Chinese).
- [16] TAHER B, JIANG S, YASSIN A, et al. Low-overhead remote user authentication protocol for IoT based on a fuzzy extractor and feature extraction [J]. *IEEE Access*, 2019, 7:148950-148966.
- [17] 安迪,杨超,姜奇.一种新的基于指纹与移动端协助的口令认证方法[J].计算机研究与发展,2016,53(10):2400-2411.
- AN D, YANG C, JIANG Q. A new password authentication method based on fingerprint and mobile phone assistance [J]. *Journal of Computer Research and Development*, 2016, 53(10):2400-2411 (in Chinese).
- [18] ZHANG R, XIAO Y, SUN S, et al. Efficient multi-factor authenticated key exchange scheme for mobile communications [J]. *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*, 2019, 16(4):625-634.
- [19] ARSHAD H, NIKOOGHADAM M. An efficient and secure authentication and key agreement scheme for session initiation protocol using ECC [J]. *Multimedia Tools and Applications*, 2016, 75(1):181-197.
- [20] LIN H, WEN F, DU C. An anonymous and secure authentication and key agreement scheme for session initiation protocol [J]. *Multimedia Tools and Applications*, 2017, 76(2):2315-2329.
- [21] SRINIVAS J, DAS A, WAZID M, et al. Anonymous lightweight chaotic map-based authenticated key agreement protocol for industrial internet of things [J]. *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*, 2020, 17(6):1133-1146.
- [22] CHALLA S, WAZID M, DAS A, et al. Secure signature-based authenticated key establishment scheme for future IoT application [J]. *IEEE Access*, 2017, 5:3028-3043.
- [23] HE J, YANG Z, ZHANG J. On the security of a provably secure, efficient, and flexible authentication scheme for ad hoc wireless sensor networks [J]. *International Journal of Distributed Sensor Networks*, 2018, 14(1):155014771875631.
- [24] MA M, HE D, WANG H, et al. An efficient and provably secure authenticated key agreement protocol for fog-based vehicular Ad-Hoc networks [J]. *IEEE Internet of Things Journal*, 2019, 6(5):8065-8075.
- [25] LYU Q, ZHENG N, LIU H, et al. Remotely access 'my' smart home in private: An anti-tracking authentication and key agreement scheme [J]. *IEEE Access*, 2019, 7:41835-41851.

作者简介:

明悦 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:图像处理、模式识别。

邹俊伟 男,硕士,讲师。主要研究方向:通信网络、物联网。

沈婷 女,硕士研究生。主要研究方向:身份认证、密钥管理。

Password authenticated key exchange protocol in electronic vehicle key environment

MING Yue*, ZOU Junwei, SHEN Ting

(School of Electronic Engineering, Beijing University of Posts and Telecommunication, Beijing 100876, China)

Abstract: The rapid development of Internet of vehicles has promoted the research and development of digital key. In order to solve the communication security problem between digital key and car locks, a security model and password authentication key exchange protocol are proposed. The protocol completes the authentication between the digital key and the car lock through the assistance of the smartphone. Even if the smartphone is attacked by malicious code or is lost, the protocol can protect the privacy of the user. The security proof and performance analysis of the protocol under the security model show that the protocol can resist dictionary attacks, man-in-the-middle attacks, replay attacks, malicious code attacks, disguise attacks, internal attacks, etc. The performance of this protocol in computing consumption is better than that of other protocols of the same type, reducing the total computing consumption by 50.7%.

Keywords: digital key; authentication key exchange protocol; blind signature; security model; identity authentication

Received: 2020-06-06; **Accepted:** 2020-09-25; **Published online:** 2020-10-15 10:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1009.001.html

Foundation items: Natural Science Foundation of China (62076030); Beijing Natural Science Foundation (L182033); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2019PTB-001)

* **Corresponding author.** E-mail: myname35875235@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0345

压电式高速开关阀控液压缸位置系统



俞军涛^{1,*}, 占昊¹, 王丽¹, 焦宗夏²

(1. 山东大学(威海)机电与信息工程学院, 威海 264200;

2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对开关阀控液压缸位置分辨率低、响应慢的问题, 设计了压电式高速开关阀控液压缸位置系统。首先, 建立开关阀控液压缸位置系统模型, 分析了 PWM 载波频率对开关阀流量特性的影响规律, 采用基于差动流量的双阀结构, 实现液压缸负载流量的非线性补偿, 减小开关阀死区对系统静、动态性能的影响。然后, 分析双阀控制式液压缸系统负载脉冲流量的影响因素, 得到了开关阀控液压缸位置抖振的产生机理, 比较基于脉冲流量的 PWM、PAM、PFM 控制方法。最后, 依据压电式高速开关阀流量特性, 提出了 PWM + PAM 的复合控制方法, 根据误差信号及其变化, 调节占空比和流量幅值, 实现液压缸位置的快速、精确控制。仿真及实验结果表明: 系统定位精度将近 1%, 为高速开关阀及其控制系统应用提供了理论基础。

关键词: 高速开关阀; 流量特性; 位置控制; PWM; PFM; PAM; 位置分辨率

中图分类号: V227+.82; TP2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0706-09

开关阀相比传统的比例阀和伺服阀, 能够直接实现数字量控制, 省去了伺服和比例控制中的 D/A 转换器, 控制性能更好^[1-2], 同时具有结构简单、成本低、抗污染能力强、工作稳定可靠、能耗低等优点。高速开关阀大多采用新型电-机械执行器直接驱动阀芯结构, 由计算机输出的 PWM 脉冲信号控制高速开关阀的开关, 随着计算机技术的发展及电-机械执行器综合性能的提高, 开关阀综合性能逐渐提高^[3], 因此被越来越多地应用于飞行作动器电液位置/速度/压力控制系统中^[4-6]。

为提高开关阀控位置/速度/压力控制系统的综合性能, 国内外学者在开关阀设计、驱动及阀控液压缸系统结构和控制策略等方面开展了广泛研究。

在开关阀设计及驱动控制方面, 浙江大学张斌等^[7-8]设计了一种新型动铁式结构的高速开关阀, 并提出了基于三电压的高速开关阀驱动控制

方法, 加快其开启(35%)及关闭过程(25%), 同时开关阀的能耗降低 70%; 北京航空航天大学吴帅等^[9]设计了一种基于音圈电机及螺旋先导结构的动圈式高速开关阀, 并对其结构、性能进行优化, 将开关阀启闭时间降低到 2ms; 南京航空航天大学朱玉川等^[10-12]设计了基于高速开关阀的数字流量控制单元(Digital Flow Control Unit, DF-CU), 并提出了改进的多电压式复合 PWM 控制方法, 减小开关阀压力脉动, 提高切换次数的分布均匀性, 为高速开关阀的应用提供理论基础。

在阀控液压缸系统结构及流量非线性补偿控制策略等方面, 美国普渡大学的 Yao 等^[13]基于负载口独立控制原理, 采用 4 个独立的两通两位两通开关阀实现了液压缸的位置控制, 基于反步设计理论, 提出了自适应鲁棒控制方法, 效果优于传统的 PID 控制器; 燕山大学姚静等^[14]将负载口独立控

收稿日期: 2020-07-15; 录用日期: 2020-09-27; 网络出版时间: 2020-10-21 10:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.0924.001.html

基金项目: 山东省重点研发计划(2019JZZY010337); 山东省自然科学基金(ZR2020ME119, ZR2017PEE022)

* 通信作者. E-mail: juntaoyu@sdu.edu.cn

引用格式: 俞军涛, 占昊, 王丽, 等. 压电式高速开关阀控液压缸位置系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 706-714.
YU J T, ZHAN H, WANG L, et al. Hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 706-714 (in Chinese).

制技术和多级压力源切换系统相结合,提出了两级压力源切换负载口独立控制系统,对液缸两腔进行独立控制,提高系统动静态特性和效率;火箭军工程大学高钦和等^[15-16]针对开关阀流量非线性特性,提出了基于死区和饱和区分段补偿的PWM控制和PWM-PFM补偿控制方法,分别从占空比和工作频率的角度进行非线性补偿,有效解决了液缸启动及到位过程中误差较大的问题,提高了位置控制精度。但以上研究受电磁式开关阀及换向阀自身静、动态性能的制约,其PWM控制载波频率通常只有几十赫兹,导致开关阀控制电液系统脉动流量较大,响应速度不高,定位精度较差。

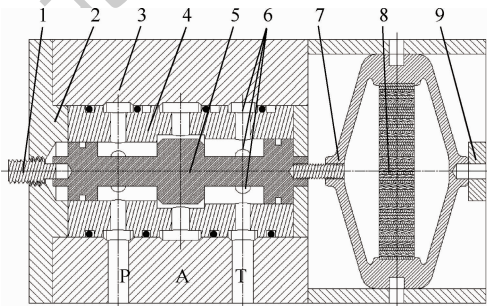
本文利用压电(PZT)式高速开关阀结构简单、响应迅速的优点,在前期压电式高速开关阀设计及流量性能测试的基础上^[17],设计压电式高速开关阀控液缸位置系统,建立仿真模型分析其脉冲流量控制特性,提出相应的PWM+PAM复合控制策略,降低开关阀控液缸位置系统稳态误差,且不影响系统快速性,并通过实验对比进行验证。

1 结构及建模

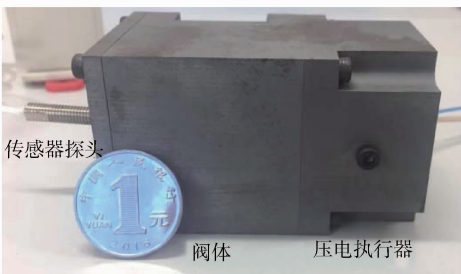
1.1 压电式高速开关阀

1.1.1 结构原理

本文设计的两位三通压电式高速开关阀结构原理及实物图如图1所示。



(a) 压电式高速开关阀结构原理



(b) 压电式高速开关阀样机

- 1—电涡流传感器探头;2—左端盖;3—阀体;
4—阀套;5—阀芯;6—阀套径向孔;7—放大结构;
8—PZT;9—固定、调零装置。

图1 压电式高速开关阀结构原理及样机

Fig.1 Structure principle and prototype of piezoelectric high-speed on-off valve

由图1可以看出,压电式高速开关阀利用菱形位移放大结构放大压电执行器的输出位移,直接驱动锥阀阀芯运动。采用PWM控制方式,高电平时,压电执行器伸长,位移放大结构带动阀芯向右运动,A口与P口相连,T口关闭;低电平时,压电执行器在位移放大结构回复力作用下缩短,带动阀芯向左运动,A口与T口相连,P口关闭;通过电控信号的高、低电平实现液压油路的开、关切换控制。

受位移放大结构等效刚度 K_{sp} 的影响,驱动电压 U_0 一定时,压电执行器最大伸长量为 x_m :

$$x_m = nd_{33}U_0K_A/(K_{sp} + K_A) \quad (1)$$

式中: n 为压电叠堆内压电片的片数; d_{33} 为压电材料的压电系数; K_A 为压电叠堆抗压刚度。

开关阀流量幅值为

$$Q_{max} = C_d A \sqrt{2\Delta p/\rho} \quad (2)$$

式中: Q_{max} 为全开口流量幅值; C_d 为流量系数; A 为阀口过流面积; Δp 为压力差; ρ 为流体密度。

阀口过流面积为

$$A = \pi dx_v [1 - (x_v \sin(2\alpha))/(2d)] \sin \alpha \approx \pi dx_v \sin \alpha \quad (3)$$

式中: d 为阀口直径; x_v 为阀口开度; α 为锥阀角度。

阀口平均流量方程为

$$\bar{q} = \tau Q_{max} \quad (4)$$

式中: $\tau = t_{on}/(t_{on} + t_{off})$ 为开关阀占空比, $0 \leq \tau \leq 1$, t_{on} 为周期 T 内阀口开启时间, t_{off} 为周期 T 内阀口关闭时间, $T = t_{on} + t_{off}$ 。

由式(1)~式(4)可以看出,在开关阀结构及参数确定的情况下,流量幅值与阀口开度基本成线性关系,其平均流量与PWM波占空比 τ 成线性关系。

1.1.2 驱动

压电式高速开关阀驱动等效电路如图2所示。根据图2,回路的电压平衡方程为

$$U_p = (R_c + r_p) i_c + \frac{1}{C_c} \int i_c dt \quad (5)$$

式中: U_p 为放大电路输出电压; r_p 为放大电路内阻;

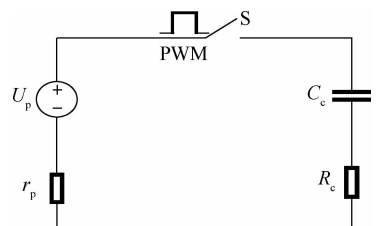


图2 压电式高速开关阀驱动等效电路

Fig.2 Driving equivalent circuit of piezoelectric high-speed on-off valve

R_c 为压电叠堆等效电阻; i_c 为回路电流; C_c 为压电叠堆等效电容。

式(5)经拉普拉斯变换,综合可得电容 C_c 两端电压 U_c 为

$$U_c = \frac{1}{(R_c + r_p)C_c s + 1} U_p \quad (6)$$

由式(6)可得,压电式高速开关阀驱动电路模型可等效为一阶惯性环节,其时间常数取决于 R_c 、 r_p 、 C_c 的值;为实现较大的位移输出,压电执行器采用机械串联、电气并联的叠堆式结构,导致整个致动器等效电容 C_c 增加,时间常数增加,滞后现象明显。

压电式高速开关阀的死区取决于驱动电路电压上升时间及临界开启电压大小,临界开启电压由液压力及预紧力大小决定;而关闭过程取决于预紧力及开口变形力大小。预紧力大,则开启死区较大;预紧力小,开启快,但是关闭慢,饱和现象严重。流量特性中的死区和饱和区是不可避免的,本文设计的压电式高速开关阀参数如表1所示,压电叠堆选择芯明天公司,产品型号为 Mtp150/8×8/30。

表1 压电式高速开关阀参数

Table 1 Parameters of piezoelectric high-speed on-off valve

参数	数值
压电叠堆外尺寸/(mm×mm×mm)	32(长)×10×8
位移放大倍数	4.3
锥角 $\alpha/(\circ)$	45
阀口直径 d/mm	12
开关阀流量幅值 $Q_{\max}/(\text{L} \cdot \text{min}^{-1})$	16.8
死区时间 t_0/ms	0.22
完全开启时间 t_{on}/ms	1.15
完全关闭时间 t_{off}/ms	0.85

1.1.3 流量特性

改变 PWM 驱动电路载波频率(10 Hz, 100 Hz, 300 Hz),分别测试不同占空比下压电式高速开关阀的流量,得到不同载波频率下其流量-占空比曲线,如图3所示。

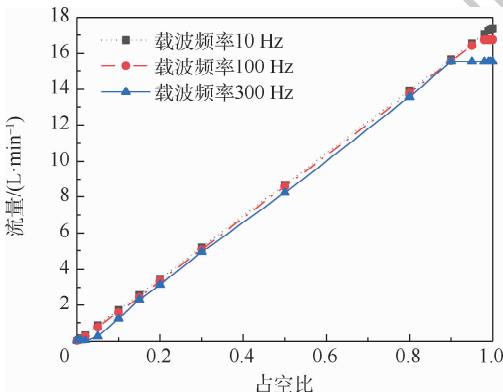


图3 流量-占空比曲线

Fig. 3 Flow-duty cycle curves

由图3可以看出,压电式高速开关阀平均流量与 PWM 信号占空比和载波频率有关;受压电执行器和驱动器迟滞特性的限制,流量特性曲线可分为死区、非线性区、线性区和饱和区4部分,为获得较好的控制特性,应使开关阀尽量工作在线性区,且载波频率尽可能高,但在供油压力一定的情况下,随着 PWM 载波频率提高,开关阀流量死区、饱和区和线性区减小,而死区和饱和区直接影响开关阀控液缸位置系统的静、动态性能。

1.2 高速开关阀控液缸位置系统

1.2.1 结构原理

传统电磁式高速开关阀受电-机械执行器静、动态性能限制,载波频率较低(不超过 50 Hz),流量分辨率和快速性均不高,多和换向阀配合,用于对速度、位置控制性能要求不高的场合。压电式高速开关阀开关速度更快,不适宜与换向阀配合,而由图3所示的流量曲线可看出,随着载波频率增加,其流量死区、饱和区等非线性特性更明显,因此适当的高速开关阀控液缸系统结构,结合流量非线性补偿控制方法,才可以获得更好的静、动态性能。基于两位三通高速开关阀控液缸的位置系统结构如图4所示。

1) 单腔控制(单阀直控型)。液压原理如图4(a)所示,只需一个开关阀负载口控制流入油缸左腔的流量,右腔通过减压阀连接低压油,利用溢流阀和蓄能器保持油缸工作时低压腔内压力恒定。适用于单向负载(如弹性负载、重物举升运动)系统,当油缸伸出(或缩回)时,需要克服阻力做功,即需要液压源提供高压油;当油缸缩回(或伸出)时,可依靠外力拖(推)动其运动,则不需要提供高压油。

2) 两腔控制(双阀节流型)。液压原理如图4(b)所示,2个开关阀的负载口分别控制液压缸的左、右两腔流量和压力,通过2个开关阀的流量幅值和相位控制,实现类似三位四通阀流量和

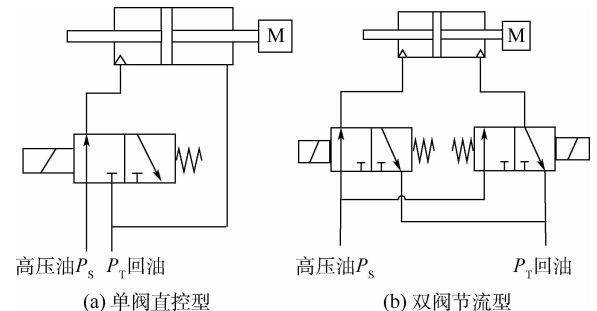


图4 高速开关阀控液缸位置系统

Fig. 4 Hydraulic cylinder position system controlled by high-speed on-off valve

换向的功能,完成液缸的位置控制,适用于同时存在主、被动双向负载的电液控制系统,液缸双向运动时均具有带载能力。

1.2.2 建模

双出杆对称式液缸模型如图5所示。

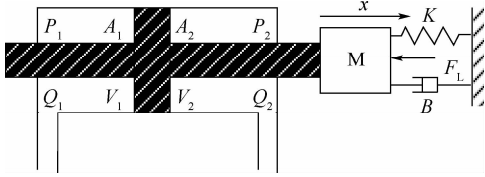


图5 对称式液缸模型

Fig.5 Symmetrical hydraulic cylinder model

忽略油液温度、黏度变化及管路压力损失等,假设液流状态为层流。可得一定负载下,液缸两腔流量及运动方程。

左腔流量方程 Q_1 为

$$Q_1 = A_1 \frac{dx}{dt} + C_{ip}(P_1 - P_2) + C_{op}P_1 + \frac{V_1}{\beta_e} \cdot \frac{dP_1}{dt} \quad (7)$$

右腔流量方程 Q_2 为

$$Q_2 = -A_2 \frac{dx}{dt} - C_{ip}(P_2 - P_1) - C_{op}P_2 + \frac{V_2}{\beta_e} \cdot \frac{dP_2}{dt} \quad (8)$$

运动方程为

$$A_p P_L = A_1 P_1 - A_2 P_2 = m \frac{d^2x}{dt^2} + B \frac{dx}{dt} + Kx + F_L \quad (9)$$

式中: A_1 、 A_2 分别为液缸左、右两腔的有效工作面积, $A_1 = A_2 = A_p$; P_1 、 P_2 分别为液缸左、右两腔压力; P_L 为液缸运动时等效驱动压力; x 为液缸活塞位移; C_{ip} 、 C_{op} 分别为液缸内、外泄漏系数, $C = C_{ip} + C_{op}$; β_e 为流体有效体积弹性模量; V_1 、 V_2 分别为液缸进、回油两腔有效容积,假定初始状态 $V_{10} = V_{20} = V_0$; m 为液缸活塞及负载等效总质量; B 为液缸活塞及负载等效黏性阻尼系数; K 为负载弹簧等效刚度; F_L 为液缸等效外负载力。

综合式(7)~式(9),可得负载流量为

$$Q_L = A_p dx/dt + CP_L + [V_0/(2\beta_e)](dP_L/dt) \quad (10)$$

由式(2)~式(4),可得进、回油路阀口流量方程为

$$\begin{cases} Q_1 = \tau C_d A \sqrt{2(P_s - P_1)/\rho} \\ Q_2 = \tau C_d A \sqrt{2P_2/\rho} \end{cases} \quad (11)$$

液源为理想恒压源,供油压力 P_s 不变, $P_1 = P_s$,系统回油压力 $P_2 = P_0 \approx 0$,则 $P_L = P_1$,得阀口流量线性化方程为

$$Q_L = K_q x_v - K_c P_L \quad (12)$$

式中: $K_q = \tau C_d W \sqrt{(P_s - P_L)/\rho}$, W 为阀口面积梯度; $K_c = \frac{1}{2} \tau C_d W x_v \sqrt{\rho(P_s - P_L)}$ 。

结合式(7)~式(12)及开关阀流量方程,忽略弹性负载及泄漏的影响下,拉普拉斯变换可得阀控缸传递函数为

$$X(s) = \frac{\frac{1}{s} \left(\frac{4\beta_e A_p}{V_0} \right) Q_L - F_L}{ms^2 + Bs + \left(K + \frac{4\beta_e A_p^2}{V_0} \right)} \quad (13)$$

由式(10)、式(13)可以看出,外部参数确定情况下,液缸位移与开关阀流量 Q_L (占空比 τ) 及外负载 F_L 有关,受开关阀流量死区、液缸死区及外负载、摩擦力的影响,液缸位移曲线中,速度、位置向外跟踪误差较大。

1.2.3 分析

根据式(12)、式(13)可看出,液缸速度与进入其两腔的差值流量成比例。图4(a)中,通过单个开关阀进行流量控制时,进入液缸一端的瞬时流量为0或 Q_{max} ,占空比 τ 一定时,其平均控制脉冲流量为

$$Q_L = \frac{t_{on}}{T} Q_{max} = \tau Q_{max} \quad (14)$$

图4(b)中,采用2个开关阀配合控制时,进入液缸两端的瞬时流量分别为 Q_{max} 或 $-Q_{max}$;占空比 τ 一定时,其平均控制流量为

$$Q_L = \frac{t_{on} - (T - t_{on})}{T} Q_{max} = \frac{2t_{on} - T}{T} Q_{max} = (2\tau - 1) Q_{max} \quad (15)$$

结合式(4)、式(14)、式(15)可以看出,当占空比 τ 较小(接近于0)时,受开关阀流量死区影响,单阀直控型液缸负载脉冲流量(即速度)存在死区,而当占空比 τ 过大(接近于1)时,则存在流量饱和区,严重影响高速开关阀控液缸位置系统的启动快速性和稳态定位精度;双阀节流型通过控制两腔负载差动流量,避免了单个开关阀死区和饱和区流量非线性特性的影响,提高了高速开关阀控液缸位置系统的快速性和定位精度。

本文所采用的双开关阀控液缸位置系统结构原理如图6所示。控制器根据输入位置信号和LVDT位移传感器反馈信号完成位置闭环控制,改变输出PWM脉冲信号的占空比,通过控制2个两位三通压电式高速开关阀的平均流量,分别控制流入液缸左、右两腔的流量(压力),驱动液缸运动到指定位置。

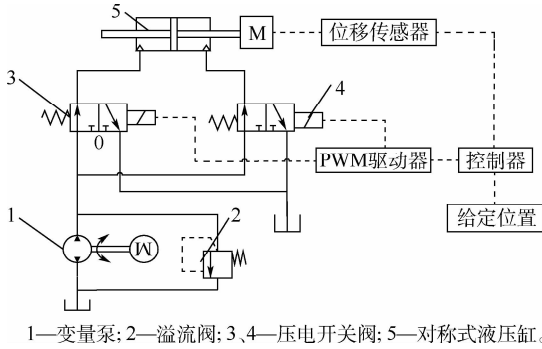


图6 双开关阀控液压缸位置系统原理

Fig.6 Schematic diagram of hydraulic cylinder position system controlled by double on-off valve

2 仿真、分析及控制

2.1 仿真模型

基于 AMEsim 和 Simulink 建立双压电式高速开关阀控液压缸位置系统联合仿真模型,如图7所示。图7中,压电式高速开关阀1、2子模型如图8所示。仿真分析所用到的参数如表2所示。

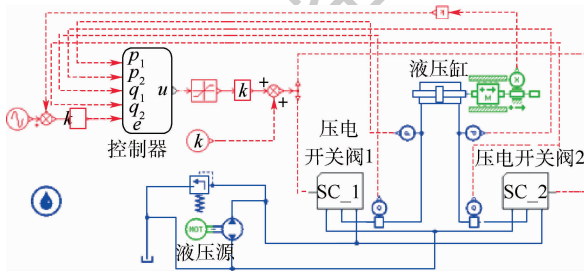


图7 压电式高速开关阀控液压缸位置系统仿真模型

Fig.7 Simulation model of hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve

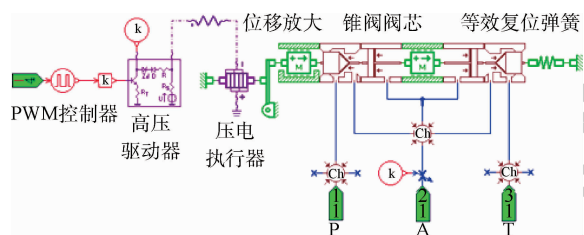


图8 压电式高速开关阀子模型

Fig.8 Sub-model of piezoelectric high-speed on-off valve

2.2 仿真分析

由开关阀流量-占空比特性可知,随着 PWM 控制信号载波频率的增加,开关阀的死区逐渐增加;载波频率 50Hz 下,死区将近 2.8%,受开关阀流量及液压缸位移死区的影响,采用传统 PID 控制方法,得到开关阀控液压缸位移分段跟踪曲线,如图9所示。

表2 压电式高速开关阀控液压缸参数

Table 2 Parameters of hydraulic cylinder controlled by piezoelectric high-speed on-off valve

参数	数值
液压缸负载等效质量 m/kg	1.5
活塞直径 d_0/mm	25
活塞杆直径 d_1/mm	15
液压缸最大行程 x_{\max}/m	0.5
泄漏系数 $C/((\text{L} \cdot \text{min}^{-1}) \cdot \text{bar}^{-1})$	0.0002
阻尼系数 $B/(\text{N} \cdot (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})^{-1})$	350
静摩擦/ N	15
摩擦系数/ $(\text{N} \cdot (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})^{-1})$	150
PWM 驱动电压 U/V	120
PWM 载波频率 f/Hz	100
供油压力 P_s/MPa	7

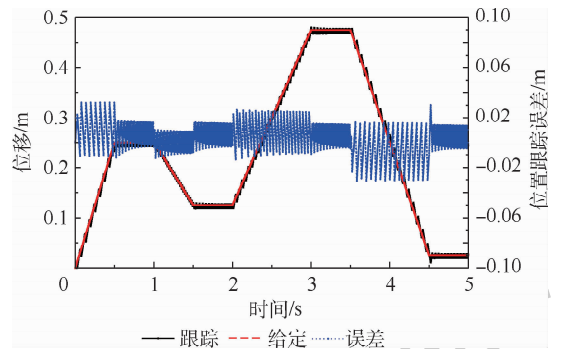


图9 载波频率 50 Hz 时位置跟踪曲线

Fig.9 Position tracking curves at carrier frequency of 50 Hz

由图9可以看出,压电式高速开关阀控液压缸位置系统能够实现给定多项式波形的的位置跟踪,其最大相对误差(位移分辨率)为8%,其平衡位置处于等幅振荡(抖振)状态,本质在于开关阀脉动流量引起液压缸速度、位置冲击;针对抖振造成的稳态误差及振动问题,贵州大学苏明^[18]设计了一种具有低通滤波功能的液感元件,位于开关阀流量输出端口,减小流量及压力脉动,提高了稳态控制精度,但导致系统快速性进一步降低。

通过式(10)、式(13)可得,开关阀控液压缸平均速度 \bar{v} 与脉动流量 \bar{q}_L 成比例,而脉动流量周期 T 为 PWM 载波频率 f 的倒数,求得位置等幅振荡的幅值为

$$\bar{x} = \bar{v}T = \frac{4\beta_e A_p \bar{q}_L / f}{mV_0 s^2 + BV_0 s + (KV_0 + 4\beta_e A_p^2)} = \frac{4\beta_e A_p \tau Q_{\max} / f}{mV_0 s^2 + B_p V_0 s + (kV + 4\beta_e A_p^2)} \quad (16)$$

由式(16)可得,开关阀控制液压缸位置脉动(抖振)幅值与开关阀载波频率、平均流量,以及液压缸阻尼、质量、体积和活塞体积等有关。在液压缸和活塞等结构参数确定的情况下,由开关阀脉冲控制信号占空比 τ 、载波频率 f 及流量幅值

Q_{max} 有关,因此调节开关阀占空比 τ (脉宽 PWM)、载波频率 f (脉频 PFM) 和载波幅值 U (脉幅 PAM) 都可以实现高速开关阀控液缸位置系统的控制。

改变开关阀 PWM 信号载波频率 f , 仿真得不同频率 ($f = 50 \text{ Hz}, 100 \text{ Hz}, 200 \text{ Hz}, 350 \text{ Hz}$) 下液缸给定位置跟踪及误差曲线,如图 10 所示。

基于遗传算法得到不同载波频率下系统最优的 PID 控制器参数,分别仿真测试幅值 0.35 阶跃输入信号的稳态跟踪误差,以及幅值 0.35、频率 0.5 Hz 正弦信号的动态跟踪误差,如图 11 所示。

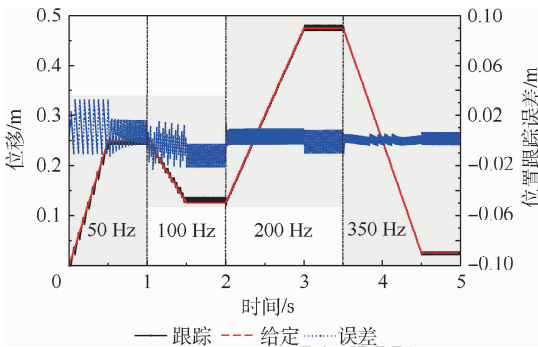


图 10 不同载波频率下位置跟踪曲线

Fig. 10 Position tracking curves under different carrier frequency

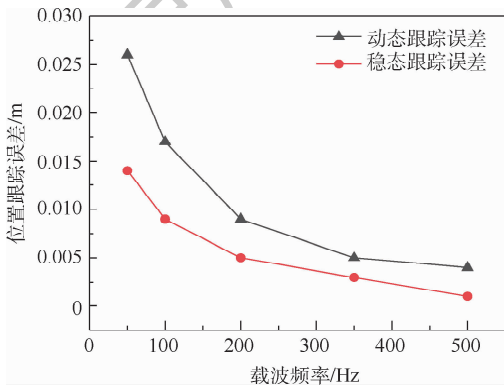


图 11 不同载波频率下位置跟踪误差

Fig. 11 Position error under different carrier frequency

由图 10、图 11 可以看出,随着开关阀 PWM 载波频率的增加,系统快速性增加,控制位置跟踪误差减小;但受开关阀自身动态性能的制约,频率接近开关阀响应速度时,位置跟踪误差基本趋于稳定。此时再增大 PWM 载波频率,只会导致开关阀死区过大,系统稳定工作区变窄,同时开关次数线性增加,不利于系统可靠性。

改变开关阀流量幅值 Q_{max} , 仿真得开关阀流量幅值不同 ($Q_{max} = 15 \text{ L/min}, 13 \text{ L/min}, 11 \text{ L/min}, 9 \text{ L/min}$) 时系统位置跟踪及误差曲线,如图 12 所示。

采用遗传算法,得到不同流量幅值下系统最优的 PID 控制器参数,分别仿真测试幅值 0.35 阶跃输入信号的稳态跟踪误差,以及幅值 0.35、频率 0.5 Hz 正弦信号的动态跟踪误差,如图 13 所示。

由图 12、图 13 可以看出,随着开关阀流量幅值的减小,系统位置跟踪误差逐渐减小,但流量幅值与液缸速度成线性关系,流量幅值过小时,会导致系统快速性下降,高速运动时产生较大的系统位置跟踪误差。

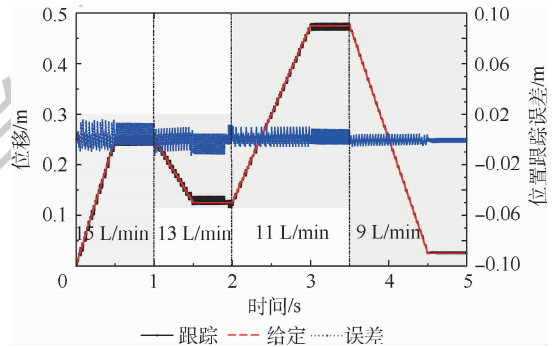


图 12 不同流量幅值下位置跟踪曲线

Fig. 12 Position tracking curves under different flow amplitude

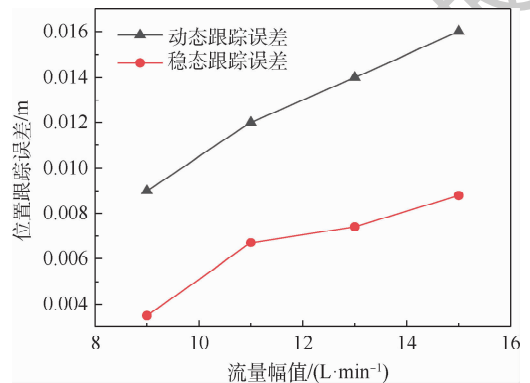


图 13 不同流量幅值下位置跟踪误差

Fig. 13 Errors under different flow amplitude

2.3 控制方法

由以上仿真分析可知,压电式高速开关阀 PWM 载波频率远高于传统电磁式开关阀,其控制精度更高,而在位置精度要求不高的场合,可降低载波频率,从而减少开关阀开关次数;同时压电式高速开关阀流量幅值与驱动电压成比例,方便通过改变电压(流量)增益来改变流量幅值(PAM)进行辅助控制。为提高开关阀控液缸位置系统静、动态性能,希望液缸在稳态位置附近(周期性变化的小误差),流量增益较小;而在单方向误差或较大误差时,流量增益能随误差的累积迅速增大。

本文设计的 PWM + PAM 复合控制器原理如图 14 所示。

图 14 中,控制器 1 采用传统的 PID 控制器,根据误差 e 调节 PWM 波占空比 τ ,改变开关阀平均通过流量,控制液压缸速度和位置;控制器 2 采用模糊控制器,控制规则如表 3 所示,根据误差 e 在开关周期内的平均值 $|\bar{e}|$ 及其变化率 e_c 的实时变化,调节相控电压源输出 U ,即改变 PWM 波幅值 A ,实现开关阀的 PWM + PAM 控制。

基于 PWM + PAM 复合控制策略,仿真得到载波频率 $f = 200 \text{ Hz}$, $Q_{\max} = 15 \text{ L/min}$,压电式高速开关阀控液压缸位置系统跟踪曲线,如图 15 所示。

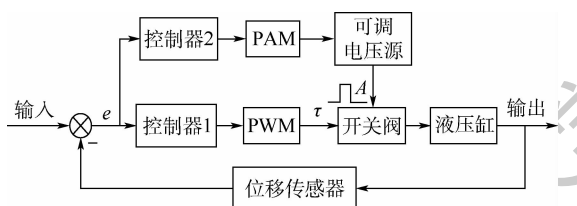


图 14 PWM + PAM 控制器原理

Fig. 14 Schematic diagram of PWM + PAM controller

表 3 模糊控制规则

Table 3 Fuzzy control rules

$ \bar{e} /e_c$	B	M	S
B	B	B	B
M	B	M	M
S	M	S	S

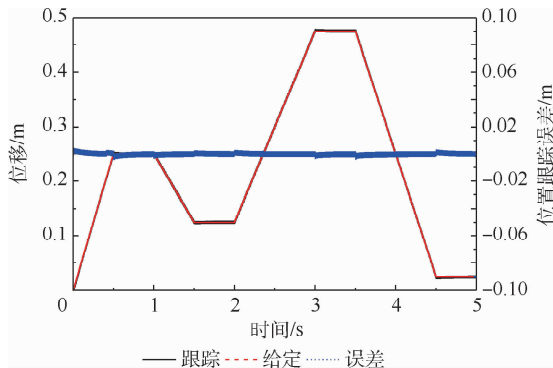


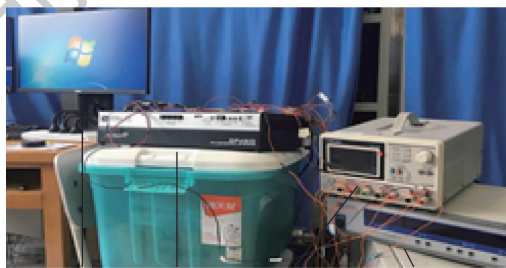
图 15 PWM + PAM 控制位置跟踪曲线

Fig. 15 Position tracking curves with PWM + PAM control

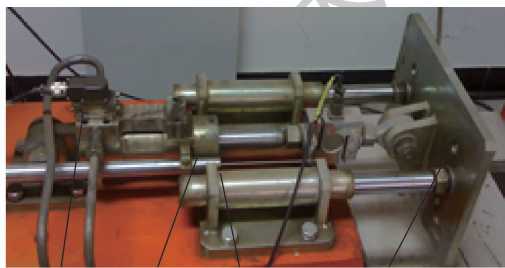
由图 15 可以看出,基于 PWM + PAM 策略的开关阀控液压缸位置系统跟踪误差不超过 $\pm 0.002 \text{ m}$,即位置分辨率可达 0.8%,性能优于传统的 PWM 控制策略。

3 实验及应用

搭建开关阀控液压缸位置系统液压实验平台,如图 16 所示,控制阀分别选用伺服阀(流量 10 L/min ,频响 80 Hz)与压电式高速开关阀(性能见表 1),得到位置跟踪系统实验曲线,如图 17 所示。可以看出,压电式高速开关阀控液压缸位置分辨率为 1.28%,基本可达到和伺服阀控液压缸位置系统(1.06%)相同的定位精度。



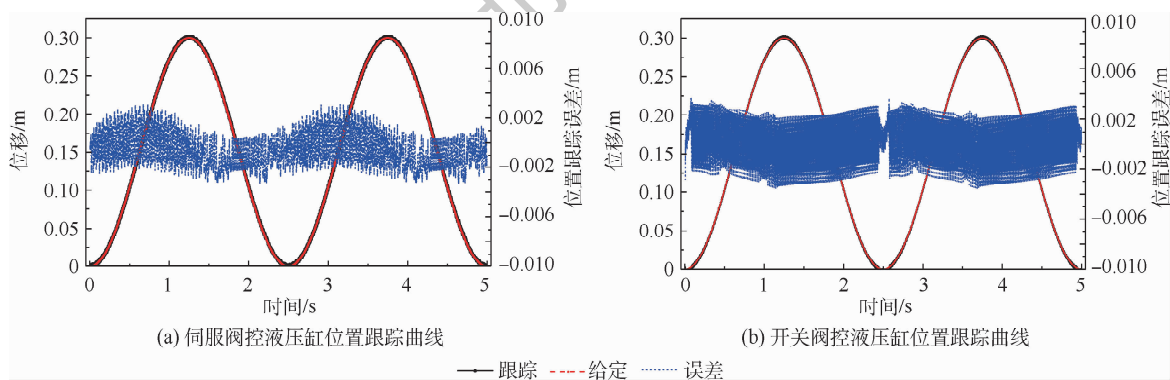
计算机 RT-LAB控制器 低压电源 高压可编程电源



控制阀 液压缸 位移传感器 质量块

图 16 开关阀控液压缸位置系统实物图

Fig. 16 Photo of hydraulic cylinder position system controlled by on-off valve



(a) 伺服阀控液压缸位置跟踪曲线

(b) 开关阀控液压缸位置跟踪曲线

—跟踪 - - - - -给定误差

图 17 不同开关阀控液压缸位置跟踪曲线

Fig. 17 Position tracking curves of hydraulic cylinder controlled by different on-off valves

4 结 论

本文在所设计压电式高速开关阀及其流量特性分析的基础上,研究压电式高速开关阀控液缸位置系统,提出 PWM + PAM 复合控制方法,提高开关阀控液缸位置系统的定位精度,并通过仿真和实验进行验证。

1) 设计一种基于压电式高速开关阀的双阀差动控制式液缸位置系统,降低开关阀死区及饱和区等流量非线性因素对液缸位置系统静、动态性能的影响。

2) 基于开关阀流量死区及饱和区等非线性,分析开关阀控液缸位置系统抖振产生的机理,得到 PWM 载波频率和幅值对系统定位精度的影响规律。

3) 提出适用于高速开关阀的变增益和变频率结合的复合 PWM 控制方法,提高位置系统的稳态定位精度(达 1%),且不影响快速性。

由于在不同 PWM 载波频率和流量幅值下,控制器参数对其开关阀控液缸位置系统性能有很大的影响,在变增益及变频控制结构的基础上,研究变频变增益的 PWM 自适应控制,提高系统静、动态综合性能,且进一步减少高速开关阀的开关次数,达到高效、节能的目的是未来研究的方向。

参考文献 (References)

[1] 杨华勇,王双,张斌,等. 数字液压阀及其阀控系统发展和展望[J]. 吉林大学学报(工学版),2016,46(5):1494-1505.
YANG H Y, WANG S, ZHANG B, et al. Development and prospect of digital hydraulic valve and valve control system[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2016, 46(5):1494-1505 (in Chinese).

[2] YANG H Y, PAN M. Engineering research in fluid power: A review[J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, 2015, 16(6):427-442.

[3] 罗樟,朱玉川. 智能材料驱动的高速开关阀[J]. 压电与声光,2019,41(4):575-581.
LUO Z, ZHU Y C. High speed on-off valve driven by smart material[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2019, 41(4):575-581 (in Chinese).

[4] JIAO Z X, LIU X C, SHANG Y X, et al. An integrated self-energized brake system for aircrafts based on a switching valve control[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 60:20-30.

[5] PAN M, PLUMMER A. Digital switched hydraulics[J]. Frontiers of Mechanical Engineering, 2018, 13(2):225-231.

[6] BRUNO N, ZHU Y C, LIU C, et al. Development of a piezoelectric high speed on/off valve and its application to pneumatic closed-loop position control system[J]. Journal of Mechanical

Science and Technology, 2019, 33(6):2747-2759.

[7] ZHONG Q, ZHANG B, YANG H Y, et al. Performance analysis of a high-speed on/off valve based on an intelligent pulse-width modulation control[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2017, 9(11):1-11.

[8] ZHANG B, ZHONG Q, MA J E, et al. Self-correcting PWM control for dynamic performance preservation in high-speed on/off valve[J]. Mechatronics, 2018, 55:141-150.

[9] WU S, ZHAO X Y, LI C F, et al. Multi-objective optimization of a hollow plunger type solenoid for high-speed on/off valve[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 65(4):3115-3124.

[10] 高强,朱玉川,罗樟,等. 高速开关阀的复合 PWM 控制策略分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(6):1129-1136.
GAO Q, ZHU Y C, LUO Z, et al. Analysis and optimization on compound PWM control strategy of high-speed on/off valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6):1129-1136 (in Chinese).

[11] 高强,朱玉川. 基于均匀切换的并联数字阀控系统位置控制策略[J]. 中国机械工程,2020,31(12):1461-1468.
GAO Q, ZHU Y C. Position control strategy of parallel digital valve-controlled system based on uniform switching method[J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31(12):1461-1468 (in Chinese).

[12] 陈晓明,朱玉川,吴昌文,等. 数字开关液压系统管路压力波传播建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(7):1335-1344.
CHEN X M, ZHU Y C, WU C W, et al. Modeling and analysis of pressure wave propagation inside pipeline of digital switched hydraulic system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7):1335-1344 (in Chinese).

[13] YAO B, BU F P, REEDY J, et al. Adaptive robust motion control of single-rod hydraulic actuators: Theory and experiments[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 1998, 5(1):79-91.

[14] 曹晓明,姚静,沙桐,等. 多级压力源切换负载口独立控制系统能耗特性实验研究[J]. 西安交通大学学报,2019,53(12):63-71.
CAO X M, YAO J, SHA T, et al. Experimental research on energy consumption characteristics for multi-level pressure switching control[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(12):63-71 (in Chinese).

[15] 高钦和,刘志浩,牛海龙,等. 高速开关阀控液缸的位置控制[J]. 中国机械工程,2014,25(20):2775-2781.
GAO Q H, LIU Z H, NIU H L, et al. Position control of hydraulic cylinder controlled by high-speed on/off valve[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(20):2775-2781 (in Chinese).

[16] 刘志浩,高钦和,管文良. 高速开关阀流量非线性分析及补偿控制验证[J]. 兵工学报,2015,36(1):163-174.
LIU Z H, GAO Q H, GUAN W L. Flow nonlinear analysis and compensation control validation for high-speed on/off valve[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(1):163-174 (in Chinese).

[17] 俞军涛,焦索夏,吴帅. 大流量压电式高速开关阀设计与仿

真测试[J]. 机械工程学报, 2020, 56(18): 226-234.

YU J T, JIAO Z X, WU S. Design, simulation and test of high-flow high-speed on/off valve driven by piezoelectric[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(18): 226-234 (in Chinese).

[18] 苏明. 高速电磁开关阀控缸位置控制系统的纹波抑制[J]. 液压与气动, 2012(1): 92-94.

SU M. Ripple suppression of the cylinder position control sys-

tem with high-speed switching solenoid valve[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2012(1): 92-94 (in Chinese).

作者简介:

俞军涛 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 液压元件及数字式电液控制系统。

占昊 男, 硕士研究生。主要研究方向: 机电液系统。

Hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve

YU Juntao^{1,*}, ZHAN Hao¹, WANG Li¹, JIAO Zongxia²

(1. School of Mechanical, Electrical and Information Engineering, Shandong University(Weihai), Weihai 264200, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at low position resolution and slow response of on-off valve controlled cylinder, a hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve was designed. Firstly, the position system model of on-off valve was built in order to analyze the influence of PWM carrier frequency on the on-off valve flow characteristics. The system structure based on differential flow of double valve is adopted to realize the nonlinear compensation of hydraulic cylinder load flow, which reduced the influence of dead zone on the static and dynamic performance. Then, mechanism and principle of on-off valve controlled hydraulic cylinder position chattering are obtained by analyzing the influence factors of load pulse flow of double valve controlled hydraulic cylinder system, and PWM, PAM and PFM control methods based on the pulse flow are compared. Finally, considering the piezoelectric high-speed on-off valve flow characteristics, a composite control method with PWM and PAM is proposed, which helps the system realize fast and accurate position control by adjusting the duty cycle and flow amplitude according to the error signal and change. Simulation and experimental results show that the positioning accuracy is nearly 1%, which provides a theoretical basis for the application of high-speed on-off valve and control system.

Keywords: high-speed on-off valve; flow characteristics; position control; PWM; PFM; PAM; position resolution

Received: 2020-07-15; Accepted: 2020-09-27; Published online: 2020-10-21 10:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.0924.001.html

Foundation items: Key Research and Development Plan of Shandong Province (2019JZZY010337); Shandong Provincial Natural Science Foundation (ZR2020ME119, ZR2017PEE022)

* Corresponding author. E-mail: juntaoyu@sdu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0016

用频装备带内多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法



李伟^{1,2}, 魏光辉^{1,*}, 潘晓东¹, 孙梳清³

(1. 陆军工程大学 电磁环境效应国家级重点实验室, 石家庄 050003;

2. 国防大学 联合作战学院, 石家庄 050084; 3. 中国人民解放军 61035 部队, 北京 102200)

摘 要: 为解决用频装备复杂电磁环境效应准确评估的技术难题,从电磁辐射信号耦合传输的基本理论出发,推导揭示了射频前端线性不良和动态范围不足分别是导致用频装备电磁辐射效应对带内多频电磁辐射干扰场强有效值、幅值敏感的本质原因。在此基础上建立了2类用频装备的带内多频连续波电磁辐射效应模型,提出了通过正弦调幅波(调制深度100%)、单频连续波电磁辐射临界干扰场强有效值之比($E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}}$)确定受试装备电磁辐射敏感类型的方法。 $E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}} > 0.9$ 时,受试装备对于干扰场强有效值敏感, $0.612 < E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}} < 0.9$ 时,受试装备对于干扰场强幅值敏感。通信电台带内双频、三频电磁辐射效应试验验证表明:所提建模预测方法的误差小于10%,能够有效预测用频装备带内多频连续波电磁辐射效应。

关键词: 用频装备; 带内多频干扰; 阻塞效应机理; 效应模型; 辐射效应预测

中图分类号: TM973

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0715-09

随着信息技术的快速发展,用频装备不断增多,空间电磁频谱日益拥挤。大功率用频装备在正常发射工作信号的同时,不可避免地会同时发射谐波信号和杂散噪声信号,加剧了电磁环境的复杂性。由于电磁场的叠加效应,接收机不仅接收有用信息,带内单频(窄谱)电磁干扰信号、噪声信号也会同时进入接收机,导致用频装备技术指标下降甚至难以正常工作,用频装备的复杂电磁环境适应性受到了严重威胁^[1-2]。

为确保用频装备在复杂电磁环境下能够正常发挥工作效能,定型前都需要进行严格的电磁辐射敏感度试验。然而国内外现行的电磁兼容测试标准,如国际电工委员会 IEC 61000-4-6^[3]、美国军用标准 MIL-STD-461G^[4] 和 MIL-STD-464C^[5]、中国军用标准 GJB 151B—2013^[6] 和 GJB 8848—2016^[7] 等,规定的电磁辐射抗扰(敏感)度试验方

法都是在单一频率或者单一电磁脉冲辐射条件下开展的,试验得到的临界干扰、损伤场强值难以直接表征用频装备的复杂电磁环境适应能力。在实际使用电磁环境中,若电磁辐射源干扰频率、强度搭配合适,很有可能使受试装备在单频电磁辐射效应试验确定的安全评价范围内受到干扰或损伤。因此,现行的电磁兼容试验标准已经难以满足用频装备复杂电磁环境适应能力评估的技术需求。

为了评价用频装备在复杂电磁环境下的生存能力,一般可以通过实装复杂电磁环境效应试验或模拟仿真的方法进行效应评估^[8-11]。但是,电磁环境纷繁复杂,干扰信号频率、强度能够任意组合,难以通过复杂电磁环境模拟与效应试验方法一一进行试验和评价。

实验室条件下获得的用频装备单频连续波、调幅波等单一因素的辐射敏感度试验数据,虽然

收稿日期: 2020-01-14; 录用日期: 2020-05-09; 网络出版时间: 2020-06-05 14:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1334.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61372040)

* 通信作者: E-mail: wei-guanghui@sohu.com

引用格式: 李伟, 魏光辉, 潘晓东, 等. 用频装备带内多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 715-723. LI W, WEI G H, PAN X D, et al. Blocking jamming effect prediction method under multi-frequency in-band radiation environment for spectrum-dependent equipment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 715-723 (in Chinese).

不能反映用频装备在复杂电磁环境下的生存能力,却客观反映了受试装备对不同频率干扰信号的耦合与选择抑制特性^[12-14]。因此,本文在前期研究的基础上从用频装备电磁辐射共性规律和效应机理出发,首先从理论上揭示不同带内电磁辐射组合作用下受试装备产生阻塞干扰效应的决定因素,然后基于实验室条件下获得的装备电磁辐射敏感度试验数据,建立带内多频连续波电磁辐射作用下的用频装备电磁辐射效应模型,并总结提出建模预测方法,最后以典型通信装备为受试对象,试验验证用频装备带内连续波电磁辐射阻塞干扰效应预测方法的实用性和准确性。

1 阻塞干扰效应机理与多频电磁辐射效应模型

根据用频装备接收机对电磁辐射场的响应可以将电磁干扰分为线性干扰和非线性干扰。线性干扰通常包括同频干扰和邻频干扰,此时接收机相当于带通滤波器。而常见的非线性干扰主要有交调干扰、互调干扰、乱真响应等,都是由于受试装备电磁辐射响应的非线性产生的。从广义上来说,凡是由于干扰信号超出了受试装备中电子器件的工作动态范围,或者改变了电子器件的偏置电平,从而使其接收机的灵敏度下降,有用信号增益显著降低的现象都可以称为阻塞干扰。用频装备的带内干扰都属于大信号阻塞干扰,不会产生交调、互调等现象。理论分析表明,射频前端电磁辐射响应线性不良、动态范围不足是导致带内阻塞干扰效应的本质原因,但两者的效应机理和多频电磁辐射效应模型并不相同。

1.1 线性不良导致的电磁辐射阻塞干扰效应

假设电磁波经过天线耦合进入到接收机输入端的信号为

$$u_{in}(t) = A_i E_i \cos(\omega_i t) + A_s E_s \cos(\omega_s t) \quad (1)$$

式中: A_i 和 A_s 分别为接收机天线对干扰信号和有用信号的耦合系数(包括极化方向的影响); E_i 和 E_s 分别为接收机天线处的干扰信号和有用信号的电场强度幅值; ω_i 和 ω_s 分别为干扰信号和有用信号的角频率。

上述信号在进入接收机的射频前端前,一般都会经过限幅器或者带通滤波器的选择抑制,这些电路一般具有非线性响应特性,在输入信号不太强的情况下,其输出信号可以用幂级数表示为

$$u_o(t) = B_0 + B_1 u_{in}(t) + B_2 u_{in}^2(t) + B_3 u_{in}^3(t) + \dots \quad (2)$$

式中: $B_j(j=0,1,2,3,\dots)$ 为非线性系数,是与电

路的转移特性相关的常数。

当输入信号很小时,电路工作于线性区域,只取幂级数的前2项即可;而当输入信号较大时,电路响应的非线性逐渐显现,一般取幂级数的前4项^[15]。

将式(1)代入式(2)中,整理得到与有用信号相关的基波分量为

$$A_s E_s \left(B_1 + \frac{3}{2} B_3 A_i^2 E_i^2 + \frac{3}{4} B_3 A_s^2 E_s^2 \right) \cos(\omega_s t) \quad (3)$$

则有用信号基波的增益 K_s 为

$$K_s = B_1 + \frac{3}{2} B_3 A_i^2 E_i^2 + \frac{3}{4} B_3 A_s^2 E_s^2 \quad (4)$$

当辐射场强较低时,受试装备工作在线性区,有用信号增益等于 B_1 ;当辐射场强增大时,工作电路进入非线性区,有用信号的增益随着辐射场强的增大而减小($B_3 < 0$)。无论是有用信号过大还是干扰信号过大都会产生阻塞干扰。当 $2A_i^2 E_i^2 + A_s^2 E_s^2 = -4B_1/(3B_3)$ 时, $K_s = 0$,此时有用信号被完全淹没,信息传输中断,这就是线性不良引起的阻塞干扰效应机理。

若空间有 n 个单频干扰信号,角频率为 $\omega_j(j=1,2,\dots,n)$,在接收机天线处的场强幅值为 $E_j(j=1,2,\dots,n)$,对应的接收天线耦合系数为 $A_j(j=1,2,\dots,n)$,则接收机输入端的信号为

$$u_{in}(t) = \sum_{j=1}^n A_j E_j \cos(\omega_j t) + A_s E_s \cos(\omega_s t) \quad (5)$$

将式(5)代入式(2)中,整理可得有用信号基波增益 K_s 为

$$K_s = B_1 + \frac{3}{2} B_3 \sum_{j=1}^n A_j^2 E_j^2 + \frac{3}{4} B_3 A_s^2 E_s^2 \quad (6)$$

当有用信号大小不变时,令有用信号增益相等,联立式(6)和式(4)可得

$$A_i^2 E_i^2 = \sum_{j=1}^n A_j^2 E_j^2 = 2(K_s - B_1)/(3B_3) - A_s^2 E_s^2/2 \quad (7)$$

若受试装备在带内单频电磁辐射作用下的临界干扰场强为 $E_{j0}(\omega_j)(j=1,2,3,\dots)$,带内多频电磁辐射临界干扰对应的电磁辐射场强组合为 (E_1, E_2, \dots, E_n) ,由式(7)可得

$$A_1^2 E_{10}^2 = A_2^2 E_{20}^2 = \dots = A_n^2 E_{n0}^2 = \sum_{j=1}^n A_j^2 E_j^2 \quad (8)$$

定义线性不良多频干扰系数 S_1 ,当 $S_1 \geq 1$ 时,受试装备受到有效干扰,技术性能降低或不能正常工作; $S_1 < 1$ 时,受试装备工作性能不受影响。由式(8)可得

$$S_1 = \sum_{j=1}^n E_j^2/E_{j0}^2 \quad (9)$$

这就是线性不良导致的用频装备带内电磁辐射阻塞干扰效应预测模型。综上所述,线性不良是导致用频装备带内多频连续波电磁辐射效应对干扰场强有效值敏感的本质原因。

1.2 动态范围不足导致的电磁辐射阻塞干扰效应

装备线性不良属于弱非线性响应,适于幂级数分析法处理问题。当干扰信号过强,使受试装备电路工作于截止区、饱和区甚至元器件出现击穿时,若用式(2)表示输出信号,需保留许多项才能保证其准确度,一般不再采用幂级数分析法进行处理。

设电磁波经过天线耦合进入到接收机输入端的信号(见式(1))由一个干扰信号和一个有用信号组成,按图1所示进行矢量分析。

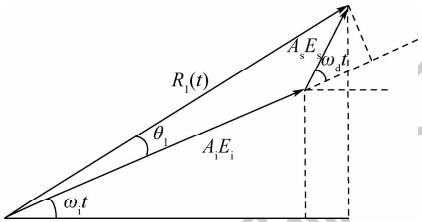


图1 矢量分析图
Fig. 1 Vector analysis

图1中, $\omega_d = \omega_s - \omega_i$, 带内干扰时,干扰频率和有用信号频率比较接近,则 $\omega_d \ll \omega_s, \omega_i$; 此时干扰信号远大于有用信号,即 $A_i E_i \gg A_s E_s$ 。由矢量分析图可知输入信号 $u_{in}(t)$ 为

$$u_{in}(t) = R_i(t) \cos(\omega_i t + \theta_1) \quad (10)$$

输入信号的包络 $R_i(t)$:

$$R_i(t) = \sqrt{(A_s E_s)^2 + (A_i E_i)^2 + 2A_i E_i A_s E_s \cos(\omega_d t)} \quad (11)$$

输入信号的“初始”相位角 θ_1 :

$$\theta_1 = \arctan\left(\frac{A_s E_s \sin(\omega_s - \omega_i) t}{A_i E_i + A_s E_s \cos(\omega_s - \omega_i) t}\right) \approx \frac{A_s E_s}{A_i E_i} \sin(\omega_s - \omega_i) t \quad (12)$$

假设受试装备射频前端的饱和电平为 U_m , 增益为 K_0 。输入小信号时,理想线性电路输出的信号幅值为 $K_0 R_i(t)$; 输入信号幅值超过限值时,输出信号幅值钳位于 U_m , 此时由欧拉方程 $e^{jx} = \cos x + j \sin x$ 可知,输出信号 $u_o(t)$ 为

$$u_o(t) = U_m \cos(\omega_i t + \theta_1) = \operatorname{Re} \left[U_m \exp(j\omega_i t) \exp\left(j \frac{A_s E_s}{A_i E_i} \sin(\omega_s - \omega_i) t\right) \right] \quad (13)$$

由第一类 n 阶贝塞尔函数 $J_n(x) = \frac{1}{2\pi} \cdot$

$\int_{-\pi}^{\pi} \exp(j(nt - x \sin t)) dt$, 对式(13)进行傅里叶级数展开可得

$$u_o(t) = U_m \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n\left(\frac{A_s E_s}{A_i E_i}\right) \cos(\omega_i + n(\omega_s - \omega_i)) t \quad (14)$$

输出信号中,频率为 ω_s 的有用信号分量是式(14)中 $n=1$ 的项:

$$U_m J_1\left(\frac{A_s E_s}{A_i E_i}\right) \cos(\omega_s t) = U_m \frac{A_s E_s}{2A_i E_i} \cos(\omega_s t) \quad (15)$$

由此可知,有用信号的增益 K_s 为

$$K_s = \frac{U_m}{2A_i E_i} \quad (16)$$

由此可见,在大信号干扰作用下,有用信号的增益取决于干扰信号的幅值和电路的饱和电压。当 $A_i E_i = U_m$ 时, $K_s = 1/2$, 电路输出的有用信号仅为输入信号的一半; 而当 $A_i E_i \gg U_m$ 时, $K_s = 0$, 有用信号完全阻塞, 这就是动态范围不足引起的阻塞干扰机理。

当受试装备同时受到 n 个单频大信号干扰时,接收机输入端的信号如式(5)所示,仿照图1进行矢量分析,干扰信号合成后振幅 $R_i(t)$ 变为时变量:

$$R_i(t) = \left[\left(\sum_{j=1}^n A_j E_j \sin(\omega_j - \omega_1) t \right)^2 + \left(\sum_{j=1}^n A_j E_j \cos(\omega_j - \omega_1) t \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (17)$$

干扰信号的“初始”相位角 φ :

$$\varphi = \arctan\left(\frac{\sum_{j=1}^n A_j E_j \sin(\omega_j - \omega_1) t}{\sum_{j=1}^n A_j E_j \cos(\omega_j - \omega_1) t}\right) \quad (18)$$

时变振幅的包络最大值为 $\sum_{j=1}^n A_j E_j$ 。

此时输入信号可表示为

$$u_{in}(t) = R_2(t) \cos(\omega_1 t + \varphi + \theta_2) \quad (19)$$

式中: $R_2(t)$ 为 n 个单频干扰信号和有用信号叠加后的包络; θ_2 为输入信号的“初始”相位角, 即

$$\theta_2 \approx \arctan\left(\frac{A_s E_s \sin(\omega_s - \omega_1) t}{\sum_{j=1}^n A_j E_j + A_s E_s \cos(\omega_s - \omega_1) t}\right) \approx \frac{A_s E_s}{\sum_{j=1}^n A_j E_j} \sin(\omega_s - \omega_1) t \quad (20)$$

当输入信号幅值超过系统的限值时,输出信号幅值钳位于 U_m , 与单一干扰信号同理可得输出信号的傅里叶级数展开式:

$$u_o(t) = U_m \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n \left(\frac{A_s E_s}{\sum_{j=1}^n A_j E_j} \right) \cos(\omega_1 t + \varphi + n(\omega_s - \omega_1)t) \quad (21)$$

输出信号中的有用信号分量为式(21)中 $n = 1$ 的项:

$$U_m J_1 \left(\frac{A_s E_s}{\sum_{j=1}^n A_j E_j} \right) \cos(\omega_s t + \varphi) = \frac{A_s E_s U_m}{2 \sum_{j=1}^n A_j E_j} \cos(\omega_s t + \varphi) \quad (22)$$

多个强信号干扰时,有用信号的增益变为

$$K_s = \frac{U_m}{2 \sum_{j=1}^n A_j E_j} \quad (23)$$

假设受试装备单频带内连续波临界干扰场强为 $E_{j0}(\omega_j)$, 而受试装备在频率为 $\omega_j (j = 1, 2, \dots, n)$ 的带内单频连续波共同作用下的临界干扰场强组合为 (E_1, E_2, \dots, E_n) , 若受试装备出现阻塞干扰时有用信号增益相同, 由式(16)、式(23)可得

$$A_1 E_{10} = A_2 E_{20} = \dots = A_n E_{n0} = \sum_{j=1}^n A_j E_j = \frac{U_m}{2K_s} \quad (24)$$

定义动态范围不足时多频干扰系数 S_{\parallel} , 由式(25)所示。则当 $S_{\parallel} \geq 1$ 时, 受试装备受到有效干扰, 技术性能降低或不能正常工作; $S_{\parallel} < 1$ 时, 受试装备工作性能不受影响。

$$S_{\parallel} = \sum_{j=1}^n \frac{E_j}{E_{j0}} \quad (25)$$

由此可见, 动态范围不足导致的电磁辐射阻塞干扰效应对干扰场强幅值敏感。与式(9)不同, 式(25)推导过程中采用干扰信号的振幅最大值代替其某一时刻的振幅, 由此带来的误差将在第2节进行修正。

2 多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法

在对受试装备进行电磁辐射效应系统研究之前, 难以确定其产生阻塞干扰效应的根本原因是电路的线性不良还是动态范围不足, 因而也就难以确定是采用式(9)还是式(25)评估受试装备的带内多频连续波电磁辐射效应。但是, 通过效应试验可以解决该问题, 为此先进行理论分析。

2.1 理论分析

设正弦调幅波电磁辐射场强为

$$E_{\text{am}}(t) = C(1 + m \cos(\psi t)) \cos(\omega t) \quad (26)$$

式中: C 为载波振幅; $0 \leq m \leq 1$ 为调制深度; ψ 为

调幅信号角频率; ω 为载波角频率。

对应的峰值场强 E_{amp} 为

$$E_{\text{amp}} = (1 + m)C \quad (27)$$

利用三角函数公式对式(26)进行展开, 则

$$E_{\text{am}}(t) = C \cos(\omega t) + \frac{1}{2} m C \cos(\omega + \psi)t + \frac{1}{2} m C \cos(\omega - \psi)t \quad (28)$$

显然, 式(28)所示调幅信号是由3个频率不同的单频辐射信号叠加构成的, 其场强的有效值 E_{ame} 为

$$E_{\text{ame}} = \frac{\sqrt{2}}{2} C \sqrt{1 + \frac{m^2}{4} + \frac{m^2}{4}} = \frac{\sqrt{2}}{2} C \sqrt{1 + \frac{m^2}{2}} \quad (29)$$

单频连续波 $E_{\text{sin}}(t) = D \cos(\omega t)$ 对应的峰值场强 $E_{\text{simp}} = D$, 而场强的有效值 $E_{\text{sine}} = \sqrt{2} D / 2$ 。若正弦调幅波的辐射场强有效值与单频连续波辐射场强有效值相同, 则峰值场强之间的关系为

$$E_{\text{simp}} = E_{\text{amp}} \sqrt{1 + m^2/2} / (1 + m) \quad (30)$$

若受试装备的带内阻塞干扰效应对干扰场强幅值敏感, 则正弦调幅波辐射的临界干扰场强有效值应该是单频连续波辐射临界干扰场强有效值的 $\sqrt{1 + m^2/2} / (1 + m)$ 倍。

为提高试验结果的区分度, 取调制深度 $m = 1$, 正弦调幅波辐射的临界干扰场强有效值应该是单频连续波辐射临界干扰场强有效值的 0.612 倍; 反之, 受试装备的带内阻塞干扰效应对干扰场强有效值敏感, 正弦调幅波辐射的临界干扰场强有效值应该与单频连续波辐射临界干扰场强有效值基本相同。

电路动态范围不足引起的阻塞干扰效应预测模型式(25)推导过程中, 由于“采用干扰信号的振幅最大值代替其某一时刻的振幅”带来了误差, 为修正这一误差, 定义连续波信号在一个周期内电平值超过受试装备临界干扰电平值的时间与信号周期的比值为干扰因子, 记为 α 。将受试装备电磁干扰信号电平与相应频率的单频临界干扰信号电平幅值之比称为归一化电平值。以受试装备正弦调幅波与单频连续波电磁辐射临界干扰效应试验数据为依据, 分别对正弦调幅波和单频连续波临界干扰信号场强瞬时值进行归一化, 使两者同时满足归一化电平值超过某一临界值(归一化场强临界值)的比例相同, 可以求得正弦调幅波与单频连续波临界干扰场强的有效值之比 $E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}}$ 所对应的信号归一化场强临界值 U_n 和干扰因子 α 的值, 如表1所示。

表1 E_{ame}/E_{sine} 对应的归一化场强值和干扰因子
Table 1 Threshold of normalized field strength and interference factor with different E_{ame}/E_{sine}

E_{ame}/E_{sine}	归一化场强值 U_n	干扰因子 $\alpha/\%$
0.66	0.999	3.40
0.68	0.997	4.76
0.70	0.995	6.11
0.72	0.993	7.44
0.74	0.991	8.42
0.76	0.988	9.96
0.78	0.985	11.14
0.80	0.982	12.10

对于干扰场强幅值敏感型受试装备,首先根据正弦调幅波(调制深度100%)与单频连续波临界干扰场强的有效值之比,查表1确定干扰因子 α 的值;然后对带内多频干扰场强瞬时值进行归一化,由周期内干扰电平幅值超过 U_n 的比例达到 α ,求出带内多频干扰归一化电平 U_n 的值,则修

正后的多频干扰系数 S_{II} 为

$$S_{II} = \frac{U_n}{U_\alpha} \quad (31)$$

与修正前相同,对电路动态范围不足导致的阻塞干扰效应来说,当 $S_{II} \geq 1$ 时,受试装备受到有效干扰,技术性能降低或不能正常工作; $S_{II} < 1$ 时,受试装备工作性能不受影响。式(31)即为修正后的场强幅值敏感型受试装备的带内多频电磁辐射效应模型。

2.2 带内多频阻塞干扰效应预测流程

由于受试装备射频前端电路线性不良、动态范围不足导致的带内多频连续波电磁辐射效应分别对于干扰场强有效值、幅值敏感,而通过正弦调幅波、单频连续波电磁辐射效应试验数据能够区分受试装备的敏感类型,并对幅值敏感型装备的效应模型进行修正,据此提出用频装备带内多频阻塞干扰效应建模预测方法,如图2所示,预测流程如下:

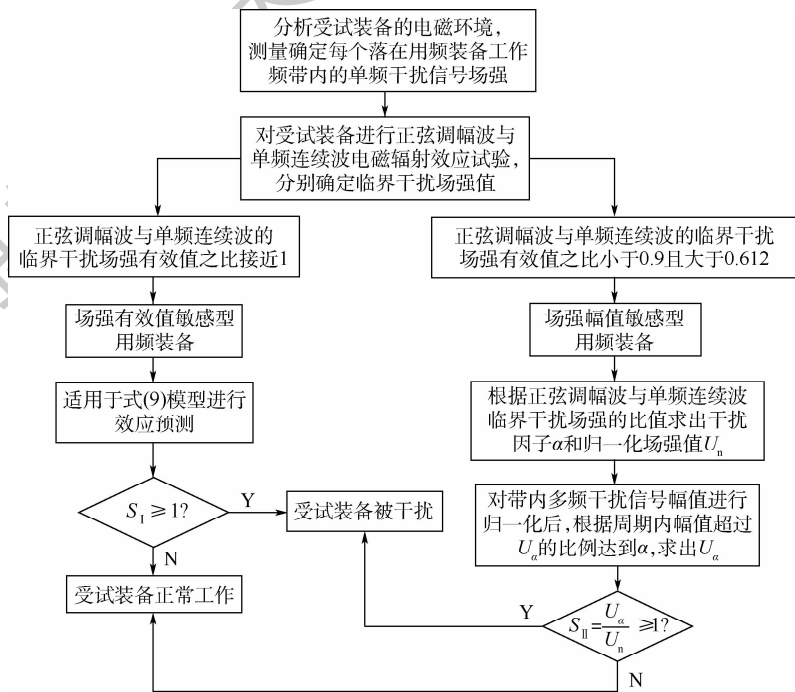


图2 用频装备带内多频连续波电磁辐射效应预测流程

Fig. 2 Flowchart of electromagnetic radiation effect prediction under multi-frequency in-band continuous wave for spectrum-dependent equipment

步骤1 分析受试装备的工作电磁环境,测量确定其工作频带内每个单频连续波干扰信号的辐射场强。对难以用场强计准确测量的电磁干扰信号,建议用接收天线接频谱分析仪的方式进行测量,但需通过校准建立辐射场强与接收功率平方根的线性对应关系。

步骤2 对受试装备进行正弦调幅波(调制深度100%)和单频连续波(与调幅波载波频率相同)电磁辐射效应试验,分别确定其临界干扰场

强有效值。

步骤3 若正弦调幅波与单频连续波临界干扰场强有效值的比值接近于1,则受试装备属于场强有效值敏感型用频装备。当其受到带内多频连续波电磁辐射干扰时,采用式(9)模型对其进行阻塞干扰效应预测。即将带内干扰信号辐射场强对其同频临界干扰场强归一化,所有带内干扰信号归一化场强的平方和作为多频干扰系数 S_1 ,若 $S_1 \geq 1$ 则受试装备会被干扰,若 $S_1 < 1$ 则受试装

备能够正常工作。

步骤4 若正弦调幅波与单频连续波临界干扰场强有效值之比小于0.9且大于0.612,则受试装备为场强幅值敏感型用频装备。根据正弦调幅波与单频连续波临界干扰场强有效值的比值,查表1得到受试装备归一化电平值 U_n 和干扰因子 α 。当用频装备受到带内多频连续波电磁辐射干扰时,根据对同频临界干扰场强归一化后的复合信号的幅值在周期内超过 U_n 的比例达到 α ,求出 U_n 的值,此时多频干扰系数 $S_{\parallel} = U_n/U_n$,若 $S_{\parallel} \geq 1$,则受试装备会受到干扰,若 $S_{\parallel} < 1$,则受试装备能够正常工作。

3 带内多频电磁辐射效应试验验证

为检验用频装备带内多频电磁辐射效应模型的准确性,先后以互补模式映射网格编码调制(CPTCM)、频率调制(FM)、振幅调制(AM)、高斯最小移频键控调制(GMSK)等5种典型通信电台作为受试对象进行了试验验证。试验结果如表2所示,调制方式为FM的电台既有可能对带内干扰的场强峰值敏感,也有可能对场强有效值敏感;

表2 受试电台正弦调幅波与单频连续波电磁辐射临界干扰场强比较

Table 2 Comparison of electromagnetic radiation critical interference threshold between sine AM wave and single-frequency continuous wave for tested equipment

电台调制方式	$E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}}$	多频场强敏感类型
CPTCM	0.964	有效值
FM	0.721	幅值
FM	0.986	有效值
AM	0.678	幅值
GMSK	0.637	幅值

表3 场强有效值敏感型电台带内双频电磁辐射效应测试结果

Table 3 Dual-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of RMS-field-strength sensitivity equipment

工作频率/MHz	干扰频偏/kHz			线性不良多频干扰系数 S_1 测试值				S_1 均值
60	-20	15	0.950	0.981	1.020	1.057	0.986	0.999
60	-20	10	1.080	1.057	1.057	1.080	1.022	1.059
80	-15	5	1.015	1.007	1.053	0.992	0.948	1.003
80	-10	10	1.105	0.992	0.982	0.952	1.000	1.006

表4 场强有效值敏感型电台带内三频电磁辐射效应测试结果

Table 4 Tri-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of RMS-field-strength sensitivity equipment

工作频率/MHz	干扰频偏/kHz			线性不良多频干扰系数 S_1 测试值				S_1 均值
40	-10	40	10	1.075	1.016	1.091	1.052	1.042
				1.015	1.052	0.996		
60	-20	10	20	0.936	0.949	1.015	0.981	1.009
				0.999	1.091	1.091		
80	-15	5	20	1.016	1.045	1.030	1.004	1.038
				1.065	1.059	1.013	1.069	

同样,不同的数字调制方式也既有可能对带内干扰的场强峰值敏感,也有可能对场强有效值敏感。因此,通信装备带内阻塞干扰与其调制方式并无确定关系。

3.1 场强有效值敏感型通信装备带内多频电磁辐射效应模型验证

以CPTCM通信电台为受试对象,设定工作频率 f_s 分别为60 MHz和80 MHz时,在不同干扰频率 f_i 、不同干扰强度组合下进行了6组双频电磁辐射效应试验,测试结果如表3所示;设定工作频率分别为40 MHz、60 MHz和80 MHz时,在不同干扰频率、不同干扰强度组合下进行了3组三频电磁辐射效应试验,测试结果如表4所示。可以看出,每组试验确定的线性不良多频干扰系数 S_1 的值都十分接近于1.0,即使单一试验值误差也基本控制在8%以内,验证了场强有效值敏感型用频装备带内多频电磁辐射效应模型式(9)的准确性。结合表1的计算结果可以推断,只要受试装备 $E_{\text{ame}}/E_{\text{sine}} > 0.9$,采用式(9)进行带内多频电磁辐射效应预测,就能保证应有的准确度。

3.2 场强幅值敏感型通信装备带内多频电磁辐射效应模型验证

以FM式幅值敏感型通信电台为受试对象,设定工作频率分别为40 MHz和60 MHz时,在不同干扰频率、不同干扰强度组合下进行了多组双频、三频电磁辐射效应试验,测试结果如表5~表8所示。为减小换算误差,表中直接用辐射天线的输入功率表征受试电台的临界干扰电平,计算多频干扰系数时只需将多频辐射(输入)功率对其同频临界干扰辐射(输入)功率归一化并求平方根即可得到干扰场强的比值 E_j/E_{j0} 。为检验

表5 工作频率为40 MHz时场强幅值敏感型电台带内双频电磁辐射效应测试结果

Table 5 Dual-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of peak-field-strength sensitivity equipment with $f_s = 40$ MHz

单/双频	临界干扰电平/dBm		修正前 S_{II}	修正后 S_{II}
	干扰频率	干扰频率		
	39.994 MHz	40.003 MHz		
单频	-9.4	-10.7		
	-11.8	-16.3	1.283	1.148
	-12.6	-17.8	1.133	1.015
双频	-13.4	-16.6	1.138	1.016
	-14.2	-14.5	1.221	1.09
	-15	-14.2	1.193	1.066
	-15.8	13.3	1.22	1.092
均值			1.198	1.071

表6 工作频率为60 MHz时场强幅值敏感型电台带内双频电磁辐射效应测试结果

Table 6 Dual-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of peak-field-strength sensitivity equipment with $f_s = 60$ MHz

单/双频	临界干扰电平/dBm		修正前 S_{II}	修正后 S_{II}
	干扰频率	干扰频率		
	59.994 MHz	60.003 MHz		
单频	-11.4	-9.4		
	-13.8	-16.7	1.19	1.068
	-14.6	-15.6	1.182	1.057
双频	-15.4	-14.6	1.181	1.054
	-16.2	-13.7	1.185	1.058
	-17	-13.1	1.178	1.052
	-17.8	-12.4	1.187	1.062
均值			1.184	1.059

表7 工作频率为40 MHz时场强幅值敏感型电台带内三频电磁辐射效应测试结果

Table 7 Tri-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of peak-field-strength sensitivity equipment with $f_s = 40$ MHz

单/三频	临界干扰电平/dBm			修正前 S_{II}	修正后 S_{II}
	干扰频率	干扰频率	干扰频率		
	39.995 MHz	40 MHz	40.004 MHz		
单频	-4.3	-0.7	-0.7		
	-13.1	-6.7	-6.7	1.366	1.023
	-10.3	-8.9	-6.7	1.391	1.04
	-11	-7.7	-7.7	1.356	1.013
三频	-11.3	-6.8	-7.7	1.389	1.039
	-11.3	-7.7	-6.8	1.389	1.037
	-9.5	-8.7	-8.7	1.346	1.011
	-12.3	-8.7	-5.6	1.365	1.024
均值				1.372	1.027

模型修正后求多频干扰系数的准确性,表中同时给出了式(25)(修正前 S_{II})、式(31)(修正后 S_{II})

表8 工作频率为60 MHz时场强幅值敏感型电台带内三频电磁辐射效应测试结果

Table 8 Tri-frequency in-band electromagnetic radiation effect test results of peak-field-strength sensitivity equipment with $f_s = 60$ MHz

单/三频	临界干扰电平/dBm			修正前 S_{II}	修正后 S_{II}
	干扰频率	干扰频率	干扰频率		
	59.994 MHz	59.997 MHz	60.005 MHz		
单频	-10.8	-9.4	-6.8		
	-16.8	-15.4	-16.1	1.345	1.013
	-16.8	-16.5	-12.8	1.444	1.073
三频	-18.1	-15.4	-12.8	1.434	1.07
	-17.8	-16.4	-12	1.443	1.07
	-17.8	-14.8	-13.8	1.43	1.072
	-16.3	-16.4	-13.8	1.424	1.062
均值				1.42	1.06

的计算结果。在计算修正后 S_{II} 时,根据受试电台的正弦调幅波(调制深度100%)与单频连续波临界干扰场强的有效值之比 $E_{ame}/E_{sine} = 0.721$,查表1取归一化场强临界值 $U_n = 0.993$ 、干扰因子 $\alpha = 7.49\%$ 。

从表5~表8计算结果可以看出,按式(25)将带内不同频率归一化干扰场强 E_i/E_0 直接相加求多频干扰系数 S_{II} ,在多频临界干扰时不仅干扰系数 S_{II} 普遍大于1.1,而且干扰频率越多,干扰系数 S_{II} 偏离1越远,预测误差不能接受。采用修正公式(31)计算干扰系数 S_{II} ,无论带内双频、三频干扰,误差均不足10%,且与干扰频点数量无关,说明修正后的效应模型能够有效对场强峰值敏感型通信装备带内多频的电磁辐射效应进行预测。

4 结论

通过对用频装备带内阻塞干扰机理分析,建立了2种带内多频连续波电磁辐射效应模型,提出了多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法并试验验证了其准确性。

1) 用频装备阻塞干扰效应的本质是其对电磁辐射响应的非线性,线性不良(弱非线性)和动态范围不足(强非线性)分别是导致用频装备对带内多频电磁辐射干扰场强有效值、幅值敏感的本质原因。

2) 通过正弦调幅波、单频连续波电磁辐射效应试验数据能够区分受试装备的敏感类型。正弦调幅波调制深度100%时,正弦调幅波临界干扰场强有效值 E_{ame} 大于单频临界干扰场强有效值 E_{sine} 的90%时,受试装备属于干扰场强有效值敏

感型用频装备;而 $0.612 < E_{\text{ame}}/E_{\text{ sine}} < 0.9$ 时,受试装备属于干扰场强幅值敏感型用频装备。

3) 对于干扰场强有效值敏感型用频装备,将其带内干扰信号辐射场强对其同频临界干扰场强归一化,所有带内干扰信号归一化场强的平方和作为多频干扰系数 S_{I} ,若 $S_{\text{I}} \geq 1$ 则受试装备会被干扰,若效应指数 $S_{\text{I}} < 1$,则受试装备能够正常工作。

4) 对于干扰场强幅值敏感型用频装备,根据受试装备 $E_{\text{ame}}/E_{\text{ sine}}$ 值确定归一化电平值 U_{n} 和干扰因子 α 。将带内多频连续波电磁辐射场强对同频临界干扰场强归一化后相加构成复合信号,设复合信号的幅值在周期内超过 U_{α} 的比例达到 α ,求出 U_{α} 的值,此时多频干扰系数 $S_{\text{II}} = U_{\alpha}/U_{\text{n}}$,若 $S_{\text{II}} \geq 1$,则受试装备会受到干扰,若 $S_{\text{II}} < 1$,则受试装备能够正常工作。

5) 通信电台带内双频、三频电磁辐射效应试验验证表明了用频装备带内多频电磁辐射效应建模预测方法的准确性,误差均小于 10%。

参考文献 (References)

[1] 刘尚合,孙国至. 复杂电磁环境内涵及效应分析[J]. 装备学院学报,2008,19(1):1-5.
LIU S H, SUN G Z. Analysis of the effects of complex electromagnetic environment[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2008, 19(1): 1-5 (in Chinese).

[2] ARMSTRONG E A. EMC for the functional safety of automobiles—Why EMC testing is insufficient, and what is necessary [C] // IEEE International Symposium on EMC. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-6.

[3] IEC. Electromagnetic compatibility (EMC) -Part 4: Testing and measurement techniques-Section 6: Immunity to conducted disturbances, induced by radio frequency fields; IEC 61000-4-6 [S]. Geneva: IEC, 1996.

[4] U. S. Department of Defense. Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment; MIL-STD-461G [S]. Washington, D. C. : U. S. Department of Defense, 2015.

[5] U. S. Department of Defense. Electromagnetic environmental effects requirements for system; MIL-STD-464C [S]. Washington, D. C. : U. S. Department of Defense, 2010.

[6] 中国人民解放军总装备部. 军用设备和分系统电磁发射和敏感度要求与测量; GJB 151B—2013 [S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2013.
PLA General Equipment Department. Electromagnetic emission and susceptibility requirements and measurements for military equipment and subsystems; GJB 151B—2013 [S]. Beijing: PLA General Equipment Department, 2013 (in Chinese).

[7] 中央军委装备发展部. 系统电磁环境效应试验方法: GJB 8848—2016 [S]. 北京: 中央军委装备发展部, 2016.
Equipment Development Department of Central Military Commission. Electromagnetic environment effects test methods for systems: GJB 8848—2016 [S]. Beijing: Equipment Development Department of Central Military Commission, 2016 (in Chinese).

[8] 任兴荣, 柴常春, 马振洋, 等. 基极注入强电磁脉冲对双极晶体管的损伤效应和机理[J]. 物理学报, 2013, 62(6): 464-469.
REN X R, CHAI C C, MA Z Y, et al. The damage effect and mechanism of bipolar transistors induced by injection of electromagnetic pulse from the base [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(6): 464-469 (in Chinese).

[9] LU X F, WEI G F, PAN X D, et al. A pulsed differential-mode current injection method for electromagnetic pulse field susceptibility assessment of antenna systems [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2015, 57(6): 1435-1446.

[10] HAGER C E, RISON J D, TAIT G B. Electromagnetic probability-of-effect assessment tool for high-power susceptibility testing [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2016, 58(4): 1306-1313.

[11] CHEN Y H, LI K J, XIE Y H. Bayesian assessment method of device-level electromagnetic pulse effect based on Markov chain Monte Carlo [C] // Asia-Pacific International Symposium on Electromagnetic Compatibility. Piscataway: IEEE Press, 2016: 659-661.

[12] 李伟, 魏光辉, 王雅平, 等. 某型通信装备带内多频电磁环境生存能力预测[J]. 高电压技术, 2017, 43(8): 2680-2688.
LI W, WEI G H, WANG Y P, et al. Survivability forecasting method for typical communication equipment under the in-band multi-frequency electromagnetic environment [J]. High Voltage Engineering, 2017, 43(8): 2680-2688 (in Chinese).

[13] 李伟, 魏光辉, 潘晓东, 等. 复杂电磁环境下通信装备干扰预测方法[J]. 电子与信息学报, 2017, 39(11): 2782-2789.
LI W, WEI G H, PAN X D, et al. Interference prediction method of communication equipment under complex electromagnetic environment [J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2017, 39(11): 2782-2789 (in Chinese).

[14] LI W, WEI G H, PAN X D, et al. Electromagnetic compatibility prediction method under the multifrequency in-band interference environment [J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2018, 60(2): 520-528.

[15] POISEL R. Modern communications jamming principles and techniques [M]. Norwood: Artech House, 2011.

作者简介:

李伟 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 电磁环境效应、频谱管理、电磁兼容。

魏光辉 男, 硕士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电磁环境效应、电磁防护。

Blocking jamming effect prediction method under multi-frequency in-band radiation environment for spectrum-dependent equipment

LI Wei^{1,2}, WEI Guanghui^{1,*}, PAN Xiaodong¹, SUN Shuqing³

(1. National Key Laboratory of Electromagnetic Environment Effects, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China;

2. Joint Operations College, National Defense University, Shijiazhuang 050084, China;

3. Unit 61035 of the PLA, Beijing 102200, China)

Abstract: In order to solve the technical problem of accurately evaluating radiation effects of spectrum-dependent equipment in complex electromagnetic environment, based on the basic theory of electromagnetic wave coupling transmission, this paper deduces and reveals that the poor linearity and insufficient dynamic range of RF front-end are the essential reasons why the electromagnetic radiation effect is sensitive to the effective value or amplitude of interference field strength. On this basis, two kinds of electromagnetic radiation effect models are established when the spectrum-dependent equipment is interfered by multi-frequency in-band continuous wave. And the method to judge the electromagnetic radiation sensitivity type of the tested equipment is proposed by the effective value ratio of critical interference field strength (E_{ame}/E_{sine}) of amplitude modulation wave (modulation depth 100%) and single-frequency continuous wave. When $E_{ame}/E_{sine} > 0.9$, the tested equipment is sensitive to the effective value of interference field strength. And when $0.612 < E_{ame}/E_{sine} < 0.9$, the tested equipment is sensitive to the amplitude of interference field strength. The dual-frequency and tri-frequency electromagnetic radiation tests are performed on difference communication equipment in this paper. The results show that the error of the forecasting method is less than 10%, and the proposed method can effectively predict electromagnetic radiation effect when the spectrum-dependent equipment is interfered by multi-frequency in-band continuous wave.

Keywords: spectrum-dependent equipment; multi-frequency in-band interference; mechanism of blocking effect; effect model; radiation effect prediction

Received: 2020-01-14; **Accepted:** 2020-05-09; **Published online:** 2020-06-05 14:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1334.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61372040)

* **Corresponding author.** E-mail: wei-guanghui@sohu.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0030

军航无人机与民航航班侧向碰撞风险评估



李琦¹, 甘旭升^{2,*}, 孙静娟², 王明华²

(1. 西京学院, 西安 710123; 2. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051)

摘 要: 近年来无人机(UAV)已经成为新型作战力量。为解决军航 UAV 与民航航班之间的飞行冲突,确保飞行安全,对经典 EVENT 模型进行改进,提出适用于 UAV 的碰撞风险模型。着重研究了导航方式、人为因素、高空风对于 UAV 飞行的影响,并构建了相应的位置偏差模型。首先,利用蒙特卡罗法求解军航 UAV 与民航航班之间侧向间隔丢失的频率;其次,利用 MATLAB 进行算例仿真,验证模型的有效性,并得出了侧向碰撞概率随参数变化的关系;最后,通过计算不同安全间隔下的碰撞风险,对空域使用提出建议。

关键词: 无人机(UAV); 碰撞风险; EVENT 模型; 蒙特卡罗法; 风险评估

中图分类号: V328.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0724-07

由于无人机(UAV)具有隐蔽性好、机动性强、续航时间长等多种优点,近年来受到各国青睐,开始广泛用于军事活动当中。无人机不仅能够用于侦察打击敌方目标,而且可以提供后勤支持,如运送补给、空投物资等。2012年,翼龙无人机^[1]作为察打一体的机型首次亮相珠海航展。随后军航无人机开始飞速发展。到2019年10月,多款大型无人机陆续在阅兵式中亮相。然而,无人机作为新型作战力量,各国在无人机各方面的技术还不够成熟,如航迹规划、协同飞行等^[2]。无人机在飞行过程中主要依靠地面站人员的操纵,缺乏人员直接参与。在面对突发情况时,无法直接进行判断和干预,因此,在一定程度上会影响无人机的安全飞行。为更好地促进军民融合、减少军事飞行对民航航班的影响,需要对无人机和民航航班的碰撞风险进行研究,以便为之后无人机法规的制定提供一定的科学依据和技术支持。

目前,国内外对于碰撞风险的研究已经较为成熟。Shepherd等^[3]利用事件树来构建风险评估

模型;英国 Brooker 教授^[4]对 Reich 模型进行改进,提出了 EVENT 模型,现在已经广泛用于风险评估中;次年,Brooker 教授^[5]将 EVENT 模型用于评估和分析雷达误差对于飞机碰撞风险的研究;之后,Brooker 教授^[6]还定义了航空器碰撞的影响因子,并将概率论用于飞机飞行的冲突检测当中;梁海军等^[7]对三维坐标系下的航空器碰撞风险进行了研究,利用蒙特卡罗法来分析各参数对飞行的影响;石磊等^[8]计算在某一连续时间段内的两架飞行器的碰撞概率,并提出了总体冲突预测模型;王松涛等^[9]则着重研究了环境对于飞行的影响,提出了高空风影响下的碰撞概率计算模型;党淑雯和王康乐^[10]构建了民航航班之间侧向碰撞概率计算模型,对不同机型、不同巡航速度对于碰撞风险的影响进行了分析和研究。

军航无人机是近些年才开始逐步列装部队的。因此,在保证无人机正常训练的前提下,如何降低与民航航班的影响,同时尽可能高效地利用飞行空域是目前亟需解决的问题。目前,国内外

收稿日期: 2020-01-21; 录用日期: 2020-05-22; 网络出版时间: 2020-06-05 14:45

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1337.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(11726624)

*通信作者. E-mail: gxsh15934896556@qq.com

引用格式: 李琦, 甘旭升, 孙静娟, 等. 军航无人机与民航航班侧向碰撞风险评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 724-730. LI Q, GAN X S, SUN J J, et al. Risk assessment of lateral collision between military UAV and civil aviation flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 724-730 (in Chinese).

相关方面的研究较少,特别是缺乏军航无人机和民航航班之间的碰撞风险研究。为解决这一问题,首先对军航无人机飞行进行研究,确定无人机飞行的主要影响因素。以经典的 EVENT 模型为基础,提出了适用于军航无人机的碰撞风险模型,用长方体和圆柱体的组合来代替原有的碰撞盒,使之更贴合实际;利用蒙特卡罗法来求解无人机与民航航班侧向位置偏差,充分考虑无人机飞行的影响因素;通过计算不同情况下无人机和民航航班的侧向碰撞风险,从而确定不同因素的影响程度,为军航无人机的安全飞行提供一定的科学依据。

1 影响军航无人机飞行的因素

无人机通常是由螺旋桨、涡轮、涡扇等作为推进装置,且不需要机载飞行驾驶员的一种航空器。无人机是依靠地面方舱的操纵来进行飞行的。根据文献[11-14]可以看出影响无人机飞行安全的因素较多,本文选取一些较为关键的因素来进行研究。

1.1 导航方式

导航方式的系统误差是引起无人机定位误差的主要原因。目前,无人机主要是依靠全球定位系统(Golbal Positioning System, GPS)来进行定位导航。其误差来源主要是由系统误差和偶然误差组成。系统误差是由于 GPS 本身的材料和设计误差以及信号在传输过程中所受到的干扰而形成的。偶然误差是指由于其它人为、机械等不确定性因素造成的误差。通常系统误差是具有持续性的,偶然误差是具有不可预测性的。因此本文主要研究系统误差而引起的定位误差。

1.2 人为因素

无人机虽然没有机载的飞行驾驶员来操纵飞机。但无人机的飞行还是要依靠地面方舱操作员来操纵。因此,人为因素依然是影响飞行活动的核心和主要因素。飞行操纵人员的身体素质、心理素质、动作的熟练程度等因素是产生人为差错的主要原因。与有人机类似,人为因素依然是在研究碰撞风险时需要着重考虑的因素之一。特别是对于军航飞行,动作更为复杂、操作更为频繁,无疑增加了产生误差的可能性。

1.3 气象条件

气象条件是影响飞行的主要因素之一。对于有人机而言,暴雨、大雾等极端天气均会给飞行造成巨大影响,甚至导致航班取消。而无人机因其没有机载飞行员,主要是依靠地面方舱飞行员的操纵。因此,在实际飞行中,对于能见度等气象条件要求并不高。由于无人机体积较小、重量较轻,

因此高空风对于无人机飞行轨迹的影响更为显著,不同风向往往会导致不同的飞行轨迹。本文采用一种更为极端的情况来研究高空风对于飞行的影响,即全向风。

2 无人机与民航航班侧向碰撞风险模型

传统经典的 EVENT 模型是用来预测民航航班之间碰撞风险的^[15]。其中,每小时失去间隔的频率(GERh)是模型的关键数据,由于军航活动的特殊性,无法直接应用民航的数据,需要根据军航活动特点重新计算,且在计算过程中特别需要结合无人机自身的特点。

2.1 前提条件

1) 由于本文研究的是侧向间隔,因此只研究军航无人机和民航航班处于同一高度层的情况。而根据现行法规,两机之间的安全间隔为 10 km。

2) 假设军航无人机和民航航班之间能够独立运行。

3) 目标安全等级均采用国际民航组织规定的。

2.2 改进的 EVENT 模型

传统的 EVENT 模型是将飞机视作一个长方体,作为碰撞模板。后来虽然有学者将模板改为圆柱体、椭圆体等形状,但都不符合飞机本身的形态,会产生大量的冗余面积,从而造成计算概率偏大。本文将用长方体来代表无人机的机翼,用圆柱体来代表无人机机身,将两者的结合体作为碰撞模板,如图 1 所示。

此模型中,将无人机和民航航班视为一对,则碰撞盒长方体的长为 λ_{jx+hx} ,圆柱体的高为 λ_{jy+hy} ,圆柱体的直径为 λ_{jz+hz} , λ_{jx} 、 λ_{jy} 、 λ_{jz} 、 λ_{hx} 、 λ_{hy} 、 λ_{hz} 分别为军航无人机和民航航班的翼展、机身长、机身高。将入侵机 B 视作质点,建立三维坐标系来研究军航无人机与民航航班之间的侧向碰撞概率,改进后的 EVENT 模型为

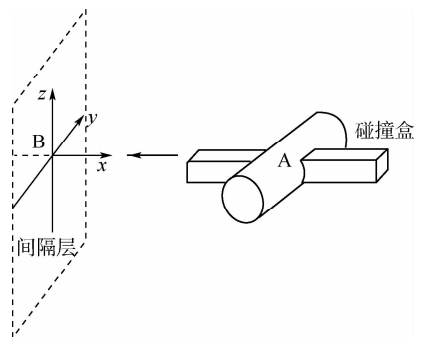


图 1 模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of model

$$N_{ay} = 2 \times \text{GERh} \frac{2E(S)}{2L} \left(\lambda_{hx+jx} + \frac{U_y \lambda_{hy+jy}}{U_x} \right) \cdot P_z(0) \left(1 + \frac{U_z \lambda_{hz+jz}}{U_x \lambda_{hx+jx}} \right) \beta \quad (1)$$

式中: N_{ay} 为军航无人机与民航航班之间的侧向碰撞概率; GERh 为每小时丢失间隔的频率; $2E(S)$ 为 $2L$ 距离内与军航无人机同向和逆向飞行的民航航班架数; β 为飞行频率; U_x 、 U_y 、 U_z 分别为两机在横向、纵向、垂直方向的相对速度; $P_z(0)$ 为两机失去垂直间隔的概率。

3 侧向重叠概率计算

在 EVENT 模型中最关键的是求解, 由于军航无人机没有足够的统计数据来直接获取结果。因此, 本文利用蒙特卡罗法来进行仿真计算。以无人机常用的侦察动作轨迹来进行仿真验证。

3.1 坐标系的建立

无人机常用的侦察轨迹是由平飞阶段和转弯阶段组成的。为寻求军航无人机和民航航班之间最大的碰撞概率, 本文研究侦察轨迹和民航航路相互垂直的情况。将靠近民航航路转弯时的圆心作为原点, 构建直角坐标系, 指向航路一侧为正方向。同时, 根据相关法规需要在训练空域边界外与航路边界保持 10 km 的空域间隔。如图 2 所示, O 和 R_0 表示期望军航无人机轨迹的圆心和半径, O_1 和 R 表示实际无人机轨迹的圆心和半径。

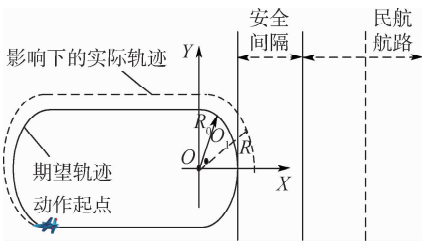


图 2 军民航航线示意图

Fig. 2 Schematic diagram of military and civil aviation routes

3.2 民航航班侧向位置偏差模型

根据文献[11]可知, 民航航班在基于性能导航的飞行方式下, 其侧向位置的偏差符合概率分布函数 $f_{\text{norm}}(y')$, y 为偏离航路的航班离航路中心线距离的期望值; y' 为实际偏离值。

$$f_{\text{norm},y}(y') = \frac{1}{2\sigma_y} \exp\left(-\left|\frac{R_0 + 20 - y}{\sigma_y}\right|\right) \quad (2)$$

式中: σ_y 为所需导航性能 (RNP) 相关的参数, 不同的 RNP 值会对应不同的数值, RNP 是指导航精

度, 即航空器以 95% 的概率偏离航路中心线的距离。从文献[16]中, 可知 $\text{RNP} = 4, \sigma_y = 1.33 \text{ n mile}$ ($1 \text{ n mile (海里)} = 1.852 \text{ km}$)。

3.3 无人机侧向位置偏差模型

军航无人机没有历史数据库, 因此, 无法像民航航班一样从历史数据中直接获取模型。本文主要考虑军航无人机本身导航方式的定位误差、军航无人机方舱驾驶员的动作误差以及高空风的影响, 结合军航无人机的飞行侦察轨迹来构建军航无人机的侧向位置偏差模型。

3.3.1 导航方式的定位误差

目前, 由于北斗卫星定位系统还不够成熟, 现军航无人机的定位系统仍然以 GPS 为主。其误差的来源主要有空间部分、控制部分以及用户部分。通过分析各种误差源对于导航精度的影响, 将其统一归属到各个卫星的伪距当中, 即用户的等效距离误差 (UERE)^[11]。GPS 一般采用的是三球定位的原理, 除 3 个用于定位的卫星之外, 设备上还需要一个原子钟, 通常是用第 4 个卫星来代替。学术上通常假定各个卫星之间是互不影响, 相互独立的。本文以搭载 SA 雷达的 GPS 导航系统为例。表 1 给出了各种误差源的用户等效距离误差^[11]。

表 1 用户等效距离误差

Table 1 User equivalent distance error

所属单元	误差源	导航系统误差/m
空间部分	卫星时钟稳定性	3.0
	卫星扰动可确定性	1.0
	选择可用性(SA)	32.3
	其他	0.5
控制部分	星历预计误差	4.2
	其他(推力性能等)	0.9
用户部分	电离层延迟	5.0
	对流层延迟	1.5
	接收机噪声	1.5
	多路径误差	2.5
	其他	0.5
系统 UERE	总的误差(均方根)	33.3

根据 GPS 定位误差原理可知, 无人机 GPS 定位误差 ε_x 在 X 轴方向的定位误差服从均值为 0, 方差为 σ_x 的高斯随机分布, 方差 $\sigma_x = \sqrt{4 \times 33.3^2} = 66.6 \text{ m}$, 其密度函数为

$$f(\varepsilon_x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_x} \exp\left(-\frac{\varepsilon_x^2}{2\sigma_x^2}\right) \quad (3)$$

3.3.2 方舱驾驶员的操作误差

通过研究军航无人机靠近航路一侧的转弯半径及圆心的变化来确定军航无人机在方舱驾驶员操作误差影响下的横向位置变化。

1) 转弯半径的计算。军航无人机方舱驾驶员的操作误差服从正态分布,其分布函数为

$$g(M_{last}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_p} \exp\left(-\frac{(M_{last} - M_{should})^2}{2\sigma_p^2}\right) \quad (4)$$

式中: M_{should} 为期望的动作; M_{last} 为实际的动作; σ_p 为动作的标准差。

如图2所示,期望的飞机动作如实线所示,而受到高空风和操作动作的误差影响,实际动作轨迹如图中虚线所示。而转弯半径和飞行速度及其坡度的关系为

$$R_0 = \frac{v^2}{g \tan \gamma} \quad (5)$$

假设军航无人机的飞行速度 $v = 240 \text{ km/h}$, 期望的转弯坡度 $\gamma = 45^\circ$, 重力加速度为 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$, 由于受到方舱操作员的操作动作误差的影响, 其实际的转弯半径服从式(5)的正态分布。

$$R = \frac{(v')^2}{g \tan(\gamma')} \quad (6)$$

其中转弯速度和坡度服从正态分布, σ_γ 和 σ_v 为坡度和转弯速度的方差值, 如式(7)所示。

$$\begin{cases} f_\gamma(\gamma') = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_\gamma} \exp\left(-\frac{(45 - \gamma')^2}{2\sigma_\gamma^2}\right) \\ f_v(v') = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_v} \exp\left(-\frac{(250 - v')^2}{2\sigma_v^2}\right) \end{cases} \quad (7)$$

2) 转弯圆心的计算。将靠近航路一侧的实际转弯圆心坐标定义为 $O_1(x_1, y_1)$, 期望的圆心坐标为 $O(x_s, y_s)$, 两者的关系为

$$\begin{cases} x_1 = x_s + R \cos \theta \\ y_1 = y_s - R \sin \theta \end{cases} \quad (8)$$

式中: θ 为飞机开始盘旋时的航向角。本文假定开始转弯时,受到导航系统的误差、操作员的操作误差,其服从如式(9)的正态分布。

$$f_\theta(\theta') = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_\theta} \exp\left(-\frac{(\theta - \theta')^2}{2\sigma_\theta^2}\right) \quad (9)$$

式中: θ' 为实际航向角; θ 为理想状态下的航向角,根据国际民航组织文件取标准差 $\sigma_\theta = 2.6^\circ$ (0.045 rad), 则理想状态下航向角为

$$\vartheta = \begin{cases} \pi - \arctan\left(\frac{y_s}{x_s}\right) & x_s > 0, y_s \neq 0 \\ 2\pi - \arctan\left(\frac{y_s}{x_s}\right) & x_s < 0, y_s \neq 0 \\ \frac{\pi}{2} & x_s = 0, y_s = R_0 \\ -\frac{\pi}{2} & x_s = 0, y_s = -R_0 \\ \pi & x_s = R_0, y_s = 0 \\ 0 & x_s = -R_0, y_s = 0 \end{cases} \quad (10)$$

3.3.3 高空风

航空器在空中飞行时通常会受到高空风的影响,不同的风向会导致不同的航迹。为保证研究的有效性,采用国际民航组织定义的全向风来进行研究。全向风是指风向与航空器的运动方向保持垂直,此时影响最大。假定全向风的风速为 w , 在全向风影响下的转弯半径为

$$R' = R + \frac{w}{a} \quad (11)$$

式中: a 为航空器转过的角度数。不难发现,军航无人机与民航航班航向相同或者相反时,两机距离最近,因此军航无人机与民航航班之间距离为

$$\Delta L = x' - R' - \varepsilon_x - x_1 \quad (12)$$

式中: x' 为民航航班实际飞行位置横坐标。

4 仿真实例

本文选取军航某无人机机型常用的侦察航线作为研究对象。不同的起点导致最后的横向位置偏差也不相同。为验证不同起点对碰撞风险的影响,选取侦察航线上的8个点作为动作的起点。8个起点分别为左右转弯航线上航向角从 0° 逐步递增至 315° (间隔 45°), 如图3所示。

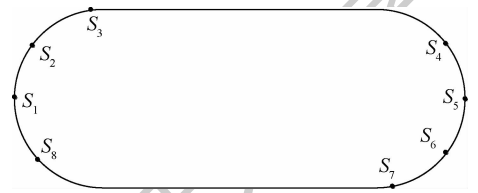


图3 动作起点示意图

Fig. 3 Schematic diagram of starting point of action

由于军航侧向位置的偏差表达式有非线性项,且没有足够的历史数据支撑,因此,无法仿照民航得出相应的偏差概率分布表达式。本文通过数据模拟的方法,利用蒙特卡罗法来进行仿真。

1) 由于需要考虑单个空域与民航航班的飞行冲突问题。因此,假定某机场共有4架无人机,每架无人机有300小时/年的侦察任务,而该机场有3个训练空域可供使用,空域内活动的时间为总飞行时长的3/4,那么每个空域内的飞行频率为

$$\beta = \frac{4 \times 300}{365 \times 24} \times \frac{3}{4} \times \frac{1}{3} = 0.034$$

选取 A380 作为研究民航航班的研究对象,具体的数据如表2所示。同时根据法规,将侧向安全间隔的距离定义为 10 km 。

根据侧向重叠概率计算模型分别对军航无人机和民航航班的位置进行模拟仿真。通过 $n = 10^7$ 次的飞行仿真,可以得出各次仿真中军航无人机和民航航班的位置,如图4和图5所示。

表2 侧向碰撞风险模型所需参数值

Table 2 Required parameter values of lateral collision risk model

参数	数值	参数	数值
λ_{jx}/m	22.7	$E(S)$	0.61
λ_{jy}/m	14.2	$v/(m \cdot s^{-1})$	240
λ_{jz}/m	4.1	σ_v	15
λ_{hx}/m	72.8	σ_y	2
λ_{hy}/m	79.8	σ_x	66.6
λ_{hz}/m	24.1	$P_z(0)$	0.5
β	0.034	L/km	10
$U_x/(m \cdot s^{-1})$	129	$U_y/(m \cdot s^{-1})$	262
$U_z/(m \cdot s^{-1})$	5	$w/(m \cdot s^{-1})$	0.58

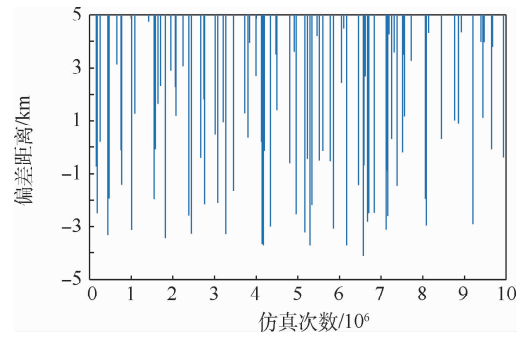


图6 军民航位置偏差示意图

Fig. 6 Schematic diagram of military and civil aviation position deviation

$GERh = 4.8 \times 10^{-6}$ 将其代入改进的 EVENT 模型中,就可以得出最终的碰撞概率 $N_{ay} = 7.36 \times 10^{-11}$ 次/飞行小时。由于得出的结果小于目标安全等级,说明当取 10 km 的安全间隔时,可以认为军航无人机和民航航班之间是安全的。

2) 为了研究军航无人机不同起点对于碰撞风险的影响。分别将 $S_1 \sim S_8$ 作为无人机侦察轨迹的起点,分别计算与民航航班的碰撞风险,其具体的数据如表 3 所示。

表3 不同起点碰撞风险表

Table 3 Collision risk with different starting points

起点	碰撞风险/(次·飞行小时 ⁻¹)
S_1	7.36×10^{-11}
S_2	6.84×10^{-11}
S_3	5.37×10^{-11}
S_4	3.21×10^{-11}
S_5	4.43×10^{-10}
S_6	3.16×10^{-10}
S_7	2.86×10^{-10}
S_8	9.46×10^{-11}

通过分析表 3 可知,当动作的起点为 S_5 时碰撞风险最大,为 4.43×10^{-10} 次/飞行小时。因为从该点开始时,动作时间最长,受到高空风、操作误差以及导航误差的影响最大。而当起点为 S_4 时,碰撞风险最小,为 3.21×10^{-11} 次/飞行小时。因此应该尽量从靠近航路的一侧开始飞行。

3) 从案例 1 中,可以看出当安全间隔为 10 km 时,得到的碰撞风险远远小于目标安全等级,说明安全间隔还存在缩小的可能性。为提高空域资源的利用率,需要找出最小的安全间隔。因此,以 1 km 作为递减量,分别计算各种间隔下的碰撞风险,得到的数据如表 4 所示。

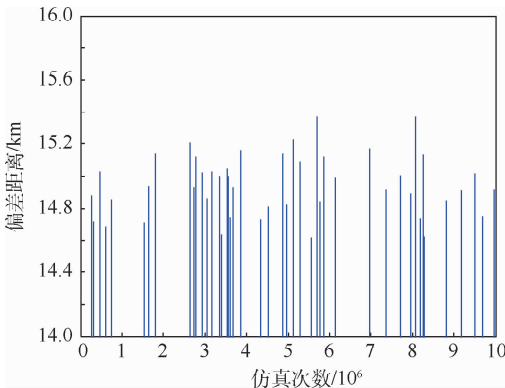


图4 军航无人机位置偏差示意图

Fig. 4 Schematic diagram of military aviation UAV position deviation

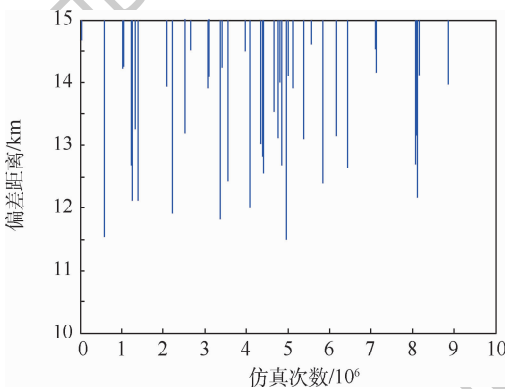


图5 民航航班位置偏差示意图

Fig. 5 Schematic diagram of civil aviation flight position deviation

将每次得到的军民航位置偏差值做差,计算数值小于 0 的次数在总次数中所占的比例,即为军航无人机与民航航班之间丢失间隔的频率 ($GERh$)。为使结果更加明显,示意图只截取双方位置偏差距离为 $-5 \sim 5$ km 的情况,如图 6 所示。

通过仿真发现,在 10 000 000 次仿真中,军航无人机与民航航班侧向位置丢失的频数为 48,即

表4 不同间隔下碰撞风险表

Table 4 Collision risk at different intervals

安全间隔/km	碰撞风险/(次·飞行小时 ⁻¹)
10	7.36×10^{-11}
9	3.42×10^{-11}
8	4.32×10^{-10}
7	3.47×10^{-9}
6	6.43×10^{-9}

可以看出,目前的安全间隔虽然能够保证飞行安全,但仍有缩小的余地。当间隔缩小为7 km时,仍然可以保证与民航航班的碰撞风险在目标安全等级以下。这对于以后空域的精细化利用具有一定的借鉴意义。

4) 为研究体积大小对于碰撞风险的影响。分别用攻击-I和3WQF120-12作为样本,计算安全间隔为7~10 km时与民航航班之间的侧向碰撞风险,并对3种机型的结果进行比较。具体数据如图7所示。

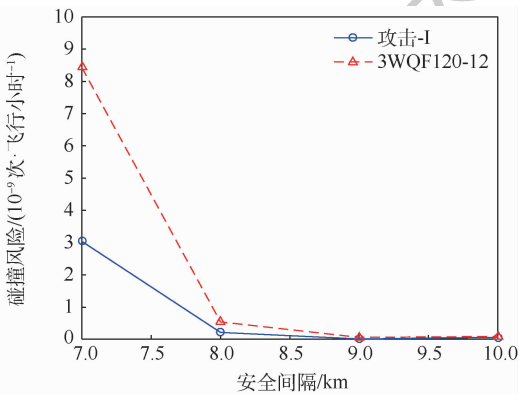


图7 碰撞风险图

Fig. 7 Collision risk

可以发现,对于各种机型,军航无人机与民航航班的碰撞风险会随着安全间隔的增大而减小,同时也会随着体积的减小而减小,但体积对于碰撞风险的影响基本可以忽略不计。

5) 为验证方法的有效性,利用本文方法对文献[17]中大疆无人机和A320在无人机定位误差为1.5 m,A320飞行精度为1海里时的最小安全间隔进行计算,得出的最小纵向安全间隔为6.367 km,与文献中的结果误差在1%以内,说明该方法是切实可行的。

5 结论

在传统EVENT模型的基础上,考虑了军航无人机的特殊性,构建了与民航航班之间的侧向碰撞风险计算模型,并研究了各个因素对于碰撞风险的影响。得出如下结论:

1) 目前10 km的安全间隔虽能够确保飞行安

全,但仍有缩小的可能性,可以进一步缩小为7 km。因此,在划设无人机训练空域时与航路航线保持7 km的安全间隔即可,使得空域利用更为高效。

2) 实施侦察飞行时,可以从靠近航路的一侧开始侦察,可以减小对民航航班的影响。对一些军民合用机场无人机的训练设施方法设定提供一定的借鉴意义。

3) 军航无人机与民航航班的碰撞风险会随着安全间隔增大而减小,也会随着体积的减小而减小。但体积对于碰撞风险的影响基本可以忽略。因此,对于体积相差不大的无人机不需要重新划设新的训练空域。

需要指出的是,无人机飞行会受到多种因素综合作用的影响。本文只研究了个别因素,下一步继续探究其他因素对于碰撞风险的影响。

参考文献 (References)

- [1] 呼涛. 解码中国自主研发“翼龙”无人机[J]. 科技中国, 2017, 25(2): 82-85.
HU T. Decode the pterosaur UAV that independently developed by China[J]. Science and Technology of China, 2017, 25(2): 82-85 (in Chinese).
- [2] REN L L, GUAN X M, LI X Y, et al. A large-scale flight multi-objective assignment a with cooperative coevolutionary[J]. Science China (Information Sciences), 2016, 59(7): 185-201.
- [3] SHEPHERD R, CASSELL R, THAPA R, et al. A reduced aircraft separation risk assessment model [C]// Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 1997: 1418-1433.
- [4] BROOKER P. Lateral collision risk in air traffic systems: A 'Post-Reich' event model[J]. Journal of Navigation, 2003, 56(3): 399-409.
- [5] BROOKER P. Radar inaccuracies and mid-air collision risk: Part 1-a dynamic methodology, Part 2-enroute radar separation minima[J]. Journal of Navigation, 2004, 57(1): 25-51.
- [6] BROOKER P. Airborne separation assurance systems: Towards a work programme to prove safety[J]. Safety Science, 2004, 42(8): 723-754.
- [7] 梁海军, 杨红雨, 肖朝, 等. 3维坐标系下的飞行冲突探测算法[J]. 四川大学学报(工程科学版), 2013, 45(2): 88-93.
LIANG H J, YANG H Y, XIAO C, et al. Flight conflict detection algorithm based on the three dimensional coordinate system [J]. Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition), 2013, 45(2): 88-93 (in Chinese).
- [8] 石磊, 吴仁彪, 黄晓晓. 基于总体冲突概率和三维布朗运动的冲突探测算法[J]. 电子与信息学报, 2015, 37(2): 360-366.
SHI L, WU R B, HUANG X X. Conflict detection algorithm based on overall conflict probability and three dimensional brownian motion [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(2): 360-366 (in Chinese).
- [9] 王松涛, 吕宗平, 张兆宁. 基于环境要素的自由飞行条件下航空器碰撞风险模型[J]. 中国科技论文, 2016, 11(19): 2183-2186.
WANG S T, LV Z P, ZHANG Z N. Study of the collision risk

- model involving flight environment conditions under free flight [J]. China Science Paper, 2016, 11 (19): 2183-2186 (in Chinese).
- [10] 党淑雯, 王康乐. 飞机平行航路侧向碰撞风险预测仿真 [J]. 计算机应用, 2017, 37(2): 115-117.
DANG S W, WANG K L. Prediction and simulation of aircraft lateral collision risk on parallel route [J]. Journal of Computer Applications, 2017, 37(2): 115-117 (in Chinese).
- [11] 程攀, 朱代武. 新一代空中交通管理系统 [M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2013: 107-111.
CHENG Q, ZHU D W. New generation ATM system [M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2013: 107-111 (in Chinese).
- [12] 王紫军. 小型多光谱相机无人机云台系统研究 [D]. 陕西: 西北农林科技大学, 2017: 8-15.
WANG Z J. Research on UAV gimbal system of small-sized multispectral camera [D]. Shaanxi: Northwest A&F University, 2017: 8-15 (in Chinese).
- [13] 张微. 基于人因可靠性的平行航路碰撞风险模型研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2013.
ZHANG W. Research on collision risk of parallel routes model based on human reliability [D]. Tianjin: Civil Aviation Flight University of China, 2013 (in Chinese).
- [14] 史校川, 金镭, 王春生, 等. 美国军民用无人机系统事故案例分析 [J]. 航空标准化与质量, 2017(3): 46-49.
SHI X C, JIN L, WANG C S, et al. A case study of the United States military and civilian UAV system accident [J]. Aviation Standardization and Quality, 2017(3): 46-49 (in Chinese).
- [15] 曹兴武, 张兆宁. 基于 Event 改进模型的交叉航路碰撞风险评估 [J]. 中国民航大学学报, 2015, 33(3): 1-4.
CAO X W, ZHANG Z N. Risk assessment of cross-way collision based on EVENT model [J]. Civil Aviation Flight University of China, 2015, 33(3): 1-4 (in Chinese).
- [16] 张晓燕, 朱代武, 杨昌其. 成都-拉萨所需导航性能 (RNP4) 平行航路安全性评估研究 [J]. 科学技术与工程, 2014, 14(29): 307-310.
ZHANG X Y, ZHU D W, YANG C Q. Safety assessment of RNP4 Chengdu-Lasa parallel routes [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(29): 307-310 (in Chinese).
- [17] 杨敏. 无人机与民航客机碰撞安全风险评估 [D]. 天津: 中国民航大学, 2019: 19-31.
YANG M. Safety risk assessment of collision between UAV and civil aircraft [D]. Tianjin: Civil Aviation Flight University of China, 2019: 19-31 (in Chinese).

作者简介:

李琦 男, 硕士, 讲师。主要研究方向: 管理科学与工程。

甘旭升 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 航空管制。

孙静娟 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空管制。

王明华 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空管制。

Risk assessment of lateral collision between military UAV and civil aviation flight

LI Qi¹, GAN Xusheng^{2,*}, SUN Jingjuan², WANG Minghua²

(1. Xijing University, Xi'an 710123, China;

2. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: In recent years, Unmanned Aerial Vehicle (UAV) has become a new combat force. In order to solve the flight conflict between military UAV and civil aviation and ensure flight safety, this paper improves the classic EVENT model and proposes a collision risk model suitable for UAV. The influence of navigation mode, human factors and high-altitude wind on UAV flight is emphatically studied, and the corresponding position deviation model is constructed. Monte Carlo method is used to calculate the loss frequency of lateral interval between military UAV and civil aviation flight. MATLAB is used for example simulation to verify the effectiveness of the model, and the relationship between the lateral collision probability and the parameters is obtained. By calculating the collision risk at different safety intervals, some suggestions on the use of airspace are put forward.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle (UAV); risk of collision; EVENT model; Monte Carlo method; risk assessment

Received: 2020-01-21; Accepted: 2020-05-22; Published online: 2020-06-05 14:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1337.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11726624)

* Corresponding author. E-mail: gxsh15934896556@qq.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0169

基于 Frenet 和改进人工势场的在轨规避 路径自主规划



刘冰雁^{1,2,*}, 叶雄兵¹, 方胜良³, 刘怀兴⁴, 贾璐¹

(1. 军事科学院, 北京 100191; 2. 中国人民解放军 32032 部队, 北京 100194;

3. 航天工程大学, 北京 101416; 4. 信息工程大学, 郑州 450001)

摘 要: 在轨道间机动的航天器规避空间目标, 需兼顾沿转移轨道飞行的绝对运动和规避空间目标的相对运动, 路径自主规划难度较大且目前国内外公开研究成果较少。针对上述问题, 提出了一种将 Frenet 坐标系与改进人工势场相结合的在轨规避路径自主规划方法。首先, 构建 Frenet 坐标系表述空间规避运动, 解决了路径规划中航天器与既定转移轨道相对位置不易表述的难题, 实现了空间规避运动的简便表示; 其次, 改进人工势场函数、调整势场作用区域, 避免了传统人工势场法存在过早轨迹偏离以及局部震荡现象, 实现了对空间目标的自主规避; 最后, 考虑规避安全、轨道保持、制动时效以及燃料消耗因素构建全局优化函数, 能够满足不同任务的需求与偏好, 实现了沿转移轨道飞行的最小偏移与快速恢复。算法比对与算例求解表明: 所提方法应用优势明显, 路径平滑、偏移量小, 满足航天器规避空间目标的路径规划需求。

关键词: 轨道转移; 规避机动; 路径规划; Frenet 坐标系; 人工势场法

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0731-11

随着人类探索和利用太空能力的逐渐增强, 在轨航天器近地轨道间的机动任务频发。超过 1886 颗在轨目标以及数量已超 14 357 的空间碎片^[1], 随时都将可能成为转移轨道上的绊脚石。轨道间的机动主要是借助航天器从初始轨道到目标轨道中间所经过的转移轨道实现, 通常根据所采取的变轨策略(如霍曼、双椭圆、半切等)提前规划确定。选定的转移轨道通常会根据空间目标(碎片)数据库考虑规避问题, 但空间环境动态变化的不确定性、每年 15% 新增空间碎片以及 2009 年美俄卫星碰撞事件, 预示着空间目标(碎片)的临时改向或新增将为正沿着转移轨道机动的航天器造成巨大威胁。规避空间目标路径规划是航天

器任务规划系统的重要组成部分, 是轨道间机动途中躲避空间目标(碎片)的一种主动防护措施, 当前已受到国内外重点关注^[2]。

国内外均对规避轨道的动力学和控制策略开展了深入研究, 这为实现规避路径自主规划提供了坚实的技术支撑。例如, 文献[3]研究了航天器面内最优机动规避问题, 建立了脉冲大小与机动位移的量化关系, 采用分布求解的思路获得最优机动脉冲。文献[4]研究了低轨卫星和静止地球轨道卫星的规避机动问题, 为减少与空间碎片的碰撞概率, 提出了基于遗传算法的控制策略。文献[5-6]面对非合作交会威胁, 研究了考虑潜在威胁区的航天器最优规避机动控制策略, 以提升

收稿日期: 2020-04-30; 录用日期: 2020-08-07; 网络出版时间: 2020-08-24 16:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200824.1513.002.html

* 通信作者。E-mail: bingyanl@outlook.com

引用格式: 刘冰雁, 叶雄兵, 方胜良, 等. 基于 Frenet 和改进人工势场的在轨规避路径自主规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 731-741. LIU B Y, YE X B, FANG S L, et al. Autonomous planning of on-orbit evasion path based on Frenet and improved artificial potential field[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 731-741 (in Chinese).

航天器的空间生存能力。相比较,关于航天器规避路径自主规划的研究目前还相对较少。其中,文献[7-9]虽着重研究了航天器日常在轨规避碎片的路径规划问题,但没有兼顾既定参考轨迹,难以满足轨道间机动的障碍规避需求。

Frenet 坐标系在 DAPRA 挑战赛期间的成功应用^[10-11],很好地解决了路径规划技术中的车辆与道路相对位置不易表示的难题,进而成为近年路径规划的常用空间建模方式。文献[12]基于 Frenet 坐标系研究了车辆运动轨迹描述问题,总结出 Frenet 坐标系仅与参考线的选取有关,轨迹拟合计算简便,大大简化了运动描述模型,提高了计算效率,是一种高性能、低开销的空间建模方式。文献[13]针对沿公路行驶的自动驾驶汽车存在自主变道、并道以及保持距离难的问题,提出了基于 Frenet 坐标系的自动驾驶运动轨迹模型,构建了以速度变化率为核心的路径安全性和舒适性惩罚函数,从而可选定平滑、舒适以及安全性更高的车辆运动路径。文献[14-15]基于 Frenet 坐标系进一步研究了自动驾驶汽车的路径跟踪、车道线检测问题。文献[16-19]将 Frenet 坐标系应用到翼伞系统、水面无人艇、水下航行器以及航母舰载机等领域,为路径规划研究开拓了新的思路。

人工势场(Artificial Potential Field, APF)法因具有数学描述清晰、运算迅速、计算量小、硬件要求低以及规划路径平滑等优势^[20],目前在无人机、无人车、仿生人等的路径规划研究中应用广泛。文献[21-24]针对无人机航路规划问题,借鉴人工势场思想,提出了能够满足任务执行指标并保障飞行安全的路径规划方法。文献[25-28]针对移动不够灵活、易入“陷阱”的机器人路径规划问题,发挥人工势场法便于控制、路径平滑的优势,提出了路程短、效率高的路径规划方法。人工势场法也存在局部极小值和震荡等不足,加上空间所特有的轨道特性以及航天器规避空间目标(碎片)后需尽快恢复既定轨道的机动需求,使得人工势场法不适合直接用于在轨规避路径自主规划问题。

在轨航天器的规避路径不仅要避开空间目标(碎片),还要考虑以最小偏移量沿既定转移轨道继续行进,是典型的多目标最短路径问题。本文针对航天器规避空间目标的轨道机动特性,首先解决路径规划中航天器与既定转移轨道相对位置不易表述的难题,构建基于 Frenet 的空间运动坐标系实现航天器空间规避运动的简便表示;然

后,通过改进人工势场法,实现航天器对空间目标(碎片)的自主规避;最后,构建多目标优化函数,实现在较低燃料消耗下,以最小偏移量规避目标的同时尽快恢复至既定转移轨道继续行进。

1 基于 Frenet 的空间运动坐标系

航天器在轨道间转移要沿着转移轨道飞行,是以提前确定的转移轨道为参考线的。航天器在规避空间目标(碎片)过程中,为了降低不确定性风险要避免偏离参考线,需沿转移轨道方向保持原有速度,另外产生偏移以避开空间目标(碎片),规避后再尽快恢复到原有转移轨道上。否则,可能要重新确定转移轨道以及与目标轨道交会时机,甚至面临转移任务的失败。因此,除了顺利规避空间目标(碎片)外,能否沿着既定转移轨道继续行进也是衡量规避路径的重要指标。

航天器规避空间目标(碎片),通常在轨道平面内采取横向偏移、纵向偏移或者沿着垂直轨道平面方向偏移的规避策略。采取横向偏移的策略所需的速度增量相比其他2种规避策略所需的速度增量更小,所消耗的燃料也更少^[3,29]。因此,本文以横向偏移策略为例,研究航天器规避路径的自主规划,其余策略亦可依此参考。

航天器规避机动过程中涉及到与空间目标(碎片)的逼近甚至交会,这一相对运动过程若采用绝对轨道参数(例如轨道六根数)来描述将难以明显分辨两者间的相对运动关系^[30],因此这类问题多结合相对运动方程进行描述。空间相对运动可用多种坐标系进行表示,其中地心惯性(Earth Centered Inertial, ECI)坐标系更利于绕地心轨道运动描述,视线(Line of Sight, LOS)坐标系利于航天器与空间目标在惯性空间中相对运动描述,航天器本体(Body Fixed, BF)坐标系利于航天器自身旋转运动的描述。然而,航天器规避机动不仅要考虑沿参考线航行的绝对运动,还要兼顾规避空间目标(碎片)的相对运动,运用上述坐标系表示均较为繁琐、不利于计算。

为解决路径规划中航天器与既定转移轨道相对位置不易表述的难题,构建 Frenet 坐标系^[31-33]来描述航天器规避机动过程。为了便于表述转移轨道平面内航天器及空间目标(碎片)的空间位置,如图1所示,以近拱点切线方向为 x 轴、法线方向为 y 轴建立笛卡儿坐标系。结合笛卡儿坐标

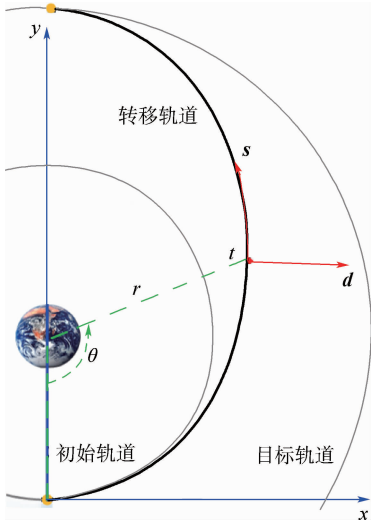


图1 基于 Frenet 坐标系的航天器空间运动

Fig.1 Space motion of spacecraft based on Frenet coordinate system

系与 Frenet 坐标系的转换关系^[34-35],把航天器作为参考点,以既定转移轨道为参考线,将参考线方向称为纵向矢量 s ,将转移轨道平面内每一时刻 t 与纵向切线相垂直的方向称为法向矢量 d ,构建沿参考线移动的右手直角 Frenet 坐标系。据此,航天器规避机动过程便可用单位时间间隔 Δt 内的纵向偏移 Δs (即沿着参考线方向的位移)和横向偏移 Δd (即沿法向偏离参考线的位移)来描述,构成三维度的空间运动表达式 $(\Delta t, \Delta s, \Delta d)$ 。

基于 Frenet 坐标系描述航天器规避机动,仅与参考线的选取有关,与航天器的绝对位置无关,这样更容易表述航天器沿既定转移轨道的偏离情况。将航天器规避机动路径的表示,分解成与既定转移轨道(参考线)相关的 2 个方向,这不仅符合航天器规避机动实际,简化路径规划模型,降低空间运动模型的复杂度,而且表述方式简单,求解状态微分方程方便,利于提高运算效率。

2 航天器规避空间目标的人工势场

始终以转移轨道为参考线,调整各势场作用区域,构造连续可微的势场函数,避免过早轨迹偏离、局部震荡现象,实现航天器在综合势场驱使下对空间碎片的自主规避。

2.1 综合势场

人工势场法通常是将终点作为引力源,障碍作为斥力源,引力势场与斥力势场在空间合成综合势场,驱使运动体沿着势场减弱方向在规避障碍的同时到达终点^[36]。人工势场法在路径规划

中,只需根据当前位置结合综合势场即可获得平滑而安全的路径,不需像别的算法那样还要进行路径平滑、避障检测等操作^[21],应用优势明显。

在航天器规避机动的运用中,应避免规划路径直奔终点,需尽可能沿参考线方向行进。此外,在距空间碎片较远时应该弱化斥力势场,以免出现过早轨迹偏离现象。同时,在抵近空间碎片时应弱化引力势场,以免出现局部震荡现象。如图 2 所示,本文构建了以参考线牵引、远距离斥力忽略、障碍点引力减弱的综合势场模型,其中 r_{ob} 为空间目标的威胁范围, r_{safe} 为引力衰减区范围; $\|\cdot\|$ 为 2-范数, x_{ob} 为空间目标当前位置矢量。

$$U(x, \Delta s) = k_{refer} U_{refer}(\Delta s) + k_{att} U_{att}(x) + k_{rep} U_{rep}(x) \quad (1)$$

式中: $U(x, \Delta s)$ 为当前位置 x 航天器所受的综合势场; $U_{refer}(\Delta s)$ 为参考线势场; k_{refer} 为参考线势场系数; $U_{att}(x)$ 为引力势场; k_{att} 为引力势场系数; $U_{rep}(x)$ 为斥力势场; k_{rep} 为斥力势场系数。

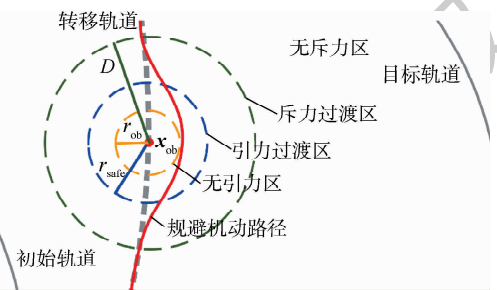


图2 航天器规避机动人工势场示意图

Fig.2 Schematic diagram of artificial potential field of spacecraft evasive maneuver

2.2 参考线势场

为满足航天器需沿参考线方向行进的需求,本文提出将目标点势场使用参考线势场进行替代的方法,使航天器在规避空间目标途中紧跟参考线。参考线势场将约束航天器航迹方向,且确保朝目标航位航行,即前方势场值要低于后方势场值,该势场采用一个类高斯函数^[37]描述如下:

$$U_{refer}(\Delta s) = (s_{total} - \Delta s) \exp\left(1 + \frac{(\Delta d)^2}{2\delta^2}\right) s \quad (2)$$

式中: s_{total} 为整个转移轨道航程; Δs 为起始点 x_{st} 至当前位置 x 的航程; Δd 为沿法向偏离参考线的距离; δ 为法向收敛系数^[37]。

2.3 引力势场

为顺利规避空间目标(碎片)并避免局部震荡现象,对引力势场函数进行了改进,在空间目标附近设置弱化引力场的环形区域^[38]:

$$\begin{cases}
 U_{\text{att}}(\mathbf{x}) = -\eta \left(1 - \frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{goal}}\|}{\|\mathbf{x}_{\text{ob}} - \mathbf{x}_{\text{goal}}\|} \right)^n \\
 \eta = \begin{cases} 0 & \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| < r_{\text{ob}} \\ \frac{1}{2} \left[\sin \left(\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| - r_{\text{ob}}}{r_{\text{safe}} - r_{\text{ob}}} \cdot \pi - \frac{\pi}{2} \right) + 1 \right] & r_{\text{ob}} \leq \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| < r_{\text{safe}} \\ 1 & \text{其他} \end{cases}
 \end{cases} \quad (3)$$

式中： η 为与空间目标距离相关的吸引场系数； \mathbf{x}_{goal} 为转移轨道与目标轨位交点位置矢量； n 为正整数。

2.4 斥力势场

为紧跟转移轨道避免过早轨迹偏离,采用势场平滑过渡策略对斥力势场函数进行改进:

$$\begin{cases}
 U_{\text{rep}}(\mathbf{x}) = -\lambda \left(\frac{r_{\text{ob}}}{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\|} \right)^q \\
 \lambda = \begin{cases} 1 & \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| < r_{\text{safe}} \\ \frac{1}{2} \left[\cos \left(\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| - r_{\text{safe}}}{D - r_{\text{safe}}} \cdot \pi \right) + 1 \right] & r_{\text{safe}} \leq \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| < D \\ 0 & \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{\text{ob}}\| \geq D \end{cases}
 \end{cases} \quad (4)$$

式中： λ 为斥力势场系数； q 为正整数； D 为斥力过渡区作用范围。

3 航天器规避机动的最优路径

运用综合势场的法向投影,借鉴 Jerk 描述,综合各评价因素构建全局优化函数,实现以最小横向偏移规避空间目标(碎片)的同时沿既定转移轨道继续行进。

3.1 规避机动路径生成

为使航天器沿参考线方向保持既定轨道转移速度,只考虑综合势场在法向 \mathbf{d} 的投影,以产生横向偏移实现对空间碎片的自主规避。

$$U_d \mathbf{d} = \mathbf{U} - U_r \mathbf{r} \quad (5)$$

式中： \mathbf{r} 为参考线切向矢量； U_r 为综合势场切向分量值； \mathbf{d} 为参考线法向矢量； U_d 为综合势场法向分量值。

为确保综合势场法向分量驱使下的规避路径是平稳且平滑的,本文借鉴文献[34]提出“加速度变化率”和“Jerk 描述”概念,构建横向加速度变化率 $\ddot{d}(\tau)$ 分别与综合势场法向分量以及与 Jerk 描述的关系模型:

$$U_d(t) = \omega \int_{t_0}^t \ddot{d}(\tau) d\tau \quad (6)$$

$$J_i(d(t)) = \int_{t_0}^t \ddot{d}(\tau)^2 d\tau \quad (7)$$

式中： ω 为综合势场法向分量的效率系数； $J_i(d(t))$

为横向位移的 Jerk 描述, $d(t)$ 为横向偏移量。

根据文献[13]可知,路径规划的任务是找出能够使得 $J_i(d(t))$ 最小的横向偏移,而任何 Jerk 最优化问题中的解都可用一个 5 次多项式进行表示。据此,可获得横向偏移 $\Delta d = d(t)$ 、横向速度 $\dot{d}(t)$ 和横向加速度 $\ddot{d}(t)$ 的多项式表示:

$$\begin{cases}
 d(t) = \alpha_0 + \alpha_1 t + \alpha_2 t^2 + \alpha_3 t^3 + \alpha_4 t^4 + \alpha_5 t^5 \\
 \dot{d}(t) = \alpha_1 + 2\alpha_2 t + 3\alpha_3 t^2 + 4\alpha_4 t^3 + 5\alpha_5 t^4 \\
 \ddot{d}(t) = 2\alpha_2 + 6\alpha_3 t + 12\alpha_4 t^2 + 20\alpha_5 t^3
 \end{cases} \quad (8)$$

式中： $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \alpha_5$ 为多项式系数,分别令 $t_0 = 0$ 以及 $\Delta t = t_1 - t_0$,代入式(8)即可计算获得其数值。

此外,横向加速度在促使航天器产生横向偏移的同时,要受航天器转向机动能力即航向角速率的约束:

$$\ddot{d}(t) = \begin{cases} \ddot{d}(t) & \ddot{d}(t)/v(t) \leq \dot{\varphi}_{\text{max}} \\ \dot{\varphi}_{\text{max}} v(t) & \ddot{d}(t)/v(t) > \dot{\varphi}_{\text{max}} \end{cases} \quad (9)$$

式中： $v(t)$ 为航天器速度； $\dot{\varphi}_{\text{max}}$ 为航天器转向机动的最大角速率。

令 $\Delta t = t_1 - t_0$ 为航天器制动时间,在 $U_d(\Delta t)$ 驱使下通过式(8)计算可得不同制动时间下的横向偏移。通过横向位移沿参考线在时间上累计,便可获得能够规避空间目标(碎片)的路径。

3.2 燃料消耗估计

在图1所示的二体模型中,把中心天体作为参考点,将近拱点法向方向作为极角起点,以航天器机动方向为极角正向,航天器沿着引力常数 μ 的椭圆转移轨道行进。

在规避空间目标(碎片)过程中,采取横向偏移策略,推力方向始终在转移轨道平面内且沿转移轨道法向 \boldsymbol{d} ,其动力学方程为^[39]

$$\begin{cases} \ddot{r} - r\dot{\theta}^2 + \frac{\mu}{r^2} = 0 \\ 2\dot{r}\dot{\theta} + r\ddot{\theta} = u \frac{\ddot{d}(t)}{\tan \varphi} \end{cases} \quad (10)$$

式中: r 为轨道半径; θ 为航天器的极角; $u = [0, 1]$ 为推力开关系数; φ 为航天器转向角。

基于电推进发动机高比冲、低燃耗特性^[40-41],采取连续推力机动方式,其推力大小与燃料消耗关系式为^[42]

$$m|\ddot{d}(t)| = -\dot{m}V_e \quad (11)$$

式中: m 为航天器质量; \dot{m} 为质量流量; V_e 为连续推力发动机的有效排气速度。

考虑燃料消耗对航天器质量的影响,对式(11)积分,可得到燃料消耗表达式^[41-42]:

$$\begin{cases} m_f = m e^{-\int_{t_1}^{t_2} |\ddot{d}(t)| dt / V_e} \\ \Delta m = m - m_f \end{cases} \quad (12)$$

式中: m_f 为航天器剩余质量; Δm 为燃料消耗的估计量。

当考虑燃料消耗相对于航天器质量而言是小量时,可假定整个机动过程航天器质量不变。对式(11)积分后,得到燃料消耗的估计式:

$$\Delta m = -\int_{t_1}^{t_2} \dot{m} dt = \frac{m}{V_e} \int_{t_1}^{t_2} |\ddot{d}(t)| dt \quad (13)$$

经分析可知,当 $\int_{t_1}^{t_2} |\ddot{d}(t)| dt \ll V_e$ 时,式(12)与式(13)近似相等。

3.3 规避路径最优化

在综合势场法向分量的驱使下可以确保航天器顺利规避空间目标(碎片),但航天器的规避路径还需要尽可能沿既定转移轨道行进,由此在轨规避路径自主规划便成为了多目标优化问题。

为了获得最优的规避路径,选取多项评价指标。首先,要确保机动路径顺利规避空间目标(碎片);其次,要使机动路径兼顾轨道保持;然后,要考虑航天器制动时效;最后,还要尽可能节省燃料。依此,在航天器规避路径自主规划过程中,构建全局优化函数 Q ,以改善并生成最优路径。

$$\min Q = \gamma_j J_i(d(\Delta t)) + \gamma_d \Delta d + \gamma_t \Delta t + \gamma_r |\ddot{d}(\Delta t)| \quad (14)$$

式中: $J_i(\cdot)$ 为惩罚 Jerk 值较大的路径方向^[43],以控制加速度变化率的稳定性; Δd 表示减小横向偏移促使航天器沿既定转移轨道行进; Δt 表示缩减制动时间提升航天器制动敏捷度; $|\ddot{d}(\Delta t)|$ 表示控制横向加速度从而降低燃料消耗; γ_j 、 γ_d 、 γ_t 、 γ_r 为全局优化函数的权重值,且满足 $\gamma_j + \gamma_d + \gamma_t + \gamma_r = 1$ 。

4 算法对比与算例求解

通过将改进的人工势场法与经典人工势场法以及常用的 Dijkstra、RRT 路径规划算法进行仿真实验,以对比说明改进算法的应用优势。针对空间碎片规避路径规划问题,运用本文方法进行仿真实验,以检验本文方法的有效性。

4.1 算法对比分析

为说明改进人工势场法的比较优势,分别与经典人工势场法以及常用的最短路径算法进行了仿真对比。如图3所示,设有一屏障规避问题,即需自主规划出从圆点出发顺利绕过两屏障到达叉地的最短路径,在 1.6 GHz、1.8 GHz 双核 CPU、8 GRAM 计算硬件上,运用相同的 PyCharm 仿真编译环境,分别运用 4 种算法进行求解。

运用典型广度优先搜索法(Dijkstra 算法^[44-45])可得到如图3(a)所示的规避路径。在 Dijkstra 算法求解过程中,需预先设定搜索区域(图中黑框部分)并采取以起始点为中心向外层扩展的方式(图中小叉代表已搜索节点),使得搜索过多无关节点,平均耗时 0.48 s,所得路径棱角明显,路径长度 93.3 m。运用增量式、概率完备且不最优的路径规划算法(RRT 算法^[22])可得到如图3(b)所示的规避路径。RRT 算法采取以初始状态作为根节点、目标节点作为叶子节点的搜索树方式(图中支路为已搜索区域),平均耗时 0.62 s,所得路径曲折,长度 111.4 m。运用经典人工势场法可得到如图3(c)所示的规避路径。经仿真发现,接近目标过程中路径会出现波动,当引力势场与斥力势场等大反向且受障碍阻断时,会产生局部震荡(图中曲线加粗部分),出现目标不可达现象。运用改进人工势场法,平均耗时 0.29 s 后顺利到达目标位置,所得路径如图3(d)所示,路径长度 91.1 m,平滑效果更好。因此,改进的人工势场法能有效弥补经典人工势场在路径波动、局部震荡以及目标不可达方面的不足,与 2 种常用路径规划算法相比较耗时短、路程少、路径平滑,具有较强的对比优势和应用优势。

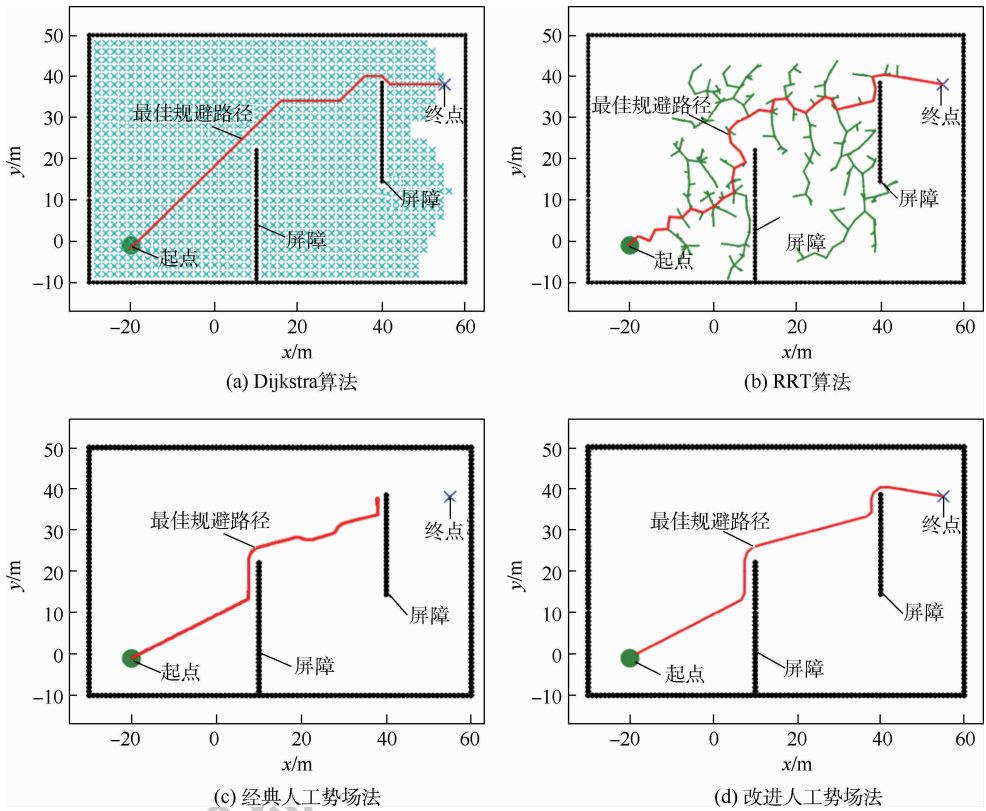


图3 障碍规避问题的不同算法求解效果

Fig. 3 Different algorithms to solve the problem of barrier evasion

4.2 算例求解

设航天器质量为 2 000 kg, 最大航向角速率 $6(^{\circ})/s$, 最大推力加速度 $1.3 m/s^2$, 发动机有效排气速度 $2 900 m/s$, 现从初始轨道 (36 000 km), 采用霍曼转移, 沿既定转移轨道机动至目标轨道 (36 300 km)。机动开始后, 在转移轨道平面内临时发现一新空间碎片, 威胁范围为 $r_{ob} = 2 km$ 。此时, 空间碎片位置 $[33\ 854\ 5\ 146]^T km$, 速度 $[-0.763\ 0.763]^T km/s$, 预计将在 2.39 h 后与航天器相撞。因此, 需在确保以原定计划完成轨道机动的前提下, 规划出最佳规避路径。

在运用基于 Frenet 和改进人工势场的在轨规避路径自主规划方法求解过程中, 将模型参数设置为: $k_{refer} = 0.2, k_{att} = 0.4, k_{rep} = 0.4, \delta = 0.96, \eta = 0.4, n = 1, q = 1, \lambda = 0.4, r_{safe} = 6\ 000 km, d = 34\ 000 km, \mu = 3.986 \times 10^5 km^3/s^2$ 。

当考虑单目标优化的情况, 即分别只考虑式(14)中的单一指标(如只单独考虑燃料消耗或规避安全等制约性因素), 所得规划路径为图 4 中虚线, 各路径的横向加速度变化情况如图 5 中虚线所示。当令 $\gamma_j = 1, \gamma_d = 0, \gamma_t = 0, \gamma_r = 0$ 时, 即只考虑规避安全这一因素, 规划得规避路径。该路径顺利规避空间碎片并沿参考线方向行进, 但不能及时回到既定转移轨道上, 消耗燃料 6.332 kg。

当 $\gamma_j = 0, \gamma_d = 1, \gamma_t = 0, \gamma_r = 0$ 时, 即只考虑轨道保持这一因素, 规划得规避路径。该路径保持最小偏移直至空间碎片威胁范围才陡然采取规避行为, 初始推力变化波动较大, 导致 19.815 kg 的最高燃料消耗, 并增加了与空间碎片碰撞的风险。当 $\gamma_j = 0, \gamma_d = 0, \gamma_t = 1, \gamma_r = 0$ 时, 即只考虑制动时效这一因素, 规划得规避路径。该路径在一发现空间碎片后即开始大推力机动规避, 但过早偏离航迹且难以恢复, 消耗燃料 12.380 kg。当 $\gamma_j = 0, \gamma_d = 0, \gamma_t = 0, \gamma_r = 1$ 时, 即只考虑燃料消耗这一因素, 规划得黑色虚线路径。该路径在保持最小推力顺利规避空间碎片后, 为节省燃料便不再兼顾轨道保持, 获得最小的燃料消耗 6.076 kg。

为了更好地满足航天器规避空间碎片的实际需求与偏好, 综合考虑规避安全、轨道保持、制动时效以及燃料消耗因素, 根据式(14)采取多目标优化方式, 即可在一定的优化权重下获得相应的最优规避机动路径。例如当 $\gamma_j = 0.2, \gamma_d = 0.2, \gamma_t = 0.1, \gamma_r = 0.5$ 时, 规划得图 4 中规避路径。其综合效果虽优于上述 4 种单目标优化的情况, 但仍不能在规避空间碎片后及时恢复至既定转移轨道, 消耗燃料 8.834 kg。基于此, 再通过多次调参实验或运用神经网络进行参数自学习^[46], 可获得权重为 $\gamma_j = 0.2, \gamma_d = 0.4, \gamma_t = 0.1, \gamma_r = 0.3$ 的

图4规避路径。该路径满足了碎片规避、轨道保持、制动灵活以及燃料节省的综合指标,最优路径累计消耗燃料 9.502 kg。

在顺利规避空间碎片后,若要进一步降低不确定性风险,尽快恢复到既定转移轨道上,则需继续降低燃料消耗评价指标项的权重,以更多的燃料消耗为代价。当 $\gamma_j = 0.3, \gamma_d = 0.5, \gamma_i = 0.1, \gamma_r = 0.1$ 时,可规划得图4中规避路径,该路径能够在规避空间碎片后,尽快恢复至转移轨道,但该路径燃料消耗将增至 10.996 kg。

航天器在规避空间碎片的整个过程中,初始

阶段将以引力势场为主导,航天器沿着既定转移轨道行进;随着与碎片距离的缩短,综合场逐渐产生斥力势场,航天器将如图6(a)所示慢慢产生横向偏移;为了规避空间碎片,航天器不断增大横向偏离量,将经过图6(b)~(d)所示的规避过程,航天器在横向偏离参考线 2.23 km 后成功避开空间碎片威胁;随后斥力势场逐渐减弱,航天器将如图6(e)所示恢复至既定转移轨道继续飞行。由此,所获得的整个规避路径偏移量小、平滑、敏捷,能够满足航天器对空间碎片规避路径自主规划的实际需求。

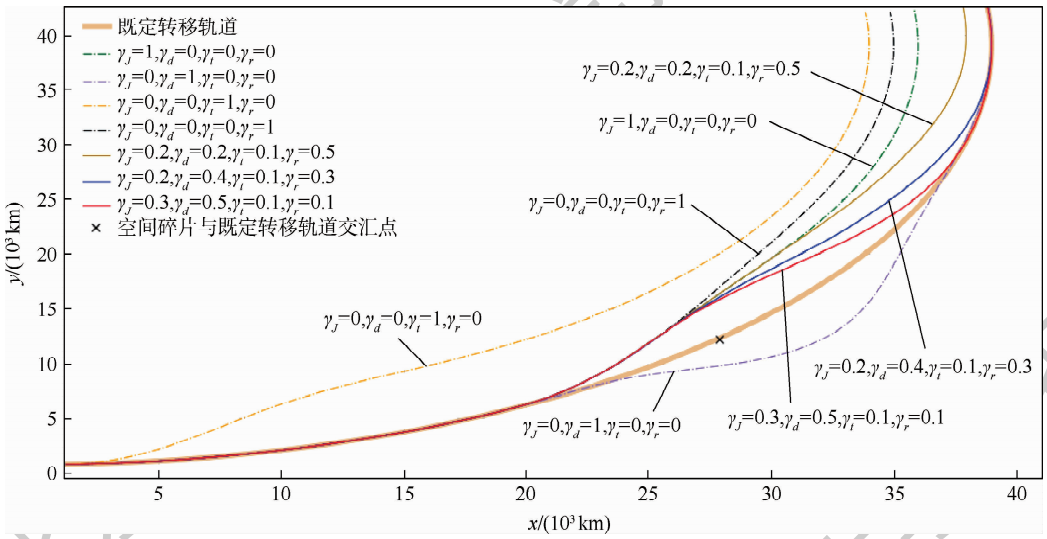


图4 不同全局优化权重下的航天器机动规避路径

Fig. 4 Maneuvering evasion path of spacecraft under different global optimization weights

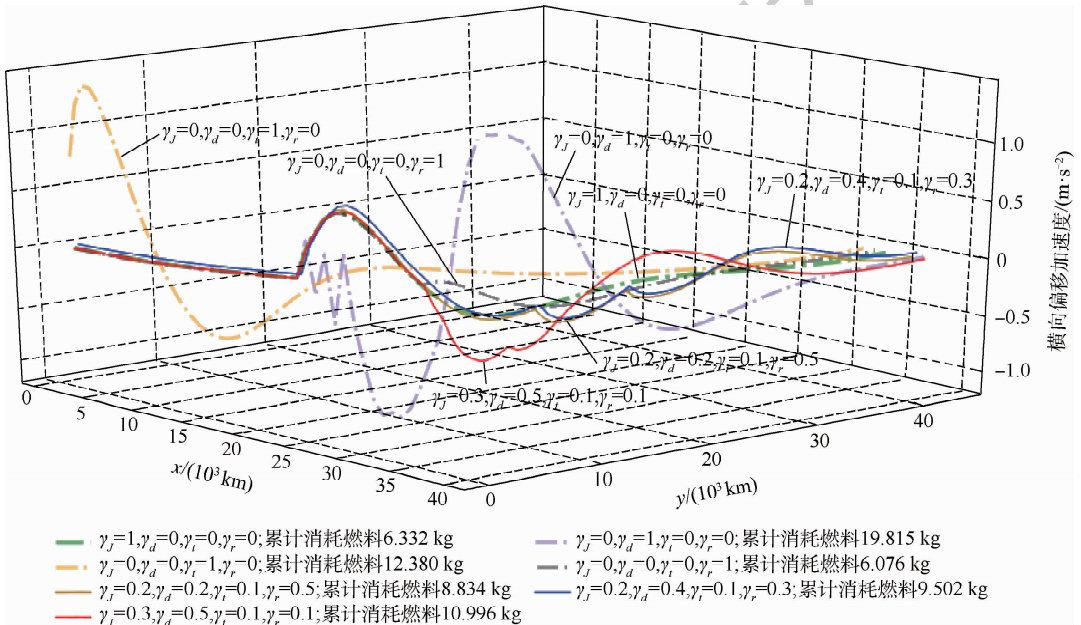


图5 不同全局优化权重下的横向偏移加速度

Fig. 5 Lateral deviation acceleration under different global optimization weights

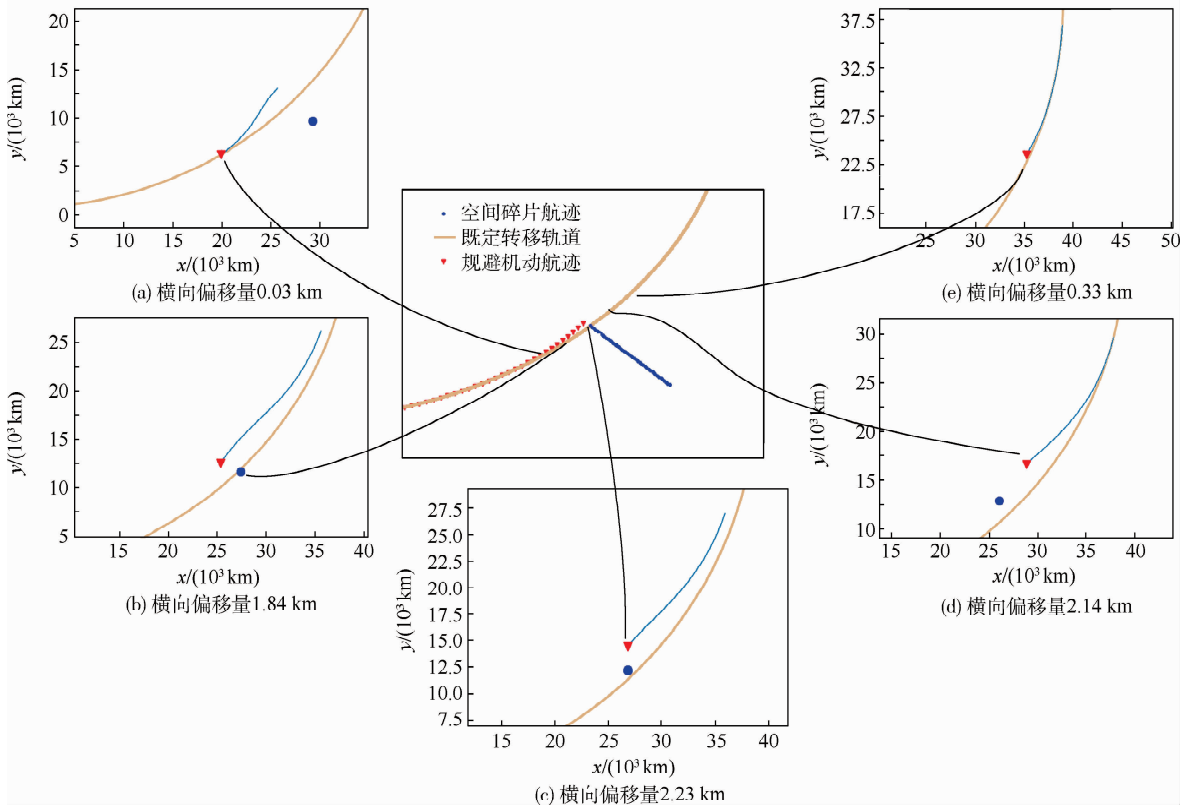


图6 航天器沿最优路径规避空间碎片的局部效果

Fig. 6 Local effects of spacecraft evading space debris along an optimal path

5 结论

1) 为更好地解决空间规避运动不易表示的难题,构建了基于Frenet的空间运动坐标系,实现了空间规避运动的简便表示,较好地兼顾沿转移轨道航行的绝对运动和规避空间目标的相对运动。

2) 针对规避空间目标的特殊场景,为避免过早轨迹偏离、局部震荡现象,改进人工势场函数,调整各势场作用区域,避免了传统人工势场法存在过早轨迹偏离以及局部震荡现象,实现了航天器对空间目标的自主规避。

3) 为获得偏移量小且恢复迅速的最优规避路径,综合考虑规避安全、轨道保持、制动时效以及燃料消耗的评价指标,构建了全局优化函数,可获得兼顾轨道保持和目标规避的最优路径,一定程度上能够满足不同任务的需求与偏好。

本文方法不仅能够引导航天器自主规避空间目标,还能时刻以最小偏移为约束沿既定转移轨道继续行进,满足航天器的轨道保持需求,同时对于解决其他领域的障碍规避路径规划问题具有较强的借鉴意义。

参考文献 (References)

- [1] BOMBARDELLI C, ALESSI E M, ROSSI A. Reflectance spectroscopy characterization of space debris[J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(10): 2488-2500.
- [2] ZHANG B, WANG Z, ZHANG Y. An analytic method of space debris cloud evolution and its collision evaluation for constellation satellites[J]. *Advances in Space Research*, 2016, 58(6): 903-913.
- [3] 苏飞, 刘静, 张耀, 等. 航天器面内机动规避最优脉冲分析[J]. *系统工程与电子技术*, 2018, 40(12): 2782-2789.
SU F, LIU J, ZHANG Y, et al. Analysis of optimal impulse for in-plane collision avoidance maneuver[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2018, 40(12): 2782-2789 (in Chinese).
- [4] LEE S C, KIM H D, SUK J. Collision avoidance maneuver planning using UA for LEO and UEO satellite maintained in keeping area[J]. *International Journal of Aeronautical & Space Sciences*, 2012, 13(4): 474-483.
- [5] 于大腾, 王华, 孙福煜. 考虑潜在威胁区的航天器最优规避机动策略[J]. *航空学报*, 2017, 38(1): 281-289.
YU D T, WANG H, SUN F Y. Optimal evasive maneuver strategy with potential threatening area being considered[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(1): 281-289 (in Chinese).
- [6] 李学辉. 航天器轨道构型和自主交会对接控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018: 101-106.
LI X H. Research on spacecraft orbital configuration and autonomous rendezvous and docking control method[D]. Harbin:

- Harbin Institute of Technology, 2018:101-106 (in Chinese).
- [7] 缪远明,潘腾. 规避姿态禁区的航天器姿态机动路径规划[J]. 航天器工程, 2015, 24(4):33-37.
- MIAO Y M, PAN T. Path planning method for space-craft attitude slew to avoid forbidden celestial[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(4):33-37 (in Chinese).
- [8] 高鹏,罗建军. 航天器规避动态障碍物的自适应人工势函数制导[J]. 中国空间科学技术, 2012, 32(5):1-8.
- GAO P, LUO J J. Adaptive artificial potential function guidance for dynamic obstacle avoidance of space-craft [J]. Chinese Space Science and Technology, 2012, 32(5):1-8 (in Chinese).
- [9] 曾祥鑫. 自由漂浮空间机器人路径规划及控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2018:36-39.
- ZHEN X X. Research on path planning and control method for free-floating space robot[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018:36-39 (in Chinese).
- [10] HOWARD T, KELLY A. Optimal rough terrain trajectory generation for wheeled mobile robots[J]. The International Journal of Robotics Research, 2007, 26(2):141-166.
- [11] MONTEMERLO M, BECKER J, BHAT S, et al. Junior: The stanford entry in the urban challenge[J]. Journal of Field Robotics, 2008, 25(9):569-597.
- [12] 王沙晶,陈建业. 基于 Frenet 坐标系的智能车运动规划研究[J]. 移动电源与车辆, 2019(1):22-29.
- WANG S J, CHEN J Y. Motion planning of autonomous vehicle based on Frenet coordinate system[J]. Movable Power Station & Vehicle, 2019(1):22-29 (in Chinese).
- [13] WERLING M, KAMMEL S, ZIEGLER J, et al. Optimal trajectories for time-critical street scenarios using discretized terminal manifolds[J]. The International Journal of Robotics Research, 2012, 31(3):346-359.
- [14] 王威,陈慧岩,马建昊,等. 基于 Frenet 坐标系和控制延时补偿的智能车辆路径跟踪[J]. 兵工学报, 2019, 40(11):2336-2351.
- WANG W, CHEN H Y, MA J H, et al. Path tracking for intelligent vehicles based on Frenet coordinates and delayed control [J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(11):2336-2351 (in Chinese).
- [15] 龙翔,高建博,傅寒冰. 一种自动驾驶汽车系统架构开发与测试验证[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2019, 33(12):45-54.
- LONG X, GAO J B, WEI H B. Development and test validation of a systematic architecture for autonomous vehicle[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2019, 33(12):45-54 (in Chinese).
- [16] 熊菁,程文科,秦子增. 基于 Serret-Frenet 坐标系的翼伞系统轨迹跟踪控制[J]. 动力学与控制学报, 2005, 3(2):89-93.
- XIONG J, CHEN W K, QIN Z Z. Path-following of parafoil system based on Serret-Frenet[J]. Journal of Dynamics and Control, 2005, 3(2):89-93 (in Chinese).
- [17] 严永锁. 基于反馈-滑模策略的水面无人艇路径跟踪控制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2019:58-61.
- YAN Y S. Path tracking control of unmanned surface vehicles based on feedback-sliding mode strategy[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019:58-61 (in Chinese).
- [18] 赵宁宁,徐德民,高剑,等. 基于 Serret-Frenet 坐标系的多 AUV 编队路径跟踪控制[J]. 鱼雷技术, 2015, 23(1):35-39.
- ZHAO N N, XU D M, GAO J, et al. Formation path following control of multiple AUVs based on Serret-Frenet coordinate system[J]. Torpedo Technology, 2015, 23(1):35-39 (in Chinese).
- [19] 王华,韩璐,楚世理,等. 基于 Frenet 标架下三维元胞自动机的航母舰载机集群运动建模[J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2018, 30(9):1719-1727.
- WANG H, HAN L, CHU S L, et al. Shipboard aircraft swarm modeling using a 3D cellular automata model under the Frenet frame[J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2018, 30(9):1719-1727 (in Chinese).
- [20] 丁家如,杜昌平,赵耀,等. 基于改进人工势场法的无人机路径规划算法[J]. 计算机应用, 2016, 36(1):287-290.
- DING J R, DU C P, ZHAO Y, et al. Path planning algorithm for unmanned aerial vehicles based on improved artificial potential field[J]. Journal of Computer Applications, 2016, 36(1):287-290 (in Chinese).
- [21] 杨丽春,顾颖彦,白宇. 基于改进人工势场法的无人机在线航路规划算法[J]. 电子技术应用, 2018, 44(4):5-9.
- YANG L C, GU Y Y, BAI Y. UAV's online route planning algorithm based on improved artificial potential field[J]. Application of Electronic Technique, 2018, 44(4):5-9 (in Chinese).
- [22] 何仁珂,魏瑞轩,张启瑞,等. 基于拟态电势能的飞行器航路规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7):1543-1549.
- HE R K, WEI R X, ZHANG Q R, et al. Mimetic electric potential energy motion planning algorithm for aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7):1543-1549 (in Chinese).
- [23] LUGO C I, FLORES G, SALAZA R S, et al. Dubins path generation for a fixed wing UAV[C]// International Conference on Unmanned Aircraft Systems(ICUAS). Piscataway:IEEE Press, 2014:339-346.
- [24] 尚璞. 旋翼无人机路径规划与自主避障控制系统研究[D]. 西安:西安科技大学, 2019:89-93.
- SHANG P. Research on path planning and autonomous obstacle avoidance control system of quad-rotor[D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2019:89-93 (in Chinese).
- [25] 张大志,刘万辉,缪存孝,等. 全向移动机器人动态避障方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, (2020-07-13) [2020-07-28]. <https://doi.org/10.13700/j. bh. 1001-5965. 2020-0155>.
- ZHANG D Z, LIU W H, MIAO C X, et al. Dynamic obstacle avoidance method for omnidirectional mobile robots[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, (2020-07-13) [2020-07-28]. <https://doi.org/10.13700/j. bh. 1001-5965. 2020-0155> (in Chinese).
- [26] 贾正荣,王航宇,卢发兴. 基于障碍凸化的改进环流 APF 路径规划[J]. 航空学报, 2019, 40(10):323189.

- JIA Z R, WANG H Y, LU F X. Improved circulating APF route planning based on obstacle convexification[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(10): 323-189 (in Chinese).
- [27] 陈天德, 黄炎焱, 沈炜. 基于虚拟障碍物法的无震荡航路规划[J]. *兵工学报*, 2019, 40(3): 651-658.
CHEN T D, HUANG Y Y, SHEN W. Non-oscillation path planning based on virtual obstacle method[J]. *Acta Armamentarii*, 2019, 40(3): 651-658 (in Chinese).
- [28] MOHANAN M G, SALGOANKA R A. A survey of robotic motion planning in dynamic environments[J]. *Robotics & Autonomous Systems*, 2018, 100: 171-185.
- [29] 钱宇, 徐敏, 郭东, 等. 航天器短期规避路径规划研究[J]. *飞行力学*, 2010, 28(5): 67-70.
QIAN Y, XU M, GUO D, et al. Route planning for spacecraft collision avoidance maneuver with short-term encounters[J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(5): 67-70.
- [30] 于大腾. 航天器反交会规避机动方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013: 48-56.
YU D T. Research on spacecraft anti-rendezvous evasion maneuver method[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2013: 48-56 (in Chinese).
- [31] 王沙晶. 基于 Frenet 坐标系采样的自动驾驶轨迹规划算法研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2019: 44-48.
WANG S J. Research of trajectory planning for autonomous driving based frenet coordinate and sampling[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2019: 44-48 (in Chinese).
- [32] JURE B, MARIJAN H, IVAN R, et al. Trajectory planning for autonomous vehicle using digital map[C]//IEEE International Conference on Vehicular Electronics 2019 Zooming Innovation in Consumer Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2019: 136-142.
- [33] FASSBENDER D, HEINRICH B C, WUENSCH H J. Motion planning for autonomous vehicles in highly constrained urban environments[C]//International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 2016: 4708-4713.
- [34] WERLING M, ZIEGLER J, SÖREN K, et al. Optimal trajectory generation for dynamic street scenarios in a frenet frame[J]. *Robotics & Automation*, 2010, 4(5): 5-6.
- [35] 张玉. 自动驾驶车辆混合运动规划研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2018: 98-104.
ZHANG Y. Hybrid motion planning for autonomous vehicles [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2018: 98-104 (in Chinese).
- [36] 王文彬, 秦小林, 张力戈, 等. 基于滚动时域的无人机动态航迹规划[J]. *智能系统学报*, 2018, 13(4): 524-533.
WANG W B, QIN X L, ZHANG L G, et al. Dynamic UAV trajectory planning based on receding horizon[J]. *CAAI Transactions on Intelligent Systems*, 2018, 13(4): 524-533 (in Chinese).
- [37] HUANG Z C, WU Q, MA J, et al. An APF and MPC combined collaborative driving controller using vehicular communication technologies[J]. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2016, 89: 232-242.
- [38] 范世鹏, 祁琪, 路坤锋, 等. 基于改进人工势场法的巡航导弹自主避障技术[J]. *北京理工大学学报*, 2018, 38(8): 828-834.
- FAN S P, QI Q, LU K F, et al. Autonomous collision avoidance technique of cruise missiles based on modified artificial potential method[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2018, 38(8): 828-834 (in Chinese).
- [39] 张相宇. 特定推力方向约束下的航天器轨道最优控制问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
ZHANG X Y. Research on optimal orbit control of spacecraft with specific thrust direction[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016 (in Chinese).
- [40] 崔红正, 刘文玲, 唐歌实, 等. 不同推力下的非合作空间目标轨道机动检测[J]. *宇航学报*, 2016, 37(3): 253-261.
CUI H Z, LIU W L, TANG G S, et al. Different thrust maneuvers detection of uncooperative space objects[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(3): 253-261 (in Chinese).
- [41] 张晨, 赵育善. 混合推进最省燃料轨道设计方法[J]. *宇航学报*, 2015, 36(8): 869-876.
ZHANG C, ZHAO Y S. A method for hybrid propulsion minimum fuel trajectory optimization[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(8): 869-876 (in Chinese).
- [42] 周婷. 空间交会接近段联合机动及燃料优化问题研究[D]. 北京: 清华大学, 2010: 88-93.
ZHOU T. Study on joint maneuver and fuel optimization in approach phase for space rendezvous[D]. Beijing: Tsinghua University, 2010: 88-93 (in Chinese).
- [43] TAKAHASHI A, HONGO T, NINOMIYA Y, et al. Local path planning and motion control for AGV in positioning[C]//Proceedings of the IEEE/RSJ International Workshop on Intelligent Robots & Systems. Piscataway: IEEE Press, 1989: 392-397.
- [44] DIJKSTRA E W. A note on two problems in connexion with graphs[J]. *Numerische Mathematik*, 1959, 1(1): 269-271.
- [45] 吴红波, 王英杰, 杨肖肖. 基于 Dijkstra 算法优化的城市交通路径分析[J]. *北京交通大学学报*, 2019, 43(4): 116-121.
WU H B, WANG Y J, YANG X X. Analysis of urban traffic vehicle routing based on Dijkstra algorithm optimization[J]. *Journal of Beijing Jiaotong University*, 2019, 43(4): 116-121 (in Chinese).
- [46] 张菁, 何友, 彭应宁, 等. 基于神经网络和人工势场的协同博弈路径规划[J]. *航空学报*, 2019, 40(3): 322-493.
ZHANG J, HE Y N, PENG Y, et al. Neural network and artificial potential field based cooperative and adversarially path planning[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(3): 322-493 (in Chinese).

作者简介:

刘冰雁 男, 博士研究生, 助理研究员。主要研究方向: 航天器轨道任务智能规划。

叶雄兵 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 运筹学。

方胜良 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 空间工程。

刘怀兴 男, 博士研究生, 讲师。主要研究方向: 军事管理、信

Autonomous planning of on-orbit evasion path based on Frenet and improved artificial potential field

LIU Bingyan^{1,2,*}, YE Xiongbing¹, FANG Shengliang³, LIU Huaixing⁴, JIA Jun¹

(1. Academy of Military Sciences, Beijing 100191, China; 2. PLA 32032 Troops, Beijing 100194, China;

3. University of Aerospace Engineering, Beijing 101416, China; 4. University of Information Engineering, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: In the process of evading the space target, the spacecraft should take into account the absolute motion of flight along the transfer orbit and the relative motion of evading the space target. The corresponding path automatic planning is difficult, and there are few public research results at home and abroad. In view of the above problems, a method of autonomous planning of on-orbit evasion path combining Frenet coordinate system and improved artificial potential field is proposed. Firstly, this method constructs Frenet coordinate system to express spacial evasive motion, solves the problem that the relative position of spacecraft and the given transfer orbit is not easy to express in path planning, and achieves a simple representation of spatial evasive motion. Secondly, this method improves the artificial potential field function, adjusts the area of action of the potential field, and avoids the phenomena of premature trajectory deviation and local oscillation in the traditional artificial potential field method, so as to achieve the autonomous evasion of the space target. Finally, the global optimization function is constructed by taking into account the factors of evasion safety, orbit holding, braking time and fuel consumption, which can meet the requirements and preferences of different tasks, so as to realize the minimum deviation and fast recovery of the flight along the transfer orbit. The results of algorithm comparison and numerical examples show that this method has obvious advantages in application, with smooth path and small offset, and can meet the requirements of path planning for spacecraft to evade space targets.

Keywords: orbital transfer; evasive maneuver; path planning; Frenet coordinate system; artificial potential field method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0015

垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计



陈刚, 贾玉红, 马东立*, 夏兴禄, 张欣

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对垂直起降固定翼无人机的动力需求特点, 提出了一种专用于该类无人机的串联混电系统(S-HES)优化设计方法。首先, 建立了旋翼、固定翼及转换模式下的垂直起降固定翼无人机的功率需求模型和基于串联混电系统功率传递路径的混电功率解算方程, 给出了计及功率约束、能量约束及电池充电的电池质量解算方法, 并在大量统计数据的基础上建立了其他混电部件质量解算方程。其次, 使用威兰氏线法建立了考虑发动机工作点变化的燃油消耗模型。使用柯西变异粒子群算法基于各物理数学模型在飞行剖面内的各个飞行阶段展开混电控制参数优化, 从而完成垂直起降固定翼无人机的顶层设计要求向串联混电系统最佳供电策略、设计功率及质量分配方案的转化。在城市货运和山区货运2种应用场景下对所提方法进行了验证。最后, 分析了优化设计结果对于不同飞行阶段性能要求的敏感性。研究表明: 所提方法可较好地捕捉垂直起降固定翼无人机任务剖面的调整及各飞行阶段的性能要求变化对串联混电系统优化设计结果的显著影响, 对垂直起降固定翼无人机的各类应用场景均具有较好的适应性。

关键词: 混电系统; 垂直起降固定翼无人机; 垂直起降; 参数优化; 总体设计

中图分类号: V221+.6

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0742-12

垂直起降固定翼无人机是一种结合了多旋翼无人机和固定翼飞机优势的新型无人飞行器^[1]。这类无人机具有较高的巡航效率、较快的飞行速度, 以及非常便捷的起降能力, 因而可以应付较为复杂的应用场景, 是近年来无人机领域的研究热点之一。目前正在开发的垂直起降固定翼无人机有很多, 典型的代表有 GL-10^[2]、Songbird^[3]、Panther^[4]、Quantix^[5]等。其中, 大多数垂直起降固定翼无人机以纯电形式提供动力, 受当前较低的电池能量密度限制, 这类无人机的续航能力往往非常有限^[6]。提高其续航能力同时不影响外部动力布置的最有效途径是将纯动力系统替换为串联混电系统(S-HES)。和纯动力系统相比, 串联混电系统新增加了一个由发动机、发电

机、能量管理系统组成的主动力单元, 而电池仅作为辅助动力单元在高功率需求状态下进行辅助供电。

受益于燃料较高的储能密度, 串联混电系统的引入提供了大幅提升垂直起降固定翼无人机的续航能力, 而不引起起飞总重大幅度增加的可能性, 但与此同时, 其自身所引入的质量和能耗也可能对飞机设计产生较大影响。在串联混电垂直起降固定翼无人机总体设计以及纯电垂直起降固定翼无人机混电改造的初始阶段, 开展串联混电系统优化设计是将飞机平台顶层设计要求转化为混电系统最佳运行策略、设计功率、质量分配方案的重要手段, 也是充分发挥串联混电系统优势的关键。然而, 目前国内外围绕垂直起降固定翼无人

收稿日期: 2020-01-14; 录用日期: 2020-03-27; 网络出版时间: 2020-04-13 11:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200413.1030.001.html

*通信作者。E-mail: madongli@buaa.edu.cn

引用格式: 陈刚, 贾玉红, 马东立, 等. 垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 742-753. CHEN G, JIA Y H, MA D L, et al. Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 742-753 (in Chinese).

机中串联混电系统优化设计的研究还相对较少。现有的混合动力系统在飞机设计领域的应用研究多集中在固定翼无人机领域,其中 Finger 和 Braun^[6-7]研究了串联和并联混电系统在传统固定翼无人机设计过程中的应用;Vries 等^[8]研究了不同的混电系统对于分布式推进固定翼飞机参数选择的影响,而 Friedrich 和 Robertson^[9]则在不同指标体系下对混电系统在固定翼无人机上的应用效果进行了综合评价。这些基于传统固定翼无人机飞行剖面 and 动力需求的混电系统研究工作具有一定的借鉴意义,但均无法直接拓展至垂直起降固定翼无人机串联混电系统设计领域。其核心问题在于:传统固定翼无人机所使用的混合动力系统多为微混动系统,电池功率占比较小且运行工况单一,其优化设计通常为二维优化问题^[6-7];而垂直起降固定翼无人机需应对旋翼、转化、固定翼等多种飞行模式,飞行剖面复杂且不同工况下的动力需求差异性更大,其优化设计需考虑全飞行剖面内不同飞行阶段的混电系统运行策略,设计域更广且设计维度更高。除此之外,在固定翼无人机混合动力系统的优化设计中通常所忽略的电池充电、发动机工作点变动等特殊问题,在垂直起降固定翼无人机串联混电系统的优化设计过程中也需特别注意。

为了弥补现有研究的不足,本文在已有研究的基础之上,提出了一种新的垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计方法。该方法由一系列描述垂直起降固定翼无人机串联混电系统特性的物理数学模型和一个基于柯西变异粒子群算法的全局优化模型组成。利用该方法,可在设计初期快速探索垂直起降固定翼无人机串联混电系统的设计空间,并完成垂直起降固定翼无人机顶层设计要求向串联混电系统最佳供电策略、设计功率及质量分配方案的转化。

1 物理数学模型

1.1 功率需求模型

垂直起降固定翼无人机包含倾转机翼无人机、倾转旋翼无人机、尾座式无人机等多种不同类别具备垂直起降和固定翼飞行能力的飞行器,这些飞行器构型差异虽然较大,但应用场景相近,且均包含如图 1 所示的固定翼、旋翼、模态转换等主要飞行模式。因此在进行系统设计时,可采用相同方式对不同构型的垂直起降固定翼无人机的功率需求进行描述。

固定翼模式下垂直起降固定翼无人机的典型

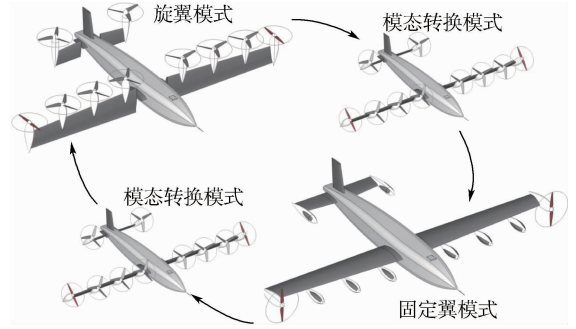


图 1 垂直起降固定翼无人机在不同飞行模式下的构型变化(以倾转机翼构型为例)

Fig. 1 Configurations of unmanned convertiplane in different flight modes (taking a tilt-wing convertiplane as an example)

工况包括巡航/续航飞行、爬升、实用升限、最大飞行速度等。这些工况下螺旋桨/旋翼的吸收功率 P_{PR} 可统一表示为如下形式^[10]:

$$P_{PR} = \frac{\beta W}{\eta_p} \left\{ \frac{V}{\beta} \left[K \frac{\beta^2}{q} \left(\frac{W}{S} \right) + \frac{q C_{D0}}{W/S} \right] + \frac{1}{g} \left[\frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right) \right] \right\} \quad (1)$$

式中: W 为起飞总重; S 为机翼面积; g 为重力加速度; β 为燃油质量消耗系数; q 为飞行动压; C_{D0} 为零升阻力系数; $K = 1/(\pi e \cdot AR)$ 为升致阻力系数^[11], AR 为机翼展弦比, e 为奥斯瓦尔德因子; h 为飞行高度; dh/dt 为爬升率; V 为飞行速度; η_p 为螺旋桨效率。在巡航/续航飞行及最大速度飞行过程中, $dh/dt = 0$ 。而常值速度爬升时的 dh/dt 有如下形式^[10]:

$$\frac{dh}{dt} = \eta_p \left(\frac{P_{PR}}{W} \right) - \frac{1.24}{\rho^{0.5} (C_L^{1.5}/C_D)} \left(\frac{W}{S} \right)^{0.5} \quad (2)$$

式中: C_L 为升力系数; ρ 为空气密度; C_D 为阻力系数。旋翼模式下垂直起降固定翼无人机的典型工况包括悬停、垂直上升、垂直下降等。各工况下的螺旋桨/旋翼吸收功率计算公式可根据动量理论导出^[12]:

$$P_{PR} = \frac{\beta W}{2FM} \cdot \frac{T}{W} \left[\left[\left(\frac{dh}{dt} \right)^2 + 4v_i^2 \right]^{0.5} - \frac{dh}{dt} \right] \quad (3)$$

式中: T/W 为旋翼模式推重比; FM 为旋翼效用因子, $FM = 0.474 2 (T/N_R)^{0.079 3}$ ^[13], N_R 为旋翼数目; v_i 为静止状态下 ($dh/dt = 0$) 推力 T 所对应的旋翼轴向诱导速度, $v_i = [T/(2\rho N_R S_R)]^{0.5}$, S_R 为单旋翼桨盘面积。推重比 T/W 使用式(4)计算:

$$\frac{T}{W} = 1 + \zeta_\tau \rho \left(\frac{dh}{dt} \right)^2 \frac{C_{D,v}}{W/S} \quad (4)$$

式中: $C_{D,v}$ 为旋翼模式下的全机阻力系数; ζ_τ 为飞行状态判定因子, 悬停为 0, 上升为 1, 下降为 -1。

模态转换过程飞行工况复杂,但是持续时间

较短。该模式下的动力系统功率需求与垂直起降固定翼无人机构型、转换策略、飞行姿态等密切相关。在理想运行环境下,经转换策略优化后的尾座类垂直起降固定翼无人机的转换功率需求仅略高于旋翼模式下的最大功率^[14],而倾转机翼、倾转旋翼类无人机的转换功率则略低于旋翼模式最大功率^[15]。然而,在实际设计过程中为减少转换时间,拓宽转换走廊并为非理想运行工况提供缓冲裕度,转换模式下各类垂直起降固定翼无人机均需具备更大的功率裕度。在初步设计阶段,可使用最大起飞推重比 $(T/W)_{\max}$ 对转换过程中的功率裕度进行等效表征。 $(T/W)_{\max}$ 的值越大,转换过程中的功率裕度越大,则转换过程持续时间越短,同时安全性越好。 $(T/W)_{\max}$ 的典型值在1.15~1.5^[14]之间。据此,可将转换模式下的动力系统功率需求表示为如下形式:

$$P_{PR} = \frac{\beta W^{1.5} (T/W)_{\max}^{1.5}}{FM} \left(\frac{1}{2\rho N_R S_R} \right)^{0.5} \quad (5)$$

1.2 混电功率解算方程

垂直起降固定翼无人机所使用的串联混电系统主要由螺旋桨、旋翼、电驱动器、主动力单元(包括发动机、发电机、能量管理系统)、辅助动力单元(电池)等部件组成(见图2)。图3给出了该类串联混电系统的主要结构及其功率传递路径。该路径包含2项需用功率,即载荷设备供电功率 P_{PL} 和螺旋桨/旋翼总吸收功率 P_{PR} ,以及4项内部运行功率,包括发动机输出功率 P_{ice} 、发电机输出功率 P_{ge} 、电池充/放电功率 P_{batt} 、电驱动器供电功率 P_{ED} 。

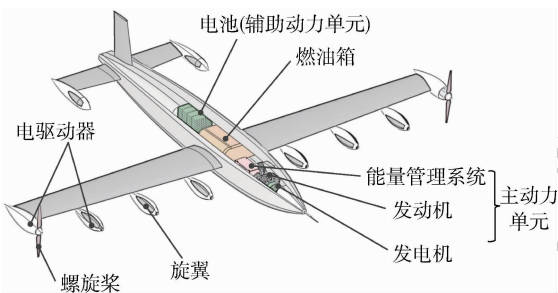


图2 机载串联混电系统组成结构

Fig.2 Structure of S-HES equipped in convertiplane

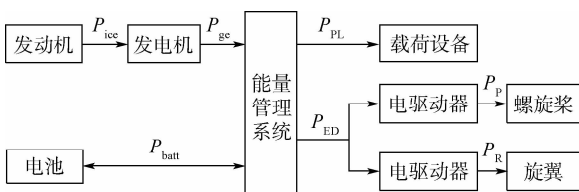


图3 串联混电系统功率传递路径

Fig.3 S-HES power transmission path

基于上述功率传递路径,可建立如式(6)所示的混电功率解算方程组。该混电功率解算方程组由3项功率传递方程和1项混电控制方程构成。功率传递方程用于描述发电机、能量管理系统及电驱动器等部件输入输出功率间的对应关系,其中 η_{PMS} 、 η_{ge} 和 η_{ED} 分别为能量管理系统、发电机和电驱动器的功率传递效率。混电控制方程则用于描述每个飞行状态下主动力单元与辅助动力单元(电池)之间的功率配比, $\Phi = P_{batt}/(P_{ED} + P_{PL})$ 为电池混合度,表征当前电池充/放电功率占全部负载功率的比例。

$$\begin{bmatrix} P_{ED} \\ P_{ge} \\ P_{ice} \\ P_{batt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1/\eta_{PMS} & -1 & 0 & -1/\eta_{PMS} \\ 0 & 1 & -\eta_{ge} & 0 \\ \Phi & 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} P_{PR}/\eta_{ED} \\ -P_{PL}/\eta_{PMS} \\ 0 \\ -\Phi P_{PL} \end{bmatrix} \quad (6)$$

记 $\mathbf{P}_{cmpt} = [P_{ED}, P_{ge}, P_{ice}, P_{batt}]^T$, $\mathbf{P}_{load} = [P_{PR}, P_{PL}]^T$,可将混电功率解算方程简记为 $\mathbf{P}_{cmpt} = F(\mathbf{P}_{load}, \Phi)$ 。在实际飞行过程中,受飞行状态变化及燃油消耗影响,垂直起降固定翼无人机串联混电系统的功率需求处在不断变化过程中,系统的供电方案(即电池混合度 Φ 的取值)也可能随之动态调整。为便于解算,可结合功率需求特点将整个飞行过程分为 k 个阶段,记每个阶段的电池混合度为 Φ_k ,则可在每个飞行阶段下对串联混电系统各组件的运行功率分别计算,即 $\mathbf{P}_{cmpt}^k = F(\mathbf{P}_{load}^k, \Phi_k)$ 。 k 的值越大,串联混电系统的设计精度越高,但功率解算的复杂度和优化设计的难度也随之增加。

串联混电系统各组件的设计功率可在各阶段运行功率解算结果的基础上导出。对于独立于高度变化的电驱动器、电池、发电机、能量管理系统等部件来说,其设计功率使用式(7)计算:

$$\mathbf{P}_{cmpt, \max} = \max(\mathbf{P}_{cmpt}^1, \mathbf{P}_{cmpt}^2, \dots, \mathbf{P}_{cmpt}^k) \quad (7)$$

而对于与运行高度密切相关的发动机而言,在求解最大功率之前,需先借助式(8)完成发动机空中运行功率向海平面功率的转换^[16]:

$$P_{ice}(H_0) = P_{ice}(H) / \left(1.11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0.11 \right) \quad (8)$$

式中: H_0 和 H 分别为海平面高度和当前飞行高度; P_0 和 P_H 分别为海平面高度和当前飞行高度标准大气压力; T_0 和 T_H 分别为海平面高度和当

前飞行高度上的标准大气温度。

1.3 混电质量解算模型

垂直起降固定翼无人机串联混电系统中电池的质量受能量需求和功率需求限制。其中,功率约束下的电池质量可表示为

$$M_{\text{batt},P} = \frac{\max(P_{\text{batt}}^1, P_{\text{batt}}^2, \dots, P_{\text{batt}}^k)}{\rho_{\text{batt},P}} \quad (9)$$

式中: P_{batt}^k 为电池在第 k 个飞行阶段的运行功率; $\rho_{\text{batt},P}$ 为电池功率密度。能量约束下的电池质量计算则需计及电池充电过程的影响。记第 j 个飞行阶段为电池充电阶段,则可将能量约束下的电池质量表示为

$$M_{\text{batt},E} = \frac{\sum_{i=1}^{j-1} P_{\text{batt}}^i \Delta T_i + \max\left(0, P_{\text{batt}}^j \Delta T_j + \sum_{i=j+1}^k P_{\text{batt}}^i \Delta T_i\right)}{\rho_{\text{batt},E}} \quad (10)$$

式中: ΔT_i 为第 i 个阶段的持续时间; $\rho_{\text{batt},E}$ 为电池能量密度。除 $i=j$ 外, ΔT_i 均由飞行剖面直接确定,而电池充电过程的持续时间 ΔT_j 则由充电前的电池能量消耗、充电过程的电池运行功率 P_{batt}^i 以及第 j 个阶段的最大可持续时间 ΔT_j^{max} 决定,即

$$\Delta T_j = \min\left(\frac{1}{P_{\text{batt}}^j} \sum_{i=1}^{j-1} P_{\text{batt}}^i \Delta T_i, \Delta T_j^{\text{max}}\right) \quad (11)$$

当充电过程发生在固定翼巡航阶段时,最大可持续时间 ΔT_j^{max} 即为巡航阶段的总持续时间。总电池质量取能量约束和功率约束下电池质量的最大值,即 $M_{\text{batt}} = \max(M_{\text{batt},P}, M_{\text{batt},E})$ 。

除电池组外,串联混电系统其他组件(包括发动机、发电机、能量管理系统、电驱动器、旋翼/螺旋桨)的质量仅由最大设计功率决定,其质量解算方程列在表 1 中。其中,发动机、发电机、电驱动器的质量解算方程基于大量已有产品的功率质量统计数据建立(R^2 分别为 0.97、0.98、0.97)^[17-20],并使用 Jay^[21]提出的方法修正了电驱动器最大电压 $U_{\text{ed,max}}$ 与基准电压 $U_{\text{ed0,max}}$ 之间的差异性。能量管理系统的质量由 AC/DC 转换电路、DC/DC 转换电路、电池充电电路、有效载荷供电电路等功能组件的设计功率决定,其质量计算公式根据 2 款能量管理系统的实测数据得出。螺旋桨/旋翼质量则根据桨叶数 N_b 、桨叶直径 D_{PR} 和电驱动器最大输出功率 $P_{\text{ed,max}}$,由 Roskam^[22]提出的方法确定。其中, $P_{\text{ice,max}}$ 为发动机的最大功率, $P_{\text{ge,max}}$ 为发电机的最大功率, $P_{\text{batt,chg}}$ 为电池的充电功率。

表 1 其他 S-HES 组件质量解算方程

Table 1 Mass solving equation of other S-HES components

组件	质量解算方程
发动机 ^[17]	$M_{\text{ICE}} = \begin{cases} 0.714 P_{\text{ice,max}} & P_{\text{ice,max}} < 45 \text{ kW} \\ 1.037 P_{\text{ice,max}} & P_{\text{ice,max}} \geq 45 \text{ kW} \end{cases}$
发电机 ^[18]	$M_{\text{GE}} = 0.385 (P_{\text{ge,max}} + 0.44)$
能量管理系统	$M_{\text{PMS}} = 0.1 (P_{\text{ge,max}} \eta_{\text{PMS}} - P_{\text{PL}}) + 0.028 6 P_{\text{ge,max}} + 0.2 P_{\text{batt,chg}} + 0.21 P_{\text{PL}} + 0.072 (P_{\text{ge,max}} + P_{\text{batt,chg}} + P_{\text{ge,max}} \eta_{\text{PMS}})$
电驱动器 ^[19-21]	$M_{\text{ED}} = 0.158 (U_{\text{ed,max}}/U_{\text{ed0,max}})^{0.158 8} P_{\text{ed,max}} + 0.024 (P_{\text{ed,max}} + 1.309 6)$
螺旋桨/旋翼 ^[22]	$M_{\text{PR}} = 0.058 6 N_b^{0.391} (D_{\text{PR}} P_{\text{ed,max}})^{0.782}$

1.4 燃油消耗模型

垂直起降固定翼无人机串联混电系统在全飞行剖面内的燃油消耗等于各飞行阶段燃油消耗之和,如下:

$$M_f = \sum_{i=1}^k \dot{m}_{f,i} \Delta T_i \quad (12)$$

式中: $\dot{m}_{f,i}$ 为第 i 个飞行阶段的发动机单位时间耗油率, $\dot{m}_{f,i}$ 的大小与发动机在该飞行阶段的工作点位置密切相关。完整的发动机油耗特性描述依赖于图 4(a)所示的油耗特性曲线^[23],图中 SFC 为单位功率耗油率,单位为 kg/kWh。在串联混电推进系统的设计过程中,发动机设计功率无法预先给定,因此需使用威兰氏线法对该油耗特性曲线进行预处理,使之具备可放缩性。威兰氏线法是一种经广泛使用和验证的根据同类别发动机测试数据预测未知缩比发动机性能数据的准静态方法^[24],该方法将基准油耗特性曲线中转矩 T_e 、单位时间耗油率 \dot{m}_t 及转速 ω 正则化为平均有效压力 p_{me} 、燃油有效压力 p_{mf} 和平均活塞速度 c_m ,并基于能量守恒关系建立 p_{me} 、 p_{mf} 、 c_m 之间的对应关系^[24]:

$$p_{\text{me}} = (e_0 - e_1 p_{\text{mf}}) p_{\text{mf}} - p_{\text{me0}} \quad (13)$$

式中: p_{me0} 为平均有效压力损失量; e_0 和 e_1 为能量转化因子,计算式为

$$\begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ p_{\text{me0}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_{00} & e_{01} & e_{02} \\ e_{10} & e_{11} & 0 \\ p_{\text{me0},0} & 0 & p_{\text{me0},2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ c_m \\ c_m^2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中:发动机特征参数 e_{00} 、 e_{01} 、 e_{02} 、 e_{10} 、 e_{11} 、 $p_{\text{me0},0}$ 、 $p_{\text{me0},2}$ 由基准发动机测试数据通过多线性回归确定(对图 4(a)所示的发动机而言, e_{00} 、 e_{01} 、 e_{02} 、 e_{10} 、 e_{11} 、 $p_{\text{me0},0}$ 、 $p_{\text{me0},2}$ 的值分别为 0.412、0.012 7、-3.26 × 10⁻⁴、2.9 × 10⁻⁸、7.15 × 10⁻¹⁰、1.82 × 10⁵、662.6)。缩比发动机的排量 $V_{d,s}$ 和冲程长度 S_s 与最大设计功率成正比,而其正则化特性参数 $p_{\text{me},s}$ 、 $p_{\text{mf},s}$ 、 $c_{m,s}$

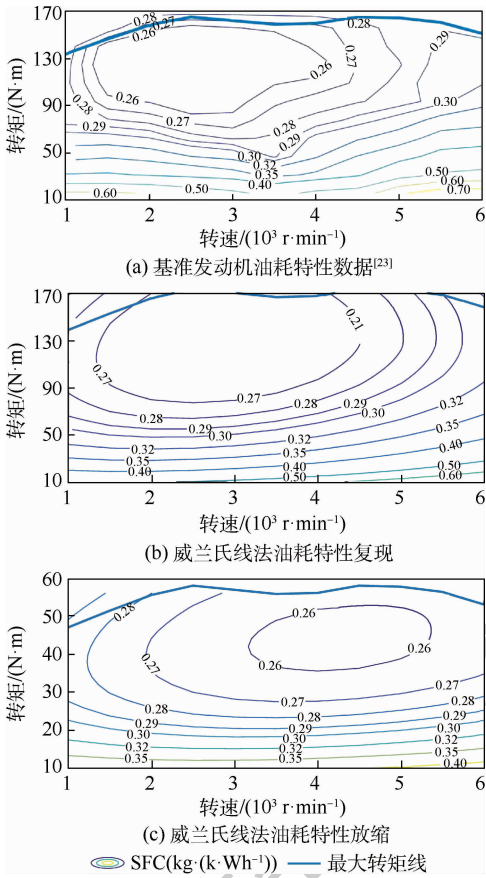


图4 基于威兰氏线法的发动机特性模拟^[23]
Fig.4 Simulation of engine performance based on Willans line method^[23]

的函数关系与基准发动机相同,即

$$p_{me,s} = (e_0(c_{m,s}) - e_1(c_{m,s})p_{mf,s})p_{mf,s} - p_{me0}(c_{m,s}) \quad (15)$$

将基准发动机的特征参数代入式(15),即可根据串联混电垂直起降固定翼无人机中发动机的实际设计功率建立该发动机的正则化参数关系。基于新的正则化发动机性能参数 $p_{me,s}$ 、 $p_{mf,s}$ 、 $c_{m,s}$, 使用式(16)即可完成所需发动机油耗特性曲线的重建 (H_{LHV} 为燃油低热值)^[24], 如图4(b)和图4(c)所示。

$$\begin{cases} T_{e,s} = p_{me,s} V_{d,s} / (4\pi) \\ \omega_s = \pi c_{m,s} S_s^{-1} \\ \dot{m}_{f,s} = p_{mf,s} \omega_s V_{d,s} / (4\pi H_{LHV}) \end{cases} \quad (16)$$

式中: $T_{e,s}$ 为缩比发动机的转矩; $\dot{m}_{f,s}$ 为缩比发动机的单位时间耗油率; ω_s 为缩比发动机的转速。

在串联混电系统中,为了减轻能量管理系统质量,需维持发电机输出电压稳定,这要求发动机在某一额定转速附近运行。该额定转速由发电机额定输出电压及其KV值决定,即 $N_{GE} = U_{GE} / KV_{GE}$ 。根据由威兰氏线法放缩得到的燃油消耗曲线,在该转速下确定各飞行阶段发动机运行功率所对应

的单位时间耗油率,再将其代入式(12),即可完成全飞行剖面内的燃油消耗计算。

2 设计参数优化

2.1 优化问题描述

垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计用于在指定任务剖面下,通过优化各飞行阶段的供电策略,找出能够充分发挥系统优势、实现最佳无人机系统效能的混电功率设计及质量分配方案。该优化问题可表示为

$$\begin{aligned} & \max f(\Psi) \\ & \text{s. t.} \\ & h_j(\Psi) \geq 0 \quad j = 1, 2, \dots, m \\ & -1 \leq \Phi_i \leq 0 \quad i = j \\ & 0 \leq \Phi_i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, j-1, j+1, \dots, k \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $\Psi = (\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_k)$ 为 k 维设计变量,表征全飞行剖面内 k 个飞行阶段下的串联混电系统供电方案, $f(\Psi)$ 为串联混电系统效用评价函数,根据垂直起降固定翼无人机设计用途,可有多种不同表示方式。对货运无人机而言,可使用最大货物质量对串联混电系统效能进行评价,即

$$f(\Psi) = M_{\text{cargo}} = M_{\text{TO}} - M_{\text{empty}} - M_{\text{HES}} \quad (18)$$

式中: M_{cargo} 为货物质量; M_{TO} 、 M_{empty} 、 M_{HES} 分别为起飞总重、空机质量,以及包含主动力单元、电池、燃油、电驱动器、螺旋桨/旋翼在内的串联混电系统总重。对于执行长时侦察监视任务的无人机而言,可使用储备燃油质量 $M_{f,r}$ 对串联混电系统效能进行评价,即

$$f(\Psi) = M_{f,r} = M_{\text{TO}} - M_{\text{empty}} - M_{\text{PL}} - M_{\text{HES}} \quad (19)$$

式中: M_{PL} 为有效载荷质量。除上述与串联混电系统总质量直接相关的效能评价指标外,还可以使用经济性指标评价串联混电系统效能,如单位载荷里程耗油率、单位时间耗油率等。

约束条件的类别和数量同样根据垂直起降固定翼无人机任务类别和设计需求确定,例如为延长电池寿命,可设定持续充电时间下限,以避免过大的充电功率等。

2.2 优化问题求解

使用柯西变异粒子群算法^[25]对式(17)所给出的连续性优化问题进行求解。在 k 维设计空间中,以拉丁超立方试验设计方法设定 s 个粒子的初始位置^[26]。记第 t 步迭代时,第 i 个粒子所处的位置 $\Psi_i(t) = (\Phi_{1i}(t), \Phi_{2i}(t), \dots, \Phi_{ki}(t))$, 移动

速度 $\mathbf{v}_i(t) = (v_{1i}(t), v_{2i}(t), \dots, v_{ki}(t))$, 粒子自身历史最佳位置 $\mathbf{p}_i = (p_{1i}(t), p_{2i}(t), \dots, p_{ki}(t))$, 所在邻域的历史最佳位置 $\mathbf{p}_l = (p_{1l}(t), p_{2l}(t), \dots, p_{kl}(t))$, 则下一代步该粒子更新速度和位置^[25]为

$$v_{ji}(t+1) = \omega_1 v_{ji}(t) + c_1 r_1 (p_{ji} - \Phi_{ji}(t)) + c_2 r_2 (p_{jl} - \Phi_{jl}(t)) \quad (20)$$

$$\Phi_{ji}(t+1) = \Phi_{ji}(t) + v_{ji}(t+1) \quad (21)$$

式中: ω_1 为惯性权值; c_1 和 c_2 为学习因子; r_1 和 r_2 为 $[0, 1]$ 范围内的均匀随机数。在每个迭代步中, 使用柯西变异运算对每一代中的具有最佳适应度的全局最优粒子施加扰动以免算法陷入局部最优解^[25]。经多步迭代后若所有粒子均聚集到某一位置附近, 且该位置不随迭代步的持续增加而继续发生变化, 则认为计算收敛。此时具有最佳适应度的粒子的 Ψ 值即为式(17)所示优化问题的全局最优解。据此可推出串联混电系统在各个飞行阶段的最佳供电策略、运行功率, 进而导出各组件的设计功率及质量分配方案, 从而完成垂直起降固定翼无人机串联混电系统的优化设计。

3 结果分析与讨论

3.1 算例分析

在货运场景下对采用图1中构型的200 kg级垂直起降固定翼无人机开展串联混电系统优化设计, 优化设计目标为最大化以货运质量来衡量的单次货运效率。该无人机的通用性设计指标如表2所示, 主要设计输入如表3所示。

该无人机被设计用于执行如图5所示的城市货运或山区货运任务。其中, 城市货运任务中地形平缓、起降场地较好, 故飞机巡航高度低、起降预留悬停时间较短; 而山区货运场景中飞机巡航高度高、起降预留悬停时间较长。2种飞行任务下的差异性设计指标如表4所示, 优化设计分别在2种任务剖面下进行。

表2 基本设计要求

Table 2 Basic design requirements

性能要求	数值
旋翼模式: 爬升率/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	3
转换模式: 最大起飞推重比	1.2
转换模式: 离地高度/m	150
固定翼模式: 爬升率/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	3
固定翼模式: 巡航速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	35
固定翼模式: 巡航距离/km	150
其他: 机载设备供电/W	150

表3 设计输入

Table 3 Design input

设计输入	数值	动力组件	效率/%
起飞总重/kg	200	发电机	90
空机质量/kg	80	能量管理系统	90
展弦比	18	电驱动器	86
旋翼数目	8	电池(充电)	90
螺旋桨数目	2	螺旋桨	80
单旋翼桨盘面积/ m^2	0.51		
旋翼模式全机阻力系数	3		
零升阻力系数	0.03		
奥斯瓦尔德因子	0.68		

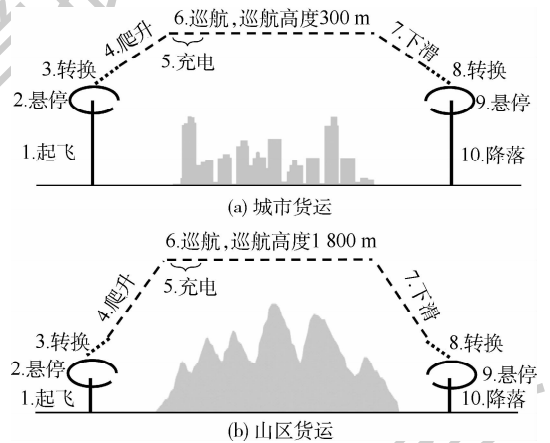


图5 串联混电垂直起降固定翼无人机运行剖面

Fig. 5 Flight profile of series hybrid-electric unmanned convertiplane

表4 城市货运与山区货运剖面差异性设计要求

Table 4 Different design indicators in urban freight and mountain freight profiles

性能要求	城市货运	山区货运
旋翼模式: 单次悬停时长/min	1.5	3
固定翼模式: 巡航高度/km	0.3	1.8
固定翼模式: 实用升限/m	1 000	2 500

图5中, 城市货运和山区货运2种剖面均被划分为10个不同的飞行阶段($k=10$), 对应于电池混合度 $\Phi_1 \sim \Phi_{10}$, 构成10维设计空间。为降低计算成本, 可结合任务剖面特点, 合并具有相近功率需求的飞行阶段来压缩设计空间, 具体包括: ①将旋翼模式下电池混合度($\Phi_1, \Phi_2, \Phi_9, \Phi_{10}$)均取为 Φ_R ; ②将转换模式下电池混合度(Φ_3, Φ_8)均取为 Φ_T ; ③将固定翼爬升模式下电池混合度 Φ_4 取为 Φ_{climb} , 充电模式下电池混合度 Φ_5 取为 Φ_{chg} ; ④将固定翼巡航状态、下滑状态电池混合度取0。由此, 可在4维设计空间下对垂直起降固定翼无人机的串联混电系统进行优化, 优化设计变量 $\Psi = (\Phi_R, \Phi_T, \Phi_{climb}, \Phi_{chg})$, 优化目标为最大化货物质量。设计约束为持续充电时长大于0.5 h,

即 $\Delta T_j > 0.5 \text{ h}$ 。

使用拉丁超立方试验设计方法设置 100 个初始粒子,在城市货运和山区货运 2 种剖面下分别开展粒子群优化。图 6 给出了城市货运剖面下所采用的初始粒子,以及这些粒子在迭代 20 次、60 次、120 次后的位置变化。随着迭代次数的增加,粒子位置逐渐向 ϕ_R 、 ϕ_{climb} 及 ϕ_{chg} 的上边界移动。这意味着在该剖面下,旋翼模式固定翼爬升过程中电池功率占比越大、充电功率越小,效用函数的值就越大。最终收敛得到的最大货物质量为 57.6 kg,对应最佳优化设计变量 $\Psi = (1, 0.9, 1, 0)$,这意味当电池承担 100% 的旋翼模式供电、90% 的转换模式供电、100% 的固定翼爬升过程供电,同时不对电池进行充电时,可最大化串联混电系统在该剖面下的应用效益。此时最佳设计点所对应的串联混电系统在全飞行剖面内的供电策略及运行功率变化如图 7 所示。相应的串联混电系统各组件设计功率及质量分配方案如表 5 所示。

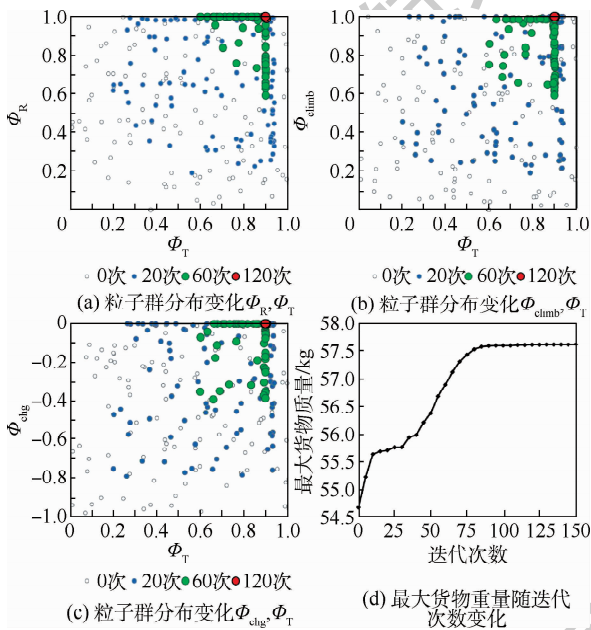


图 6 粒子群优化结果(城市货运剖面)

Fig. 6 Particle swarm optimization results

(urban freight profile)

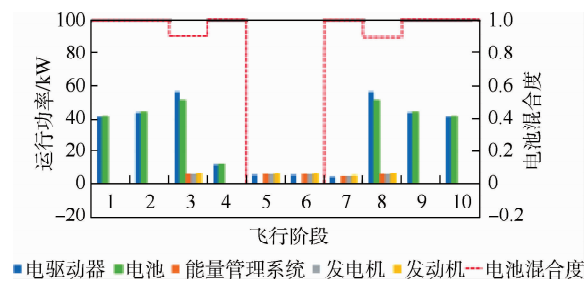


图 7 最佳供电策略及运行功率变化(城市货运)

Fig. 7 Optimal power supply strategy and operating power changes (urban freight)

表 5 最佳设计功率及质量分配方案(城市货运)

Table 5 Optimal design power and mass distribution scheme (urban freight)

组件	设计功率/kW	质量分配/kg
发动机	7.2	5.15
发电机	6.5	2.67
能量管理系统	6.5	1.7
电池	51.1	34.05
电驱动器	56.8	13.48
螺旋桨/旋翼		2.52
燃油		2.8

山区货运剖面下的优化设计结果与城市剖面存在明显差异,如图 8、图 9 及表 6 所示。该剖面下最大货物质量为 55.25 kg,而要达到该最大货物质量,在串联混电系统中,电池需承担旋翼模式总功率需求的 83.6%、转换模式总功率需求的 87.3%、固定翼爬升过程总功率需求的 40.5%,同时在巡航初始阶段需以总功率需求的 9.74% 为电池充电,即 $\Psi = (0.836, 0.873, 0.405, -0.0974)$ 。

2 种剖面下的串联混电系统优化设计结果差异与其剖面特点密切相关。其中,城市货运剖面悬停时间短、巡航高度低,旋翼模式和固定翼爬升过程能量消耗相对有限,电池质量主要受最大功率限制(即 $M_{\text{batt},P} > M_{\text{batt},E}$),能量储备较为富余,满足功率需求的电池可独立满足旋翼模式和固定翼爬升过程中的能量需求,故 $\phi_R = \phi_{\text{climb}} = 0$,而由于 $M_{\text{batt},P} > M_{\text{batt},E}$,电池充电不仅无法降低电池质量,反而增加了主动力单元的功率及质量, $\phi_{\text{chg}} = 0$ 。相反,山区货运悬停时间较长、巡航高度较大,旋翼模式和固定翼爬升过程中的能量消

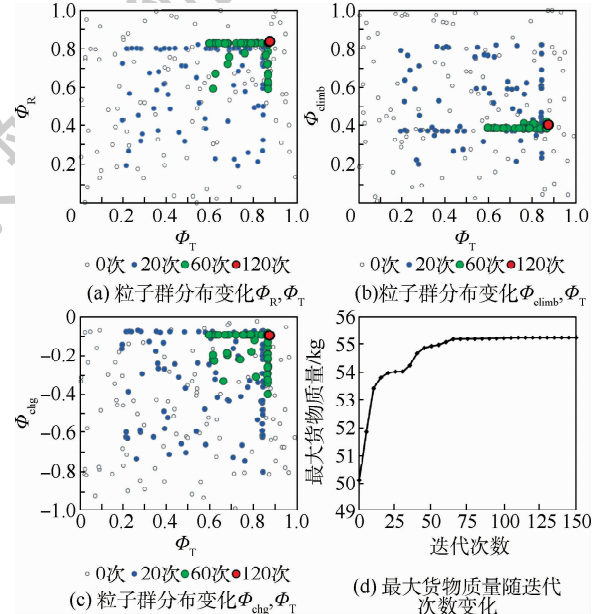


图 8 粒子群优化结果(山区货运剖面)

Fig. 8 Particle swarm optimization results

(mountain freight profile)

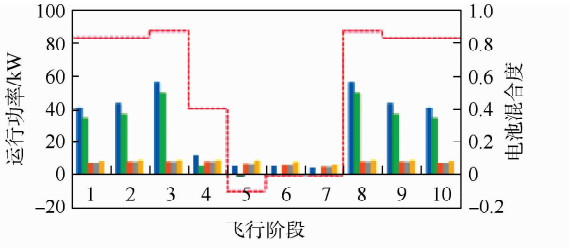


图9 最佳供电策略及运行功率变化(山区货运)

Fig.9 Optimal power supply strategy and operating power changes under the whole profile (mountain freight)

表6 最佳设计功率及质量分配方案(山区货运)

Table 6 Optimal design power and mass distribution scheme (mountain freight)

组件	设计功率/kW	质量分配/kg
发动机	8.93	6.38
发电机	8.04	3.26
能量管理系统	8.04	2.24
电池	49.7	33.13
电驱动器	56.8	13.48
螺旋桨/旋翼		2.52
燃油		3.73

耗相比于城市货运均大幅提升,电池除受最大功率限制外,还受到能量需求限制,能量储备不再冗余。因此,在旋翼模式和爬升过程中,需对主动力

单元的既有功率输出能力进行充分利用并对电池进行充电,从而将能量需求上对电池的过多依赖转移至具有更高储能密度的主动力单元,实现串联混电系统总体效用的最大化。

3.2 敏感性分析

以山区货运任务剖面为基准,分析和讨论决定垂直起降固定翼无人机性能要求变化对串联混电系统优化设计结果的影响。

3.2.1 巡航距离对设计结果的影响

巡航距离对于串联混电系统优化设计结果的影响如图10所示。在起飞总重限定的情况下,巡航距离的增加显著改变了燃油质量,但对串联混电系统供电策略、设计功率及除燃油质量之外的其他质量分配方案的影响较为有限。仅有的改变在于巡航距离增加提高了电池可充电时长的上限值,因此可使用更小的功率为电池充电(即 $|\phi_{chg}|$ 减小),从而降低了主动力单元的最大功率负载并减小了主动力单元的质量,但和燃油质量变化相比这些调整均为小量。

3.2.2 巡航高度对设计结果的影响

巡航高度对优化设计结果的影响如图11所

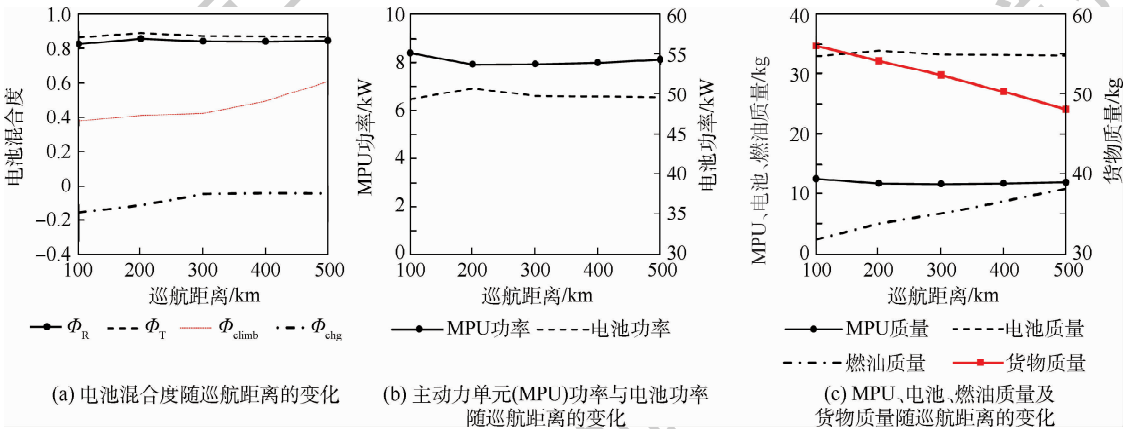


图10 巡航距离的敏感性分析

Fig.10 Sensitivity analysis of cruising range

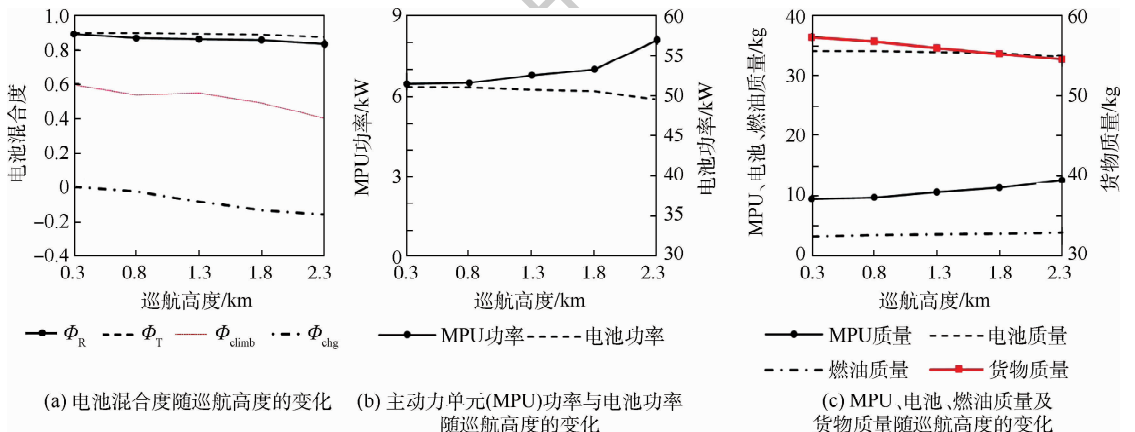


图11 巡航高度的敏感性分析

Fig.11 Sensitivity analysis of cruising altitude

示。巡航高度越大,固定翼爬升过程中所需要的能量消耗越大。为充分利用电池的既有储备能量,同时避免引入额外电池质量,随着巡航高度增加,电池输出功率占比逐渐降低(即 Φ_{climb} 减小),而主动力单元设计功率则不断增加。主动力单元设计功率的增加提高了其在巡航过程中的剩余功率,从而使得电池可以以更大的功率进行充电,从而使得最佳设计点处的 $|\Phi_{chg}|$ 取值不断增加。

3.2.3 悬停时间对设计结果的影响

旋翼模式的主要性能指标为悬停时间,其对优化设计结果的影响如图 12 所示。悬停时间的增加大幅提升了旋翼模式下的能量消耗,为提供串联混电系统效能,需降低储能密度较低的电池在旋翼模式及固定翼爬升过程等主要能量消耗阶段中的输出功率占比(即减小 Φ_R 和 Φ_{climb}),而提高主动力单元的设计功率及电池充电功率(即增加 $|\Phi_{chg}|$)。

3.2.4 最大起飞推重比对设计结果的影响

转换模式下的主要性能指标(即最大起飞推

重比)对优化设计结果的影响如图 13 所示。和其他性能指标相比,最大起飞推重比对于最大货物质量有最显著的影响。最大起飞推重比越大,电池设计功率越大,功率约束下的电池质量也就越大。电池质量的增加提高了电池储能,因此在旋翼模式和固定翼模式下的输出功率占比也相应增加(Φ_R 和 Φ_{climb})。同时,由于电池储能的增加,对电池充电的需求逐渐降低,最佳串联混电系统设计方案中 $|\Phi_{chg}|$ 的取值也可减低。另一方面, Φ_R 和 Φ_{climb} 的提升以及 $|\Phi_{chg}|$ 的降低,又降低了主动力单元的最大负载,因此随着最大起飞推重比的增加,主动力单元的设计功率及质量均可减小。

综合以上分析可知,垂直起降固定翼无人机在不同飞行模式下的设计要求除了直接影响该模式下的串联混电系统最佳供电方案外,也显著改变着其他飞行阶段的串联混电系统供电策略,而这些不同飞行阶段性能变化的耦合影响共同决定了垂直起降固定翼无人机串联混电系统的最终优化设计结果。

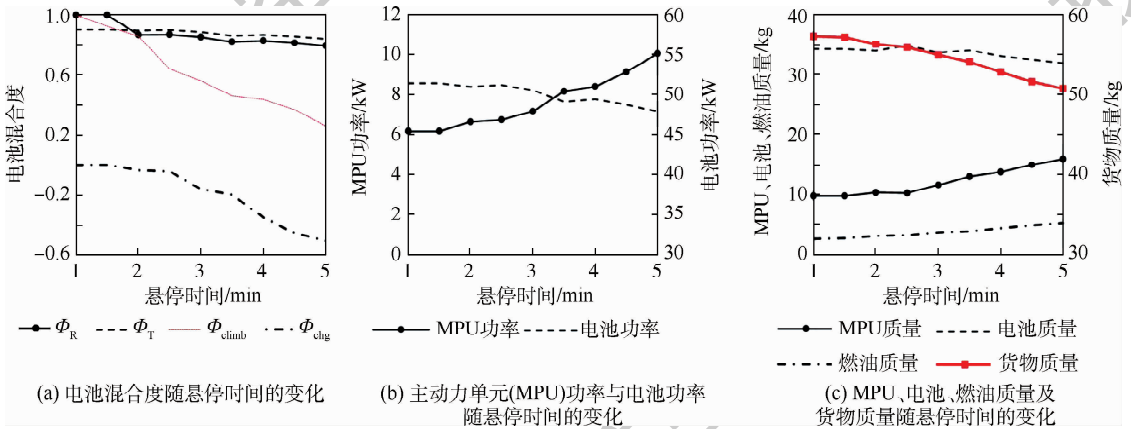


图 12 单次悬停时长的敏感性分析

Fig. 12 Sensitivity analysis of single hover duration

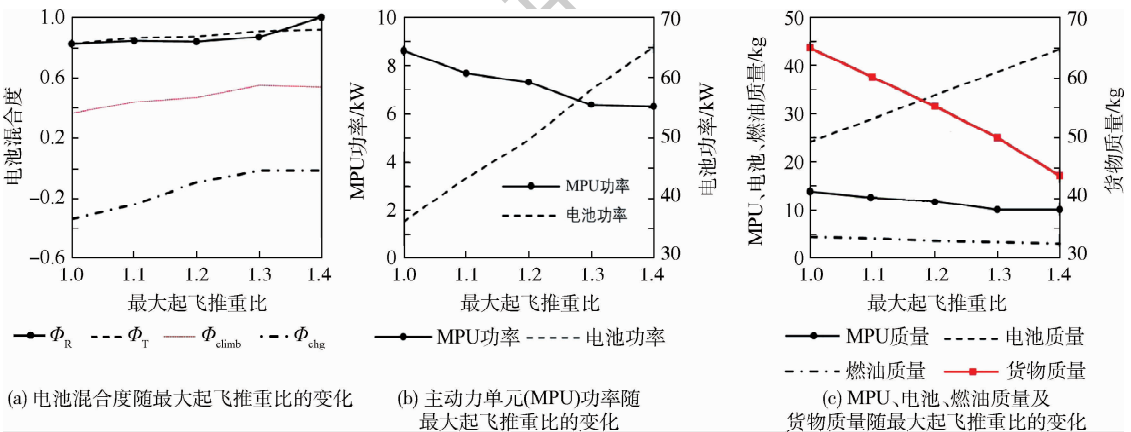


图 13 最大起飞推重比的敏感性分析

Fig. 13 Sensitivity analysis of maximum takeoff thrust-to-weight ratio

3.3 误差分析及修正

本文所提出的垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计方法是一种从无人机顶层设计要求向系统总体参数及运行策略转化的直接方法。顶层设计要求作为计算输入参与到全部样本点的参数优化过程当中,因此可保证各样本点所对应的无人机总体性能与表2~表4中的顶层设计要求之间具备自然一致性。

为提高方法的保真度,在总体参数优化确定过程中所使用的物理模型或基于基本物理规律(如功率需求模型、功率解算模型、电池质量解算模型),或基于测试试验数据并经广泛使用或验证(如发动机威兰氏线模型等)。使用的统计学模型未采用假设或发展预期数据,而是基于当前技术水平下的实际产品(见表1)。尽管如此,在实际使用过程当中,对每个个体而言,统计预测值与真实值之间的残差不可避免。这一残差是使用本文方法优化设计得到的串联混电系统设计参数与实际制造出的串联混电系统参数之间误差的主要来源。为降低该误差,可根据串联混电系统各部件功率解算的实际范围设置备选设备列表,并根据备选设备列表创建基于准确功率质量数据的二维查找表对表1中的统计公式进行替换,从而进一步增加串联混电系统优化设计结果的准确性。

4 结论

1) 基于串联混电垂直起降固定翼无人机数学物理模型及柯西变异粒子群算法,可在垂直起降固定翼无人机串联混电系统的初步设计阶段,完成无人机顶层设计要求向串联混电系统最佳供电策略、设计功率及质量分配方案的快速转换。

2) 垂直起降固定翼无人机串联混电系统的最佳供电策略和最佳设计方案随任务剖面变化。在城市货运场景中,旋翼、转换、爬升等高功率输出状态持续时间较短,电池储能充足,因此电池可承担3种工况下功率负载的100%、90%、100%。而在山区货运场景中,高功率状态持续时间的增加带来了能量需求的大幅提升,因电池储能密度较小,降低其在3种工况下的电池混合度分别至83.6%、87.3%、40.5%才可充分发挥串联混电系统的最佳效能。

3) 巡航高度、悬停时间、最大起飞推重比等单项性能的变化会同时改变多种工况下的最佳电池混合度。其中,巡航高度的增加不仅降低了爬升过程中的电池混合度,还引起了充电功率的提

升;悬停时间的增加除影响旋翼模式供电方案外,还会显著影响爬升、充电等过程。这些变化显示,垂直起降固定翼无人机的顶层性能要求对全剖面内最佳串联混电系统供电方案的选择具有耦合影响作用。

4) 所提方法可有效捕捉垂直起降固定翼无人机任务剖面调整、性能要求变化对串联混电系统运行策略、设计参数的影响。该方法既可用于对既有纯电或纯油动垂直起降固定翼无人机平台进行混电改造,也可作为独立的功能模块嵌入到串联混电垂直起降固定翼无人机的完整设计过程当中,两者均具备良好的应用前景。方法的主要误差源于少量组件在统计分析过程中预测值与真实值之间的残差。将统计公式替换为有限数表可消除该误差的影响。

参考文献 (References)

- [1] SAEED A S, YOUNES A B, ISLAM S, et al. A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs [C]//2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Piscataway: IEEE Press, 2015: 806-815.
- [2] FREDERICKS W J, MCSWAIN R G, BEATON B F, et al. Greased lightning (GL-10) flight testing campaign: NASA/TM-2017-219643 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2017: 6-11.
- [3] THAMM H P, BRIEGER N, NEITZKE K P, et al. Songbird-An innovative UAS combining the advantages of fixed wing and multi rotor UAS [C]//The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. London: ISPRS Press, 2015: 345-349.
- [4] KATZ Y. IAI unveils panther tiltrotor UAV [J]. Janes International Defence Review, 2010, 43(12): 26-27.
- [5] KARKLIN K. AeroVironment quantix tail sitter UAV [EB/OL]. [2019-08-12]. <https://www.avinc.com/cis/quantix-mapper>.
- [6] FINGER D F, BRAUN C. Case studies in initial sizing for hybrid-electric general aviation aircraft [C]//2018 AIAA Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston: AIAA, 2018: 1-22.
- [7] FINGER D F, BRAUN C. An initial sizing methodology for hybrid-electric light aircraft [C]//2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2018: 1-10.
- [8] VRIES R D, BROWN M T, VOS R. A preliminary sizing method for hybrid-electric aircraft including aero-propulsive interaction effects [C]//2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2018: 1-29.
- [9] FRIEDRICH C, ROBERTSON P A. Design of hybrid-electric propulsion systems for light aircraft [C]//2014 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2014: 1-16.
- [10] HASSANALIAN M, SALAZAR R, ABDELKEFI A. Conceptual design and optimization of a tilt-rotor micro air vehicle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(2): 369-381.

- [11] RAYMER D P. Aircraft design: A conceptual approach [M]. 5th ed. Reston: AIAA, 2012: 93.
- [12] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. London: Cambridge University Press, 2002: 36.
- [13] TYAN M, NGUYEN N V, KIM S, et al. Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing-VTOL electric UAV [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 30-41.
- [14] STONE H. The T-wing tail-sitter research UAV [C]//2002 Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 1-10.
- [15] DROANDI G, SYAL M, BOWER G. Tiltwing multi-rotor aerodynamic modeling in hover, transition and cruise flight conditions [C]//Proceeding of the 74th Annual Forum & Technology Display, 2018: 11-17.
- [16] 张学平, 王小兵, 赵阳旭, 等. 基于无人机汽油发动机高度功率特性研究 [J]. 小型内燃机与摩托车, 2010, 39(5): 30-34.
- ZHANG X P, WANG X B, ZHAO Y X, et al. Research on static state altitude power characteristics of UAV gasoline engines [J]. Small Internal Combustion Engine and Motorcycle, 2010, 39(5): 30-34 (in Chinese).
- [17] DWYER M. World directory of light aviation [EB/OL]. [2019-08-05]. <https://www.flying-pages.com/>.
- [18] HALE D. Sullivan alternators [EB/OL]. [2019-08-15]. <http://www.sullivanuv.com/products/alternators/>.
- [19] BAUMANN J. TG series slotless motor kits [EB/OL]. [2019-08-13]. <https://www.thingap.com/standard-products/>.
- [20] KOEGLER L. UAS multi-rotor brushless motors [EB/OL]. [2019-08-13]. <https://www.kdedirect.com/collections/uas-multi-rotor-brushless-motors>.
- [21] JAY G. Designing unmanned aircraft systems: A comprehensive approach [M]. 2nd ed. Reston: AIAA, 2014: 74-76.
- [22] ROSKAM J. Airplane aerodynamics and performance [M]. Lawrence: DARcorporation, 2003: 711.
- [23] MARKEL T, BROOKER A, HENDRICKS T, et al. Advisor: A systems analysis tool for advanced vehicle modeling [J]. Journal of Power Sources, 2002, 110(2): 255-266.
- [24] SORRENTINO M, MAURAMATI F, ARSIE I, et al. Application of willans line method for internal combustion engines scalability towards the design and optimization of eco-innovation solutions: 2015-24-2397 [R]. Pennsylvania: SAE International, 2015: 1-11.
- [25] 康岚兰, 董文永, 田降森. 一种自适应柯西变异的反向学习粒子群优化算法 [J]. 计算机科学, 2015, 42(10): 226-231.
- KANG L L, DONG W Y, TIAN J S. Opposition based particle swarm optimization with adaptive Cauchy mutation [J]. Computer Science, 2015, 42(10): 226-231 (in Chinese).
- [26] MICHAEL S. Large sample properties of simulations using Latin hypercube sampling [J]. Technometrics, 1987, 29(2): 143-151.

作者简介:

陈刚 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞机总体设计。

马东立 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机总体设计。

Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane

CHEN Gang, JIA Yuhong, MA Dongli*, XIA Xinglu, ZHANG Xin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: A new method is proposed, for the optimal design of Series-Hybrid Electric System (S-HES) equipped on the unmanned convertiplane, to cope with the special power demand of this type of new aircraft. The method includes multiple physical and mathematical models to describe the characters of convertiplane's S-HES, such as the power requirement solving model in rotor, fixed-wing, and transition modes, the hybrid power solving model based on S-HES structures, and the battery mass sizing equation considering the power constraint, energy constraint, and battery charging. The mass sizing equations of other S-HES components are also established on large amounts of statistical data, and a fuel consumption analysis model considering the engine operating point variation is built based on the Willans line method. Based on the above physical and mathematical models, the hybrid control parameter optimization is carried out at each flight stage in the flight profile using the Cauchy mutation particle swarm optimization algorithm, and thus the top-level aircraft design demand can be translated into the optimal operating strategies, design power, and mass distribution scheme of S-HES. The proposed method was verified in urban freight and mountain freight application scenarios. The results reveal that the adjustment of the mission profile of the unmanned convertiplane and the performance requirement changes at each flight stage have an important impact on the final optimal S-HES design results, and the proposed method can well capture the impact and has good adaptability to various application scenarios of unmanned convertiplane.

Keywords: hybrid-electric system; unmanned convertiplane; vertical take-off and landing; parameter optimization; conceptual design

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0044

临近空间大气密度扰动对高超声速飞行器 气动热环境的影响



程旋^{1,2}, 肖存英^{3,*}, 杜涛⁴, 胡雄¹, 杨钧烽¹

(1. 中国科学院国家空间科学中心 空间环境态势感知技术重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100049; 3. 北京师范大学 天文系, 北京 100875; 4. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 基于 TIMED/SABER 2002—2018 年大气密度观测数据, 统计分析了 20 ~ 80 km 大气密度扰动对高超声速飞行器飞行热环境的影响。根据驻点热流估算方法给出的大气密度变化量与热流变化量之间的关系, 定性和定量分析了不同月份大气密度相对变化量引起的热流变化量在垂直和水平方向的分布特征。研究表明: SABER 大气密度月年均值计算的热流相对 USSA76 在夏季半球中高纬度地区偏高, 在冬季半球偏低。在夏季半球高纬度地区约 80 km 附近存在热流增量的极大值, 南半球夏季的极大值高于北半球夏季, 尤其在南半球 1 月份, 热流偏高可达 32.2%。在经度方向, 热流分布在夏季半球差异较小, 冬季半球差异较大; 考虑真实大气中存在的扰动时, 在南半球和北半球夏季 80 km 附近, SABER 大气密度预测的热流分别比 USSA76 偏高可达 40.7% 和 36.6%。在经度方向, 大气扰动引起的热流经向分布差异显著。在飞行器设计时, 大气扰动的影响不能忽略; 高超声速飞行器飞行应避免在夏季穿越南半球和北半球, 规避热流增加带来的风险。

关键词: 临近空间; 大气密度扰动; 高超声速飞行器; 热流; 影响效应

中图分类号: V419; V219; P351; P421

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0754-11

20 ~ 100 km 高度范围的临近空间, 包含平流层、中间层和低热层区域。该区域不仅受到空间环境的影响, 还受到对流层大气活动的影响^[1-2]。临近空间大气受大气动力学、辐射和光化学过程等控制, 这些因素的综合影响, 使得临近空间大气参量具有复杂的时间和空间尺度变化。临近空间大气参量的变化不仅存在季节变化、半年/年/准两年变化, 还存在随太阳活动的 11 年周期变化^[3-5]。对于小于月尺度的大气波动, 主要包含行星波、周日/半日潮汐、大气重力波和大气湍流

等, 这些大气波动具有不同的激发和传播机制, 其时空变化规律也存在显著差异^[6-8]。

气动加热是高超声速飞行器设计中面临的重要问题^[9]。复杂变化的临近空间大气参数对高超声速飞行器飞行热环境存在重要影响, 对热防护设计提出严峻挑战。传统的钝头体再入飞行器在临近空间的飞行时间较短, 大气参数的变化对飞行器的影响不显著。而较大升阻比的升力体飞行器(如航天飞机、X-33 等)在临近空间的飞行时间较长, 大气参数变化对飞行器产生的影响效应

收稿日期: 2020-02-21; 录用日期: 2020-03-27; 网络出版时间: 2020-04-01 10:44

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200401.0858.001.html

基金项目: 中国科学院 A 类战略性先导科技专项(XDA17010301); 国家自然科学基金(11872128, 91952111); 国家空间科学中心“青年科技创新”课题(Y9211FAF3S)

* 通信作者. E-mail: xiaocunying@bnu.edu.cn

引用格式: 程旋, 肖存英, 杜涛, 等. 临近空间大气密度波动对高超声速飞行器气动热环境的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 754-764. CHENG X, XIAO C Y, DU T, et al. Influence of atmospheric density disturbance on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles in near space[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 754-764 (in Chinese).

累积,对飞行器的飞行具有不可忽视的影响^[10]。飞行过程产生的剧烈气动加热会导致飞行器表面材料严重烧蚀,甚至导致材料完全失效,破坏飞行器的热防护结构,损坏飞行器搭载的电子设备等^[11-12]。因此,准确掌握临近空间大气参数对飞行器气动加热的定性和定量影响,对提升高超声速飞行器热防护设计水平、航迹规划和辅助决策等具有重要的意义。

近年来,临近空间大气环境对高超声速飞行器的影响也越来越重视,早期一些学者开展了大气风场对高超声速飞行器的影响效应的相关探索,对临近空间大气参数扰动对气动热环境的影响研究甚少。如李健等^[13]利用标准大气模型和地球扰动大气模型分别对高超声速飞行器的弹道进行了仿真,分析了不同大气模型对高超声速飞行器弹道特性的影响,结果表明,大气参数的变化对飞行器的过载、驻点热流等参数影响显著。程路等^[14]通过推导变化风场下6自由度高超声速飞行器动力学和运动学方程,仿真了高超声速飞行器对变化风场的响应状态。孙磊等^[15]基于国军标风场数据研究了大气风场的变化对飞行器落点散布的影响。这些报道侧重于研究特定飞行器在既定初始条件下大气参数对飞行器的影响效应,不具有普适性。因此,一些学者开展了大气环境对飞行器产生的具有普适性的影响效应研究。如杨钧烽等^[16]利用MERRA再分析资料的大气风场分析了酒泉地区的风切变特征,并对风切变引起的风攻角进行了定量分析。陈闽慷等^[10]利用TIMED卫星大气密度观测数据,分析了85 km北半球部分典型纬度在1月、4月、7月和10月大气参数的分布对飞行器驻点热流的影响,研究表明,在极端情况下,真实大气的热流比USSA76模型的热流偏高40%以上,这一结论不仅包含大气密度变化对热流的影响,还包含大气温度变化对热流的影响。此外,研究结果仅覆盖85 km北半球几个典型纬度下的典型月份,缺乏其他高度、纬度和月份的相关分析和研究。

本文利用TIMED/SABER大气密度观测数据与工程应用中常用的美国标准大气1976(USSA-76),更加全面地对全球20~80 km大气密度随纬度、经度、高度和季节变化对高超声速飞行器飞行热环境的影响进行定性和定量分析,所得结果不仅包含大气密度月平均状态对气动加热的影响,还包含大气扰动状态对气动加热的影响,对高超声速飞行器热防护设计和飞行试验具有重要的参考价值。

1 数据来源

TIMED卫星于2001年12月7日发射,轨道高度约为625 km,轨道倾角约为74°,轨道周期约为1.6 h,每日约15轨观测数据。卫星进动缓慢,在同一纬度,每日观测基本仅覆盖2个地方时,一个是上升沿对应的地方时,一个是下降沿对应的地方时。每日进动约为12 min,故卫星观测覆盖全球24 h地方时需要约60 d。由于卫星约60 d调整一次观测模式,卫星观测纬度覆盖范围从83°N(52°N)到52°S(83°S)交替变换。TIMED卫星共搭载4个载荷,其中SABER探测器通过测量15 μm和4.3 μm的CO₂红外辐射来反演20~100 km大气参数信息^[17]。许多学者利用AURA卫星、ENVISAT卫星、激光雷达、再分析数据等第三方资料,对TIMED/SABER数据进行评估和验证。如Remsberg等^[18]对V1.07版本数据的评估结果表明,TIMED/SABER温度在平流层下部的不确定度为1~3 K,平流层顶的不确定度约为1 K,在中间层和低热层高度,温度误差随着高度的升高而增大,从80 km处约1.8 K增加到100 km的6.7 K。Guharay等^[19]将激光雷达观测数据与TIMED/SABER温度进行对比,结果显示,在35~75 km高度范围内,两者观测温度的平均偏差在低纬地区约为2 K。宫晓艳等^[20]利用COSMIC掩星数据对V1.07版本数据的评估结果表明,在38~60 km范围内,大部分SABER数据相比COSMIC数据为负偏差,平均偏差随高度的升高逐渐增大,最大值约为5 K。此外,TIMED/SABER数据最新版本为2.0版本,该版本改进了反演算法,提升了数据的精度,广泛应用于科学研究和工程领域。如Xu等^[21-22]利用TIMED/SABER数据研究了纬圈平均温度的全球分布结构及长期变化规律和迁移性潮汐的季节变化及准两年振荡的变化规律。万田等^[23]利用TIMED/SABER和激光雷达大气密度数据评估了WACCM数值模型、USSA76和NRLMSISE-00模型在80 km、90 km和100 km高度的置信度。肖存英等^[24]利用TIMED/SABER大气密度数据开展了临近空间大气密度建模方法的探索,建立了38°N大气密度模型。

2 数据处理与分析方法

利用2002—2018年TIMED/SABER观测的大气密度数据,参考肖存英等^[24-25]对TIMED/SABER数据的预处理方法,对大气密度数据进行质

量控制,修正或剔除不符合物理规律和统计学规律的数据。以月份为单位,将大气密度数据网格化,分别采用式(1)和式(2)对网格内大气密度的月平均值和标准偏差进行计算。网格的水平分辨率为 $4^{\circ} \times 5^{\circ}$ (纬度-经度),垂直分辨率为1 km。

$$\bar{\rho}_h = \sum_{i=1}^N \rho_i / N \quad (1)$$

$$\sigma_h = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\rho_i - \bar{\rho}_h)^2 / (N - 1)} \quad (2)$$

式中: $\bar{\rho}_h$ 和 σ_h 分别为高度 h 处大气密度的月平均值和标准偏差; N 为网格内的数据量; ρ_i 为观测数据。月平均值能够反映大气密度的气候平均状态,标准偏差可以反映大气密度的偏离气候平均状态的离散度。文献[26]认为标准偏差可以反映大气的扰动程度,肖存英等^[25]利用这一概念对临近空间大气的扰动特征进行了全面分析。因此,利用多年统计的标准偏差表征大气密度扰动具有合理性。

高超声速飞行器飞行中的气动加热不仅与飞行器的几何参数、飞行速度等其他参数有关,还与大气环境参数有关。飞行器端头驻点的热流计算在飞行器设计上有着重要价值。驻点热流计算在工程设计上常用的计算方法主要有Fay-Riddell公式、Kemp-Riddell公式、Scala公式和Lees公式等。其中,Kemp-Riddell公式形式简单,结果精度高,文献[27]经过大量试验数据比较后认为该公式与试验结果一致性最好。

为消除飞行速度和飞行器几何参数的影响,通过计算TIMED/SABER大气密度计算的热流与大气模型计算的热流的相对偏差,是将大气密度除外的其他因素去除的有效方法。在高超声速飞行器设计中,USSA76常作为大气参数获取的重要途径,为飞行器设计提供大气参数输入。USSA76模型仅能够提供一条随高度变化的廓线,不能给出大气参数随经纬度和季节等条件的变化特征。因此,USSA76是作为热流相对偏差计算的理想模型。利用USSA76参与计算,不仅可以消除大气密度除外的其他因素的影响,而且未引入大气模型与真实大气在经纬度和季节变化上的误差,所得热流偏差的分布能很好地反映真实大气变化对热流的影响。此外,真实大气相对于USSA76模型的偏差分布对气动热环境的影响也是飞行器设计部门更加关心的问题^[10]。

图1直观反映了大气密度偏差引起的热流的变化量。图中:白线为零值线。可知,当SABER大气密度相对于USSA76的偏差为负偏差时,

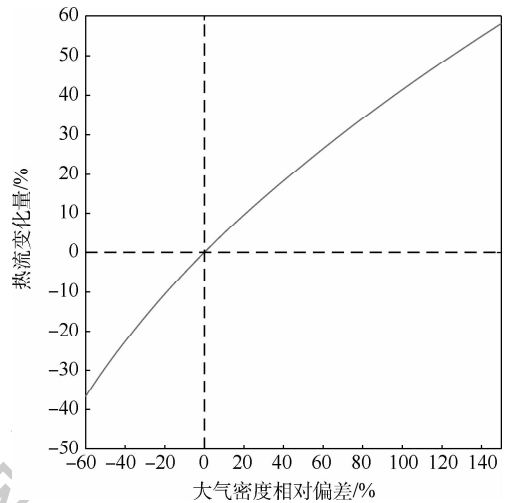


图1 大气密度相对偏差与热流变化量的关系
Fig.1 Relationship between atmospheric density error and heating transfer variation

SABER大气密度预测的热流比USSA76预测的热流偏低,这对于飞行器的飞行是有利的。而当SABER大气密度与USSA76的偏差为正偏差时,SABER大气密度预测的热流比USSA76预测的热流偏高,对飞行器的飞行是不利的。研究大气密度变化引起的热流变化量随经纬度、高度和月份的分布,对飞行器热防护设计和飞行路径规划更具有参考价值。

3 大气密度月平均状态对驻点热流的影响

图2给出了不同月份大气密度纬圈平均值预测的热流相对USSA76预测热流的变化量随纬度和高度的分布。图中:白线为零值线。可知,相对USSA76预测的热流,在11月、12月和1月份南半球中高纬度地区30 km以上高度范围,SABER大气密度计算的热流偏高。在80 km附近,热流增量存在极大值,热流增量的极大值从11月至次年1月逐渐增大。11月份高纬度地区热流增量极大值为21.9%,12月份高纬度地区热流增量极大值为30.5%,1月份高纬度地区热流增量极大值为32.2%。在11月至1月,预测热流偏小的区域主要分布在北半球,尤其在北半球中高纬度地区,热流减小量的最大值为28.0%。

从2月至4月,热流增量的分布从南半球逐渐向北半球移动,热流增量分布区域较小。2月份热流增量的极大值出现在 -50°S 约51 km处,极大值为5.4%。3月份热流增量的极大值出现在 -38°S 约48 km处,极大值为2.6%。在4月份,热流增量相对于赤道近似呈对称分布,极大值

出现在 6°N 约 51 km 处,极大值为 2.4% 。在2月和3月,热流减小量的极大值均在北半球高纬度地区,分别为 26.5% 和 20.9% 。在4月份,热流减小量的极大值在南半球高纬度地区,极大值为 26.1% 。

在5月、6月和7月,热流增量主要分布在北半球中高纬度地区。在 80 km 附近,热流增量存在极大值,且热流增量的极大值从5月至7月逐渐增大。5月至7月热流增量的极大值分别为 18.9% 、 26.4% 和 29.1% 。热流减小量主要分布在南半球中高纬度地区,热流减小量的极大值分别为 31.8% 、 22.1% 和 34.6% 。

8月至10月,大气密度偏差引起的热流增量主要分布在中低纬度地区,且热流增量较小。热

流增量在8月 50°N 约 48 km 处存在极大值,极大值为 6.1% 。热流增量在9月 46°N 约 47 km 处存在极大值,极大值为 2.9% 。在10月,热流增量的极大值出现在 2°N 约 48 km 处,极大值为 1.7% 。在8月和9月,热流减小量的极大值在南半球高纬度地区,极大值分别为 30.1% 和 26.9% 。在10月,热流减小量的极大值在北半球高纬度地区,极大值为 23.0% 。

图2显示在 80 km 附近高度,SABER大气密度预测的热流相对USSA76预测热流的变化量较大,本文以 80 km 为例,分析热流增量随经纬度的分布。图3给出了 80 km 高度大气密度月平均值预测的热流相对USSA76预测热流的变化量随纬

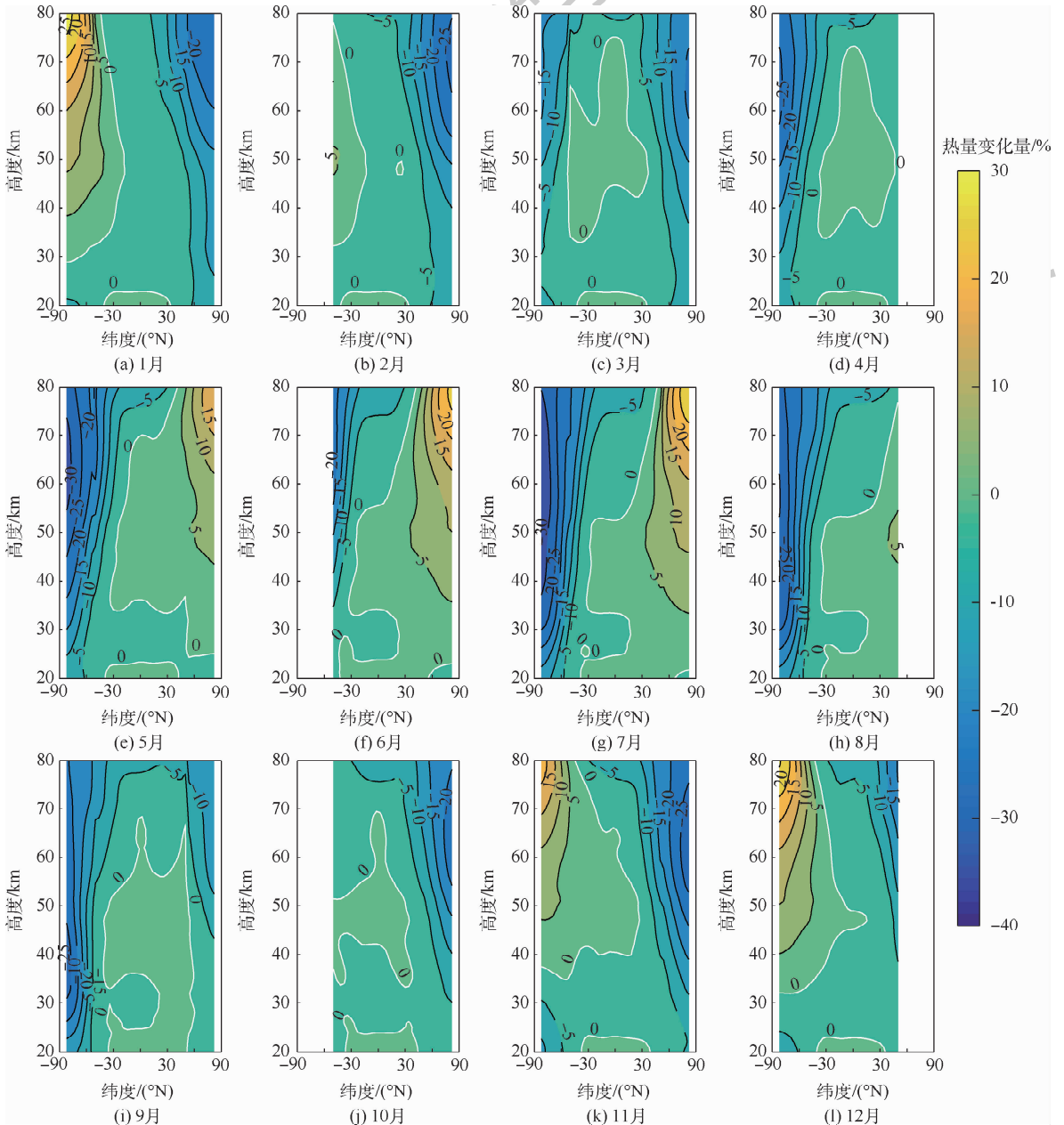


图2 不同月份大气密度纬圈平均值相对USSA76的偏差引起的热流变化量随纬度和高度的分布

Fig. 2 Latitude-altitude distribution of heating transfer variations caused by error between zonal monthly mean atmospheric density and USSA76

度和经度的分布。图中：白线为零值线。其中2月至4月、8月至10月,在有卫星数据的区域,SABER大气密度预测的热流相对USSA76预测的热流均呈现偏低状态。在5月至7月,热流增量主要分布在北半球中高纬度地区,随着纬度的增加,热流增量逐渐增大,5月至7月热流增量的最大值分别为19.2%、26.8%和29.7%。在经度方向,大气密度变化量引起的热流增量随经度无显著的差异。在11月至次年1月,大气密度变化量引起的热流增量主要分布在南半球中高纬度地区,随纬度增加,热流增量逐渐增大,11月至1月热流增量的最大值分别为22.8%、31.2%和32.9%。热流增量在夏季半球的经度方向无显著

的差异。在冬季半球,中高纬度地区存在强烈的定常行星波活动,由于USSA76模型不能表征经度方向的变化,定常行星波经向分布的差异是图3中冬季半球经度方向热流变化量存在差异的原因之一。由于TIMED/SABER卫星探测数据覆盖全球24h地方时需要约60d,本文以月为时间单位对大气密度月年均值统计计算时,未能严格消除大气潮汐的影响,热流变化量经度方向的差异包含大气潮汐的贡献。在冬季半球的中高纬度地区,SABER大气密度预测的热流相对USSA76均偏低。在北半球,热流减小量的最大值出现在2月,最大值为26.0%。在南半球,热流减少量的最大值出现在7月,最大值为29.9%。

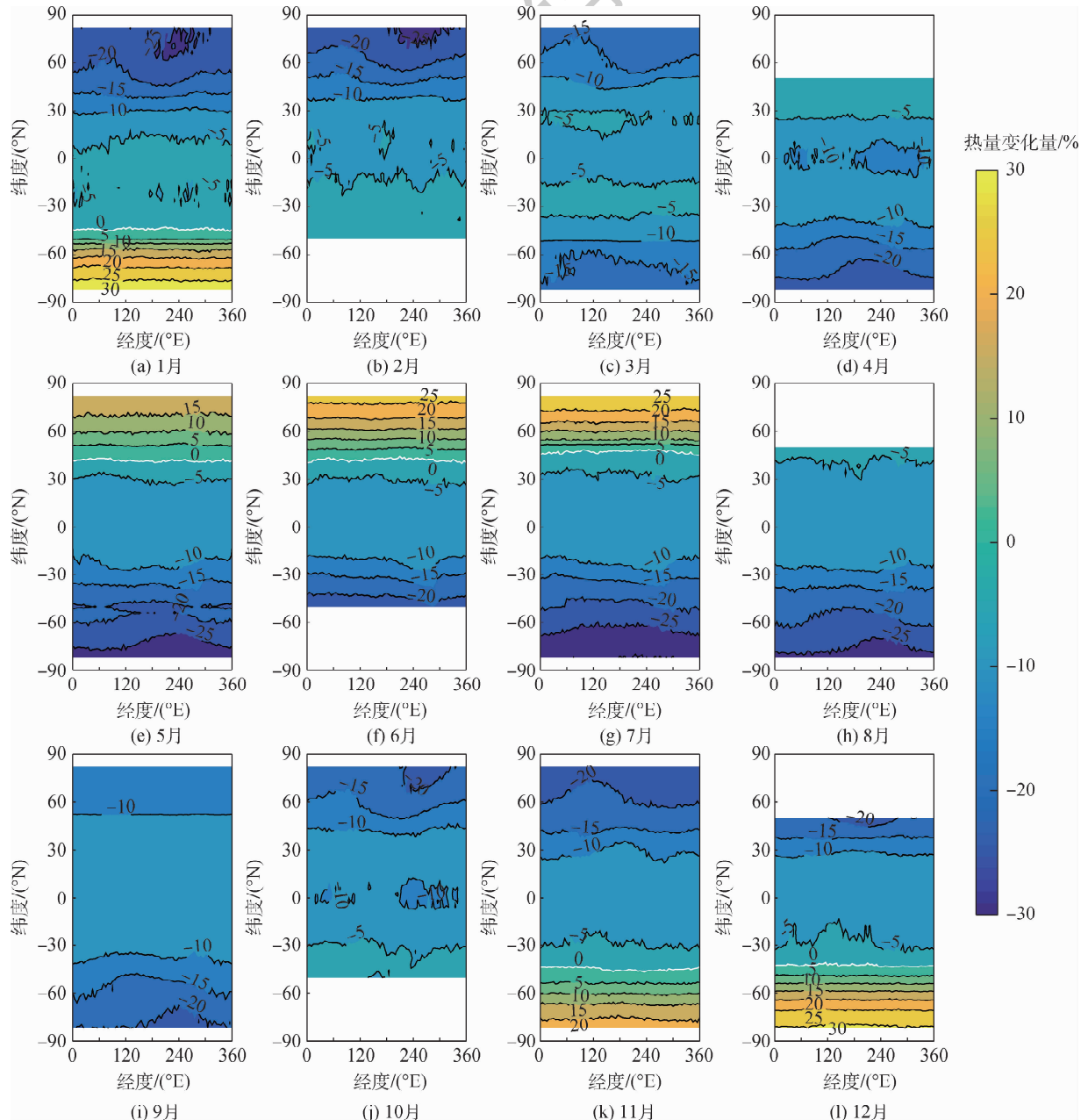


图3 80 km 高度大气密度月平均值相对 USSA76 的偏差引起的热流变化量随经度和纬度的分布

Fig. 3 Latitude-longitude distribution of heating transfer variations caused by error between monthly mean atmospheric density at 80 km and USSA76

在南半球的11月至1月和北半球的5月至7月,由于在中高纬度地区 SABER 大气密度计算的热流相比 USSA76 计算的热流存在较大程度的偏高,飞行器不适于在该区域通过,以避免飞行器气动加热产生的热流远超设计值。

4 大气密度扰动状态对驻点热流的影响

真实大气中存在诸如大气行星波、大气潮汐波、大气重力波和湍流等大气扰动,这些扰动是真实大气偏离气候平均状态的主要原因。仅分析大气密度月平均值状态对热流的影响不能反映存在扰动的大气对热流的影响。为了研究大气密度扰动对热流变化量的影响,在月平均值的基础上叠加 ± 3 倍标准偏差,分别作为真实大气密度变化的上边界和下边界,大气密度落在上下边界之间的概率为99.7%。

$$\rho_{\min} = \bar{\rho} - 3\sigma_{\rho} \quad (\text{下边界}) \quad (3)$$

$$\rho_{\max} = \bar{\rho} + 3\sigma_{\rho} \quad (\text{上边界}) \quad (4)$$

式中: σ_{ρ} 为标准偏差; $\bar{\rho}$ 为月平均值。

根据大气密度与驻点热流之间的关系,由大气密度扰动引起的热流分布落在大气密度上下边界计算的热流之间的概率为99.7%,具有统计学意义。因此,分别利用下边界和上边界大气密度相对 USSA76 的变化量计算的热流变化量作为大气密度扰动引起的最小热流变化量和最大热流变化量(以下简称最小热流变化量和最大热流变化量)。图4给出了最小热流变化量和最大热流变化量随纬度和高度的分布。图中:白线为零值线。可以看出,对于最小热流变化量的分布,在2月至4月和8月至10月,除2月南半球中纬度地区、4月低纬地区和8月中纬地区外,大气密度下边界预测的热流相对 USSA76 预测的热流均偏低。其中,在2月至3月和10月,热流减小量的极大值在北半球高纬度地区,极大值分别为67.0%、51.6%和34.3%。在4月和8月至9月,热流减小量的极大值在南半球高纬度地区,极大值为37.1%、43.1%和40.7%。在2月南半球中纬度地区、4月低纬地区和8月中纬地区存在热流增量的区域,热流增量的极大值分别为2.4%、0.09%和2.88%。

在11月至次年1月,最小热流增量主要分布在南半球中高纬度地区,在80 km 附近高纬地区存在极大值。随着时间的推移,从11月至1月热流增量的极大值逐渐增大,分别为11.4%、21.2%和26.3%。最小热流减小量主要分布在北半球

中高纬度地区,热流减小量的极大值分别为39.5%、33.9%和56.6%。在5月至7月,最小热流增量主要分布在北半球中高纬度地区,在80 km 附近高纬地区存在极大值。随着时间推移,从5月至7月,热流增量的极大值逐渐增大,分别为11.1%、18.1%和23.6%。最小热流减小量主要分布在南半球中高纬度地区,热流减小量的极大值分别为40.0%、33.7%和43.1%。

对于大气密度上边界相对 USSA76 的变化量引起的最大热流变化量,从2月至4月,最大热流增量从南半球大于北半球逐渐向北半球大于南半球过渡。在赤道地区约77 km 处存在最大热流增量的极大值,分别为11.7%、10.8%和11.7%。从8月至10月,最大热流增量从北半球大于南半球逐渐向南半球大于北半球过渡,且热流增量的整体水平较小,不超过10%。在11月至次年1月,最大热流增量分布从南半球逐渐向北半球扩展,在南半球高纬度地区约80 km 高度存在热流增量的极大值,分别为32.5%、40.7%和40.4%。在5月至7月,最大热流增量分布从北半球逐渐向南半球扩展,在北半球高纬度地区约80 km 处存在热流增量的极大值,分别为27.7%、35.5%和36.6%。

图5给出了80 km 最小热流变化量和最大热流变化量在不同月份随纬度和经度的分布。图中:白线为零值线。在2月至4月和8月至10月,大气密度下边界计算的热流相对 USSA76 计算的热流均偏低。在11月至1月,热流增量主要分布在南半球高纬度地区,热流增量的最大值分别为12.9%、22.8%和26.7%。其他地区呈现出热流的偏低,尤其在北半球中高纬度地区,热流减小量的最大值分别为35.7%、37.6%和55.3%。在5月至7月,热流增量主要分布在北半球高纬度地区,热流增量的最大值分别为10.1%、17.7%和22.9%。在北半球低纬地区和南半球高纬度地区呈现出热流的偏低,尤其在南半球高纬度地区,热流减小量的最大值分别为37.4%、34.4%和41.2%。对于最大热流变化量,在11月至1月,南半球高纬度地区热流增量的最大值分别为33.5%、40.5%和40.3%。在5月至7月,北半球高纬度地区热流增量的最大值分别为29.0%、36.5%和37.3%。

从图5中展现的热流变化量的水平分布中可以看出,在经度方向存在显著的差异性,这些差异是大气波动叠加产生的结果,其中不仅包含了定常行星波的贡献,还包含传播性行星波、大气潮汐波和重力波的贡献。这些不同动力学机制的波动在经度方向有不同的波数,导致热流变化量在经

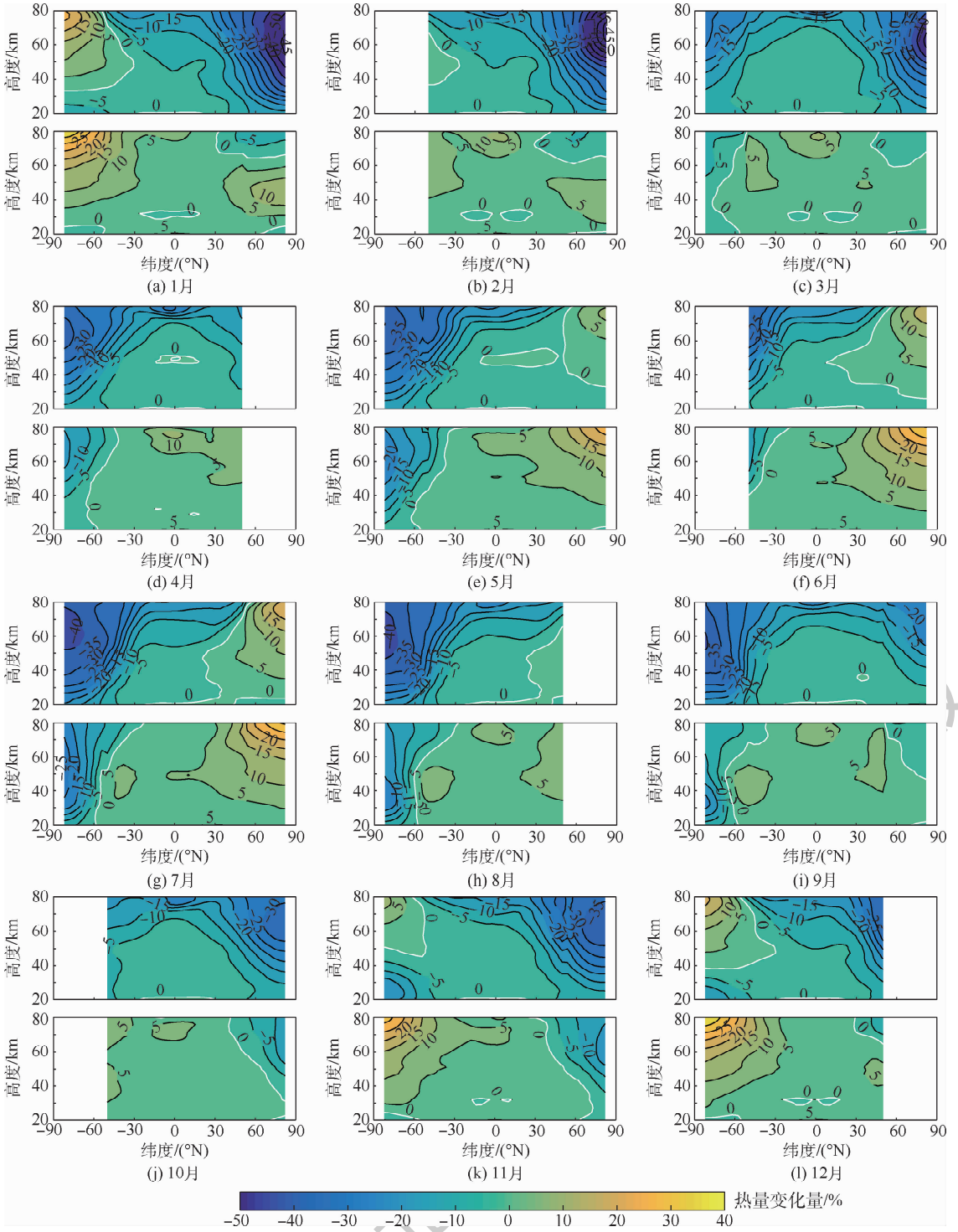


图4 大气密度扰动引起的最小热流变化量和最大热流变化量在不同月份随纬度和高度的分布

Fig.4 Latitude-altitude distribution of minimum and maximum heating transfer variations caused by atmospheric density disturbances in different months

度方向存在差异。例如,大气潮汐中不仅包含由于太阳周期性加热大气产生的向西传播的迁移性潮汐(如DW1和SW2等成分),还包含由于对流层的潜热释放(地形差异和海陆差异等)或非线性相互作用产生的非迁移性潮汐(DE3、DW2和SE2等,D和S分别表示周日潮汐和半日潮汐,W和E分别表示向西传播和向东传播,1和2表示

经度方向的波数)。在中间层和低热层高度区域非迁移性周日潮汐的主要成分是DE3、DW2和DW5。DE3和DW5由深对流潜热释放激发产生^[28],而DW2由迁移性周日潮汐和定常行星波1波之间的非线性相互作用激发产生^[29-30]。在中间层和低热层高度区域非迁移性半日潮汐的主要成分是SE2、SW1、SW3和SW6。SE2和SW6是

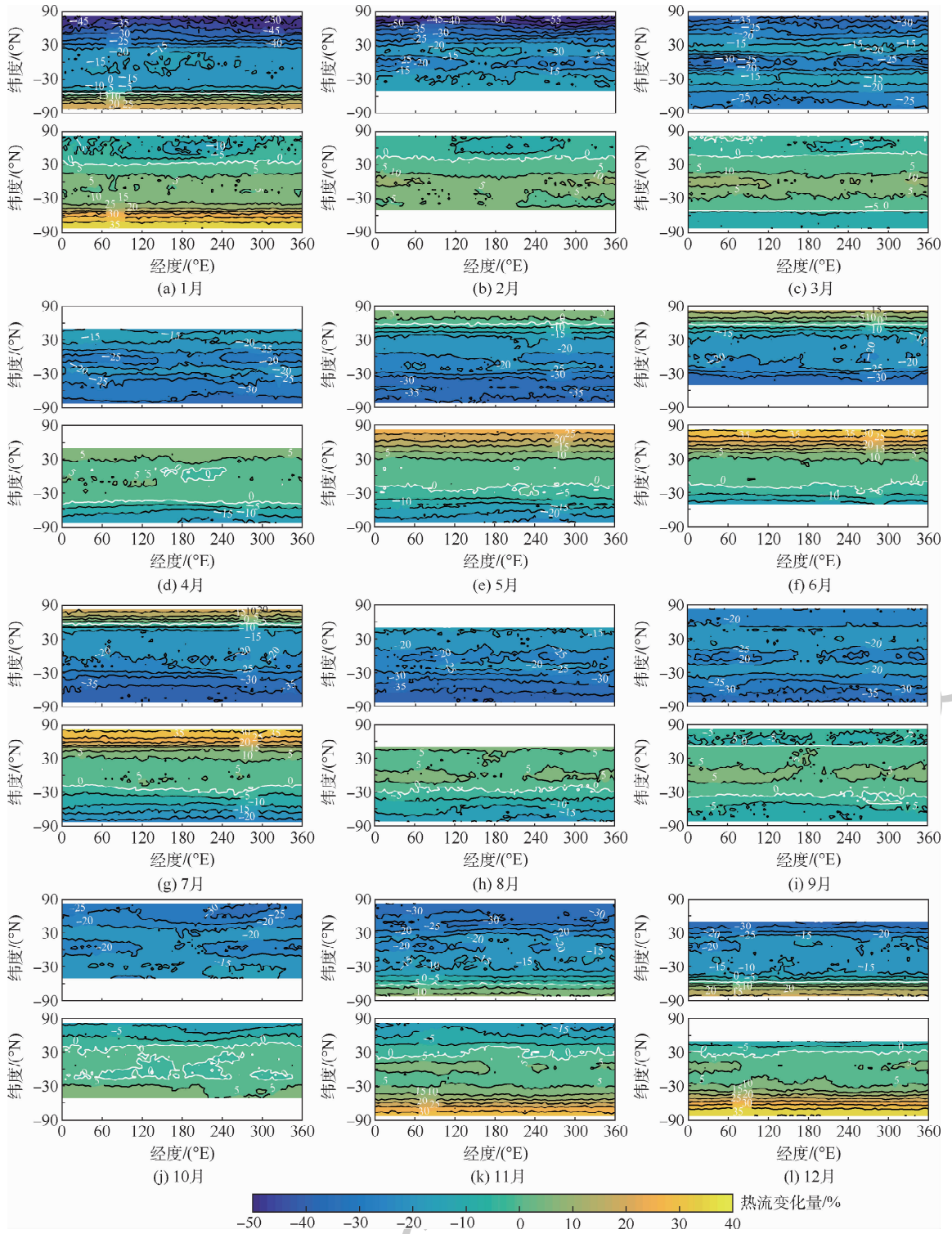


图5 80 km 高度大气密度扰动引起的最小热流变化量和最大热流变化量在不同月份随纬度和经度的分布

Fig. 5 Latitude-longitude distribution of minimum and maximum heating transfer variations caused by atmospheric density disturbances at 80 km in different months

由深对流潜热释放所致^[31],而 SW1 和 SW3 被 SW2 和 SPW1 之间的非线性相互作用所激发^[32-33]。在 UMLT 区域,大气总扰动量主要由大气重力波贡献^[25,34]。地形、深对流和波与波的非线性相互作用是低层大气重力波的主要激发源^[35],低层重力波在上传过程中振幅逐渐增大,上传至该高度区域会发生饱和和破碎,破碎后的波

包可能激发次级波动^[36]。地形和深对流具有区域特性,这是重力波经度方向分布具有差异性的原因之一。深对流是赤道地区大气重力波的重要激发源,在赤道地区,重力波活动较强。零风层对中高纬度地区由地形激发的大气重力波有很强的过滤作用,因此冬季重力波活动较强^[37]。热流变化量在冬季半球经度方向的显著差异与冬季的重

力波活动有一定的相关性。

5 结 论

本文利用 TIMED/SABER 2002—2018 年观测的大气密度数据,统计得到了多年大气密度月平均值和标准偏差。通过驻点热流密度估算方法得到了大气密度变化量与热流变化量之间的关系,计算了大气密度月平均值、下边界值和上边界值相对 USSA76 的偏差分别引起的热流变化量,定性和定量分析了临近空间大气密度变化对高超声速飞行器气动热环境的影响。主要结论如下:

1) 大气密度月平均值相对 USSA76 的偏差引起的热流增量主要分布在夏季半球的中高纬度地区,热流减小量主要分布在冬季半球的中高纬度地区。南半球夏季的热流增量最大值高于北半球,最大值可达 32.2%。80 km 高度,夏季半球热流变化量在经度方向无明显差异,而冬季半球的热流变化量经度方向存在差异,这主要是由冬季半球显著的定常行星波活动在经度向分布差异引起。

2) 大气扰动状态下,大气密度下边界值与上边界值相对 USSA76 的变化量分别引起的最小热流变化量和最大热流变化量随纬度和高度的分布规律与结论 1) 相似。下边界计算的热流相对 USSA76 计算的热流偏高的最大值可达 26.3%。上边界计算的热流相对 USSA76 偏高的最大值可达 40.7%。在经度方向,由于不同动力学机制激发的传播性行星波、大气潮汐波和重力波在经度方向存在不同波数的波模,导致热流变化量的分布存在显著差异。因此,在飞行器设计时,大气扰动的影响不容忽视。

3) 飞行器的设计和再入航迹规划应考虑热流变化量的分布特征,以防止再入过程经过南北半球夏季高纬地区时产生额外的气动加热,避免因热流的增加对飞行器带来的风险。

本文得到的大气密度波动对高超声速飞行器热环境的影响具有普适性,对高超声速飞行器气动热计算、热防护设计、飞行路径规划等具有重要的参考价值。高超声速飞行状态下,密度的变化会带来流场中其他关键参量的变化,这些参量对飞行器热环境的耦合作用是非线性的。后续工作将从密度变化导致整个流动环境变化的角度综合考虑多流动参数变化引起的热环境的变化,并开展数值模拟或风洞试验对典

型状态进行验证。

致谢 感谢 TIMED/SABER 工作组提供的探测数据(http://saber.gats-inc.com/data_services.php)。

参考文献 (References)

- [1] HIMA B H, VENKAT R M, YESUBABU V, et al. Coupling between the lower and middle atmosphere observed during a very severe cyclonic storm 'Madi' [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2018, 169: 101-113.
- [2] HOCHE K. Response of the middle atmosphere to the geomagnetic storm of November 2004 [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2017, 154: 86-91.
- [3] PATEL N, SHARMA S, JOSHI V, et al. Observations of middle atmospheric seasonal variations and study of atmospheric oscillations at equatorial regions [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2019, 193: 105066.
- [4] PERTSEV N N, SEMENOV A I, SHEFOV N N. Empirical model of vertical structure of the middle atmosphere: Seasonal variations and long-term changes of temperature and number density [J]. *Advances in Space Research*, 2006, 38(11): 2465-2469.
- [5] SHIBATA K, KODERA K. Simulation of radiative and dynamical responses of the middle atmosphere to the 11-year solar cycle [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2005, 67(1-2): 125-143.
- [6] KAIFLER N, KAIFLER B, EHARD B, et al. Observational indications of downward-propagating gravity waves in middle atmosphere lidar data [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2017, 162: 16-27.
- [7] MAYR H G, MENDEL J G, CHAN K L, et al. Middle atmosphere dynamics with gravity wave interactions in the numerical spectral model: Tides and planetary waves [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2011, 73(7-8): 711-730.
- [8] PANCHEVA D, MUKHTAROV P. Atmospheric tides and planetary waves: Recent progress based on SABER/TIMED temperature measurements (2002 - 2007) [M] // ABDU M A, PANCHEVA D. *Aeronomy of the Earth's atmosphere and ionosphere*. Berlin: Springer, 2011: 19-56.
- [9] 杜涛, 陈闽慷, 李凤立, 等. 高超声速气动加热关联方法的适应性分析 [J]. *宇航学报*, 2018, 39(9): 1039-1046.
DU T, CHEN M K, LI H L, et al. Suitability analysis on correlation relation of aerothermodynamics entry environment for hypersonic flying vehicles [J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(9): 1039-1046 (in Chinese).
- [10] 陈闽慷, 杜涛, 胡雄, 等. 北半球高空大气参数波动对临近空间飞行热环境的影响 [J]. *科学通报*, 2017, 62(13): 1402-1409.
CHEN M K, DU T, HU X, et al. Effect of atmosphere parameter oscillation at high altitude in the northern hemisphere for near space hypersonic flight aerothermodynamic prediction [J]. *Chinese Science Bulletin*, 2017, 62(13): 1402-1409 (in Chinese).

- [11] AHMED M Y M, QIN N. Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47(6):425-449.
- [12] HUEBNER L, MITCHELL A, BOUDREAUX E. Experimental results on the feasibility of an aerospoke for hypersonic missiles [C]//33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1955:95-0737.
- [13] 李健, 侯中喜, 刘新建, 等. 基于扰动大气模型的动力推进高超声速飞行器弹道特性分析[J]. *国防科技大学学报*, 2007, 29(4):6-11.
LI J, HOU Z X, LIU X J, et al. Trajectories analyse for hypersonic vehicle with scramjet based on perturbation atmosphere model [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2007, 29(4):6-11 (in Chinese).
- [14] 程路, 姜长生, 都延丽, 等. 变化风场下近空间飞行器机体/发动机一体化飞行力学建模与分析[J]. *宇航学报*, 2012, 33(5):547-555.
CHENG L, JIANG C S, DU Y L, et al. Flight dynamics modeling of airframe/engine integrated near space vehicle in varying wind field[J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(5):547-555 (in Chinese).
- [15] 孙磊, 廉璞, 常晓飞, 等. 临近空间大气环境建模及其对飞行器影响[J]. *指挥控制与仿真*, 2016, 38(5):107-111.
SUN L, LIAN P, CHANG X F, et al. Near space atmosphere modeling and its effect on the aircraft[J]. *Command Control & Simulation*, 2016, 38(5):107-111 (in Chinese).
- [16] 杨钧烽, 肖存英, 胡雄, 等. 临近空间风切变特性及其对飞行器的影响[J]. *北京航空航天大学学报*, 2019, 45(1):57-65.
YANG J F, XIAO C Y, HU X, et al. Wind shear characteristics in near space and their impacts on air vehicle [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 45(1):57-65 (in Chinese).
- [17] ESPLIN R, ZOLLINGER L, BATTY C, et al. SABER instrument design update [J]. *Infrared Spaceborne Remote Sensing III*, 1995, 2553:253-263.
- [18] REMSBERG E E, MARSHALL B T, GARCIA-COMAS M, et al. Assessment of the quality of the Version 1.07 temperature-versus-pressure profiles of the middle atmosphere from TIMED/SABER [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2008, 113(D17):D17101.
- [19] GUHARAY A, NATH D, PANT P, et al. Middle atmospheric thermal structure obtained from Rayleigh lidar and TIMED/SABER observations: A comparative study [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2009, 114(D18):D18105.
- [20] 宫晓艳, 胡雄, 吴小成, 等. COSMIC 大气掩星与 SABER/TIMED 探测温度数据比较 [J]. *地球物理学报*, 2013, 56(7):2152-2162.
GONG X Y, HU X, WU X C, et al. Comparison of temperature measurements between COSMIC atmospheric radio occultation and SABER/TIMED [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2013, 56(7):2152-2162 (in Chinese).
- [21] XU J Y, SMITH A K, LIU H L, et al. Seasonal and quasi-biennial variations in the migrating diurnal tide observed by thermosphere, ionosphere, mesosphere, energetics and dynamics (TIMED) [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2009, 114(D13):D13107.
- [22] XU J Y, SMITH A K, YUAN W, et al. Global structure and long-term variations of zonal mean temperature observed by TIMED/SABER [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2007, 112(D24):D24106.
- [23] 万田, 刘洪伟, 樊著. 100 km 附近大气密度模型的误差带和置信度 [J]. *中国科学:物理学 力学 天文学*, 2015, 45(12):52-58.
WAN T, LIU H W, FAN J. Error band and confidence coefficient of atmospheric density models around altitude 100 km [J]. *Science Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2015, 45(12):52-58 (in Chinese).
- [24] 肖存英, 胡雄, 杨钧烽, 等. 临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(9):1757-1765.
XIAO C Y, HU X, YANG J F, et al. Characteristics of atmospheric density at 38° N in near space and its modeling technique [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(9):1757-1765 (in Chinese).
- [25] 肖存英, 胡雄, 王博, 等. 临近空间大气扰动变化特性的定量研究 [J]. *地球物理学报*, 2016, 59(4):1211-1221.
XIAO C Y, HU X, WANG B, et al. Quantitative studies on the variations of near space atmospheric fluctuation [J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2016, 59(4):1211-1221 (in Chinese).
- [26] OFFERMANN D, JARISCH M, OBERHEIDE J, et al. Global wave activity from upper stratosphere to lower thermosphere: A new turbopause concept [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2006, 68(15):1709-1729.
- [27] PERINI L L. Compilation and correlation of stagnation convective heating rates on spherical bodies [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1975, 12(3):189-191.
- [28] HAGAN M E, FORBES J M. Migrating and nonmigrating diurnal tides in the middle and upper atmosphere excited by tropospheric latent heat release [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 2002, 107(D24):1-15.
- [29] GRIEGER N, SCHMITZ G, ACHATZ U. The dependence of the nonmigrating diurnal tide in the mesosphere and lower thermosphere on stationary planetary waves [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2004, 66:733-754.
- [30] LIEBERMAN R S, OBERHEIDE J, HAGAN M E, et al. Variability of diurnal tides and planetary waves during November 1978-May 1979 [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2004, 66(6-9):517-528.
- [31] HAGAN M E, FORBES J M. Migrating and nonmigrating semi-diurnal tides in the upper atmosphere excited by tropospheric latent heat release [J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2003, 108(A2):1062.
- [32] ANGELAS I, COLL M, FORBES J M. Nonlinear interactions in the upper atmosphere: The $s=1$ and $s=3$ nonmigrating semi-diurnal tides [J]. *Journal of Geophysical Research Space Physics*, 2002, 107(A8):1157.
- [33] YAMASHITA K, MIYAHARA S, MIYOSHI Y, et al. Seasonal variation of non-migrating semi-diurnal tide in the polar MLT region in a general circulation model [J]. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2002, 64(8-11):1083-1094.

- [34] XIAO C Y, HU X. Analysis on the global morphology of stratospheric gravity wave activity deduced from the COSMIC GPS occultation profiles[J]. GPS Solutions, 2010, 14(1): 65-74.
- [35] FRITTS D C, ALEXANDER M J. Gravity wave dynamics and effects in the middle atmosphere[J]. Reviews of Geophysics, 2003, 41(1): 1003.
- [36] YI F, KLOSTERMEYER J, RUSTER R. VHF radar observation of gravity wave critical layers in the mid-latitude summer mesopause region[J]. Geophysical Research Letters, 1991, 18(4): 697-700.
- [37] 梁晨, 薛向辉, 陈廷娣. 基于 COSMIC 卫星观测数据的平流层重力波的全局分布特征研究[J]. 地球物理学报, 2014,

57(11): 3668-3678.

LIANG C, XUE X H, CHEN T D. An investigation of the global morphology of stratosphere gravity waves based on COSMIC observations[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2014, 57(11): 3668-3678 (in Chinese).

作者简介:

程旋 男, 博士研究生。主要研究方向: 临近空间大气建模及应用。

肖存英 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 临近空间大气环境。

Influence of atmospheric density disturbance on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles in near space

CHENG Xuan^{1,2}, XIAO Cunying^{3,*}, DU Tao⁴, HU Xiong¹, YANG Junfeng¹

(1. Key Laboratory of Science and Technology on Environmental Space Situation Awareness, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Department of Astronomy, Beijing Normal University, Beijing 100875, China;

4. Beijing Institute of Astronautics System Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the observation data of TIMED/SABER from 2002 to 2018, atmospheric density influence on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles is analyzed at 20 – 80 km. Based on the estimation method of heating transfer on stagnation in engineering, the relationship between the atmospheric density variations and the heating transfer changes is used to analyze the distribution characteristics of heating transfer changes in the vertical and horizontal directions qualitatively and quantitatively. The results show that: compared with the heating transfer calculated by USSA76, the heating transfer calculated by monthly mean density of SABER is higher in the middle and high latitudes in the summer hemisphere and lower in the winter hemisphere. There is a maximum value of heating transfer increments around 80 km in high latitudes of summer hemisphere. In summer, the maximum value of heating transfer increments in the southern hemisphere is higher than that of the northern hemisphere. Especially in January of southern hemisphere, the maximum value can reach 32.2%. In the longitude direction, the distribution of heat transfer in the summer hemisphere shows a small difference, while the heating transfer distribution in the winter hemisphere is significantly different. Considering disturbances in the real atmosphere, the heating transfer predicted by SABER is higher than that of USSA76 by up to 40.7% and 36.6% in summer of the southern and northern hemispheres around 80 km, respectively. In the longitude direction, the distribution of heating transfer caused by atmospheric disturbance is significantly different. Therefore, the effects of atmospheric disturbances on hypersonic vehicles cannot be ignored in the vehicle design process. Hypersonic vehicles should avoid crossing the southern or northern hemispheres during the summer to avoid the risk of increased heating transfer.

Keywords: near space; disturbance of density; hypersonic vehicles; heating transfer; effects

Received: 2020-02-21; **Accepted:** 2020-03-27; **Published online:** 2020-04-01 10:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200401.0858.001.html

Foundation items: Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (XDA17010301); National Natural Science Foundation of China (11872128, 91952111); Youth Science and Technology Innovation Foundation of NSSC (Y9211FAF35)

* **Corresponding author.** E-mail: xiaocunying@bnu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0020

电动舵机模块化建模及动刚度仿真



卢晋, 吴志刚*, 杨超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 颤振是一种危险的气动弹性失稳形式, 舵机动刚度对舵系统的颤振特性具有不可忽视的影响, 因此舵机的精确建模与仿真分析十分有必要。针对此问题, 提出了一种电动舵机模块化建模方法及动刚度计算机模拟方法。以“直流电机-减速齿轮-滚珠丝杠-拨叉副”典型结构的电动伺服舵机为对象, 将其分解为具备核心功能的子模块, 充分考虑了实际结构中可能出现的主要非线性因素, 再根据子模块之间的连接关系来搭建整体的舵机模型。基于该舵机模型, 提出了利用步进正弦扫频信号激励、最小二乘法数据处理得到动刚度的计算方法, 并以某舵机为算例, 开展了舵机主要线性参数及非线性因素对舵机动刚度影响的研究。电动舵机模块化建模方法通用性好, 便于不同舵机的拓展。电机转子阻尼、减速器的传动比以及输出轴处的阻尼对舵机的动刚度影响很大, 间隙、接触刚度和摩擦这3类非线性因素对舵机的动刚度特性也具有重要的影响。

关键词: 电动舵机; 建模; 动刚度; 气动伺服弹性; 非线性

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0765-14

舵机是导弹飞行控制系统中的一个重要环节, 其作用主要有2个: ①作为执行机构, 在导弹飞行过程中接收控制器发出的指令信号, 驱动舵面产生偏转, 从而产生改变弹体姿态的气动力矩; ②为舵面提供足够的支撑刚度, 以承受舵面的铰链力矩。因此, 舵机在这2方面的特性对导弹的飞行性能与安全有着重要的影响。

按照驱动能源对舵机分类, 主要有液压舵机、气动舵机和电动舵机。近年来, 直流电机控制技术的极大进步使得电动舵机越来越受欢迎, 其效率高、可靠性好, 具备低体积、质量轻、尺寸扭矩比小、功率高、扭矩密度大、成本低、易养护^[1]的优点, 同时电动舵机控制精度高、响应速度快, 还能充分利用飞机电能, 因此被越来越广泛地应用在各类导弹和无人机上^[2-3]。

颤振作为一种危险的气动弹性失稳形式,

极大地影响了导弹的飞行安全。大多数情况下的导弹颤振是由舵面的弯曲、扭转模态耦合引起的^[4], 而舵面的弯曲、扭转模态特性在很大程度上与舵机动刚度相关。舵机动刚度指的是: 在舵机输出端产生单位转角需要施加的动态扭矩, 反映了电动舵机给舵面提供的支撑刚度会随着外载荷的频率变化而变化的特性^[5], 因此也被称为“复刚度”。在传统的舵面结构建模与颤振分析中, 工程师通常将舵机简化成一个刚度为常数的弹簧支撑。近年来的研究发现, 一些小型战术导弹所用的电动舵机动刚度对舵面颤振特性具有不可忽视的影响^[6]。因此, 电动舵机的精细化建模与动刚度仿真分析显得非常有必要。

舵机建模方面国内外已有许多工作, 但是大多数的建模是从舵机的第一个特性即作为执行机

收稿日期: 2020-01-15; 录用日期: 2020-04-19; 网络出版时间: 2020-04-27 14:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200427.1223.002.html

*通信作者. E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

引用格式: 卢晋, 吴志刚, 杨超. 电动舵机模块化建模及动刚度仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 765-778.

LU J, WU Z G, YANG C. Modular modeling and dynamic stiffness simulation of electromechanical actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 765-778 (in Chinese).

构来考虑的,研究重点都放在了舵机的动力学响应及信号跟踪性能上^[7-11]。当然,也不乏一些文献的研究内容有提及舵机的动刚度。气动伺服弹性领域的一些研究人员注意到舵机的动刚度对舵机舵面系统颤振特性存在影响以后,在舵机建模方面也做了一些工作。国外开展舵机动力学的研究工作起步较早且全面,最早的舵机模型是 F-15 战斗机项目中设计人员搭建的液压伺服舵机^[12],不考虑舵机的摩擦、间隙等非线性因素,利用线性作动器理论对液压伺服舵机动刚度特性进行了建模研究。Blaignan 和 Skormin^[13]将线性作动器的动力学方程整合在控制系统中统一建模,通过改进控制律来提升舵机的刚度。当然,舵机内部和传动机构中还广泛存在间隙、摩擦和死区等非线性环节,这些环节对动刚度也有很大影响,因此后来的 Thompson^[14]和 Ballesteros^[15]等使用舵机的非线性微分方程来表示舵机模型,进而改进舵机刚度方面的表现。上述工作仅使用最精简的微分方程来描述舵机,舵机内部的精细结构未被体现。建模方面最经典的当属 2007 年韩国 Shin 等的^[16]工作,其针对具有二级减速装置的电动舵机和舵面,逐级建立了考虑齿轮惯量的振动方程,并发现电动舵机的动力学特性会改变颤振边界。2011 年,张新雷等^[4]建立了电动伺服作动器的简单动力学模型。2016 年,张仁嘉等^[17]以某典型构型的电动伺服舵系统为对象,建立了电机、减速器和控制回路的模型,并考虑了零部件间隙和接触刚度 2 类非线性因素。

前人的工作仅针对某个具体类型的舵机,通常使用各类舵机的动力学微分方程来开展建模与分析,建模过程繁琐,方程之间往往存在耦合,联立求解过程复杂,未形成一个系统且可推广的一般性舵机建模方法,模型可靠性不易保证,也不便于直接获取舵机动刚度来进行气动伺服弹性分析。

为了解决上述问题,本文提出一种通用的、更便于进行舵机动刚度仿真的舵机建模方法。运用模块化思想,将舵机分解为具备核心功能的子模块,对子模块分别建立模型,详细考虑舵机中可能出现的主要非线性因素,根据子模块之间的连接情况进行整体模型的搭建。利用该方法,本文针对包括直流电机、减速齿轮、滚珠丝杠-拨叉副等典型构型的一类电动舵机进行建模,同时提出了舵机动刚度的计算机数值模拟方法,研究了舵机主要参数及激励信号幅值对动刚度的影响规律。

1 系统结构

本文建模所选对象为某采用“直流电机-减速齿轮-滚珠丝杠-拨叉副”的典型结构的电动伺服舵机,舵系统的结构如图 1 所示。图中: k_m 为直流电机与齿轮减速器之间的连接刚度, k_1 为两级齿轮副之间的连接刚度, k_2 为齿轮减速器与滚珠丝杠-拨叉副传动机构之间的连接刚度。舵系统包括伺服舵机和全动舵面。舵机内包含两级齿轮减速器和滚珠丝杠-拨叉副传动机构。

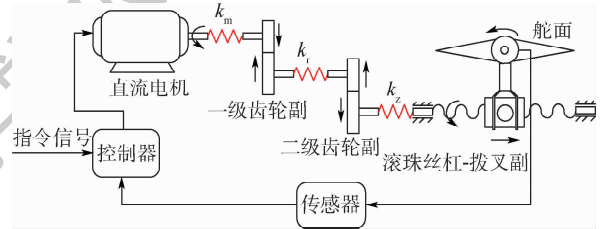


图 1 舵面-舵机系统结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of fin-actuator system structure

2 建模方法

本文提出的电机模块化精细建模方法流程为:首先,考虑建模的目的;其次,确定所需建模的舵机类型;最后,依据舵机中元件的功能进行模块划分,对单独的模块进行动力学分析,并据此进行子模块建模和仿真,如有条件进行试验验证,则将理论模型的结果与试验结果进行比对进而调整子模块参数。子模块建模过程中,要注意梳理模块之间的输入输出关系,留出子模块之间连接的接口。全部模型建成后进行仿真与分析,根据一定的行业标准或依据试验结果对理论模型进行校检。

建模中需要注意的方面有:①子模块应具备独立的功能,参数容易修改,其性能可以独立验证;②模块输入输出关系明确,子模块之间留出彼此连接的接口;③划分子模块要尽可能考虑便于进行试验验证。

2.1 直流电机

直流电机将电能转化为机械能,通常永磁直流电机由电机本体、转子位置传感器和驱动电路构成^[18]。本文建模忽略直流变交流的三相电磁场驱动细节,直接建立电流和输出力矩之间的关系,如图 2 所示。

直流设线圈中电流为 I ,洛伦兹力为 T_m ,则它们之间的关系为

$$T_m = iK_m \quad (1)$$

式中: K_m 为力矩系数。

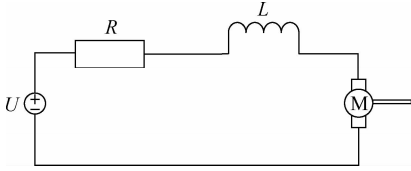


图2 直流电机示意图

Fig.2 Schematic diagram of DC motor

直流电机绕组电压平衡方程为

$$iR + L \frac{di}{dt} = u_m - C_e \dot{\theta}_0 - K_f I \quad (2)$$

式中: R 为直流电机电阻; L 为线圈电感; u_m 为驱动电压; C_e 为反电动势系数; K_f 为电流反馈系数; θ_0 为电机轴的转角; t 为时间变量。

电机转子的动力学方程为

$$J_m \ddot{\theta}_0 = T_m - b_m \dot{\theta}_0 + T_0 \quad (3)$$

式中: J_m 为转子的转动惯量; b_m 为转子的黏性阻尼系数; T_0 为电机轴受到的负载力矩,其正负号定义为与 θ_0 同向为正。

利用模块化建模方法,将描述直流电机子模块的方程(1)~(3)用控制系统框图的形式表示,如图3所示。该子模块如图4所示,其输入为驱动电压 u_m 和电机轴负载力矩 T_0 ,输出为电机轴转角 θ_0 。

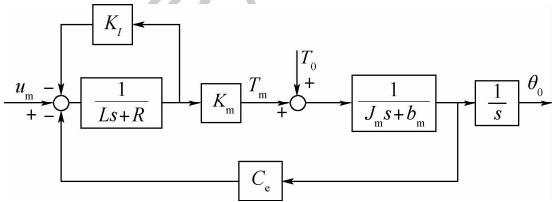


图3 直流电机子模块模型

Fig.3 Model of DC motor submodule



图4 直流电机子模块简图

Fig.4 Simplified diagram of DC motor submodule

2.2 减速器与传动机构

直流电机输出轴与一级齿轮减速器相连,需要注意电机与减速器之间存在连接刚度 k_m 。齿轮减速器之后,通过滚珠丝杠将旋转运动转化为直线运动,再由拨叉将直线运动转化为驱使舵面旋转的运动。减速器与传动机构的动力学建模方法为:将其内部传动部件合理等效为一个多自由度质量-阻尼-弹簧系统。

2.2.1 齿轮副

首先考虑齿轮减速器的动力学模型,如图5所示。分别对1,2两个齿轮列写方程为

$$J_1 \ddot{\theta}_1 + b_1 \dot{\theta}_1 = T_1 - Fr_1 \quad (4)$$

$$J_2 \ddot{\theta}_2 + b_2 \dot{\theta}_2 = T_2 + Fr_2 \quad (5)$$

式中: θ_1 和 θ_2 为齿轮的转角; J_1 和 J_2 为齿轮的转动惯量; b_1 和 b_2 为齿轮的黏性阻尼系数; T_1 、 T_2 分别为作用于齿轮1,2的外力矩; r_1 和 r_2 为齿轮的半径; F 为齿轮1,2之间的作用力。这里考虑齿轮的啮合刚度,记其为 k_g ,则有以下关系:

$$F = k_g (\theta_1 r_1 - \theta_2 r_2) \quad (6)$$

利用模块化建模方法,将描述一级齿轮副子模块的方程(4)~(6)用控制系统框图的形式表示,如图6所示。该子模块的简图如图7所示,其输入为主动轮所受驱动力矩 T_1 和从动轮所受来自下级机构的力矩 T_2 ,输出为主动轮转角 θ_1 和从动轮转角 θ_2 。

对于多级减速齿轮相连接的舵机,减速齿轮子模块可以多次重复利用,每次使用只需修改其中参数。例如两级齿轮副之间相连,设它们之间的连接刚度为 k_r ,第2级齿轮副中齿轮1,2受到的外力矩分别为 T_3 和 T_4 ,其转角分别为 θ_3 和 θ_4 ,则有

$$T_3 = -T_2 = k_r (\theta_2 - \theta_3) \quad (7)$$

两级齿轮减速器的模型可以表示为图8,该子模块的简图如图9所示,输入为 T_1 和 T_4 ,输出为 θ_1 和 θ_4 。

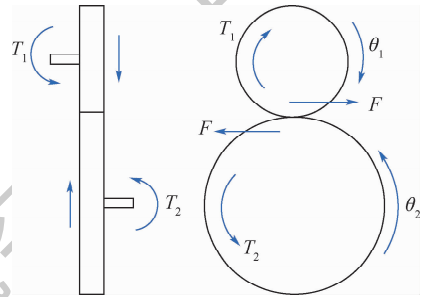


图5 齿轮受力图

Fig.5 Force diagram of gears

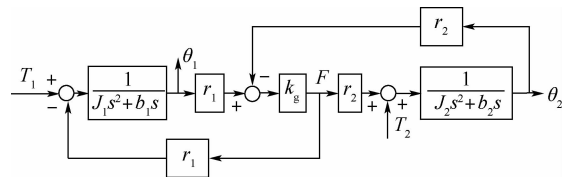


图6 一级齿轮减速器模型

Fig.6 Model of the first gear reducer

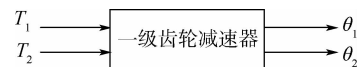


图7 一级齿轮减速器子模块简图

Fig.7 Simplified diagram of the first gear reducer submodule

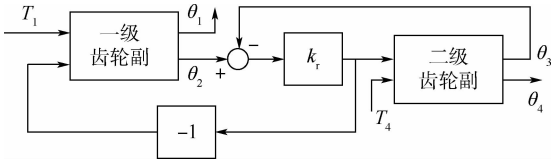


图8 两级齿轮减速器模型

Fig. 8 Model of two-stage gear reducer

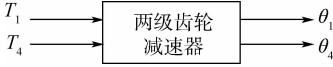


图9 两级齿轮减速器子模块简图

Fig. 9 Simplified diagram of two-stage gear reducer submodule

2.2.2 滚珠丝杠-拨叉副

滚珠丝杠-拨叉副模型比较特殊,首先是因为这个子模块是将旋转运动转化为直线运动,再转化为旋转运动,因此滚珠丝杠-拨叉副的受力比较复杂;其次,滚珠丝杠-拨叉副是最靠近舵机输出轴的部件,因此滚珠丝杠-拨叉副的动力学特性会对整个舵机的动刚度产生巨大影响;最后,对舵机的准确建模需要考虑舵机内部的非线性因素,如间隙、摩擦、接触刚度等,这些非线性因素在舵机中广泛存在,在滚珠丝杠-拨叉副到输出轴这部分中更为明显,对动刚度影响更大。

非线性因素会降低控制精度,甚至造成系统的不稳定,因此有必要对其进行建模,进而才能分析明确其影响。本文选择将接触刚度和间隙综合在滚珠丝杠-拨叉副处进行考虑,因为滚珠丝杠-拨叉副处的传动间隙比较大,且这一类点-面接触最易产生变形^[17],其接触刚度的特性也最明显。在减速器输出轴与舵面对接处考虑摩擦的影响。

综上,滚珠丝杠-拨叉副子模块最为复杂,需要考虑多个方面的影响,建模中才能尽可能接近实际结构的特性。

对于图10所示的滚珠丝杠-拨叉副传动机构,设滚珠丝杠转动惯量为 J_{sg} ,其动力学方程为

$$\begin{cases} J_{sg} \ddot{\theta}_5 + b_5 \dot{\theta}_5 = T_5 - F \tan \lambda \frac{r_{sg}}{\eta} \\ F = k_3 x_{d_{fp}} \\ x_{d_{fp}} = \begin{cases} (|\Delta x| - d_{fp}) \operatorname{sgn}(\Delta x) & |\Delta x| > d_{fp} \\ 0 & |\Delta x| \leq d_{fp} \end{cases} \\ \Delta x = x_n - x_f \\ x_n = \theta_5 r_{sg} \tan \lambda \\ x_f = L_{bc} \tan \delta \\ T_d = L_{bc} F \end{cases} \quad (8)$$

式中: θ_5 为滚珠丝杠的旋转角位移; b_5 为滚珠丝杠的黏性阻尼系数; λ 为滚珠丝杠的螺旋角; r_{sg} 为滚珠丝杠的半径; η 为滚珠丝杠的效率; k_3 为滚珠

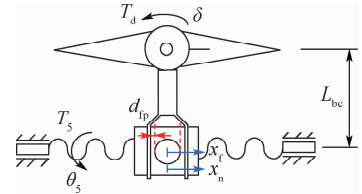


图10 滚珠丝杠-拨叉副模型示意图

Fig. 10 Schematic diagram of ball screw-fork pair model
丝杠拉压与滚珠丝杠接触的综合刚度; x_n 为螺母的位移; x_f 为拨叉的位移; $|\Delta x|$ 为螺母和拨叉在滚珠丝杠轴线上的位移差; d_{fp} 为间隙半宽度; L_{bc} 为拨叉的长度; T_d 为拨叉输出的力矩; δ 为舵机输出轴的旋转角度。

接触模型采用文献[19]中的模型,滚珠丝杠-滚珠-螺母副的轴向接触刚度 k_c 和 F 之间的关系通常表示为

$$k_c = \frac{F^{1/3}}{K_{jc}} \quad (9)$$

式中: K 为轴向接触变形系数,与结构形式和材料有关。

滚珠丝杠拉压刚度为 k_{ten} ,则滚珠丝杠-滚珠-螺母副中滚珠丝杠拉压与滚珠丝杠接触的综合刚度 k_3 为

$$k_3 = \frac{k_{ten} k_c}{k_{ten} + k_c} \quad (10)$$

本文使用的间隙模型比较常规,通过间隙,拨叉给舵轴的输出力矩为

$$T_d = \begin{cases} L_{bc} k_3 (|\Delta x| - d_{fp}) \operatorname{sgn}(\Delta x) & |\Delta x| > d_{fp} \\ 0 & |\Delta x| \leq d_{fp} \end{cases} \quad (11)$$

利用模块化建模方法,将描述滚珠丝杠-拨叉副子模块的方程(8)~(11)用控制系统框图的形式表示,如图11所示。该子模块的简图如图12所示,其输入为减速器传递给滚珠丝杠的力矩 T_5 和舵轴转角 δ ,输出为滚珠丝杠转角 θ_5 和传递给舵轴的力矩 T_d 。

将两级齿轮减速器与滚珠丝杠-拨叉副传动机构连接起来,二者之间连接刚度为 k_z ,有以下关系:

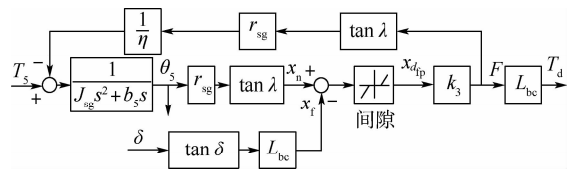


图11 滚珠丝杠-拨叉副模型

Fig. 11 Model of ball screw-fork pair

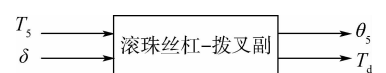


图12 滚珠丝杠-拨叉副子模块简图

Fig. 12 Simplified diagram of ball screw-fork pair submodule

$$T_5 = -T_4 = k_z(\theta_4 - \theta_5) \quad (12)$$

减速器与滚珠丝杠-螺母-拨叉副传动机构的模型可以表示成如图 13 的形式,该子模块的简图如图 14 所示,输入为 T_1 和 δ ,输出为 θ_1 和 T_d 。

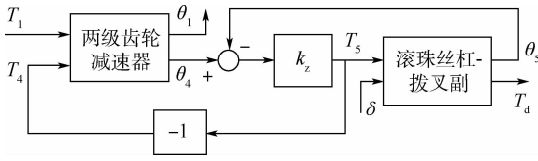


图 13 减速器与传动机构模型

Fig. 13 Model of reducer and transmission mechanism

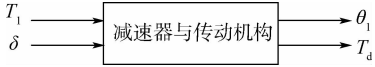


图 14 减速器与传动机构子模块简图

Fig. 14 Simplified diagram of reducer and transmission mechanism submodule

2.2.3 输出轴

通常情况下,舵机输出轴与舵面相连,驱动舵面进行偏转。舵机的动刚度就是在指令信号不变时,舵机能够提供给舵面抵抗外部干扰力矩的能力,因此舵机的动刚度等于舵轴受到的来自舵面的干扰力矩与舵轴因此产生的偏转角之比。研究发现,舵机的刚度与干扰力矩的频率有关,且舵轴与舵面连接部位的摩擦不容忽视。

在舵机实际作动过程中,间隙与摩擦通常是交联发生,相互影响,同时带有间隙和摩擦的非线性称为迟滞非线性,不同的摩擦状态会让间隙产生非理想的特征状态,表现出复合的非线性特性^[20]。理论上也可用当量线性化方法进行处理,此时,除计算出当量刚度系数之外,还要计算出当量阻尼系数。本文采用的模块化建模方式将间隙和摩擦分别作为子模块进行建模,再根据舵机内部间隙和摩擦分布的主要位置来添加相应的子模块。

实践表明,采用简单的库伦摩擦和黏性摩擦作为摩擦模型,其效果并不理想。目前,已经提出的摩擦模型有很多,其中,LuGre 摩擦模型能够准确地描述摩擦过程的复杂动态、静态特性,因此采用 LuGre 摩擦模型^[21]。该模型通过用 2 个接触面间模拟弹性硬毛的平均偏移来表征摩擦力的动态行为。假设 2 个刚体表面通过弹性硬毛接触,摩擦力由于硬毛在有外力时发生弹性变形而产生。

LuGre 摩擦模型可以描述如下。

对于一般的伺服系统,其微分方程为

$$J\ddot{\delta} = u - T_f \quad (13)$$

式中: J 为转动惯量; u 为控制力矩; T_f 为摩擦力

矩。设状态变量 z 代表接触面弹性硬毛的平均变形,则 T_f 可由下面的 LuGre 摩擦模型来描述:

$$\begin{cases} \dot{z} = \dot{\delta} - \frac{|\dot{\delta}|}{g(\dot{\delta})}z \\ \sigma_0 g(\dot{\delta}) = F_c + (F_s - F_c)e^{-(\frac{\dot{\delta}}{V_s})^2} \\ T_f = \sigma_0 z + \sigma_1 \dot{z} + \sigma_2 \dot{\delta} \end{cases} \quad (14)$$

式中: σ_0 和 σ_1 为动态摩擦参数; F_c 、 F_s 和 σ_2 为静态摩擦参数, F_c 为库伦摩擦系数, F_s 为静摩擦系数, σ_2 为黏性摩擦系数; V_s 为切换速度; $g(\dot{\delta})$ 为与速度有关的函数,用于描述库伦摩擦和 Stribeck 效应。

LuGre 摩擦模型综合考虑了库伦和黏性摩擦、Stribeck 效应及静态特性,其模型简图如图 15 所示。将 LuGre 摩擦模型封装成子模块,使用本舵机的变量描述摩擦模型,其简图如图 16 所示。

设舵机输出轴转动惯量为 J_{shaft} ,受到来自拨叉的驱动力矩 T_d ,摩擦力矩 T_f ,以及来自舵面的干扰力矩 T_{fin} ,其动力学方程为

$$J_{\text{shaft}}\ddot{\delta} = T_d - T_f - T_{\text{fin}} \quad (15)$$

利用模块化建模方法,将描述输出轴子模块的方程(15)用控制系统框图的形式表示,如图 17 所示。该子模块的简图如图 18 所示,其输入为传动机构传递给舵轴的力矩 T_d 和来自舵面的干扰力矩 T_{fin} ,输出为舵轴转角 δ 。

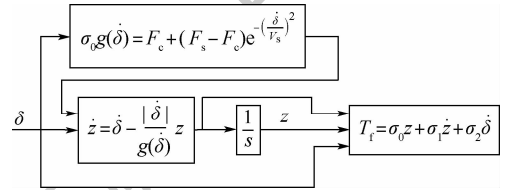


图 15 LuGre 摩擦模型原理

Fig. 15 Schematic diagram of LuGre friction model



图 16 LuGre 摩擦子模块简图

Fig. 16 Simplified diagram of LuGre friction submodule

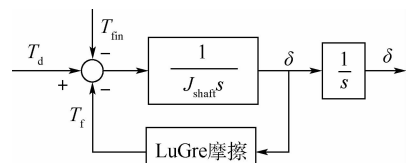


图 17 输出轴模型

Fig. 17 Model of output shaft

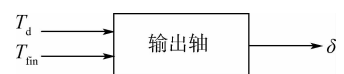


图 18 输出轴子模块简图

Fig. 18 Simplified diagram of output shaft submodule

2.3 传感器与控制器

舵面偏转角通常使用角度位移计来测量,将测得的角度数据反馈给控制器,控制器使用指令信号与舵面实际偏转角之间的误差来进行控制。传感器的传递函数通常可以近似为一个常数增益,如果考虑传感器的特性,可以使用二阶环节描述:

$$G(s) = \frac{\omega^2}{s^2 + 2\xi\omega s + \omega^2} \quad (16)$$

式中: ω 为传感器的固有频率; ξ 为传感器的阻尼比。

控制器的作用是调节输入信号,使得舵机输出信号能够跟踪指令信号。常规舵机系统为闭环系统,其控制器通常包括放大、滤波和PID控制。PID控制的原理如图19所示, δ_{cmd} 为指令信号。

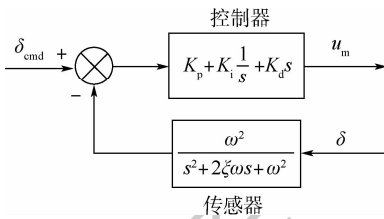


图19 PID控制原理框图

Fig. 19 Schematic diagram of PID control strategy

舵机常用的PID控制策略,通过调节 K_p 、 K_i 和 K_d 3个参数,使舵机具有很好的特性。当然,随着控制理论的发展,针对不同的舵机及其需求,控制器还可能使用 H_∞ 控制器、模糊控制器、PID结合智能控制器、反馈PID结合前馈控制等,更换控制策略只需要对控制器子模块进行修改即可。

2.4 电动舵机模型总成

至此,将直流电机、减速器与传动机构、输出轴、控制器、传感器各个子模块连接起来,可以得到电动舵机的整体模型如图20所示。电动舵机的输入输出关系如图21所示,其输入为指令角 δ_{cmd} 和来自舵面的干扰力矩 T_{fin} ,输出为舵轴转角 δ 。

需要注意的是,当 δ_{cmd} 为常数时,以 T_{fin} 为输入, δ 为输出的传递函数为舵机的动柔度,表示单位外部扭矩作用下,舵机输出轴产生的转角。动刚度即为动柔度的倒数。

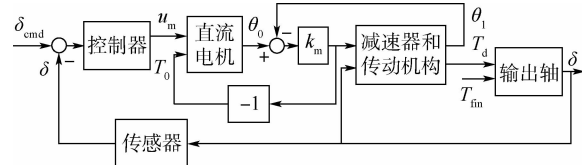


图20 电动舵机模型

Fig. 20 Model of electromechanical actuator



图21 电动舵机简图

Fig. 21 Simplified diagram of electromechanical actuator

3 舵机建模仿真与分析

为了验证建模的精确性和有效性,本文基于Simulink搭建了模型并对其进行数值仿真与分析。本文建模主要是为了获取舵机的动刚度,当然也不能忽视舵机的信号跟踪特性。考察舵机的信号跟踪特性时,使用的激励信号一般为阶跃信号,评价响应信号的主要指标是稳定性、快速性及准确性。理论上获取舵机动刚度的思路是:保持指令角不变,对舵机输出轴施加正弦力矩激励,同时采集激励力矩的大小以及舵轴的响应,用得到的激励和响应作频响分析,从而计算出动刚度的幅值和相位。试验中获取动刚度受限于器材及装置等,需要进行一些调整,在此不进行阐述。

本节使用第2节搭建好的舵机模型来仿真计算动刚度,舵机的各项参数如表1^[6,22]所示,表中接触刚度 k_c 、间隙半宽度 d_{pt} 、库伦摩擦系数 F_c 、静摩擦系数 F_s 、切换速度 V_s 、黏性阻尼系数 σ_2 、动态摩擦参数 σ_0 和 σ_1 为非线性子模块参数。

表1 舵机仿真参数^[6,22]

Table 1 Simulation parameters of actuator^[6,22]

参数	数值
电感 L/mH	6.53×10^{-4}
电阻 R/Ω	1.1
力矩系数 $K_m/(N \cdot m \cdot A^{-1})$	0.024
反电动势系数 $C_e/(V \cdot s \cdot rad^{-1})$	0.034
电机转子转动惯量 $J_m/(kg \cdot m^2)$	1.09×10^{-6}
电机转子黏性阻尼系数 b_m	0.003
电机与减速器连接刚度 $k_m/(N \cdot m \cdot rad^{-1})$	1 000
小齿轮转动惯量 $J_1/(kg \cdot m^2)$	2.4×10^{-8}
大齿轮转动惯量 $J_2/(kg \cdot m^2)$	4×10^{-6}
小齿轮半径 r_1/m	0.005
大齿轮半径 r_2/m	0.022 5
齿轮啮合刚度 $k_g/(kg \cdot s^2 \cdot rad^{-1})$	10^8
齿轮与传动机构连接刚度 $k_z/(N \cdot m \cdot rad^{-1})$	1 000
滚珠丝杠转动惯量 $J_{sg}/(kg \cdot m^2)$	1.12×10^{-5}
滚珠丝杠螺旋角 $\lambda/(^\circ)$	6.06
滚珠丝杠半径 r_{sg}/m	0.006
滚珠丝杠效率 η	0.85
拨叉长度 L_{bc}/m	0.028 5
输出轴转动惯量 $J_{shaft}/(kg \cdot m^2)$	4.1×10^{-5}
接触刚度 K_c	6×10^{-6}
间隙半宽度 d_{fp}/rad	0.000 5
库伦摩擦参数 F_c/N	1
静摩擦系数 F_s/N	1.5
动态摩擦参数 $\sigma_0/(N \cdot s \cdot m^{-1})$	10^5
切换速度 $V_s/(m \cdot s^{-1})$	0.001
动态摩擦参数 $\sigma_1/(N \cdot s \cdot m^{-1})$	316.23
黏性阻尼参数 $\sigma_2/(N \cdot s \cdot m^{-1})$	0.4

3.1 电动舵机输入输出特性

给舵机施加指令信号为 $0^\circ \sim 1^\circ$ 的阶跃指令,系统指令信号与响应对比如图 22 所示,可看出该舵机的信号跟踪性能符合要求。

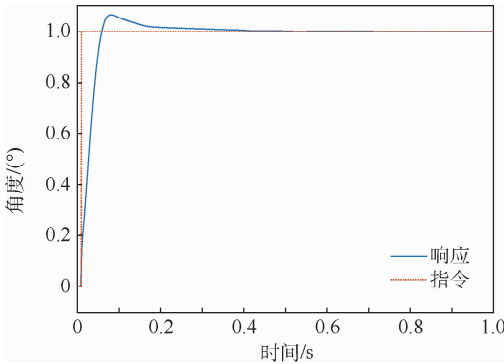


图 22 舵机模型指令信号与响应对比

Fig. 22 Comparison of command signal and response of actuator model

3.2 动刚度数值仿真方法

工程中常用的舵机激励信号为步进正弦扫频信号。舵机指令角为 0 , 使用步进正弦扫频形式的力矩信号对舵轴进行激励,采集舵轴转角的响应,进行数据处理,即可得到舵机动刚度。

步进正弦激励信号的构建方法为:在选定的频率范围内,频率按步长由低到高递增,依次发出等幅值的正弦信号,并且信号在每个频率点持续一定的时间。步进正弦扫频信号能量较强,可以完整地激发出所有模态,很大程度上避免了信息遗漏,具有一定的去噪作用^[23],其缺点是耗时较长。

将第 i 个频率点记作 ω_i , 设此时激励信号为 $x_i(t)$, 响应信号为 $y_i(t)$ ($T_1 < t < T_2$)。为了消除响应信号中的定常分量,对 $y_i(t)$ 作零均值处理。假设有 n 个采样点 $y_i(t_1), y_i(t_2), \dots, y_i(t_n)$, 则进行如下处理:

$$\bar{y}_i(t_j) = y_i(t_j) - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_i(t_k) \quad (17)$$

由于激励信号为给定的步进正弦函数,即

$$x_i(t) = a \sin(\omega_i t) \quad (18)$$

式中: a 为激励信号的幅值; ω_i 为激励信号的第 i 个频率。由于系统为线性,根据线性系统原理,系统的输出也为正弦函数,即

$$\bar{y}_i(t) = A_i a \sin(\omega_i t + \phi_i) \quad (19)$$

式中: A_i 为输出信号的幅值; ϕ_i 为输出信号相对输入信号的相位差。

将式(19)展开即为

$$\bar{y}_i(t) = A_i \cos \phi_i \cdot a \sin(\omega_i t) + A_i \sin \phi_i \cdot a \cos(\omega_i t) \quad (20)$$

对于 n 个采样点,由式(20)即可列出如下方程:

$$\begin{bmatrix} a \sin(\omega_1 t_1) & a \cos(\omega_1 t_1) \\ a \sin(\omega_2 t_2) & a \cos(\omega_2 t_2) \\ \vdots & \vdots \\ a \sin(\omega_n t_n) & a \cos(\omega_n t_n) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_i \cos \phi_i \\ A_i \sin \phi_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{y}_i(t_1) \\ \bar{y}_i(t_2) \\ \vdots \\ \bar{y}_i(t_n) \end{bmatrix} \quad (21)$$

式(21)为过定方程,简写为如下形式:

$$\mathbf{K} \mathbf{u} = \mathbf{f} \quad (22)$$

式中: \mathbf{K} 为矩阵 $\begin{bmatrix} a \sin(\omega_1 t_1) & a \cos(\omega_1 t_1) \\ a \sin(\omega_2 t_2) & a \cos(\omega_2 t_2) \\ \vdots & \vdots \\ a \sin(\omega_n t_n) & a \cos(\omega_n t_n) \end{bmatrix}$; \mathbf{u} 为向量 $\begin{bmatrix} A_i \cos \phi_i \\ A_i \sin \phi_i \end{bmatrix}$; \mathbf{f} 为向量 $\begin{bmatrix} \bar{y}_i(t_1) \\ \bar{y}_i(t_2) \\ \vdots \\ \bar{y}_i(t_n) \end{bmatrix}$ 。

该解过定方程的方法为最小二乘法,解为

$$\mathbf{u} = (\mathbf{K}^T \mathbf{K})^{-1} \mathbf{K}^T \mathbf{f} \quad (23)$$

由此可得对应频率 ω_i 的频响函数为

$$G(j\omega_i) = u_1 + j u_2 = A_i \cos \phi_i + j A_i \sin \phi_i \quad (24)$$

式中: u_1 为 $G(j\omega_i)$ 的实部; u_2 为 $G(j\omega_i)$ 的虚部; A_i 和 ϕ_i 分别为频率响应函数在频率 ω_i 下的幅值和相位。 $G(j\omega_i)$ 的倒数即为动刚度。

3.2.1 线性舵机响应及动刚度仿真

本文所讨论的舵机与其支撑的舵面组合的舵系统前 2 阶模态频率在 $40 \sim 90$ Hz 范围内,因此本文所讨论的舵机动刚度频率范围选为 $20 \sim 100$ Hz。

对于线性舵机,选取步进正弦扫频激励力矩信号低频段中在 $43 \sim 44.5$ Hz 之间的部分,力矩幅值为 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$,如图 23 所示,在此信号激励下,舵机输出轴的旋转角响应如图 24 所示。

再选取步进正弦扫频激励力矩信号高频段中在 $98 \sim 99.5$ Hz 之间的部分,力矩幅值为 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$,如图 25 所示,在此信号激励下,舵机输出轴的旋转角响应如图 26 所示。

可以看出,当舵机为线性时,激励信号与响应信号形状十分相近,每个频率点处的信号均为正

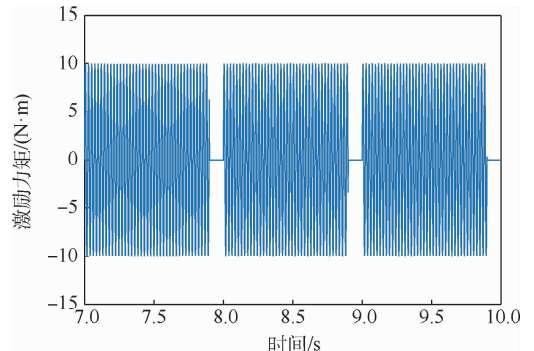


图 23 步进正弦扫频信号 (43 ~ 44.5 Hz)

Fig. 23 Step sine sweep signal (43 ~ 44.5 Hz)

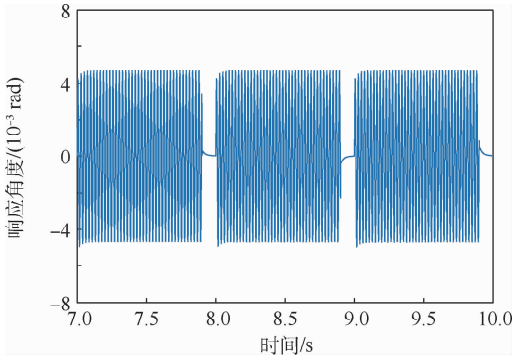


图 24 线性舵机输出轴的响应(43 ~ 44.5 Hz)
Fig. 24 Response of linear actuator output shaft (43 ~ 44.5 Hz)

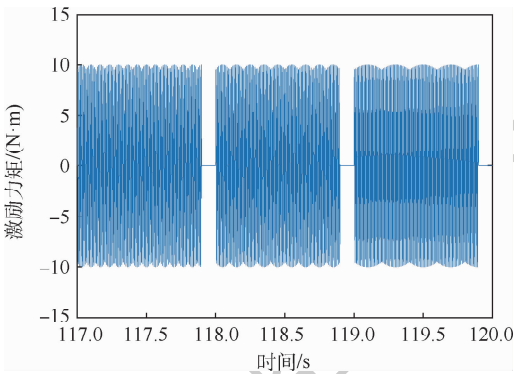


图 25 步进正弦扫频信号(98 ~ 99.5 Hz)
Fig. 25 Step sine sweep signal (98 ~ 99.5 Hz)

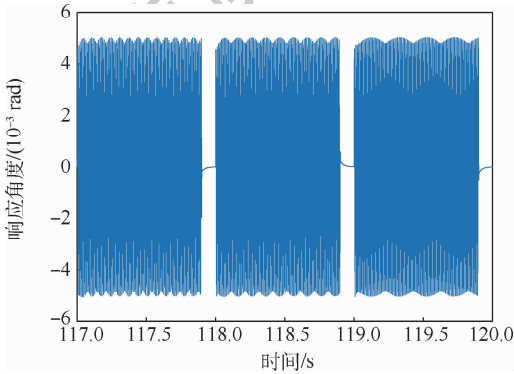


图 26 线性舵机输出轴的响应(98 ~ 99.5 Hz)
Fig. 26 Response of linear actuator output shaft (98 ~ 99.5 Hz)

弦函数。

使用本节介绍的方法计算线性舵机的动刚度,如图 27 所示,图中激励力矩幅值为 5、10、20 N·m。可以看出,线性舵机具备线性系统的特性,其输入输出的比值与输入信号的幅值大小无关,即频响特性是不变的。

3.2.2 非线性舵机响应及动刚度仿真

非线性舵机中包含接触刚度、间隙及摩擦子模块,选取步进正弦扫频激励信号低频段中在 43 ~ 44.5 Hz 之间的部分,力矩幅值为 10 N·m,如图 23 所示。在此信号激励下,非线性舵机输出

轴响应如图 28 所示。

再选取步进正弦扫频激励信号高频段中在 98 ~ 99.5 Hz 之间的部分,力矩幅值为 10 N·m,如图 25 所示。在此信号激励下,非线性舵机输出轴的响应如图 29 所示。可知,当舵机包含各种非线性模块时,其响应信号与激励信号形状并不相近,响应信号中存在高阶谐波以及毛刺,边界存在不规则的突变和运动。

使用本节介绍的方法计算非线性舵机的动刚度,如图 30 所示。可知,当激励幅值发生变化,舵机的动刚度也会改变,这一特性区别于线性舵机。

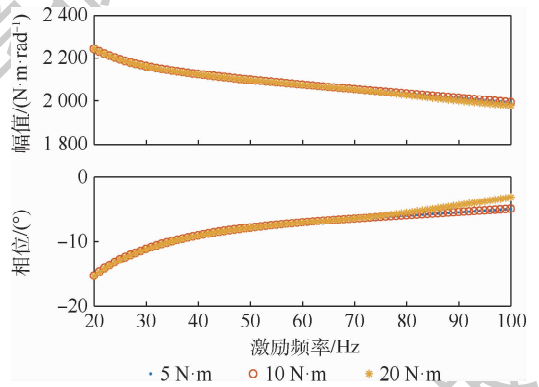


图 27 线性舵机的动刚度
Fig. 27 Dynamic stiffness of linear actuator

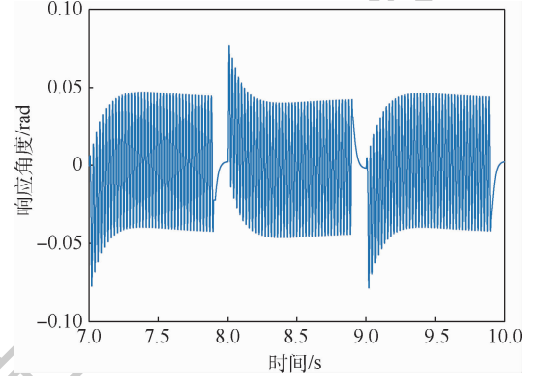


图 28 非线性舵机输出轴的响应(43 ~ 44.5 Hz)
Fig. 28 Response of nonlinear actuator output shaft (43 ~ 44.5 Hz)

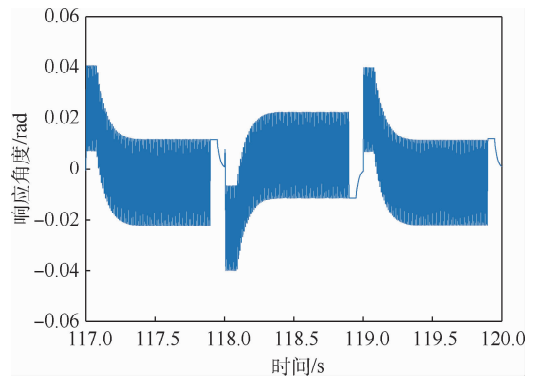


图 29 非线性舵机输出轴的响应(98 ~ 99.5 Hz)
Fig. 29 Response of nonlinear actuator output shaft (98 ~ 99.5 Hz)

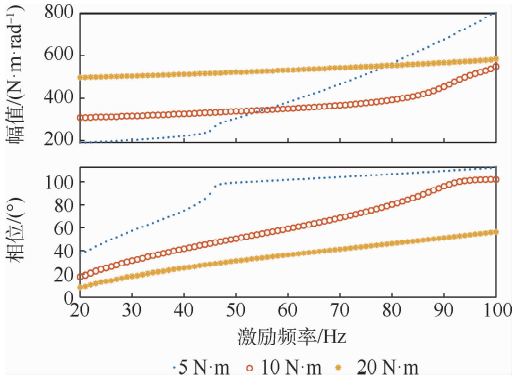


图30 非线性舵机的动刚度

Fig. 30 Dynamic stiffness of nonlinear actuator

因此,本文提出的动刚度仿真方法可以用于辨别舵机中是否存在非线性因素。

3.3 舵机动刚度数值仿真

3.3.1 线性舵机动刚度影响因素分析

为了研究对舵机动刚度存在影响的因素,在表1所示舵机参数的基础上,对每个线性参数进行变参分析,分析各个参数的变化对舵机动刚度曲线的影响规律。这样做的目的在于:找出核心的几个影响参数,从而指导舵机的建模,获取更为精确的舵机动刚度,同时便于根据试验数据对舵机模型进行修正。变参分析需要对每一变量在表1所示标称值的基础上分别乘以系数0.5和2,画出标称及变参后的曲线进行对比,根据动刚度幅值和相位的变化量进行定性评判^[23]。

变参结果如表2所示。表中:“↑”表示舵机动刚度的幅值或相位与该参数呈现正相关,“↓”表示负相关,“—”表示趋势不明显。

表2 舵机参数对动刚度的影响

Table 2 Influence of actuator parameters on dynamic stiffness

参数	影响程度	幅值关系	相位关系
线圈电感	小	↓	—
电阻	小	↑	—
力矩系数	大	—	—
反电动势系数	很小	—	—
电机转子转动惯量	大	↓	↓
电机转子黏性阻尼系数	大	↓	↑
小齿轮转动惯量	很小	—	—
大齿轮转动惯量	很小	—	—
小齿轮半径	大	↑	↑
大齿轮半径	大	↓	↓
齿轮啮合刚度	很小	—	—
齿轮与传动机构连接刚度	很小	↑	—
滚珠丝杠转动惯量	小	↓	↓
滚珠丝杠半径	大	↑	↑
滚珠丝杠效率	大	↓	↓
拨叉长度	很大	↑	↓
输出轴滚珠惯量	小	↓	↑
输出轴阻尼	很大	↑	↑

由表2中结果可以看出,减速器内的部件惯量对舵机动刚度的影响普遍不大,而各部件的尺寸影响较大,这意味着减速器的传动比可以在很大程度上改变舵机整体的动刚度。动刚度也与转子阻尼和输出轴处的阻尼大小十分相关。从位置上来看,越是靠近舵机输出端的部件参数,对舵机动刚度的影响就越大,此结论与文献[23]中的结论是一致的。因此当需要对舵机进行建模来获取动刚度时,有必要利用高精度的测量仪器或做实验来确定表2中影响程度为“大”和“很大”参数的精确值。

在这里用影响程度分别为很小、小、大、很大的反电动势系数、线圈电感、滚珠丝杠半径、拨叉长度变参结果作为示意,如图31~图34所示。

3.3.2 非线性舵机动刚度仿真及影响因素分析

非线性舵机是在线性舵机的基础上,添加一个或多个非线性子模块。影响线性舵机的因素同样也会影响非线性舵机,在此不做赘述。除此之外,非线性子模块的种类、模块内的参数大小、激励信号的频率和幅值也是影响非线性舵机动刚度的重要因素。

为了研究非线性环节参数的大小对非线性舵机动刚度的影响规律,在线性舵机的基础上,每次

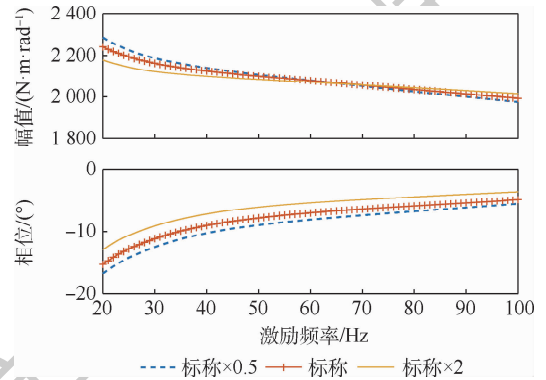


图31 反电动势系数对动刚度的影响

Fig. 31 Influence of back EMF coefficient on dynamic stiffness

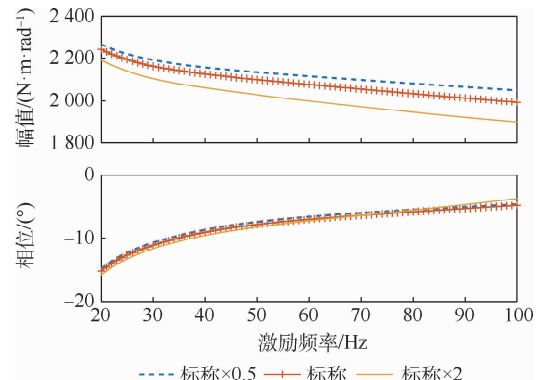


图32 线圈电感对动刚度的影响

Fig. 32 Influence of coil inductance on dynamic stiffness

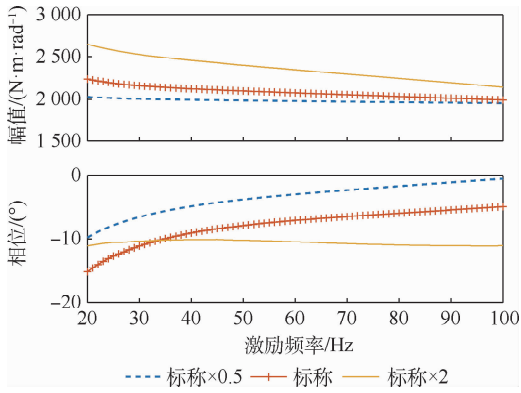


图 33 滚珠丝杠半径对动刚度的影响

Fig. 33 Influence of screw radius on dynamic stiffness

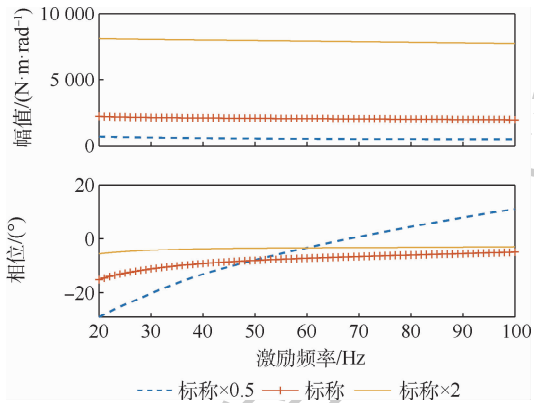


图 34 拨叉长度对动刚度的影响

Fig. 34 Influence of fork length on dynamic stiffness

仅添加一种非线性子模块,在表 1 所示舵机参数的基础上,对该子模块包含的每个非线性参数进行变参分析,即在标称值的基础上分别乘以系数 0.5 和 2,分析各个参数变化对舵机动刚度曲线的影响规律。

为了研究激励信号幅值对非线性舵机动刚度的影响规律,对仅包含一种非线性模块的舵机依次使用幅值为 $5\text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 和 $20\text{ N}\cdot\text{m}$ 的步进正弦扫频力矩作为激励,再求出舵机的动刚度,根据动刚度幅值和相位的变化量进行定性评判。

1) 仅包含接触刚度的舵机动刚度参数影响分析。对于仅包含接触刚度这一非线性子模块的舵机,先对接触刚度值进行变参分析,画出标称及变参后的动刚度曲线进行对比,如图 35 所示,模型此时激励信号的幅值为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

从图 35 可以看出,包含接触刚度的舵机,动刚度幅值随着激励频率增加而略有减小,动刚度相位随着频率增加而略有增加。同一频率处,接触刚度值越大,舵机的动刚度幅值就越小。随着频率增加,接触刚度值越大,舵机的动刚度相位则越大。

接触刚度值为表 1 中的标称数据,再画出激励信号幅值分别为 $5\text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 和 $20\text{ N}\cdot\text{m}$ 的动刚度曲线对比,如图 36 所示。

从图 36 可以看出,在相同频率处,激励信号的幅值越高,动刚度的幅值也越大,但是激励信号的幅值变化对动刚度的相位影响很小。

2) 仅包含间隙的舵机动刚度参数影响分析。对于仅包含间隙这一非线性子模块的舵机,先对间隙大小进行变参分析,画出标称及变参后的动刚度曲线进行对比,如图 37 所示,模型此时激励信号的幅值为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

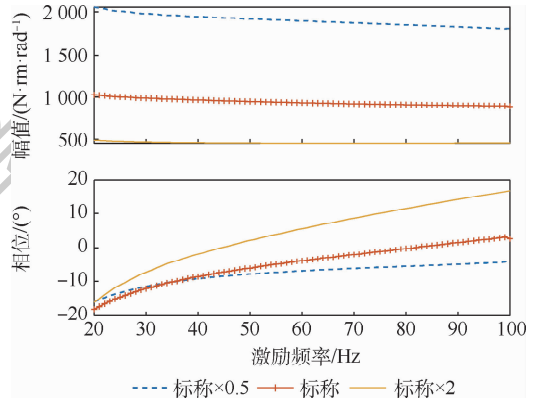


图 35 接触刚度对动刚度的影响

Fig. 35 Influence of contact stiffness on dynamic stiffness

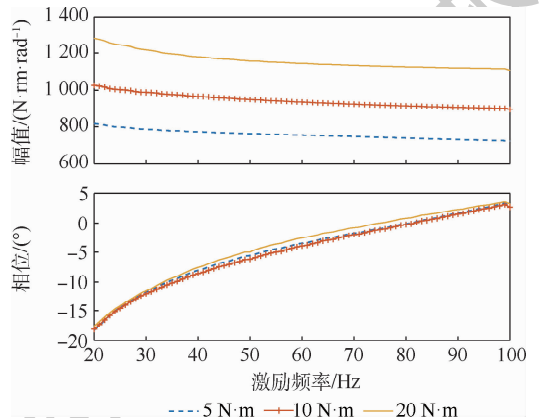


图 36 激励幅值对动刚度的影响

Fig. 36 Influence of excitation amplitude on dynamic stiffness

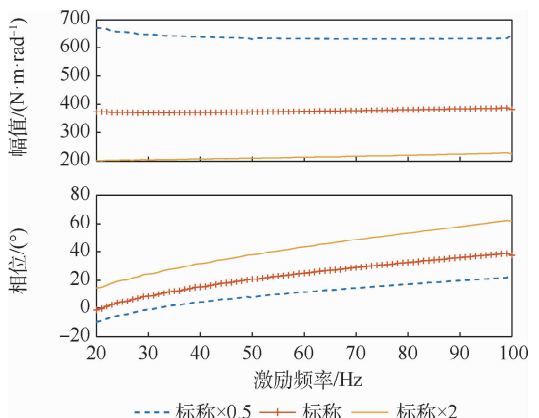


图 37 间隙对动刚度的影响

Fig. 37 Influence of clearance on dynamic stiffness

从图 37 可以看出,包含间隙的舵机,动刚度幅值随着激励频率增加而略有增加,动刚度相位随着频率增加而增加。在同一频率处,间隙值越大,舵机的动刚度幅值就越小,而动刚度相位则越大。

间隙值为表 1 中的标称数据,再画出激励信号幅值分别为 $5\text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 和 $20\text{ N}\cdot\text{m}$ 的动刚度曲线对比,如图 38 所示。

从图 38 可以看出,在相同频率处,激励信号的幅值越高,动刚度的幅值也越大,动刚度的相位却越小。

3) 仅包含摩擦的舵机动刚度参数影响分析。对于仅包含摩擦这一非线性子模块的舵机,先对 LuGre 摩擦模型中的 6 个参数 σ_0 、 σ_1 、 σ_2 、 F_c 、 F_s 和 V_s 分别进行变参分析,画出标称及变参后的动刚度曲线进行对比,如图 39 ~ 图 44 所示,模型此时激励信号的幅值为 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

从图 39 ~ 图 44 可以看出, σ_0 、 σ_1 、 σ_2 和 F_c 对舵机动刚度的影响比较大,而 F_s 和 V_s 的变化几乎不影响舵机的动刚度。因此,摩擦子模块的动态特性、黏性摩擦特性以及库伦摩擦特性对舵机

的动刚度有较大的影响,这种影响随着激励频率的增加逐渐增强。摩擦模型中,静摩擦和切换速度对动刚度的影响可以忽略不计。

摩擦参数值为表 1 中的标称数据,再画出激励幅值分别为 $5\text{ N}\cdot\text{m}$ 、 $10\text{ N}\cdot\text{m}$ 和 $20\text{ N}\cdot\text{m}$ 的动刚度曲线对比,如图 45 所示。

从图 45 可以看出,仅包含摩擦的舵机,动刚度幅值随着频率增加而减小,而动刚度的相位在当前参数设置下呈现出随着频率增加而增加的趋势。在相同频率处,处于低频段时,激励信号的幅

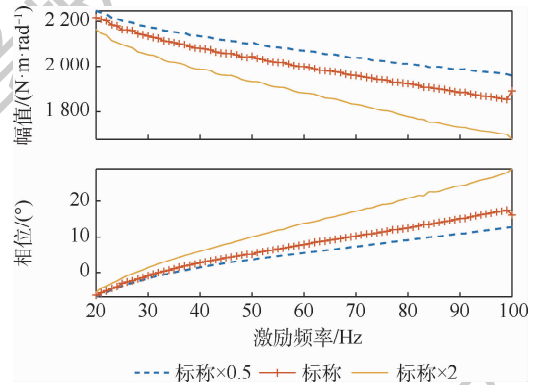


图 40 σ_1 对动刚度的影响

Fig. 40 Influence of σ_1 on dynamic stiffness

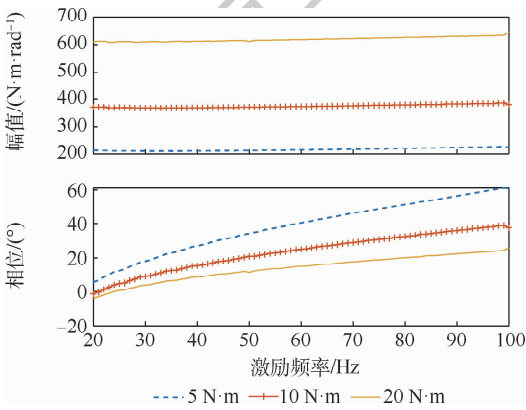


图 38 舵机仅包含间隙时激励幅值对动刚度的影响
Fig. 38 Influence of excitation amplitude on dynamic stiffness of outuator with freeplay only

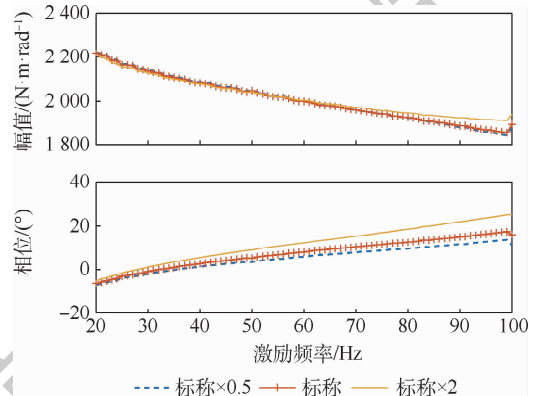


图 41 σ_2 对动刚度的影响

Fig. 41 Influence of σ_2 on dynamic stiffness

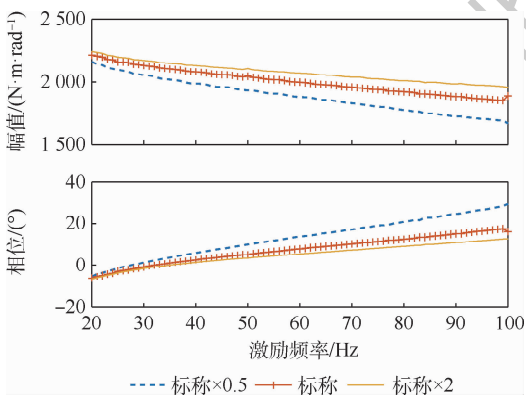


图 39 σ_0 对动刚度的影响

Fig. 39 Influence of σ_0 on dynamic stiffness

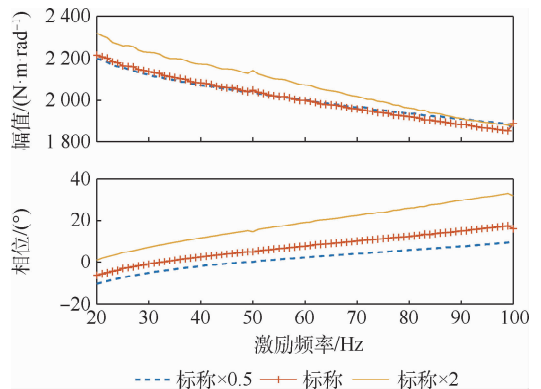


图 42 F_c 对动刚度的影响

Fig. 42 Influence of F_c on dynamic stiffness

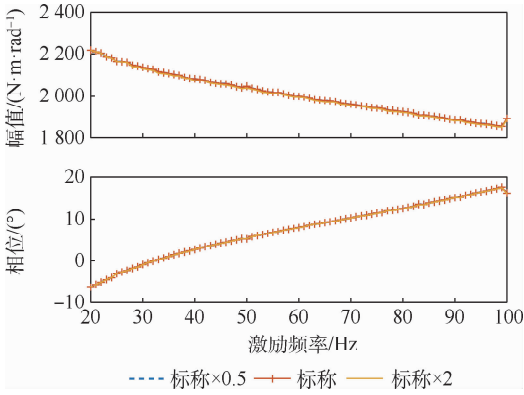


图 43 F_s 对动刚度的影响

Fig. 43 Influence of F_s on dynamic stiffness

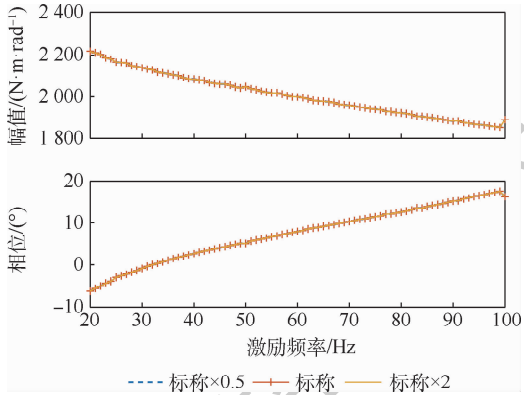


图 44 V_s 对动刚度的影响

Fig. 44 Influence of V_s on dynamic stiffness

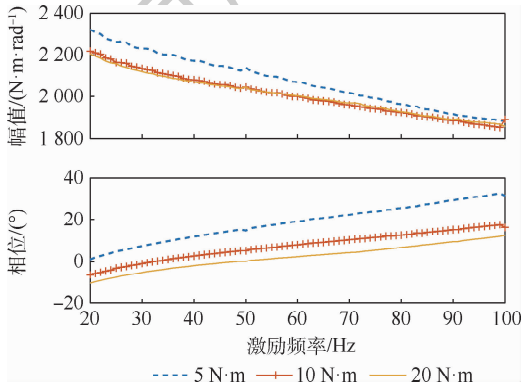


图 45 舵机仅包含摩擦时激励幅值对动刚度的影响

Fig. 45 Influence of excitation amplitude on dynamic stiffness of outuator with friction only

值增加会使得动刚度的幅值减小,随着频率增加,动刚度幅值有随着激励信号幅值增加而增加的趋势,动刚度的相位在全测试频段随着激励信号的幅值增加而减小。

由图 36、图 38 和图 45 可以看出,激励幅值对仅包含接触刚度、间隙或摩擦舵机的影响是有区别的。在全频段,仅包含接触刚度或间隙的舵机动刚度幅值均随着激励信号幅值增加而增加,仅包含摩擦的舵机动刚度幅值则相反;在高频段,仅包含摩擦的舵机动刚度幅值出现了随激励信号

幅值增加而增加的趋势。

综上,非线性舵机的动刚度受到多种因素的影响,其规律较为复杂。不过这也提供了新的思路:一方面,可以通过调整舵机非线性子模块的种类及参数来获取与实际舵机更匹配的动刚度特性,从而根据实验数据对舵机模型进行更为精确的建模,这样做也有利于后续对舵机-舵面耦合系统颤振的分析;另一方面,可以基于非线性模块对舵机动刚度影响的区别,对实际舵机的非线性因素进行合理搭配,从而改善舵机-舵面耦合系统的颤振特性。

4 结论

1) 本文建立了一种通用的电动舵机模块化动力学建模方法,这种方法便于不同舵机的拓展,搭建的模型可以同时用于研究舵机的输入输出特性和动刚度(动柔度)特性。

2) 本文提出了一种用于计算动刚度的数值仿真方法,使用步进正弦扫频信号作为激励,配合最小二乘法进行数据处理,可以得到效果较好的动刚度曲线。通过改变不同的激励幅值,可以辨别舵机是否存在非线性因素。利用此方法,还可用于研究舵机的主要参数及非线性环节对动刚度特性的影响。

3) 分析表明,电机转子阻尼、减速器的传动比以及输出轴处的阻尼会在很大程度上影响舵机的动刚度,且越靠近舵机输出端的部件参数,对舵机动刚度的影响就越大,此外,间隙、接触刚度和摩擦这 3 类非线性因素对舵机的动刚度特性都有重要的影响,在设计中需要给予重视。通过合理调整相关参数,可以使舵机动刚度达到想要的特性。

参考文献 (References)

[1] LYSHEVSKI S E. Electromechanical flight actuators for advanced flight vehicles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 35(2): 511-518.

[2] 郭雪梅,贾宏光,冯长有. 直流无刷电机位置跟踪的模糊 PID 控制[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2008, 31(1): 99-103.

GUO X M, JIA H G, FENG C Y. Fuzzy PID control of brushless DC motor position tracking[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology(Natural Science Edition), 2008, 31(1): 99-103 (in Chinese).

[3] 钟晓伟,宋蛰存,姜忠. 模糊 PID 控制器在无刷直流电机控制系统中的应用[J]. 化工自动化及仪表, 2010, 37(8): 87-89.

ZHONG X W, SONG Z C, JIANG Z. Application of fuzzy PID

- controller for BLDCM control system[J]. Control and Instruments in Chemical Industry, 2010, 37(8): 87-89 (in Chinese).
- [4] 张新蕾, 吴志刚, 杨超. 考虑舵机动力的舵系统颤振特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 927-932.
ZHANG X T, WU Z G, YANG C. Flutter analysis for rudder considering actuator's dynamics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 927-932 (in Chinese).
- [5] KIM S H, TAHK M J. Dynamic stiffness transfer function of an electromechanical actuator using system identification[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19(1): 208-216.
- [6] ZHANG R, WU Z, YANG C. Dynamic stiffness testing-based flutter analysis of a fin with an actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1400-1407.
- [7] WANG Y, MEGLI T, HAGHGOOIE M, et al. Modeling and control of electromechanical valve actuator: 2002-01-1106[R]. Michigan: SAE, 2002.
- [8] 刘敏, 刘藻珍, 王金柱. 某型电动舵机建模与仿真研究[J]. 弹箭与制导学报, 2004, 24(3): 123-125.
LIU M, LIU Z Z, WANG J Z. Modeling and simulation research of a electromechanical actuator[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(3): 123-125 (in Chinese).
- [9] 张奎轩, 曾庆华. 面向故障仿真的舵机系统建模方法研究[J]. 航空计算技术, 2015, 45(3): 95-98.
ZHANG K X, ZENG Q H. Research on circuit simulation method for actuator system[J]. Aeronautical Computing Technique, 2015, 45(3): 95-98 (in Chinese).
- [10] 张开敏, 邓瑞清. 舵机传动机构动力学建模与分析[J]. 航空兵器, 2012(4): 34-37.
ZHANG K M, DENG R Q. Dynamical modeling and analysis of actuator transmission system[J]. Aero Weaponry, 2012(4): 34-37 (in Chinese).
- [11] 黎海青, 郭百巍, 徐红. 基于 ADAMS 与 SIMULINK 的舵机虚拟样机建模和仿真[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(21): 6886-6888.
LI H Q, QUO B W, XU H. Virtual prototype modeling and simulation analysis of servo based on ADAMS and SIMULINK[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(21): 6886-6888 (in Chinese).
- [12] BEIER T. Prediction and measurement of the dynamic stiffness and damping of hydraulic servo-actuators[C]//18th Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1977: 107-116.
- [13] BLAIGNAN V B, SKORMIN V A. Stiffness enhancement of flight control actuator[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(2): 380-390.
- [14] THOMPSON D F, PRUYN J S, SHUKLA A. Feedback design for robust tracking and robust stiffness in flight control actuators using a modified QFT technique[J]. International Journal of Control, 1999, 72(16): 1480-1497.
- [15] BALLESTEROS H M S, DAS NEVES CALVO R, ADADE FILHO A. Dynamic stiffness enhancement of a flight control actuator using control techniques[C]//2017 IEEE International Conference on Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2017: 260-265.
- [16] SHIN W H, LEE I, SHIN Y S, et al. Nonlinear aeroelastic analysis for a control fin with an actuator[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 597-605.
- [17] 张仁嘉, 吴志刚, 杨超. 电动伺服舵机系统动力学建模及颤振分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(7): 1368-1376.
ZHANG R J, WU Z G, YANG C. Dynamic modeling and flutter analysis of a fin-actuator system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7): 1368-1376 (in Chinese).
- [18] CROKE S, HERRENSCHMIDT J. More electric initiative-power-by-wire actuation alternatives[C]//Proceedings of the National Aerospace and Electronics Conference. Piscataway: IEEE Press, 1994: 1338-1346.
- [19] XIAO H, BRENNAN M J, SHAO Y. On the undamped free vibration of a mass interacting with a Hertzian contact stiffness[J]. Mechanics Research Communications, 2011, 38(8): 560-564.
- [20] 杨珍书. 飞控机电作动系统非线性建模和故障分析[D]. 天津: 中国民航大学, 2018: 33-34.
YANG Z S. Nonlinear modeling and fault analysis of flight control electromechanical actuation system[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2018: 33-34 (in Chinese).
- [21] 周金柱, 段宝岩, 黄进. LuGre 摩擦模型对伺服系统的影响与补偿[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(6): 990-994.
ZHOU J Z, DUAN B Y, HUANG J. Effect and compensation for servo systems using LuGre friction model[J]. Control Theory & Applications, 2008, 25(6): 990-994 (in Chinese).
- [22] CANUDAS D W C, OLSSON H, ASTROM K J, et al. A new model for control of systems with friction[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 40(3): 419-425.
- [23] 张仁嘉. 飞行器气动伺服弹性若干关键问题研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 33-34.
ZHANG R J. Extensional research on several critical aeroelastic problems of air vehicles[D]. Beijing: Beihang University, 2015: 33-34 (in Chinese).

作者简介:

卢晋 女, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

吴志刚 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

杨超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与主动控制。

Modular modeling and dynamic stiffness simulation of electromechanical actuator

LU Jin, WU Zhigang*, YANG Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Flutter is a dangerous aeroelastic instability form. The influence of actuator dynamic stiffness on the fin-actuator system flutter characteristics cannot be ignored. Therefore, accurate actuator modeling and simulation are necessary. A modular modeling method and dynamic stiffness computer simulation method for electromechanical actuator are proposed. The object is the actuator composed of DC motor, reduction gear and ball screw-fork. It is divided into submodules with core functions. The main nonlinear factors that may appear are fully considered. Then the whole actuator model is built according to the connection between the submodules. Based on the above, a calculation method using step sine sweep signal as excitation and processing the data by least square method is proposed. Taking a certain actuator as an example, the influence of the actuator main linear and nonlinear parameters on the dynamic stiffness is studied. The modular modeling method has good generality, which is convenient for the modeling of different actuators. The damping of the motor rotor, the transmission ratio of the reducer and the damping at the output shaft have a great influence on the dynamic stiffness, and three nonlinear factors, clearance, contact stiffness and friction, also have important influence.

Keywords: electromechanical actuator; modeling; dynamic stiffness; aeroservoelasticity; nonlinearity

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0022

一种连翼飞行器气动和飞行力学迭代仿真方法



蔡玉红, 刘刚*, 洪冠新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 根据连翼布局飞行器气动力和力矩的分布特点,建立了面向其气动部件的飞行力学数学模型。将计算流体力学(CFD)和飞行力学仿真结合,采用时间步长离散,建立了一个能通过气动计算和飞行力学相互迭代来完成仿真全过程的面向连翼布局飞行器气动部件的仿真平台,并且在仿真过程中能全程监测所有部件的气动、动力学、姿态和航迹参数的变化。通过该仿真平台对不同输入信号作用下的动力学响应分析了连翼布局飞行器纵向和横侧向的动力学特性。仿真分析结果表明:该连翼布局飞行器纵向具备静稳定性,但横侧向不具备静稳定性。同时,横向和航向运动耦合明显,符合荷兰滚运动偏航及侧滑振荡明显的主要特征。所提方法可为了解连翼布局飞行器本体及飞行动力学响应特性、飞行品质和飞行安全研究等工作提供分析基础。

关键词: 连翼布局飞行器; 计算流体力学(CFD); 飞行动力学; 动力学特性; 仿真平台

中图分类号: V212.12

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0779-13

盒式机翼、菱形翼、支撑翼和普朗特构型等都属于连翼布局的范畴^[1]。其不同于常规布局的气动力和力矩分布,前后翼之间的气动干扰和机翼系统结构应力分布等特点大大增加了其应用研究的难度。但是,连翼布局独特的气动和结构优势也能为飞机设计师针对特定的飞行任务提供更大的设计空间,因此,吸引了世界各国学者对其进行研究。

以往关于连翼布局飞行器的研究课题主要涉及其气动^[2-5]、结构^[6-7]、气动弹性^[8-9]及多学科优化^[10-11]等方面,而对连翼布局飞行力学相关内容关注较少。目前国内外已有的涉及连翼布局飞行力学的研究主要集中在连翼布局稳定性、操纵性和飞行品质等方面。文献[12]通过涡格法计算了盒式布局的气动力和力矩,并研究了盒式机翼布局纵向及横侧向的稳定性,根据 MIL-8785C 军用飞行品质规范对其飞行品质进行了评估,结果

表明,在大多数飞行状态下盒式布局能达到一级飞行品质,但当飞行高度较大时飞行品质等级下降。文献[13]建立了一个重点考虑机翼相对面积、前后翼衔接点和重心位置的连翼模型,用以研究机翼几何形状对飞机稳定性的影响,结果表明,减小前翼面积或者将重心调整到前翼气动中心前面能获得满意的稳定性,增加前后翼之间的距离会降低稳定性。文献[14]研究了盒式布局飞机的纵向飞行品质,并与具有相同机身和相同机翼面积的常规布局飞机的纵向稳定性进行了比较,发现若将重心位置往后调整减小稳定裕度可以获得和常规布局类似的纵向动力学特性,同时,稳定裕度可以作为连翼布局纵向动力学特性的评价参数之一。文献[15]采用准定常假设建立一个纵向和横侧向解耦的普朗特构型刚体飞行动力学数学模型,并通过其动力学响应来研究其稳定性、操纵性和飞行品质,结果表明,纵向和横侧向动力学

收稿日期: 2020-01-16; 录用日期: 2020-02-14; 网络出版时间: 2020-02-28 13:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1835.004.html

* 通信作者。E-mail: lg@buaa.edu.cn

引用格式: 蔡玉红, 刘刚, 洪冠新. 一种连翼飞行器气动和飞行力学迭代仿真方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 779-791. CAI Y H, LIU G, HONG G X. Aerodynamic and flight dynamic iterative simulation method of a joined wing aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 779-791 (in Chinese).

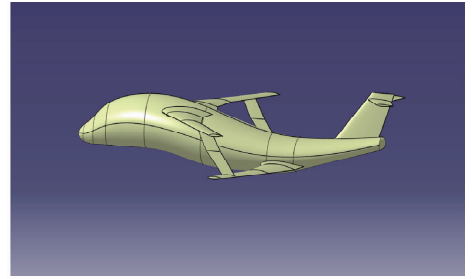
响应能满足操纵性要求,而且普朗特构型还能在不降低飞行品质等级和稳定性的前提下进一步降低稳定裕度。

但连翼布局飞行力学仿真研究中仍然存在以下几个问题:①连翼布局飞行力学仿真目前均采用常规布局飞行器动力学方程组^[16],没有针对连翼布局气动力和力矩分布特点建立动力学模型。②目前的仿真方法对不同飞行状态下的气动力和力矩描述一般有2个方法。其一,采用气动导数方法,而气动导数往往只对初始飞行状态邻域范围有效,在仿真过程中某些参数可能超出此范围;其二,采用气动数据库来描述飞行状态变化时气动力和力矩的变化,而气动数据库主要考虑速度和迎角2个参数,飞行高度、温度和密度等参数的变化往往被忽略。而且,在飞行器设计的初期,面对的工作任务往往需要通过动力学仿真了解设计方案的某些飞行性能参数,而在此阶段一般没有完整的气动导数或者气动数据库支持。③考虑飞行器的动态变化时主要采用动导数来描述,先不讨论动导数的高阶项是否被忽略,在计算动导数时无论是采用计算流体力学(CFD)方法还是风洞试验,都必须控制飞机模型运动,但这种运动往往是给定方式的平动或转动,而真实飞行过程中,飞机的运动参数决定下一时刻的气动参数,气动参数又决定接下来的运动参数,这是一个运动参数和气动参数相互迭代的过程。

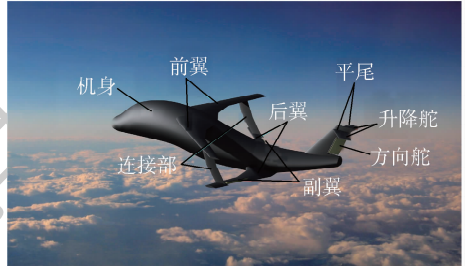
针对以上问题,在考虑复杂气动布局飞行器的飞行力学仿真中,CFD方法能根据运动参数计算当前的气动参数,但运动方式必须给定;而飞行力学能根据当前气动参数计算运动参数,但气动参数必须给定。因此,本文将CFD计算和飞行力学仿真相结合,通过时间步长离散动力学方程组,在没有气动导数或气动数据库支持下,建立了一个能通过气动计算和飞行力学仿真相互迭代来完成飞行动力学仿真全过程的、面向飞行器气动部件的仿真平台,并且在迭代过程中能全程监测所有部件的气动、动力学、姿态和航迹等参数的变化。

1 连翼布局飞行力学方程

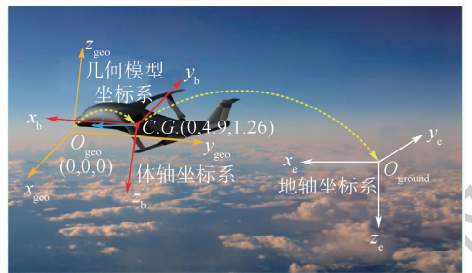
本文建立的飞行力学方程组面向连翼布局飞行器的气动部件,因此,给出连翼布局飞行器的CATIA几何模型,如图1(a)所示。通过渲染给出的各个气动部件如图1(b)所示。同时,根据其初始飞行状态,给定初始参数,主要包括飞行空速、迎角、侧滑角、航迹倾角和高度,动力学方程组推导用到的连翼布局飞行器坐标系如图1(c)所示。



(a) 连翼布局飞行器CATIA几何模型



(b) 连翼布局飞行器气动部件示意图



(c) 连翼布局飞行器坐标系定义

图1 连翼布局飞行器几何模型及坐标系定义
Fig. 1 Joined wing aircraft's geometry model and coordinate system definition

在体轴坐标系下建立飞机的动力学方程组,因此,必须将气动力从风轴坐标系投影到体轴坐标系。根据坐标系旋转定义,并考虑到便于CFD计算,气动力和力矩从风轴坐标系转换到几何模型坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{T}_{gw} = \mathbf{T}_x \mathbf{T}_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\alpha) & \sin(-\alpha) \\ 0 & -\sin(-\alpha) & \cos(-\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\cos\alpha\sin\beta & \cos\alpha\cos\beta & -\sin\alpha \\ -\sin\alpha\sin\beta & \cos\beta\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: \mathbf{T}_x 、 \mathbf{T}_z 分别为绕x轴、z轴的旋转矩阵; \mathbf{T}_{gw} 为风轴坐标系到几何模型坐标系的旋转矩阵; α 为迎角; β 为侧滑角。

由于以上给出的飞机几何模型坐标系不和飞行力学体轴坐标系重合,升力、阻力和侧力在以上几何模型坐标系下的方向定义如下:

$$\begin{cases} \mathbf{Z}_L = \mathbf{T}_{gw} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin \alpha \\ \cos \alpha \end{bmatrix} \\ \mathbf{X}_D = \mathbf{T}_{gw} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \beta \\ \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \beta \sin \alpha \end{bmatrix} \\ \mathbf{Y}_C = \mathbf{T}_{gw} \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta \\ \sin \alpha \sin \beta \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩方向在几何模型坐标系下定义分别为 y 轴、 x 轴和 z 轴的负方向。在推动力学方程组时全部按照飞行力学坐标系定义惯例。同时,CFD 计算中来流速度方向定义如下:

$$\mathbf{n} = [\sin \beta \quad \cos \beta \cos \alpha \quad \cos \beta \sin \alpha]^T \quad (3)$$

根据飞行力学惯例,在体轴坐标系下机体所受的合外力和力矩可以表示为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_b = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} + m \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \mathbf{V} \\ \mathbf{M}_b = m \frac{d\mathbf{H}}{dt} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \mathbf{H} \end{cases} \quad (4)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{V} = [u \quad v \quad w]^T \\ \mathbf{H} = [pI_x - rI_{xz} \quad qI_y \quad rI_z - pI_{xz}]^T \end{cases} \quad (5)$$

其中: u 、 v 和 w 分别为空速在体轴坐标系 x_b 、 y_b 和 z_b 方向的投影; m 为飞机质量; t 为时间; p 、 q 和 r 分别为滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度; I_x 、 I_y 、 I_z 和 I_{xz} 分别为飞机转动惯量和惯性积。将发动机推力 T 和重力投影到体轴坐标系,并展开式(4),得到

$$\begin{cases} m(\dot{u} + wq - vr) = -X_D \cos \alpha \cos \beta - Y_C \cos \alpha \sin \beta + Z_L \sin \alpha - mg \sin \theta + T \cos \varphi_T \\ m(\dot{v} + ur - wp) = -X_D \sin \beta + Y_C \cos \beta + mg \cos \theta \sin \varphi \\ m(\dot{w} + vp - uq) = -X_D \sin \alpha \cos \beta - Y_C \sin \alpha \sin \beta - Z_L \cos \alpha + mg \sin \theta \cos \varphi - T \sin \varphi_T \\ L_{roll} = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz} \\ M + Tz_T = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \\ N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \end{cases} \quad (6)$$

式中: X_D 、 Y_C 和 Z_L 分别为阻力、侧力和升力; L_{roll} 、 M 和 N 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩; φ_T 为推力角; φ 、 θ 和 ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角; z_T 为推力偏心距; g 为重力加速度。将连翼布局飞行器气动力和力矩分解到各个气动部件,可得

$$\begin{cases} X_D = D_{fw} + D_{rw} + D_{jp} + D_{tail} + D_b + D_{\delta_e} \delta_e + D_{\delta_a} \delta_a + D_{\delta_r} \delta_r \\ Y_C = C_{fw} + C_{rw} + C_{jp} + C_{tail} + C_b + C_{\delta_e} \delta_e + C_{\delta_a} \delta_a + C_{\delta_r} \delta_r \\ Z_L = L_{fw} + L_{rw} + L_{jp} + L_{tail} + L_b + L_{\delta_e} \delta_e + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r \\ L_{roll} = L_{rollfw} + L_{rollrw} + L_{rolljp} + L_{rolltail} + L_{rollb} + L_{roll\delta_e} \delta_e + L_{roll\delta_a} \delta_a + L_{roll\delta_r} \delta_r \\ M = M_{fw} + M_{rw} + M_{jp} + M_{tail} + M_b + M_{\delta_e} \delta_e + M_{\delta_a} \delta_a + M_{\delta_r} \delta_r \\ N = N_{fw} + N_{rw} + N_{jp} + N_{tail} + N_b + N_{\delta_e} \delta_e + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r \end{cases} \quad (7)$$

式中:下标 fw 为前翼的缩写;下标 r 为方向舵的缩写。为了描述式(7)中各个部件的气动力和力矩方便,取

$$\begin{cases} i_j = \frac{1}{2} \rho V^2 S_j C_{ij} \\ k_j = \frac{1}{2} \rho V^2 S_j \bar{c}_j C_{kj} \end{cases} \quad (8)$$

式中: i 代表阻力、侧力和升力; k 代表滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩; $j = fw, rw, jp, tail, b, \delta_e, \delta_w, \delta_r$ 代表前翼、平尾、连接部、尾翼、机身、升降舵、副翼和方向舵; ρ 为密度; V 为飞行空速; S 和 \bar{c}_j 分别为各个气动部件参考面积和平均气动弦长。计算气动力和力矩时,各个部件参考面积和平均气动弦长均取 1 个单位,因此,只需将导出的参数乘以动压就可以得到气动力和力矩。之后将给定的边界条件代入 Fluent 求解,得到 3 000 m 高度定直平飞初始状态下飞机各个部件的气动力和力矩,再对飞机初始飞行状态进行配平。配平后各个飞行力学参数和配平误差参数如表 1 所示。表中: u 、 γ 、 χ 分别为速度滚转角、航迹倾角、航迹偏角; u_e 、 v_e 、 w_e 为空速矢量在地轴坐标系三轴的投影; X_e 、 Y_e 、 Z_e 为地轴坐标系下三轴的坐标位置;Err $_i$ ($i = D, C, L, L_{roll}, M, N$)为各个方向方程的配平误差,各个参数的单位均采用国际单位制。之后将以上参数作为边界条件代入迭代过程进行仿真。

表1 定直平飞配平初始状态参数初值

Table 1 Trimmed parameter values of straightforward and level flight initial condition

参数	数值
α	0.0780802
β	0
u	98.345454
v	0
w	7.6944834
p	0
q	0
r	0
φ	0.001084
θ	0.078080
ψ	0
μ	0.001081
γ	0
χ	9.927×10^{-4}
u_e	98.64595
v_e	0.097925
w_e	0
X_c	0
Y_c	0
Z_c	3000.0
m	6942.922
δ_e	0.220958
δ_T	0.400235
δ_a	6.5767×10^{-4}
δ_r	-0.001217
Err_D	-9.0949×10^{-13}
Err_C	1.56319×10^{-13}
Err_L	4.77485×10^{-13}
Err_L _{roll}	-8.8818×10^{-16}
Err_M	6.82121×10^{-13}
Err_N	0

2 迭代流程及算法

在气动计算和飞行力学的相互迭代过程中,采用时间步长 Δt 离散飞行力学方程组,并将表1中边界条件作为各个参数初始状态开始迭代,迭代流程逻辑如图2所示。对于第 i 时间步来说,采用 CFD 数值模拟计算求解此时刻连翼布局飞行器的气动力和力矩,再代入离散飞行力学方程组,计算第 $i+1$ 时间步的各个飞行力学状态参数,如此循环直至设定的飞行力学仿真总时长。

图3为连翼布局飞行器气动计算和飞行力学联合仿真流程,其数据输入为初始状态配平模块输出的配平参数,循环结束则向上级模块提交数据流。Loop 循环控制模块包含2个数据交换模块、2个计算模块、1个 CFD 求解模块和1个飞行力学迭代仿真模块。参数文件读取模块和参数文件输出模块分别用于读写参数文件。CFD 输入参数处理模块用于预处理 CFD 求解输入变量,如

空速单位矢量方向、大气密度和动压等。CFD 输出参数处理模块用于后处理 CFD 计算数据,导出各个方向的气动力和力矩,作为仿真模块的预处理输入。在以上迭代过程中,考虑到时间步长较小,飞行力学方程组在第 i 时间步到第 $i+1$ 时间步的离散如式(9)~式(11)所示。

$$\left. \begin{aligned}
 f(u_{i+1}, u_i, \Delta t) &= \frac{1}{m_i} \left(-X_D \cos \alpha_i \cos \beta_i - Y_C \cos \alpha_i \sin \beta_i + Z_L \sin \alpha_i - m_i g \sin \theta_i + \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \delta_T \cos \varphi_T \right) + v_i r_i - w_i q_i \\
 f(v_{i+1}, v_i, \Delta t) &= \frac{1}{m_i} \left(-X_D \sin \beta_i + Y_C \cos \beta_i + m_i g \cos \theta_i \sin \varphi_i \right) + w_i p_i - u_i r_i \\
 f(w_{i+1}, w_i, \Delta t) &= \frac{1}{m_i} \left(-X_D \sin \alpha_i \cos \beta_i - Y_C \sin \alpha_i \sin \beta_i - Z_L \cos \alpha_i + m_i g \cos \theta_i \cos \varphi_i - \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \delta_T \sin \phi_T \right) + u_i q_i - v_i p_i \\
 f(p_{i+1}, p_i, \Delta t) &= \frac{I_{zi}}{I_{xi} I_{zi} - I_{xzi}^2} [L_{roll} + p_i q_i I_{xzi} - q_i r_i (I_{zi} - I_{yi})] + \frac{I_{xzi}}{I_{xi} I_{zi} - I_{xzi}^2} [N - q_i r_i I_{xzi} - p_i q_i (I_{yi} - I_{xi})] \\
 f(q_{i+1}, q_i, \Delta t) &= \frac{1}{I_{yi}} \left[M + \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \delta_T z_T - p_i r_i (I_{xi} - I_{zi}) - (p_i^2 - r_i^2) I_{xzi} \right] \\
 f(r_{i+1}, r_i, \Delta t) &= \frac{I_{xzi}}{I_{xi} I_{zi} - I_{xzi}^2} [L_{roll} + p_i q_i I_{xzi} - q_i r_i (I_{zi} - I_{yi})] + \frac{I_{xi}}{I_{xi} I_{zi} - I_{xzi}^2} [N - q_i r_i I_{xzi} - p_i q_i (I_{yi} - I_{xi})] \\
 f(\varphi_{i+1}, \varphi_i, \Delta t) &= p_i + (r_i \cos \varphi_i + q_i \sin \varphi_i) \tan \theta_i \\
 f(\theta_{i+1}, \theta_i, \Delta t) &= q_i \cos \varphi_i - r_i \sin \varphi_i \\
 f(\psi_{i+1}, \psi_i, \Delta t) &= (r_i \cos \varphi_i + q_i \sin \varphi_i) / \cos \theta_i \\
 \alpha_{i+1} &= \arctan(w_{i+1}/u_{i+1}) \\
 \beta_{i+1} &= \arcsin(v_{i+1}/\sqrt{u_{i+1}^2 + v_{i+1}^2 + w_{i+1}^2})
 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

式中: I_{xzi} 为当前时间步关于飞机体轴坐标系 xoz 面的惯性积; I_{xi} 、 I_{yi} 、 I_{zi} 分别为绕体轴坐标系 x_b 轴惯性矩、绕飞机体轴坐标系 y_b 轴惯性矩、 z_b 轴惯性矩; δ_T 为油门开度; $f(x_{i+1}, x_i, \Delta t)$ 可以根据所需精度要求选择不同阶数的显式或隐式离散算法。若采用 CFD 方法实时在线计算气动舵面变化时

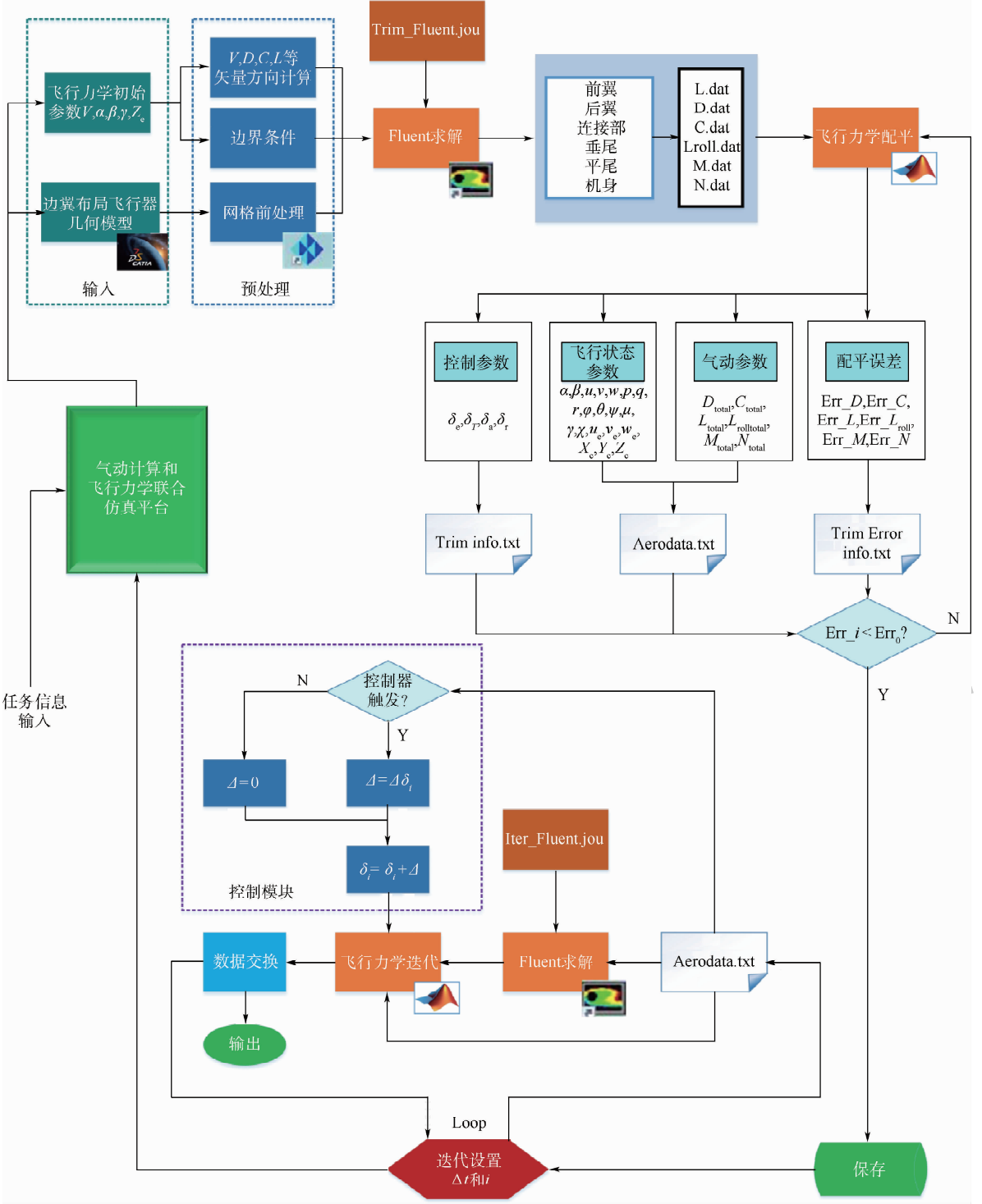


图 2 连翼布局飞行器气动计算和飞行力学仿真平台流程

Fig. 2 Flowchart of aerodynamic calculation and flight dynamic simulation platform for joined wing aircraft

的气动力和力矩,必须实时更新几何模型和计算域网格,计算资源要求及时间成本将急剧增大。因此本文中各个舵面的气动力和力矩仍然采用CFD方法进行离线计算,并考虑了纵向舵面对横侧向气动参数的影响和横侧向舵面对纵向气动参数的影响。操纵舵面的气动力和力矩计算方法如式(10)所示, i 取 δ_e 、 δ_a 和 δ_r 。各个气动部件气动力和力矩采用操纵导数方法表示如式(8),参考面

积和平均气动弦长均取 1 个单位。升降舵偏转联动,副翼偏转反向联动。气动舵面偏转对各个部件的影响如表 2 ~ 表 4 所示,表中: C_d 、 C_e 、 C_L 、 $C_{L_{roll}}$ 、 C_m 和 C_n 分别为阻力系数、侧力系数、升力系数、滚转力矩系数、俯仰力矩系数和偏航力矩系数。其中,升降舵偏转不破坏连翼布局飞行器的对称性,因此对各个气动部件横侧向的气动力和力矩的影响非常小。

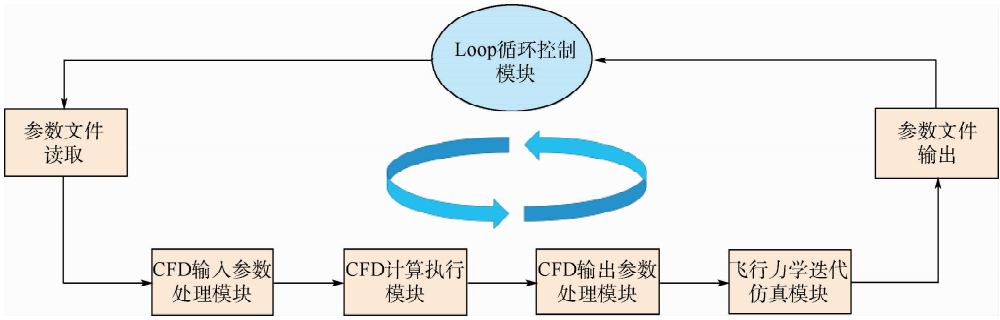


图3 连翼布局飞行器气动计算和飞行力学联合仿真流程

Fig. 3 Joined wing aircraft's aerodynamic calculation and flight dynamic integrated simulation process

表2 升降舵偏转对连翼布局飞行器各个气动部件的影响

Table 2 Elevator deflection effects on joined wing aircraft's aerodynamic components

气动部件	C_d	C_c	C_L	$C_{L,roll}$	C_m	C_n
前翼	0.0037	0	0.0173	0	0.0159	0
后翼	0.0025	0	0.0429	0	-0.0354	0
连接部	0.00001	0	0	0	0.00001	0
尾翼	0.4169	0	1.2078	0	-8.0913	0
机身	0.0574	0	0.0578	0	0.1087	0

表3 副翼偏转对连翼布局飞行器各个气动部件的影响

Table 3 Aileron deflection effects on joined wing aircraft's aerodynamic components

气动部件	C_d	C_c	C_L	$C_{L,roll}$	C_m	C_n
前翼	0.0018	0.0054	-0.0014	-0.4208	0.0062	-0.0109
后翼	0.5108	0.0451	-0.0252	-6.4906	0.0377	0.308
连接部	0.0004	-0.0338	-0.0003	0.0001	0.0008	0.0596
尾翼	0.0001	0.0005	-0.0035	0.012	0.0212	-0.0034
机身	0.0032	0.1007	0.0186	-0.024	-0.0982	-0.3187

表4 方向舵偏转对连翼布局飞行器各个气动部件的影响

Table 4 Rudder deflection effects on joined wing aircraft's aerodynamic components

气动部件	C_d	C_c	C_L	$C_{L,roll}$	C_m	C_n
前翼	0.0013	0.0011	0.0039	-0.0059	0.0039	-0.0026
后翼	0.0005	0.0029	0.0144	-0.0043	-0.0294	-0.0007
连接部	0.0003	0.0012	-0.0002	0.0006	0.0007	-0.0016
尾翼	0.1962	0.0058	0.0118	0.3097	-0.068	-0.0348
机身	0.0838	0.6954	0.0238	0.4123	-0.0071	-6.6195

$$\begin{cases}
 X_{Di} = \frac{1}{2}\rho V^2 (C_{dfw,i} + C_{drw,i} + C_{djp,i} + C_{dtail,i} + C_{db,i}) \\
 Y_{Ci} = \frac{1}{2}\rho V^2 (C_{cfw,i} + C_{crw,i} + C_{cjp,i} + C_{ctail,i} + C_{cb,i}) \\
 Z_{Li} = \frac{1}{2}\rho V^2 (C_{Lfw,i} + C_{Lrw,i} + C_{Ljp,i} + C_{Ltail,i} + C_{Lb,i}) \\
 L_{rolli} = \frac{1}{2}\rho V^2 (L_{rollfw,i} + L_{rollrw,i} + L_{rolljp,i} + L_{rolltail,i} + L_{rollb,i}) \\
 M_i = \frac{1}{2}\rho V^2 (C_{mfw,i} + C_{mrw,i} + C_{mjip,i} + C_{mtail,i} + C_{mb,i}) \\
 N_i = \frac{1}{2}\rho V^2 (C_{nfw,i} + C_{nrw,i} + C_{njp,i} + C_{ntail,i} + C_{nb,i})
 \end{cases}$$

(10)

之后对 $i+1$ 时间步连翼布局飞行器的质量、姿态和位置参数进行更新。

$$\begin{cases}
 \gamma_{i+1} = \arcsin[\cos \alpha_i \cos \beta_i \sin \theta_i - \cos \theta_i \cdot (\sin \alpha_i \cos \beta_i \cos \varphi_i + \sin \beta_i \sin \varphi_i)] \\
 \chi_{i+1} = \arcsin\{[\cos \alpha_i \cos \beta_i \sin \varphi_i \cos \theta_i - \sin \alpha_i \cos \beta_i (\cos \psi_i \sin \varphi_i - \cos \varphi_i \sin \theta_i \cdot \sin \psi_i) + \sin \beta_i (\cos \psi_i \cos \varphi_i + \sin \varphi_i \cdot \sin \theta_i \sin \psi_i)] / \cos \gamma_{i+1}\} \\
 \mu_{i+1} = \arcsin\{[\cos \alpha_i \sin \beta_i \sin \theta_i - \cos \theta_i \cdot (\sin \alpha_i \sin \beta_i \cos \varphi_i - \cos \beta_i \sin \varphi_i)] / \cos \gamma_{i+1}\} \\
 u_{e,i+1} = \sqrt{u_{i+1}^2 + v_{i+1}^2 + w_{i+1}^2} \cos \chi_{i+1} \cos \gamma_{i+1} \\
 v_{e,i+1} = \sqrt{u_{i+1}^2 + v_{i+1}^2 + w_{i+1}^2} \sin \gamma_{i+1} \\
 w_{e,i+1} = \sqrt{u_{i+1}^2 + v_{i+1}^2 + w_{i+1}^2} \sin \chi_{i+1} \cos \gamma_{i+1}
 \end{cases}$$

式中:等号右边的系数均为各个气动部件气动力和力矩的小导数。

$$\begin{cases} X_{e,i+1} = X_{e,i} + \int_i^{i+1} u_e dt \\ Y_{e,i+1} = Y_{e,i} + \int_i^{i+1} v_e dt \\ Z_{e,i+1} = Z_{e,i} + \int_i^{i+1} w_e dt \\ m_{i+1} = m_i - \frac{\eta_{fuel}}{3600g} \cdot \frac{\partial T}{\partial \delta_r} \delta_r \Delta t \end{cases} \quad (11)$$

式中: γ 为航迹倾角; μ 为航迹滚转角; χ 为航迹偏航角; u_e 为地轴坐标系 x_e 轴向分量; v_e 为地轴坐标系 y_e 轴向分量; w_e 为地轴坐标系 z_e 轴向分量; (x_e, y_e, z_e) 为飞机空间坐标; η_{fuel} 为燃油效率。以此,更新完所有运动参数后,完成了第*i*时间步到*i+1*时间步的迭代。

3 气动计算方法及验证

在第2节迭代流程中,由于要考虑横侧向的非对称运动,迭代过程中的气动计算模型必须采用全模型。计算域坐标原点固定于飞机几何模型坐标系原点,计算域采用球域,半径为前翼展长20倍,采用非结构网格填充整个计算域。飞机全模壳网格如图4所示,边界条件如表5所示。由于设定时间步长较小,考虑准定常假设。采用Fluent进行求解,湍流模型采用航空外流场计算常用的对受到逆压梯度作用下的边界层模拟效果较好的Spalart-Allmaras模型,求解算法采用Simple算法。计算入口边界条件采用压力远场,采用二阶迎风格式对控制方程进行离散推进。监测前后翼上下表面压力平均值是否稳定,作为收敛判定条件。连翼布局飞行器各个气动部件分解如图1(b)所示,各个气动部件的气动力和力矩在

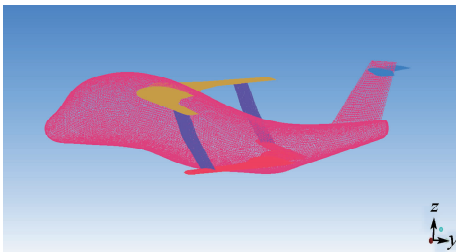


图4 连翼布局飞行器面网格

Fig.4 Joined wing aircraft surface mesh

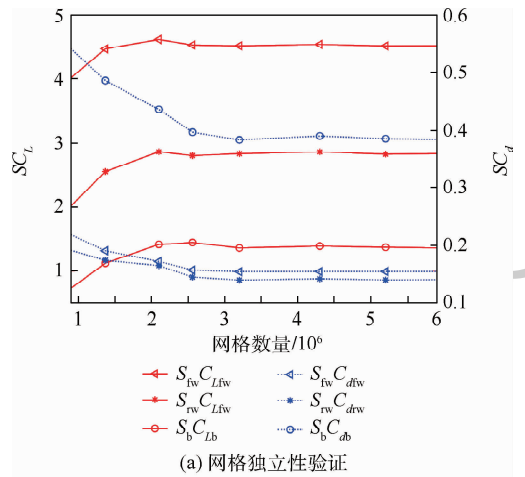
表5 定直平飞初始边界条件

Table 5 Straightforward and level flight initial boundary conditions

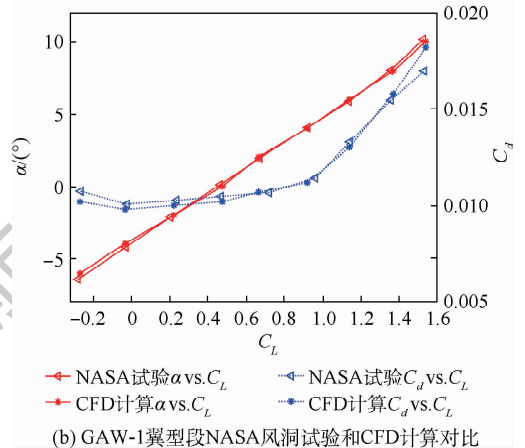
参数	数值
迎角/(°)	4.474
来流速度/(m·s ⁻¹)	98.646
温度/K	268.7
高度/m	3 000
大气密度/(kg·m ⁻³)	0.909 3

CFD计算中通过对各个部件单独积分的方法提取。

气动计算验证主要包括网格独立性验证和计算结果准确性验证。图5(a)为连翼布局飞行器在初始定直平飞状态下(配平空速 $V_0 = 98.646$ m/s, $\alpha = 4.474^\circ$)各个部件气动参数随网格数量增加的变化情况。可以看到,当网格数量达到4 302 857时,连翼布局飞行器各个部件气动参数基本不随网格数量变化而变化,因此计算结果的网格独立性得到验证。图5(b)为NASA关于GAW-1翼型段的风洞试验结果($Re = 6.3 \times 10^6$)和CFD数值模拟计算结果($Re = 6.6 \times 10^6$)对比^[17]。可以看出,CFD数值模拟计算得到的升力系数曲线、极曲线和NASA风洞试验结果基本吻合,因此验证了CFD计算结果的准确性。



(a) 网格独立性验证



(b) GAW-1翼型段NASA风洞试验和CFD计算对比

图5 连翼布局飞行器气动计算验证性算例

Fig.5 Joined wing aircraft aerodynamic calculation verification cases

4 仿真结果及讨论

仿真结果通过将连翼布局飞行器几何模型和初始定直平飞边界条件代入以上气动计算和飞行力学联合迭代仿真平台进行说明。首先,需要对仿真结果进行验证。因此,建立基于此定直平飞初始状态下的小扰动线性化模型,将升降舵阶跃信

号输入下的仿真结果与迭代仿真平台在同样的初始状态和输入信号下的动力学响应进行比较。图6为升降舵增量为 5° 阶跃输入信号下2种仿真方法的动力学响应随时间的变化情况。其中,迭代仿真平台 $\Delta t=0.01\text{ s}$,迭代1000步,总仿真时长为10 s。可以看出,迭代仿真平台和小扰动线性化方法仿真结果虽然存在差异,但基本能捕获连翼布局飞行器在阶跃信号输入下的动力学行为。从图6中可以看出,俯仰角速度和俯仰角的吻合度最好,同时,从文献[18]中对线性小扰动和非线性仿真结果的验证性分析中也可以得到同样的结论。因此,可以认为迭代仿真平台的仿真结果具备参考价值。

考虑到各个参数变化的幅度量级各不相同,为了能观察到迭代仿真过程中各个飞行力学参数的变化,仿真结果曲线按照各个参数的变化幅度范围进行排列。图7、图8和图9分别为仿真平

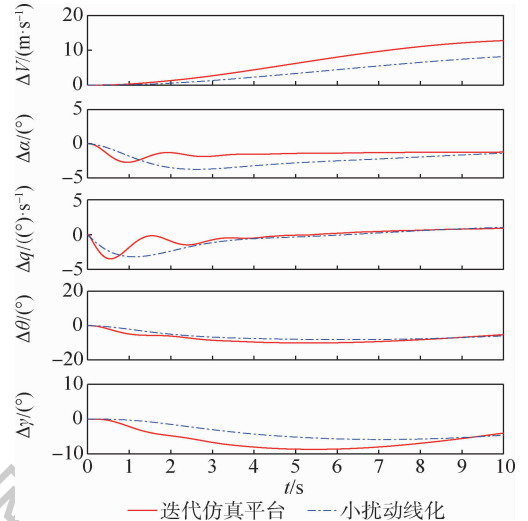


图6 升降舵阶跃信号输入下的迭代仿真平台和小扰动线性化动力学响应对比

Fig. 6 Comparison of dynamic responses of iterative simulation platform and small disturbance linearization with elevator step signal input

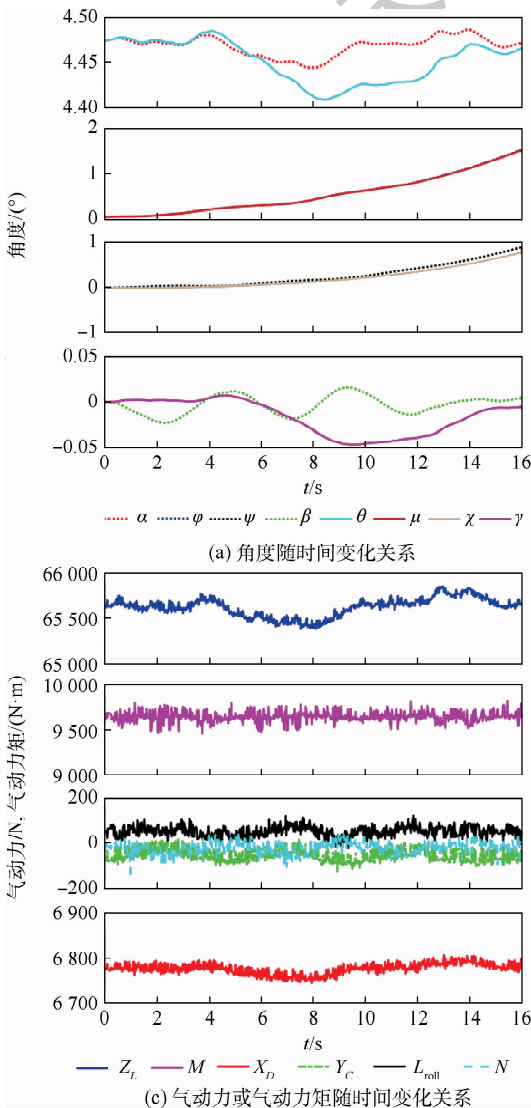


图7 迭代仿真平台无输入信号时的动力学响应

Fig. 7 Dynamic response of iterative simulation platform without input signal

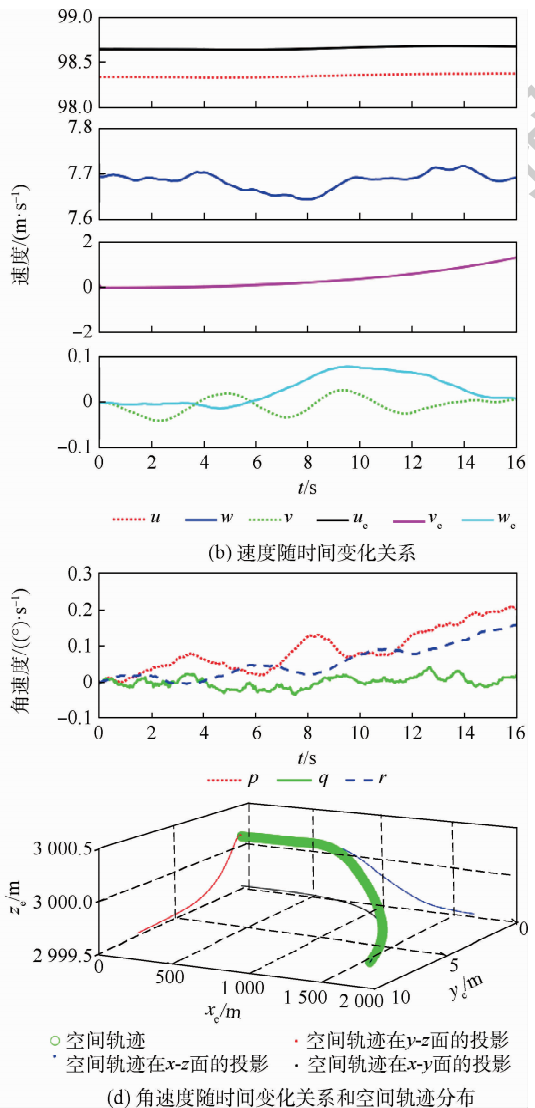


图8 迭代仿真平台和小扰动线性化方法无输入信号时的动力学响应对比

Fig. 8 Comparison of dynamic responses of iterative simulation platform and small disturbance linearization with elevator step signal input

台在无输入信号、升降舵脉冲输入信号和升降舵阶跃输入信号下的动力学响应,仿真步数均为1 000步。可以看出:

1) 无信号输入时, u 基本不变,迎角在初始值附近波动; w 、升力和阻力随迎角同步变化, v 随侧滑角同步变化。由于初始状态为定直平飞,无信号输入时,滚转角和速度滚转角基本一致,偏航角和航迹偏航角的区别也很小,但均单调增加。俯仰力矩最为稳定,侧力、滚转力矩和偏航力矩变化较小,俯仰角速度在初始值0附近波动,滚转角速度和偏航角速度缓慢增加。空间轨迹 z 向变化较小,但空间轨迹在16 s内出现了将近8 m的航迹偏差,如图7所示。

2) 升降舵脉冲信号输入 ($\Delta\delta_e = 5^\circ$) 时,迎角、侧滑角、力和力矩均开始振荡,但随着时间变化,迎角、升力、阻力、俯仰力矩和俯仰角速度等纵向

参数振荡幅度不随时间增大而发散,俯仰力矩收敛最稳定;侧滑角、侧力、滚转力矩、偏航力矩、滚转角速度和偏航角速度随时间增加而振荡发散,且侧力和滚转力矩振荡相位基本相同,偏航力矩和滚转力矩振荡相位相差 180° ,横向和航向运动耦合明显,符合荷兰滚运动偏航及侧滑振荡明显的主要特征。滚转角和速度滚转角基本一致,偏航角和航迹偏航角的区别也很小。升降舵脉冲输入对连翼布局飞行器动能和势能分配的改变较小,因此航迹出现波动但高度变化较小,同时,地速侧向分量变化较大,40 s 仿真时间内航迹航向出现了超过200 m的偏差,如图8所示。

3) 升降舵阶跃信号输入 ($\Delta\delta_e = 5^\circ$) 时, u 、升力和阻力明显增大,纵向参数变化明显。 w 、升力和阻力随迎角同步变化, v 随侧滑角同步变化,在初始值附近波动。侧力、滚转力矩和偏航力矩在

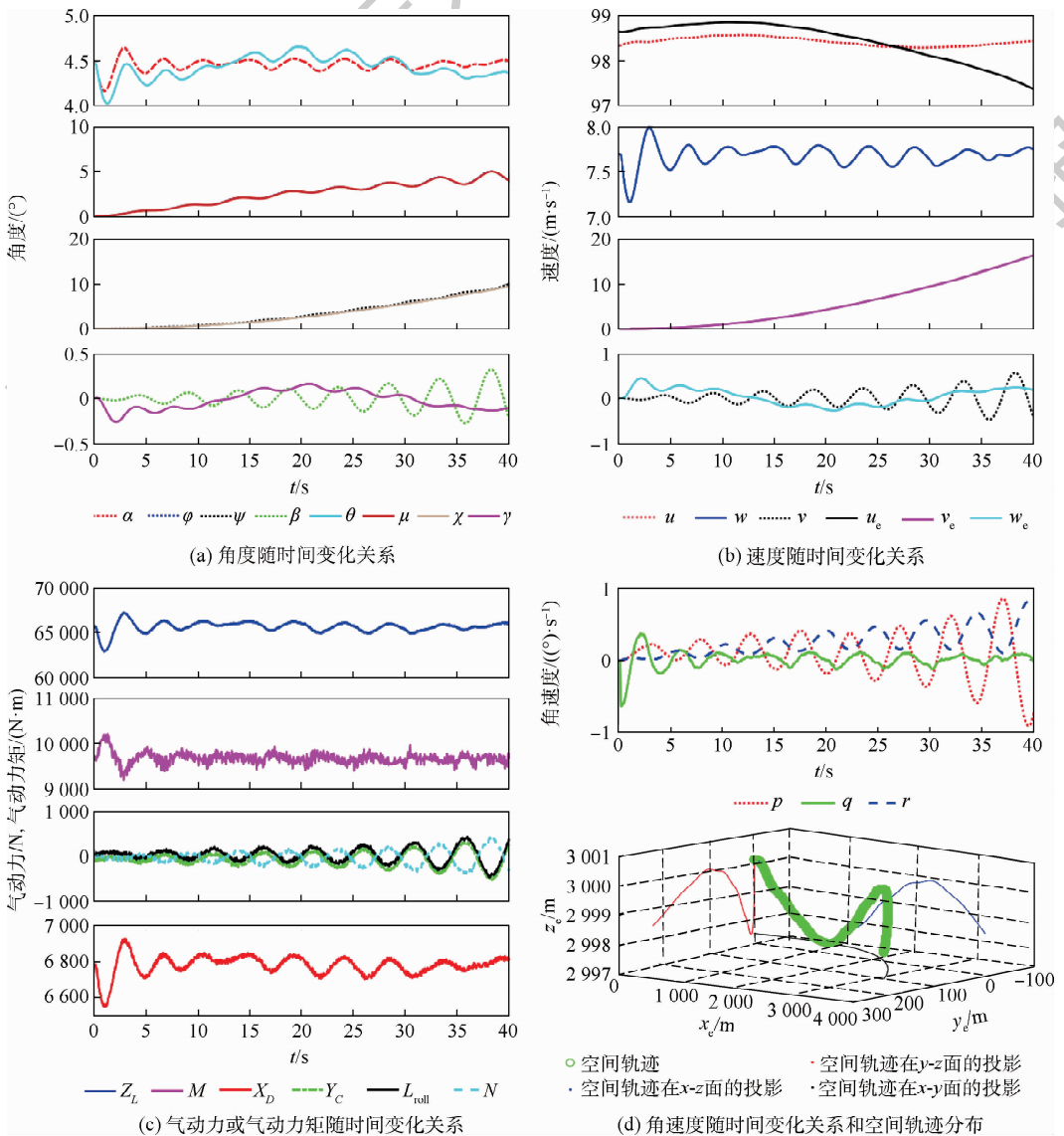


图8 迭代仿真平台升降舵脉冲信号输入时的动力学响应

Fig. 8 Dynamic response of iterative simulation platform with elevator pulse signal input

初始值附近波动但缓慢增大,滚转角速度和偏航角速度缓慢增加,俯仰角速度出现明显振荡,但随后有收敛趋势。由于升降舵阶跃信号输入使飞机低头,飞机高度下降,显著地改变了连翼布局飞行器动能和势能的分配,地速铅垂分量明显增大,在20 s时间内高度降低了超过200 m,航迹航向出现了将近30 m的偏差,如图9所示。

从以上不同的升降舵信号输入动力学响应可以看出,此连翼布局飞行器纵向具备静稳定性,与小扰动线性化后纵向运动的系统矩阵特征值($-0.7744 \pm 1.120i$; $-0.0230 \pm 0.2292i$)对纵向静稳定性的判断一致,特别是俯仰力矩和俯仰角速度收敛较为稳定。以上仿真结果中均出现了航向航迹偏差,这是由于横侧向运动不具备静稳定性,进而导致了横侧向运动发散,必须对横侧向运动进行稳定增稳设计。图10为升降舵脉冲输

入下连翼布局飞行器各个气动部件横侧向力矩系数随时间的变化关系,蓝色表示侧滑角随时间的变化关系。对于滚转力矩系数来说,只有后翼和侧滑角振荡相位相同,而其余部件振荡相位均与侧滑角振荡相位相反。一般情况下,不带反角的下单翼布局和机身的气动干扰产生的滚转力矩会进一步扩大滚转效果而引起横向静不稳定性。但是,从图10(a)中可以看出,引发全机横向运动静不稳定性原因并非后翼产生的横向静不稳定力矩,而是前翼和机身产生的对抗全机滚转运动的力矩过大。对于航向运动来说,从图10(b)中可知,前翼影响较小,其余部件偏航力矩系数和侧滑角振荡相位相同,各个气动部件的偏航力矩均扩大了航向静不稳定效果,特别是机身和连接部起到了主导作用。由于横侧向运动发散,横侧向操纵舵面无论是脉冲还是阶跃信号输入各个参数

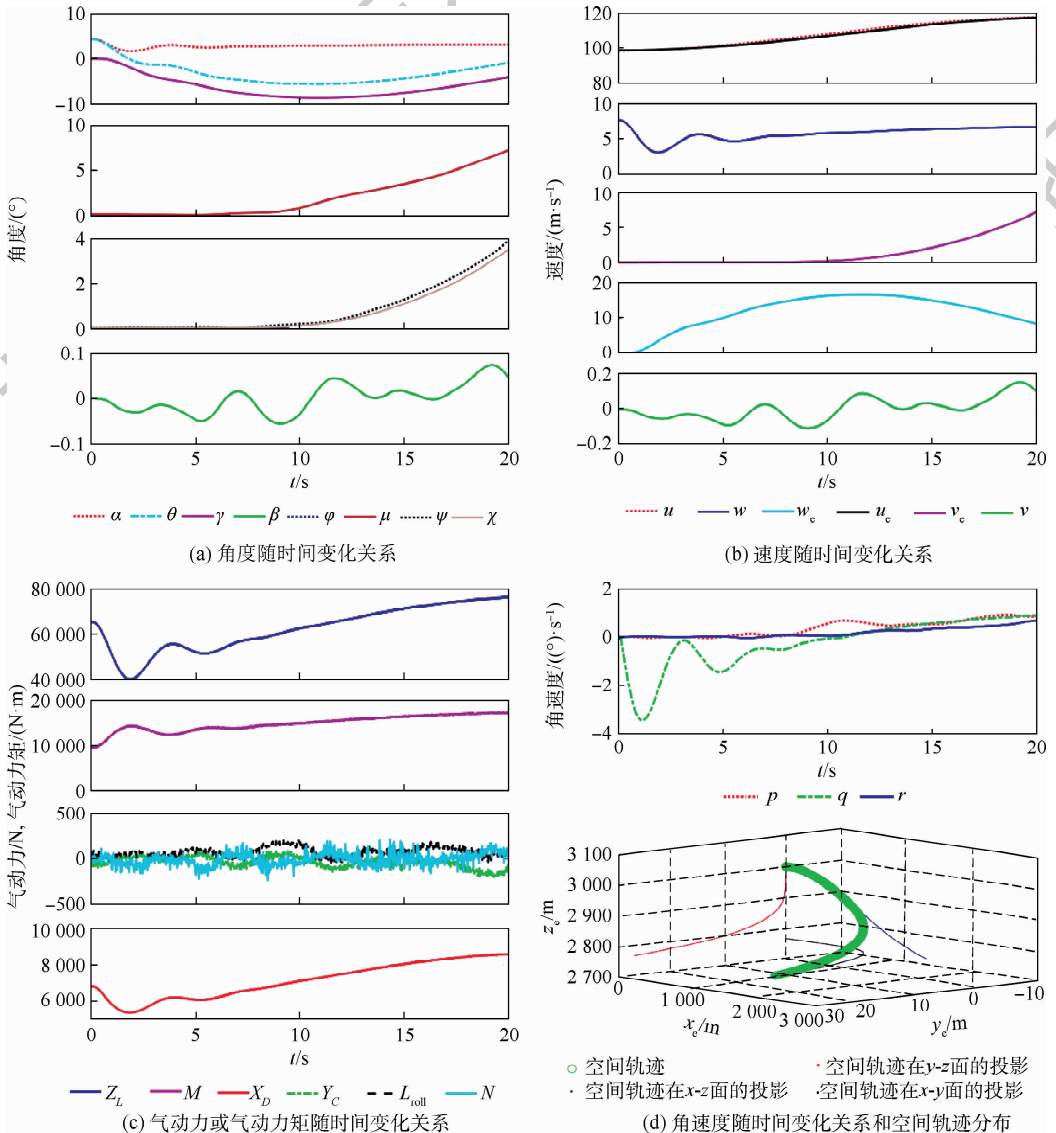


图9 迭代仿真平台升降舵阶跃信号输入时的动力学响应

Fig. 9 Dynamic response of iterative simulation platform with elevator step signal input

学行为,因此,还必须对仿真时间步长进行研究。

5 结 论

1) 根据连翼布局气动力和力矩分布特点,建立了面向气动部件的连翼布局飞行器六自由度非线性刚体动力学模型,并且通过时间步长离散,建立了一种气动计算和飞行力学循环迭代的、除操纵导数以外无需气动导数或者气动数据库支持的、能监测飞机所有部件气动参数变化的仿真方法,并且通过和小扰动线性化仿真结果对比,验证了仿真方法的有效性。

2) 分析结果表明,连翼布局飞行器纵向具备静稳定性,与小扰动线性化分析结果一致;横侧向不具备静稳定性,导致了仿真过程中空间轨迹出现航向偏差,需要进行稳定增稳设计。

3) 连翼布局飞行器在不同升降舵信号输入时俯仰力矩和俯仰角速度收敛性较好,升降舵脉冲信号输入时侧力和滚转力矩振荡相位相同,滚转力矩和偏航力矩振荡相位相反,横向和航向运动耦合明显,符合荷兰滚运动偏航及侧滑振荡明显的主要特征。

4) 引发全机横向静不稳定现象的原因并非后翼主导的与侧滑角振荡相位相同的滚转力矩,而是前翼和机身产生的对抗侧滑效果的横向力矩过大。而航向运动方面,前翼影响较小,机身和连接部产生的偏航力矩主导了航向运动的静不稳定性。

本文提出的气动计算和飞行力学联合仿真思路能为连翼布局飞行器本体及动力学响应特性、飞行品质和飞行安全分析等工作提供研究基础。

参考文献 (References)

- [1] CAVALLARO R, DEMASI L. Challenges, ideas, and innovations of joined-wing configurations: A concept from the past, an opportunity for the future [J]. Progress in Aerospace Science, 2016(87):1-93.
- [2] 王延奎,单继祥,田伟,等. 联翼布局俯仰力矩非线性变化特性的数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7):862-866.
WANG Y K, SHAN J X, TIAN W, et al. Investigation on non-linear characteristic of pitching moment of joined wing configuration aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(7):862-866 (in Chinese).
- [3] SUN J, WANG H, ZHOU Z, et al. Aerodynamic numerical analysis of the low Reynolds number diamond joined-wing configuration unmanned aerial vehicle [J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2018, 19:544-562.
- [4] 孙俊磊,王和平,周洲,等. 菱形连翼布局俯仰力矩非线性特

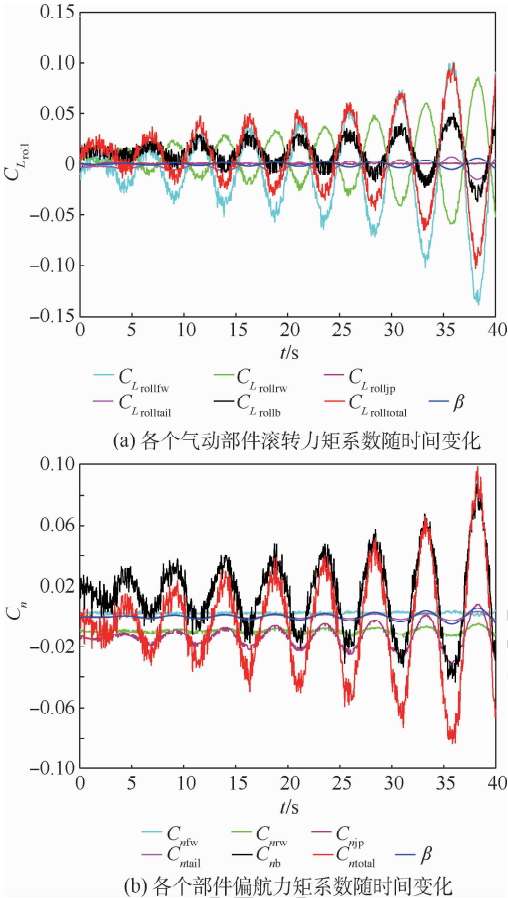


图10 升降舵脉冲输入下连翼布局飞行器各个气动部件横侧向力矩系数随时间的变化关系($S=1\text{ m}^2, c_A=1\text{ m}$)

Fig. 10 Time history of joined wing aircraft's aerodynamic component lateral moment coefficients under elevator pulse input ($S=1\text{ m}^2, c_A=1\text{ m}$)

均很快发散,采用升降舵信号输入来对动力学响应过程进行说明。同时,舵面变化的动力学响应都符合预期,可以认为搭建的连翼布局飞行器气动计算和飞行力学联合仿真平台能实现在此定直平飞初始状态下的动力学仿真。

另外,由于迭代仿真平台的控制模块目前尚未设计,进行动力学仿真时采用开环脉冲和阶跃信号输入进行代替,因此,未来将根据任务要求对控制模块进行设计。同时,因为本文仿真平台无需气动导数或气动数据库支持而采用 CFD 方法对气动力和力矩进行实时在线求解,计算量非常大,对计算资源要求较高,仿真时间总长受限制,必须选择合适的时间步长和仿真时间总长。若以后计算资源允许的情况下,气动舵面对连翼布局飞行器各个气动部件的影响也应采取在线计算的方法并入联合仿真平台。还必须注意到,对于同一个仿真时间总长,若时间步长太小,则迭代步数增加,CFD 计算误差的累积将增大;若时间步长太大,则无法提供足够的分辨率捕捉飞机的动力

- 性数值分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(8): 1567-1576.
- SUN J L, WANG H P, ZHOU Z, et al. Numerical analysis of pitching moment non-linear characteristics of diamond joined-wing configuration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8): 1567-1576 (in Chinese).
- [5] 楚亮, 马东立, 张朔, 等. 一种联结翼布局气动特性的求解模型[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 909-913.
- CHU L, MA D L, ZHANG S, et al. Solution model for aerodynamic characteristics of joined wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 909-913 (in Chinese).
- [6] GALLMAN J W, KROOI M. Structural optimization for joined-wing synthesis[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(1): 214-223.
- [7] ROBERTS R, CANFIELD R. Sensor-craft structural optimization and analytical certification [C]// Proceedings of the 44th AIAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2003: 1458.
- [8] 张波成, 万志强, 杨超. 连翼布局飞行器飞行载荷与颤振分析[J]. 工程力学, 2010, 27(8): 229-233.
- ZHANG B C, WAN Z Q, YANG C. Flight loads and flutter analysis of the joined wing aircraft[J]. Engineering Mechanics, 2010, 27(8): 229-233 (in Chinese).
- [9] 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.
- [10] KIM Y I, PARK G J, KOLONAY R M, et al. Nonlinear response structural optimization of a joined wing using equivalent loads [J]. AIAA Journal, 2008, 46(11): 2703-2713.
- [11] KIM Y I, PARK G J, KOLONAY R M, et al. Nonlinear dynamic response structural optimization of a joined-wing using equivalent static loads [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3): 821-831.
- [12] CAJA R, SCHOLZ D. Box wing flight dynamics in the stage of conceptual aircraft design [EB/OL]. [2019-10-12]. <http://www.dglr.de/publikationen/2012/281383.pdf>.
- [13] ANSREWS S, PRERZ R. Comparison of box-wing and conventional aircraft mission performance using multidisciplinary analysis and optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79(8): 336-351.
- [14] SOUSA A, RIBEIRO F, PAULA A A D. Box wing longitudinal flight quality evaluation [C]// Proceedings of the AIAA Aviation Forum. Reston: AIAA, 2019: 17-21.
- [15] OLIVIERO F, ZANETTI D, CIPOLLA V. Flight dynamics model for preliminary design of PrandtlPlane wing configuration with sizing of the control surfaces[J]. Aerotecnica Missili & Spazi, 2016, 95(10): 201-210.
- [16] CUNHA B. Development of control strategies for the joined-wing aircraft [D]. Lisbon: Technical University of Lisbon, 2011: 9-26.
- [17] MCGHEE R, BEASLEY W. Effects of the thickness on the aerodynamic characteristics of an initial low-speed family of airfoils for general aviation applications: TM X-72843 [R]. Washington, D. C.: NASA Langley Research Center, 1976.
- [18] YUE T, WANG L, AI J. Longitudinal linear parameter varying modeling and simulation of morphing aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(6): 1673-1683.

作者简介:

蔡玉红 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器设计、气动计算、飞行力学与飞行安全。

刘刚 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行力学与飞行安全、动力学与控制。

洪冠新 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 大气扰动、舰载机起降动力学、飞行力学与飞行安全、动力学与控制。

Aerodynamic and flight dynamic iterative simulation method of a joined wing aircraft

CAI Yuhong, LIU Gang*, HONG Guanxin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: An aerodynamic component-oriented flight dynamic model of joined wing aircraft was established based on the joined wing aircraft aerodynamic force and moment distribution characteristic, and a simulation platform is established by combining the computational fluid dynamics and flight dynamic simulation method. The entire simulation is spatially discretized with time steps, and is executed by iterating Computational Fluid Dynamics (CFD) calculation along with the above joined wing aircraft flight dynamic model at each time step. Moreover, the platform is able to output the change of variables of interest, such as aerodynamics, mechanics, attitude and the space track of all components throughout the entire simulation process. Based on the dynamic response of the platform to different input signals, the longitudinal and lateral dynamic characteristics of the joined wing aircraft are analyzed. The simulation results show that the joined wing aircraft is longitudinally stable, but is not laterally stable. Lateral and directional motion couple clearly, and the yaw and side slip motion oscillations are in line with the main characteristics of the Dutch roll. The developed platform can provide a useful guideline for investigating the ontology system model, flight quality, flight safety analysis and flight dynamic response characteristics of the joined wing aircraft.

Keywords: joined wing aircraft; Computational Fluid Dynamics (CFD); flight dynamics; dynamic characteristic; simulation platform

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0036

不可靠测试条件下基于 NSGA-II 的多目标测试优化选择



翟禹尧¹, 史贤俊^{1,*}, 杨帅², 秦玉峰¹

(1. 海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 78102 部队, 成都 610000)

摘 要: 针对测试不可靠因素严重影响测试优化选择结果以及现有方法不能很好解决多目标测试优化选择等问题, 提出基于第二代非支配排序遗传算法(NSGA-II)的多目标测试优化选择的方法。首先, 描述了测试不可靠条件下多目标优化选择问题的数学模型; 其次, 在该数学模型下, 将系统给出的故障检测率和隔离率作为约束条件, 将测试代价、漏检率和虚警率作为优化目标, 建立了多目标优化问题; 然后, 提出带有精英保留策略的 NSGA-II 对多目标问题进行优化选择, 利用 NSGA-II 能够得到一组 Pareto 最优解, 可根据实际需求选择最优的测试组合; 最后, 针对某装备进行实例分析, 得到 3 组最优解, 可以满足不同需求下的最优选择, 验证了所提数学模型与多目标优化算法的可行性与有效性。

关键词: 测试优化选择; 测试性设计; 多目标测试; 不可靠测试; 第二代非支配排序遗传算法(NSGA-II)

中图分类号: TP206

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0792-10

各类装备中都存在错综复杂的电子系统, 利用普通的测试与诊断方法, 会造成漏检率高、准确率低与虚警率高等问题。为了解决不足, 在对装备进行测试性设计时, 就需要对建模后得到的测试进行优化选择, 从而找出满足系统需求的最优测试组合。测试的优化选择在装备的测试性设计过程中充当着一个至关重要的角色, 其目的是为了得到满足测试性指标要求下的最优测试组合, 测试优化选择将对测试个数、位置等各类参数进行优化配置, 从而以最可靠和最经济的方式满足装备系统的测试性需求, 最终满足系统的故障诊断需求。

测试选择问题其实是一个组合优化问题, 科研人员利用各类优化选择方法(如遗传算法、粒

子群算法、贪婪算法等)对测试选择进行了深入的研究, 取得了一定的成果。刘建敏等^[1]提出采用贪婪算法对测试进行优化选择, 可以同时应用于故障检测和故障隔离 2 个方向; 蒋荣华^[2]和朱喜华^[3]等利用离散粒子群算法对测试选择进行研究; 雷华军和秦开宇^[4-5]利用量子进化算法对复杂电子系统的测试优化选择问题进行求解; 张钊旭等^[6]提出采用搜寻者算法对产品进行测试优化分配, 该算法的目标函数为产品的全寿命周期费用, 同时融合多种影响因素; 邓露^[7]和周虎^[8]等采用了遗传算法对装备进行测试优化选取。考虑到最优解的迭代次数, 同时避免算法陷入局部最优, 而无法获得全局最优解, 更多的研究者采用不同算法相结合的方式进行测试优化选

收稿日期: 2020-02-04; 录用日期: 2020-02-21; 网络出版时间: 2020-02-28 17:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200228.0840.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61903374)

*通信作者. E-mail: sxjaa@sina.com

引用格式: 翟禹尧, 史贤俊, 杨帅, 等. 不可靠测试条件下基于 NSGA-II 的多目标测试优化选择[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 792-801. ZHAI Y Y, SHI X J, YANG S, et al. Multi-objective test optimization selection based on NSGA-II under unreliable test conditions [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 792-801 (in Chinese).

择,如混合二进制粒子群-遗传算法、改进遗传模拟退火算法等^[9-11]。

而针对不可靠测试条件下测试选择问题,张士刚等^[12-14]对非完美条件下的测试系统设计选择做了很多工作;Li^[15]在传感器失效造成的不可观测问题条件下对海水淡化系统的测试选择进行了研究;Pan等^[16]在测试不可靠条件下,采用启发式遗传算法对测试进行优化选取。杨光等^[17]在可靠性约束的条件下对传感器进行选择。叶晓慧等^[18]在测试不可靠的情形下,采用动态贪婪算法求解选择问题。Deng等^[19]在测试不可靠的情形下,采用启发式粒子群算法对测试进行优化选取。

前人在不可靠情形下,进行测试优化选取的方法都是将不同的优化目标或约束条件转换为单目标进行研究,具有一定的局限性。本文在测试不可靠的情形下,将单一目标还原为多目标问题进行研究。首先,在测试不可靠的条件下,将系统给出的故障检测率和隔离率作为约束条件,将测试代价、漏检率和虚警率作为优化目标,建立多目标优化选择问题的数学模型;其次,根据数学模型,提出采用第二代非支配排序遗传算法(NSGA-II)对多目标问题进行优化选取,该算法能够得到一组Pareto最优解,可根据实际工作需求选择最优的测试组合;最后,对某实例进行多目标优化选取,结果验证了所提数学模型与NSGA-II算法的有效性。

1 不可靠测试模型及评价指标

本节在测试不可靠情形条件下,对测试性优化选择数学模型进行了研究,并阐明其中关键的信息及概念。

1.1 不可靠测试模型

不可靠测试模型符合大多数情况下工程建模问题,具体包括以下信息:

1) $F = \{f_1, f_2, \dots, f_m\}$ 为系统故障集合,系统故障模式的数目为 m 。

2) $P = \{p_1, p_2, \dots, p_m\}$ 表示系统的先验概率集合,与 $F = \{f_1, f_2, \dots, f_m\}$ 中各个状态模式相对应。

3) $T = \{t_1, t_2, \dots, t_n\}$ 为可用测试的集合, n 为测试的总数目。

4) 可用测试的费用集合 $CT = \{Ct_1, Ct_2, \dots, Ct_n\}$, 分别对应可用测试集合 $T = \{t_1, t_2, \dots, t_n\}$ 中各个测试的费用。

5) $D = [d_{ij}]_{m \times n}$ 为相关性矩阵, $d_{ij} \in \{0, 1\}$,

0 表示故障不能被检测,1 表示故障能够被检测。

另外重点描述故障检测率和虚警率的含义^[20-21]。图1中①和②分别表示 f_i 为故障和正常时, t_j 观测值的分布函数。图1显示了理想情况下故障 f_i 与测试 t_j 相关, $d_{ij} = 1$ 。若故障 f_i 发生,测试 t_j 观测值在容差外, t_j 检测到 f_i 的概率为1;若故障 f_i 未发生,测试 t_j 观测值在容差内,因此 t_j 指示 f_i 发生的概率为0。

图2显示了实际情况下故障 f_i 与测试 t_j 之间存在不确定性,包括虚警和漏检。若故障 f_i 发生,测试 t_j 不能100%检测到 f_i ,就会产生漏检;若故障 f_i 未发生,测试 t_j 可能错误地指示 f_i 发生,此时产生虚警。

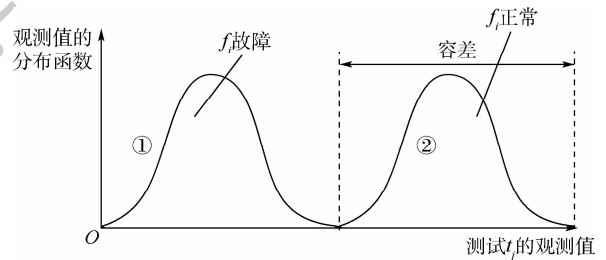


图1 测试的理想故障检测特性

Fig.1 Ideal fault detection characteristics for test

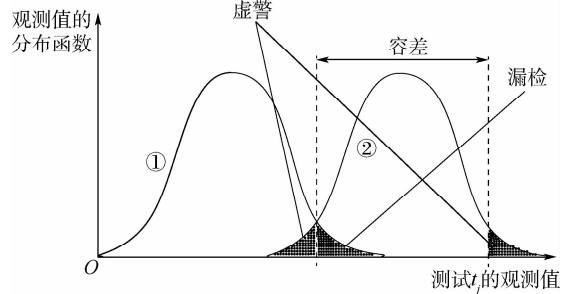


图2 测试的实际故障检测特性

Fig.2 Actual fault detection characteristics for test

为描述故障 f_i 与测试 t_j 之间的不确定因果关系,引入参数 pd_{ij} 和 pf_{ij} , pd_{ij} 表示 t_j 对 f_i 的检测概率, pf_{ij} 表示 t_j 对 f_i 的虚警概率,定义如下:

$$\begin{cases} pd_{ij} = p(t_j = 1 | d_{ij} = 1, f_i = 1) \\ pf_{ij} = p(t_j = 1 | d_{ij} = 1, f_i = 0) \end{cases}$$

式中: $f_i = 1$ 表示故障 f_i 发生, $f_i = 0$ 表示故障未发生。为了定义的完整性,当 t_j 与 f_i 不相关时(即 $d_{ij} = 0$),对应的 $pd_{ij} = pf_{ij} = 0$ 。

1.2 测试性评价指标

故障检测率和隔离率作为测试性基本概念,本文不做过多介绍。用 $x = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ 来表示测试集合 $T = \{t_1, t_2, \dots, t_n\}$ 中的测试是否被选择,测试未被选择 $x_j = 0$,测试被选择 $x_j = 1$ 。故障 f_i 被 x 检测的条件为: F_{ix} 为非零向量,即 $\sum_{j=1}^n d_{ij}x_j \geq 1$

1. 设 F_D 为 x 可检测的故障构成的集合, 则有

$$F_D = \left\{ f_i \mid f_i \in F, \sum_{j=1}^n d_{ij} x_j \geq 1 \right\} \quad (1)$$

第 1 个测试性评价指标为故障检测率。对于某一个故障 f_i 而言, 其能被检测到的概率为

$$P_{Di}(x) = 1 - \prod_{j=1}^n (1 - pd_{ij})^{d_{ij} x_j} \quad (2)$$

式中: pd_{ij} 为故障 f 可被 t 检测的概率。

系统的故障检测率可表述为所有故障被检测到的加权和:

$$\gamma_{FD}(x) = \frac{1}{\sum_{i=1}^m p_i} \sum_{f_i \in F_D} p_i \left[1 - \prod_{j=1}^n (1 - pd_{ij})^{d_{ij} x_j} \right] \quad (3)$$

式中: p_i 为故障 f 的先验概率。

第 2 个测试性评价指标为系统的故障隔离率。当 2 个故障 f_i 和 f_k 同时发生时, 至少存在一种不同的测试异常表现的概率为

$$P_{lik}(x) = 1 - \prod_{j=1}^n \left[(1 - pd_{ij})(1 - pd_{kj}) + pd_{ij}pd_{kj} \right]^{d_{ij} x_j} \quad (4)$$

如果故障 f_i 被隔离, 其满足它和其他所有的故障模式均被隔离, 概率为

$$P_{lik}(x) = \prod_{k=1}^m \left\{ 1 - \prod_{j=1}^n \left[(1 - pd_{ij})(1 - pd_{kj}) + pd_{ij}pd_{kj} \right]^{d_{ij} x_j} \right\} \quad (5)$$

系统的故障隔离率可表述为所有故障被隔离的加权和:

$$\gamma_{FI}(x) = \frac{1}{\sum_{i=1}^m p_i} \sum_{f_i \in F_D} p_i \left\{ \prod_{k=1}^m \left[1 - \prod_{j=1}^n \left[(1 - pd_{ij}) \cdot (1 - pd_{kj}) + pd_{ij}pd_{kj} \right]^{d_{ij} x_j} \right] \right\} \quad (6)$$

第 3 个测试性的评价指标为系统的漏检率。

$$L(x) = \sum_{f_i \in F_D} p_i \prod_{j=1}^n (1 - pd_{ij})^{d_{ij} x_j} \quad (7)$$

第 4 个测试性的评价指标为系统的虚警率。

$$A(x) = \sum_{f_i \in F_D} (1 - p_i) \left[1 - \prod_{j=1}^n (1 - pf_{ij})^{d_{ij} x_j} \right] \quad (8)$$

最后一个为测试的费用。

$$C(x) = \sum_{j=1}^n Ct_j x_j \quad (9)$$

1.3 不确定参数确定方法

引用杨鹏^[22] 博士论文中确定这些概率的方法, 其提到如下 2 种方法:

1) 直接法。向系统注入任意故障 f_i , f_i 与测

试 t_j 相关, 将测试 t_j 重复执行 N 次, 统计 t_j 检测到 f_i 的次数 g , 则检测概率为 $pd_{ij} \approx g/N$; 系统无故障时, 将测试 t_j 重复执行 N 次, 统计输出异常的次数 k , 则 t_j 对 f_i 的虚警概率 $pf_{ij} \approx k/N$, 该方法需要大量样本, 样本少会导致结果不准确, 无法进行实际应用。

2) 间接法。基于小子样理论估计, 讨论故障 f_i 发生和不发生 2 种情况下的测试 t_j 观测值的分布函数, 根据分布函数与容差理论估计 t_j 对 f_i 的检测概率和虚警概率。

判断观测值是否正常时, 需要先设定容差, 不妨将图 3 的容差设定为 (χ_1, χ_2) 。当 $\chi_1 \leq y_j \leq \chi_2$ 时, 此时观测值 y_j 处于容差之内, 表示 y_j 正常。于是测试 t_j 的虚警率即为 y_j 的分布函数在阴影中的面积, 则虚警概率为

$$pf_{ij} = 1 - p \quad \chi_1 \leq y_j \leq \chi_2$$

图 4 为漏检概率示意图, 将该图的容差设定为 (χ_3, χ_4) , t_j 对 f_i 的检测概率记为 y_j , y_j 为分布函数落在阴影之外的面积, 而漏检概率为图中阴影部分面积。则检测概率为

$$pd_{ij} = 1 - p \quad \chi_3 \leq y_j \leq \chi_4$$

观测值 y_j 为正态分布, 本文不做展开研究, 具体求解过程见文献[22]。特别地, 验前信息对小子样评估非常重要, 这些信息可通过对新老产品的类比、同类测试的借鉴获取, 也可以通过仿真实验获得。

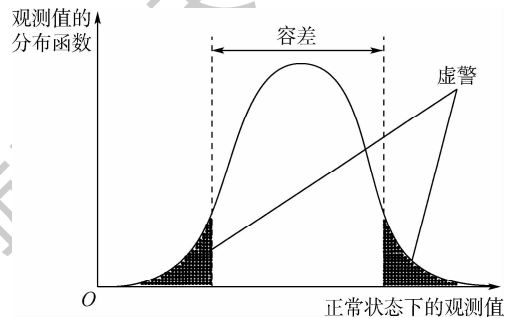


图 3 虚警概率

Fig. 3 False alarm probability

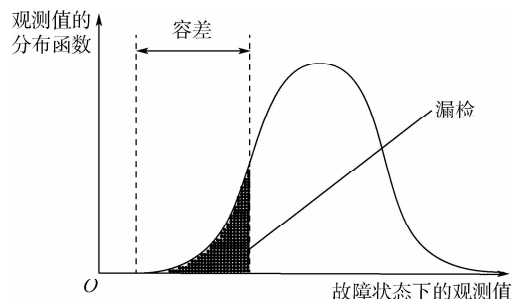


图 4 漏检概率

Fig. 4 Missed detection probability

2 多目标优化选择问题

通过 1.2 节可知,评价某个系统的测试性水平时,可供选择的评价指标具有多种,本文仅列出基本的 4 种指标。一个测试性完备的系统需要使测试性指标达到相应要求,因此测试的优化选择是一个多目标的问题。以往的测试优化都是忽略某些评价指标,或是把某些评价指标设置为约束条件,亦或是综合起来给评价指标设置系数,最终都是转换为单目标问题进行测试选择。本文提出一种新的研究思路,在测试不可靠的情形下,将单一目标还原为多目标问题进行研究,建立多目标问题的数学模型。

系统在设计之初就对其测试性指标严格规定,系统的故障检测率与故障隔离率^[23]需要尽可能接近 100%,但实际情况很难到达。因此,本文将系统的故障检测率和故障隔离率设为数学模型的约束条件,而将系统的测试费用、漏检率和虚警率这 3 个参数作为数学模型的优化目标。因此,在测试不可靠的条件下,多目标优化选择问题的数学模型为

$$\begin{cases} \min C(x) \\ \min L(x) \\ \min A(x) \end{cases} \quad (10)$$

约束条件为

$$\begin{cases} \gamma_{FD}(x) \geq \gamma_{FD}^* \\ \gamma_{FI}(x) \geq \gamma_{FI}^* \end{cases} \quad (11)$$

式中: $C(x)$ 为系统测试费用; $L(x)$ 为系统漏检率; $A(x)$ 为虚警率; $\gamma_{FD}(x)$ 为系统的故障检测率; $\gamma_{FI}(x)$ 为隔离率; γ_{FD}^* 为系统故障检测率下限; γ_{FI}^* 为系统隔离率的下限。

3 NSGA-II 算法

用各类不同的优化算法来解决测试选择的单目标问题。本文需要找出一种算法,可以解决多目标问题,经研究发现 NSGA-II 可以针对多目标问题进行求解,该优化算法还具有良好的计算性能,是一种基于 Pareto 最优解的多目标优化算法。

NSGA-II 属于遗传算法的一种,但在其基础上进行了改进优化。最初,Srinivas 和 Deb^[24]提出了非支配排序遗传算法,该算法与传统的 GA 算法不同,需要在选择算子执行之前对个体之间的支配关系进行分层。但是,由于 NSGA 计算复杂度较高,缺少最优个体保留的策略,共享半径很难准确确定。因此,Deb 等^[25]提出了 NSGA-II,由

于该算法引入精英策略,采样空间变大,快速非支配排序的应用降低了算法的复杂度。该算法还采用拥挤度比较算子,使得共享半径更容易确定。相比以往的遗传算法,该算法的性能更加全面和优越。

3.1 Pareto 解集及相关概念

在了解 NSGA-II 的具体原理之前,需要先了解 Pareto 支配关系。所谓支配,是指当选择 A 的目标值都优于 B 时,可以说 A 支配了 B,如果选择 A 只有部分目标值优于 B,则 A 和 B 就是一个非支配的关系。而在 NSGA-II 中,种群中所有不被任何其他解支配的解构成了非支配前沿,即 Pareto 最优解。上述是比较通俗的表达,Pareto 支配关系的数学表达为:对于最小化多目标优化问题, l 个目标函数 $f_i(X)$ ($i=1,2,\dots,l$) 对于任意 2 个决策变量 X_a 和 X_b ,在满足下列条件后,则称 X_a 支配了 X_b :

- 1) $\exists i \in 1, 2, \dots, l$, 使得 $f_i(X_a) < f_i(X_b)$ 。
- 2) 对于 $\forall i \in 1, 2, \dots, l$, 都有 $f_i(X_a) \leq f_i(X_b)$ 。

在决策空间中,存在一个决策变量 X ,没有任何其他的决策变量 X_i 能够支配 X ,则称 X 为非支配解,也称为 Pareto 最优解。此外,需要对 Pareto 最优解的等级进行定义:首先,确定当前解中的 Pareto 最优解,该解的等级定义为 1;然后,将该最优解从解的集合中删除,剩下解的 Pareto 解等级定义为 2;最后,重复上述操作,得到该解集中所有解的 Pareto 等级。图 5 为双目标函数下的 Pareto 解的等级及拥挤度示意图。

Pareto 解集的个体拥挤度通过计算与其相邻的 2 个个体的每个子目标函数上的距离差之和来求取,即图 5 中虚线四边形的长和宽之和。

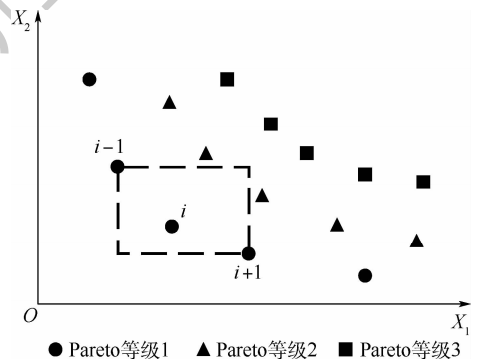


图 5 双目标优化问题下的 Pareto 等级及拥挤度示意图

Fig. 5 Conceptual diagram of Pareto level and congestion degree under bi-objective optimization problem

3.2 NSGA-II 实现

NSGA-II 的基本思想为:①随机确定初始种

群的规模 M , 经非支配排序后, 通过 GA 算法得到第 1 代子代种群。②从第 2 代开始, 对父代种群与子代种群的合并种群进行快速非支配排序, 同时进行拥挤度计算, 对象为每个非支配层中的个体。新的父代种群组成具有 2 个特点, 一是根据非支配关系进行排序, 二是根据个体的拥挤度最优值进行排序。③通过 GA 算法的基本操作产生新的子代种群, 重复上述步骤, 直到程序结束。算法流程如图 6 所示。

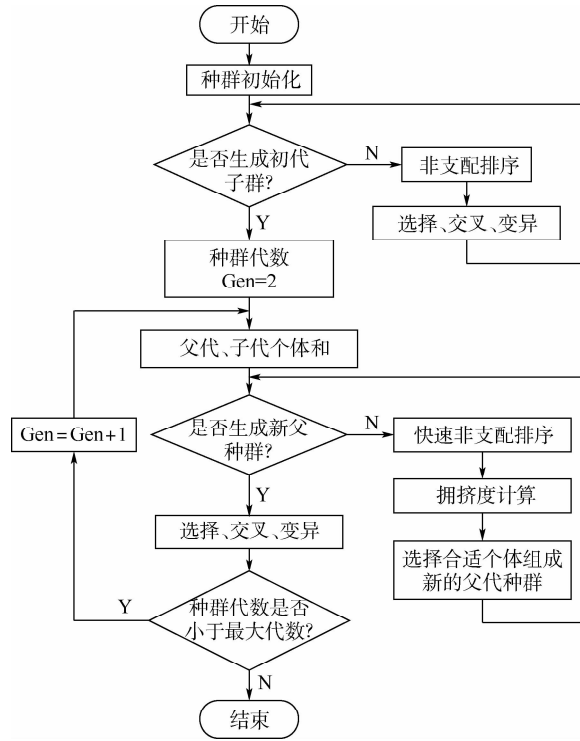


图 6 NSGA-II 算法流程

Fig. 6 NSGA-II algorithm flowchart

4 算例结果

引用文献[26]的算例矩阵, 对参数如下的测试性系统进行优化:

1) $F = \{f_1, f_2, \dots, f_{15}\}$ 为故障模式集合, f_{16} 为系统正常状态。

2) 可用测试集合 $T = \{t_1, t_2, \dots, t_{20}\}$ 中共有 20 个可用测试。

3) 测试与故障的相关布尔逻辑矩阵 $D = [d_{ij}]_{16 \times 20}$ 如表 1 所示。

4) 各个状态模式的先验概率集合 $P = \{p_1, p_2, \dots, p_{16}\}$ 如表 2 所示。

5) $CT = \{Ct_1, Ct_2, \dots, Ct_{20}\}$ 为各个可用测试的费用, 如表 3 所示。

6) $PD = [pd_{ij}]_{16 \times 20}$ 为测试的检测概率矩阵, 如表 4 所示。

7) $PF = [pf_{ij}]_{16 \times 20}$ 为测试的虚警概率矩阵, 如表 5 所示。

针对上述测试性模型进行测试优化选择, 多目标优化模型描述为测试费用 $C(x)$ 、系统漏检率 $L(x)$ 与虚警率 $A(x)$ 3 个优化目标函数达到最小。

$$\begin{cases} \min C(x) \\ \min L(x) \\ \min A(x) \end{cases}$$

并且需要优化测试组合必须满足: 故障检测率 $\gamma_{FD}(x)$ 不小于 90%, 故障隔离率 $\gamma_{FI}(x)$ 不小于 80%, 得到约束条件为

$$\begin{cases} \gamma_{FD}(x) \geq 0.9 \\ \gamma_{FI}(x) \geq 0.8 \end{cases} \quad (12)$$

表 1 系统故障与测试相关布尔逻辑矩阵

Table 1 System failure and test related Boolean logic matrix

F	T																				
	t_1	t_2	t_3	t_4	t_5	t_6	t_7	t_8	t_9	t_{10}	t_{11}	t_{12}	t_{13}	t_{14}	t_{15}	t_{16}	t_{17}	t_{18}	t_{19}	t_{20}	
f_1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
f_2	1	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1
f_3	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_4	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_5	1	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_6	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_7	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_8	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0
f_9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{10}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{11}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{12}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{13}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{14}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0
f_{15}	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	1	1	1	1	1	0	0	0
f_{16}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

注: f_{16} 为系统正常状态。

表5 虚警概率
Table 5 False alarm probability

%

F	T									
	t ₁	t ₂	t ₃	t ₄	t ₅	t ₆	t ₇	t ₈	t ₉	t ₁₀
f ₁	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
f ₂	0	0.1	0	0	0	0	0	0	0	0
f ₃	0	0.17	0.18	0	0.14	0.18	0.11	0.2	0.17	0.11
f ₄	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
f ₅	0	0.17	0	0	0	0	0	0	0	0
f ₆	0.15	0.2	0.19	0	0	0	0	0	0	0
f ₇	0	0.16	0.18	0	0	0	0	0	0	0
f ₈	0.18	0.14	0.14	0.15	0.17	0	0	0	0	0
f ₉	0.15	0.12	0.16	0.19	0.18	0.15	0.17	0.11	0.2	0
f ₁₀	0.15	0.16	0.17	0.13	0.14	0.12	0.14	0.14	0.18	0.19
f ₁₁	0.15	0.17	0.12	0.17	0.14	0.17	0.11	0.15	0.17	0.19
f ₁₂	0.14	0.14	0.19	0.14	0.16	0.2	0.16	0.13	0.14	0.16
f ₁₃	0.19	0.1	0.16	0.16	0.16	0.18	0.18	0.16	0.16	0.13
f ₁₄	0.1	0.14	0.16	0.17	0.17	0.17	0.17	0.1	0.18	0.19
f ₁₅	0.13	0.18	0.12	0.14	0.15	0.15	0.2	0.16	0	0.15
f ₁₆	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

F	T									
	t ₁₁	t ₁₂	t ₁₃	t ₁₄	t ₁₅	t ₁₆	t ₁₇	t ₁₈	t ₁₉	t ₂₀
f ₁	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0.0018
f ₂	0	0	0	0	0	0	0	0	0.13	0
f ₃	0.17	0.19	0	0	0	0	0	0	0.16	0.2
f ₄	0	0	0	0	0	0	0	0	0.15	0.16
f ₅	0	0	0	0	0	0	0	0	0.11	0.1
f ₆	0	0	0	0	0	0	0	0	0.11	0.18
f ₇	0	0	0	0	0	0	0	0	0.13	0.16
f ₈	0	0	0	0	0	0	0	0	0.14	0.17
f ₉	0	0	0	0	0	0	0	0.11	0.15	0.11
f ₁₀	0	0	0	0	0	0	0	0.19	0.19	0.14
f ₁₁	0.14	0	0	0	0	0	0	0.18	0.16	0.14
f ₁₂	0.2	0.13	0	0	0	0	0	0.18	0.13	0.12
f ₁₃	0.11	0.17	0.15	0	0	0	0	0.18	0.15	0.18
f ₁₄	0.16	0.11	0.14	0.16	0	0	0.16	0.17	0.16	0.18
f ₁₅	0.13	0.14	0	0	0	0	0	0.12	0.12	0.15
f ₁₆	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

利用 NSGA-II 对上述问题进行优化迭代, NSGA-II 中关键的参数设置,如迭代次数、种群数量等,如表 6 所示。

表 6 NSGA-II 参数设置

Table 6 NSGA-II parameter setting

参数	数值
目标函数个数	3
决策变量个数	20
迭代次数	200
种群数量	500
拥挤度比较算子	0.5
交叉概率	0.9
变异概率	0.05
交叉算子	20
变异算子	20

运行得到的 Pareto 解集如图 7 所示,在这些 Pareto 解中,可根据具体优化的需求与偏向来选取最终的优化结果,下面是 3 种情况:

1) 当成本成为最关心的重点时,可以相对忽略漏检率与虚警率的比重和要求,选取成本最优的结果(表 7 中第 1 种情况)。

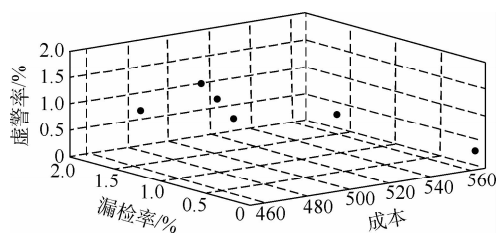


图 7 测试优化 Pareto 解集

Fig. 7 Test optimization Pareto solution set

表7 几组典型的优化组合

Table 7 Several typical optimization combinations

情况	测试组合	成本	漏检率/%	虚警率/%
成本最优组合	{1, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 1, 0, 0, 1, 0, 1, 0, 1, 1}	452	1.22	1.24
漏检率与虚警率最优组合	{1, 1, 1, 0, 0, 1, 0, 0, 1, 1, 1, 1, 1, 0, 1, 0, 0, 0, 1, 1}	567	0.12	0.27
综合优化组合	{1, 1, 1, 1, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1, 1, 1, 0, 0, 1, 0, 0, 1, 1}	533	0.88	0.82

2) 漏检率与虚警率有较高的要求,需要达到最优,而成本可退而求其次时,可以选取漏检率与虚警率最优的结果(表7中第2种情况)。

3) 当希望3个优化目标能够不偏不倚,有一个综合的测试优化组合时,可以从 Pareto 解集选取一个综合的优化组合(表7中第3种情况)。

5 结论

本文拓展了测试优化选择的思路,与以往研究不同,将不可靠测试优化还原为多目标问题本身。为系统的测试优化提供了多组优化解,根据实际工作的不同要求进行优化选择,以达到最可靠、最经济、最符合实际情况要求的优化测试组合,具体思路如下:

1) 对测试不可靠条件下的优化选择问题进行描述,将测试代价、漏检率和虚警率作为优化目标,以故障检测率和隔离率为约束条件,建立了多目标优化数学模型。

2) 对 Pareto 的概念进行介绍,进而提出 NSGA-II 进行求解,该算法能够得到一组 Pareto 最优解,可根据需求选取适合的优化方案,满足导弹处于不同阶段的测试性指标需求。

3) 进行仿真求解,验证了所提算法的有效性。

参考文献 (References)

- [1] 刘建敏,刘远宏,冯辅周,等.基于贪婪算法的测试优化选择[J].兵工学报,2014,35(12):2109-2115.
LIU J M, LIU Y H, FENG F Z, et al. The optimization selection of tests based on greedy algorithm [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(12): 2109-2115 (in Chinese).
- [2] 蒋荣华,王厚军,龙兵.基于离散粒子群算法的测试选择[J].电子测量与仪器学报,2008,22(2):11-15.
JIANG R H, WANG H J, LONG B. Test selection based on binary particle swarm optimization [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2008, 22(2): 11-15 (in Chinese).
- [3] 朱喜华,李颖晖,李宁,等.基于改进离散粒子群算法的传感器布局优化设计[J].电子学报,2013,41(10):2104-2108.
ZHU X H, LI Y H, LI N, et al. Optimal sensor placement design based on improved discrete PSO algorithm [J]. Acta Electronica Sinica, 2013, 41(10): 2104-2108 (in Chinese).
- [4] 雷华军,秦开宇.基于改进量子进化算法的测试优化选择[J].仪器仪表学报,2013,34(4):838-844.
LEI H J, QIN K Y. Optimal test selection based on improved quantum-inspired evolutionary algorithm [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(4): 838-844 (in Chinese).
- [5] 雷华军,秦开宇.测试不可靠条件下基于量子进化算法的测试优化选择[J].电子学报,2017(10):154-162.
LEI H J, QIN K Y. Optimal selection of imperfect tests based on improved quantum-inspired evolutionary algorithm [J]. Acta Electronica Sinica, 2017(10): 154-162 (in Chinese).
- [6] 张钊旭,王志杰,李建辰,等.基于搜寻者算法的测试性优化分配方法[J].鱼雷技术,2018,26(1):53-56.
ZHANG Z X, WANG Z J, LI J C, et al. Optimal allocation method of testability based on seeker optimization algorithm [J]. Torpedo Technology, 2018, 26(1): 53-56 (in Chinese).
- [7] 邓露,许爱强,吴忠德.基于遗传算法的故障样本优化选取方法[J].系统工程与电子技术,2015,37(7):1703-1708.
DENG L, XU A Q, WU Z D. Method of failure simple optimal selection based on genetic algorithm [J]. System Engineering and Electronics, 2015, 37(7): 1703-1708 (in Chinese).
- [8] 周虎,胡海峰,刘清竹,等.基于故障-测试相关模型的运载火箭测试点优化设计方法[J].载人航天,2018,81(1):38-44.
ZHOU H, HU H F, LIU Q Z, et al. An optimization method for test points of manned launch vehicle based on fault-test dependency model [J]. Manned Spaceflight, 2018, 81(1): 38-44 (in Chinese).
- [9] 陈希祥,邱静,刘冠军.基于混合二进制粒子群-遗传算法的测试优化选择研究[J].仪器仪表学报,2009,30(8):1674-1680.
CHEN X X, QIU J, LIU G J. Optimal test selection based on hybrid BPSO and GA [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2009, 30(8): 1674-1680 (in Chinese).
- [10] 代西超,南建国,黄雷,等.基于改进遗传模拟退火算法的测试优化选择[J].空军工程大学学报(自然科学版),2016,17(2):70-75.
DAI X C, NAN J G, HUANG L, et al. An optimal test selection based on improved genetic simulated annealing algorithm [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2016, 17(2): 70-75 (in Chinese).
- [11] QIU J, TAN X D, LIU G J, et al. Test selection and optimization for PHM based on failure evolution mechanism model [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(5): 780-792.
- [12] ZHANG S G, LIU C R, HU Z, et al. Testability evaluation of the systems with multi-outcome imperfect tests [J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 303(306): 407-410.

- [13] ZHANG S G, PATTIPATI K R, HU Z, et al. Optimal selection of imperfect tests for fault detection and isolation [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2013, 43(6): 1370-1384.
- [14] ZHANG S G, PATTIPATI K R, HU Z, et al. Dynamic coupled fault diagnosis with propagation and observation delays [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2013, 43(6): 1424-1439.
- [15] LI F. Dynamic modeling, sensor placement design, and fault diagnosis of nuclear desalination systems [D]. Tennessee: University of Tennessee, 2011: 20-30.
- [16] PAN J L, YE X H, XUE Q. An heuristic genetic algorithm solve test point selecting with unreliable test [C] // International Workshop on Computer Science & Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2010: 227-232.
- [17] 杨光, 刘冠军, 李金国, 等. 基于故障检测和可靠性约束的传感器布局优化 [J]. 电子学报, 2006, 34(2): 348-351.
YANG G, LIU G J, LI J G, et al. Optimal sensor placement based on various fault detectability and reliability criteria [J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(2): 348-351 (in Chinese).
- [18] 叶晓慧, 潘佳梁, 王红霞, 等. 基于动态贪婪算法的不可靠测试点选择 [J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(11): 1350-1354.
YE X H, PAN J L, WANG H X, et al. Test set selection under unreliable test based on a new dynamic greedy algorithm [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(11): 1350-1354 (in Chinese).
- [19] DENG S, JING B, YANG Z. Test point selection strategy under unreliable test based on heuristic particle swarm optimization algorithm [C] // 2012 IEEE Conference on Prognostics and System Health Management. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-6.
- [20] RAGHAVAN V, SHAKERI M, PATTIPATI K. Test sequencing algorithms with unreliable tests [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 1999, 29(4): 347-357.
- [21] RUAN S, YU F, MEIRINA C, et al. Dynamic multiple fault diagnosis with imperfect tests [J]. Autotestcon, 2003, 39(6): 1224-1236.
- [22] 杨鹏. 基于相关性模型的诊断策略优化设计技术 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2008: 47-50.
YANG P. Optimization technology of design for diagnostic strategy based on dependency model [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008: 47-50 (in Chinese).
- [23] 翟禹尧, 史贤俊, 吕佳朋. 基于广义随机 Petri 网的导弹系统测试性建模与指标评估方法研究 [J]. 兵工学报, 2019, 40(10): 2070-2079.
ZHAI Y Y, SHI X J, LV J P. Research on evaluation method for testability index and modeling of missile system based on GSPN [J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(10): 2070-2079 (in Chinese).
- [24] SRINIVAS N, DEB K. Multiobjective optimization using non-dominated sorting in genetic algorithms [J]. Evolutionary Computation, 2014, 2(3): 221-248.
- [25] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [26] 陈希祥, 邱静, 刘冠军. 测试不确定条件下基于贝叶斯网络的装备测试优化选择技术 [J]. 中国机械工程, 2011, 22(4): 379-384.
CHEN X X, QIU J, LIU G J. Optimal test selection of materiel based on bayesian network under test uncertainty [J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22(4): 379-384 (in Chinese).

作者简介:

翟禹尧 男, 博士研究生。主要研究方向: 测试性、故障诊断。

史贤俊 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 自动控制、测试性和故障诊断。

Multi-objective test optimization selection based on NSGA-II under unreliable test conditions

ZHAI Yuyao¹, SHI Xianjun^{1,*}, YANG Shuai², QIN Yufeng¹

(1. Coast Guard Academy, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;

2. PLA Unit 78102, Chengdu 610000, China)

Abstract: Since test optimization selection plays a vital role in the test design of various equipment systems, in the testability design of various types of equipment, test unreliable factors seriously affect the optimization of test selection. First, this paper describes the mathematical model of the multi-objective optimization selection problem under unreliable test conditions. Second, under this mathematical model, the test cost, missed detection rate, and false alarm rate are used as the optimization goals, and the fault detection rate and isolation rate are constraints. Thus, a multi-objective optimization problem was established. Third, the NSGA-II algorithm, a fast Non-dominated multi-objective optimization Sorting Genetic Algorithm-II with an elite retention strategy, was proposed to optimize the proposed multi-objective problem. Using the NSGA-II algorithm, a set of Pareto optimal solutions are obtained, and the optimal test combination can be selected according to actual needs. Finally, an example analysis is performed on a certain equipment, three sets of optimal solutions are obtained, which can meet the optimal selection under different needs, and the feasibility and effectiveness of the mathematical model and multi-objective optimization algorithm are verified.

Keywords: test optimization selection; testability design; multi-objective test; unreliable test; NSGA-II

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0019

基于 GNSS 测量的天宫二号质心确定



金哲阳^{1,2}, 王文彬^{1,2,*}, 刘江凯^{1,2}

(1. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 由于轨道机动燃料消耗, 科学载荷加载、分离, 以及伴飞小卫星在轨释放等原因引起天宫二号空间站质心 (COM) 发生位移, 从而影响天宫二号的动力学质心定轨精度。针对这一问题, 提出了基于全球导航卫星系统 (GNSS) 测量数据的简化动力学质心估计方法。燃料消耗是引起天宫二号质心发生位移的主要原因, 质心在本地坐标系 X 轴方向位移最为显著。利用 GNSS 测量数据对天宫二号进行质心估计和精密定轨, 在三轴对地稳定姿态下, 本地坐标系 X 轴方向与轨道切向重合, 定轨结果对本地坐标系 X 轴方向的质心位移并不敏感。但在连续偏航模式下, 本地坐标系 X 轴在轨道法向上有较大分量, X 轴方向的质心位移对基于 GNSS 测量计算的精密定轨结果有较大影响。定性和定量分析结果表明: 偏航姿态模式下天宫二号本地坐标系 X 轴方向质心位移估计具有可行性。天宫二号实测数据计算结果表明: 与未做质心估计的定轨结果进行对比, 质心估计后表征轨道动力学建模误差的经验加速度补偿水平在轨道径向、切向和法向上分别降低 62%、50% 和 65%; 载波相位后验残差标准差降低 0.04 cm; 精密轨道与全球激光测距数据比较精度提高 0.86 cm。所提方法可以应用于大型低轨航天器在轨质心估计。

关键词: 天宫二号; 质心 (COM) 估计; 偏航姿态模式; 经验加速度; 激光测距

中图分类号: V412.41

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0802-12

对基于全球导航卫星系统 (GNSS) 观测的低轨航天器精密定轨来说, 目前普遍采用的是简化动力学精密定轨方法^[1], 其通过引入随机经验加速度模型以吸收非保守力建模误差, 并与 GNSS 高精度测量数据进行匹配进而实现精密轨道确定。海洋测高类和测地类卫星的定轨精度较高, 最高甚至可以达到 1~2 cm (如测高卫星 Jason-2^[2])。天宫二号空间实验室 (简称天宫二号) 属于大型低轨航天器, 其定轨精度也可达厘米级^[3], 但定轨的质心为参考质心 (COM), 不是动力学质心, 参考质心是天宫二号在发射前进行标定的。定轨过程采用简化动力学定轨方法^[1,4], 该方法中经验加速度模型吸收了包括航天器动力学质心位置

误差在内的动力学模型误差, 在一定程度上吸收了部分动力学质心位移的影响。天宫二号发射后轨道机动燃料消耗、载荷分离、小卫星在轨释放等原因会引起航天器的动力学质心发生位移^[1]。因此天宫二号在轨运行期间, 动力学质心位置确定难度较大。

为了得到准确的天宫二号动力学质心位置, 需要在精密定轨的同时完成对动力学质心的估计。另外, 质心估计还有其他重要作用, 如结果可用于评估大型航天器内部任意位置点的微重力水平^[5]。经测算, 距离动力学质心 1 m 处的微重力水平为 $1.35 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$, 距离动力学质心 10 m 处微重力水平将下降一个数量级, 即 $1.35 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$,

收稿日期: 2020-01-15; 录用日期: 2020-10-16; 网络出版时间: 2020-10-22 15:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201022.1503.002.html

基金项目: 中国科学院重点部署项目 (ZDRW-KT-2019-1); 中国科学院联合基金 (6141A01011703)

* 通信作者. E-mail: wangwenbin@csu.ac.cn

引用格式: 金哲阳, 王文彬, 刘江凯. 基于 GNSS 测量的天宫二号质心确定[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 802-813.
JIN Z Y, WANG W B, LIU J K. Center of mass estimation of Tiangong-2 spacecraft using GNSS measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 802-813 (in Chinese).

某些实验对微重力水平和质心位置精度要求较高。当天宫二号和天舟一号组合体运行时,天舟一号上的加速度计无法安装在质心处,由质心偏移而引起的离心力加速度和线性加速度则干扰了加速度计对非保守力的测量。因此当完成组合体动力学质心估计后,可以有效剥离加速度计数据中由于质心偏移安装所引入的离心力加速度和线性加速度干扰项,精确评估加速度计对非保守力加速度的测量水平和精度。航天器质心的轨道状态还可用于大气密度的反演^[6]。获得航天器精确的动力学质心后,可以利用GNSS测量数据和非质心安装加速度计数据对航天器的姿态角进行估计^[7]。

目前,国内外已经针对航天器的质心标定问题开展了研究^[8],多数文献采用对传感器数据进行连续处理,数据量大、计算复杂,且实验对象多为重力卫星这类小型航天器。文献[9]提出了一种利用卫星自旋晃动,并通过静电加速度计实现卫星质心在轨标定的方案,通过该方案计算得到的质心精度达到毫米级,但是该自旋方案控制难度较大,工程上难以实现。文献[10-11]针对重力卫星质心在轨标定问题,提出了一种利用周期性磁力矩使卫星产生姿态机动,利用经典的Kalman滤波算法对卫星质心进行检测的方案,该方案将卫星质心在轨标定问题转换为对卫星角加速度的求解,并进行了尝试性的仿真研究,使质心位置的三轴最佳标定精度达到毫米级,但该算法需要假设加速度模型近似线型,且过程噪声为高斯白噪声,如果实际的角速度响应中存在非线性、非平稳过程,则会降低质心估计精度。文献[12-13]利用陀螺仪和加速度计的测量数据,提出了基于指数

加权递归的最小二乘算法来估计航天器的质心位移,计算得到质心位置的估计精度达到约6 mm水平。以上方法大都不适合天宫二号,未搭载加速度计等敏感器。

本文分析了处于偏航状态下的天宫二号质心位移估计的可行性,提出了基于GNSS测量数据和简化动力学最小二乘批处理(Batch Least-Squares, Batch LSQ)的质心位移估计方法。大多数航天器都会配置GNSS接收机,将GNSS测量数据用于航天器质心估计具有普遍意义。同时,针对天宫二号结构和姿态运动特点,构建了较为精细的结构模型Cylinder-wing^[14],实时计算大气阻力和辐射光压面质比,提高非保守力建模精度。由于天宫二号在轨期间,其真实质心位置无法确定,缺乏直接验证质心位移估计精度的手段,只能通过定轨结果的内外符合来间接验证。因此,本文从后验残差、重叠轨道检验和地面激光数据检核等方面对质心位移校正前后的精密轨道进行了对比,从而评估该质心估计方法的有效性。

1 天宫二号结构及姿态动力学模型

1.1 天宫二号结构

天宫二号由实验舱和资源舱2个舱段构成,其总质量约为8 600 kg^[3],全长10.4 m,最大直径3.35 m,太阳能翼宽约18.4 m,结构如图1所示。资源舱后端面与运载火箭连接。从资源舱后端沿空间实验室纵轴向实验舱看,按顺时针方向分为4个象限,由象限线I、II、III、IV分割。各象限线间隔90°,正常在轨飞行时I象限对地,如图1所示。

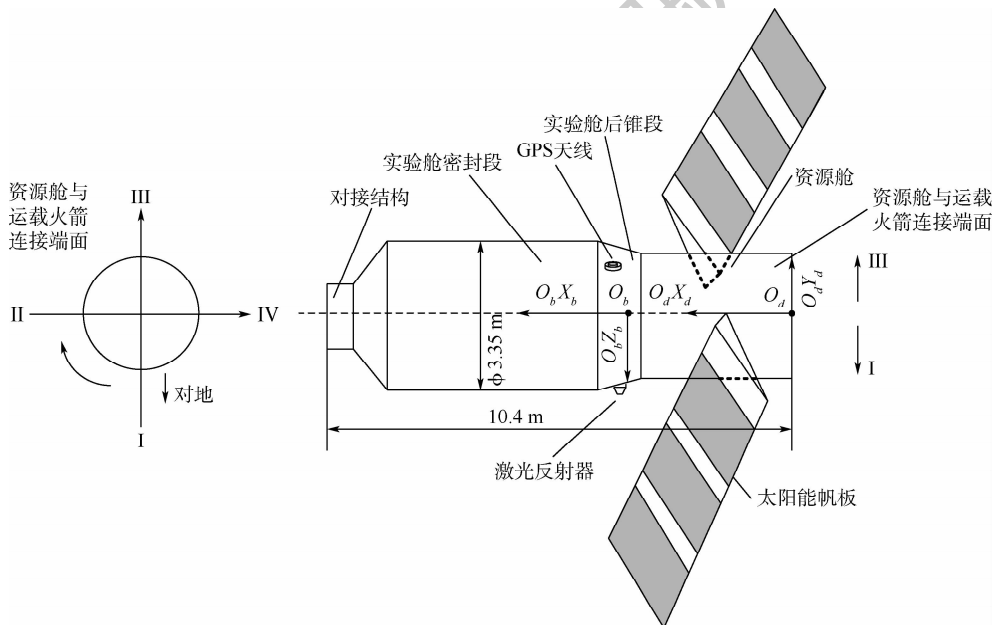


图1 天宫二号结构和象限线示意图

Fig. 1 Illustration of Tiangong-2 structure and quadrant line definition

天宫二号的整体坐标系和本体坐标系^[15]如图1所示。整体坐标系原点 O_d 取在资源舱与运载火箭连接端面的几何中心; $O_d X_d$ 轴沿飞行器的纵轴,指向对接机构; $O_d Y_d$ 轴与 $O_d X_d$ 轴垂直,指向III象限线; $O_d Z_d$ 轴与 $O_d X_d$ 和 $O_d Y_d$ 轴垂直,指向IV象限线。本体坐标系原点 O_b 为空间实验室质心, $O_b Y_b$ 轴指向空间实验室的IV象限线, $O_b Z_b$ 轴指向空间实验室的I象限线, $O_b X_b$ 轴、 $O_b Y_b$ 轴和 $O_b Z_b$ 轴满足右手螺旋法则。

轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$ 的坐标原点位于空间实验室质心处。 $+Z_o$ 轴指向地心, $+X_o$ 轴在轨道平面内与 Z_o 轴垂直并指向与空间实验室运动速度呈锐角的方向, Y_o 轴根据 X_o 轴和 Z_o 轴的指向,通过右手螺旋法则确定,垂直于轨道面,如图2所示。轨道坐标系的各坐标轴单位矢量的数学表达式为

$$\begin{cases} \mathbf{e}_x = \mathbf{e}_y \times \mathbf{e}_z \\ \mathbf{e}_y = \frac{\mathbf{v} \times \mathbf{r}}{|\mathbf{v} \times \mathbf{r}|} \\ \mathbf{e}_z = -\frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|} \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{r} 为从地心指向卫星质心 O_o 的位置矢量; \mathbf{v} 为卫星的运动速度矢量。

天宫二号在运行期间,开展了精密定轨任务,测量载荷包括双频GNSS接收机和激光反射器(Laser Retroreflector Array, LRA),其在整体坐标系下的坐标如表1所示。天线安装角为 34° ,天线法线与整体坐标系 $+Z_d$ 轴的夹角为 14° ,如图3所示。激光发射器安装在天宫二号象限线I方向上,指向地心。

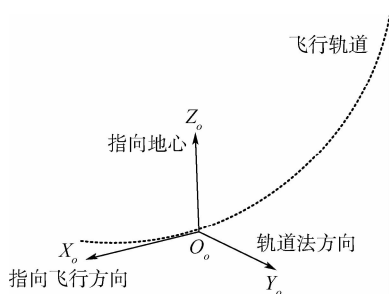


图2 轨道坐标系示意图

Fig. 2 Illustration of orbital coordinate system

表1 测量载荷与发射前参考质心的位置

Table 1 Positions of measured loads and reference COM before launch

COM before launch

位置	X_d/cm	Y_d/cm	Z_d/cm
天线相位中心	428.66	158.5	-101.31
激光角反射镜	414.88	-159.57	-0.09
发射前参考质心	416.03	0.63	0.53

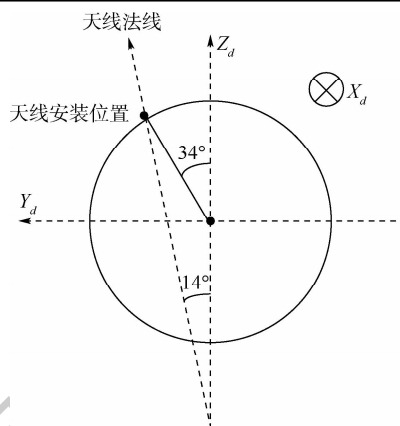


图3 天线安装位置及天线法线示意图

Fig. 3 Illustration of position and normal direction of antenna

1.2 天宫二号姿态运动

天宫二号航天器有2种姿态模式,分别为“三轴对地稳定”和“连续偏航”。当太阳高度角 $\beta > 25^\circ$ 时,天宫二号将执行连续偏航模式。在这种模式下,卫星本体坐标系与轨道坐标系在本体坐标系的 $X_b Y_b$ 平面内存在夹角,称作姿态偏航角 ψ (定义参见附录A),如图4所示。同时姿态偏航角 ψ 连续发生变化,保持太阳能电池板垂直于太阳方向,即太阳能帆板法向 \mathbf{n} 与太阳方向一致,可以获得最大的太阳能。姿态偏航角 ψ 和姿态偏航角速度 $\dot{\psi}$ 的计算公式如下:

$$\alpha = \arctan 2(-S_x, -S_z) \quad (2)$$

$$\lambda = \arcsin(-S_y) \quad (3)$$

如果 $\lambda > 0$,则

$$\begin{cases} \psi = -\frac{\pi}{2} - \left(\frac{\pi}{2} - \lambda\right) \sin \alpha \\ \dot{\psi} = -\omega \left(\frac{\pi}{2} - \lambda\right) \cos \alpha \end{cases} \quad (4)$$

否则

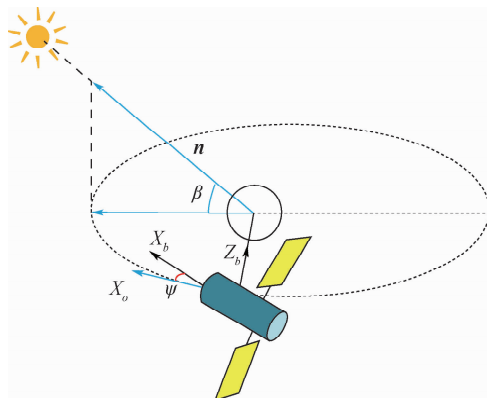


图4 天宫二号偏航姿态运动示意图

Fig. 4 Illustration of Tiangong-2 yaw-steering attitude mode

$$\begin{cases} \psi = \frac{\pi}{2} + \left(\frac{\pi}{2} + \lambda\right) \sin \alpha \\ \dot{\psi} = \omega \left(\frac{\pi}{2} + \lambda\right) \cos \alpha \end{cases} \quad (5)$$

式中: ω 为轨道角速度绝对值; S_x 、 S_y 和 S_z 为太阳矢量表示在轨道坐标系的单位向量。

当太阳高度角 $\beta < 25^\circ$ 时, 天宫二号将转向三轴对地稳定模式。在三轴对地稳定模式下, 卫星本体坐标系与轨道坐标系重合, 太阳能电池板将尽量保持最大的横截面对太阳, 所以太阳能帆板法向 n 与太阳方向在轨道平面上的投影一致。太阳能帆板法向 n 随着飞行方向(整体坐标系 $O_d X_d$ 轴)的变化而不断变化^[15]。

以一个完整的轨道周期为例, 姿态偏航角 ψ 随轨道升交角距的变化如图5所示。可知, 随着升交角距的增大, 姿态偏航角在 $40^\circ \sim 140^\circ$ 之间连续变化。

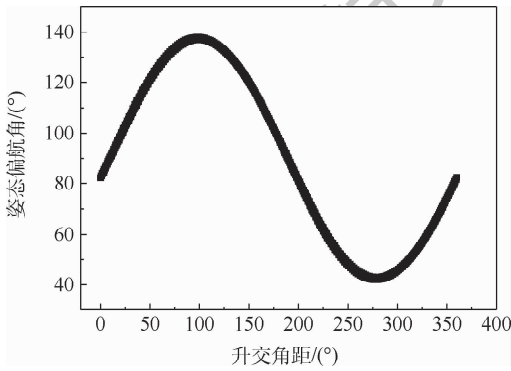


图5 姿态偏航角变化示意图

Fig. 5 Illustration of yaw angle change

1.3 动力学精确建模

由天宫二号的姿态运动可知, 天宫二号处于不同姿态模式时, 大气阻力截面积不一样, 需要进行精细的动力学建模。在动力学建模时, 将天宫二号的卫星结构模型简化为 Cylinder-wing 模型, 该结构模型由1个圆柱形的舱体和2个长方形的太阳翼构成。圆柱高 $H = 10.4$ m, 底面积直径 $R = 3.35$ m, l 为太阳能帆板的宽度, h 为太阳能帆板的长度, 约 18.4 m, 其侧视图和俯视图如图6所示。

根据天宫二号的姿态运动推导出2种模式下的大气阻力截面积的计算公式。

1) 计算大气速度的单位方向向量

在地心惯性坐标系^[16]下, 卫星的运动速度为 V , 卫星质心的位置向量为 R_s , 则大气速度的单位

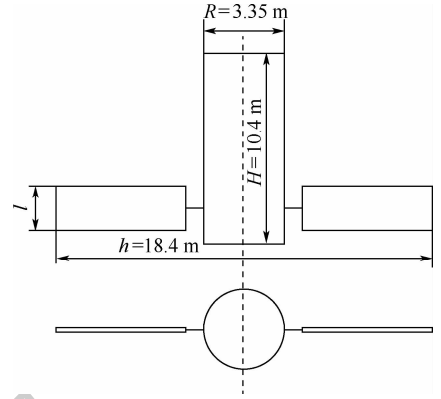


图6 Cylinder-wing 模型示意图

Fig. 6 Illustration of model of Cylinder-wing

方向向量为

$$V_r = \frac{-V}{|V|} \quad (6)$$

2) 计算圆柱体的大气阻力截面积

三轴对地稳定姿态下, 圆柱体的大气阻力截面积为

$$S_1 = \frac{\pi R^2}{4} \quad (7)$$

偏航姿态下, 假设姿态偏航角为 ψ , 圆柱体的大气阻力截面积为

$$S_1 = \frac{\pi R^2}{4} \cos \psi + RH \sin \psi \quad (8)$$

3) 计算太阳能帆板的大气阻力截面积

在地心惯性坐标系下, 太阳的坐标向量为 R_{sun} , 则卫星指向太阳的向量 R_{los} 为

$$R_{los} = R_{sun} - R_s \quad (9)$$

将 R_{los} 投影到地心惯性坐标系的 XY 面上, 同时单位化得到 R_{vlos} :

$$R_{vlos} = \frac{R_{los} \cos \beta}{|R_{los} \cos \beta|} \quad (10)$$

三轴对地稳定姿态下, 太阳能帆板的大气阻力截面积为

$$S_2 = lh |V_r \cdot R_{vlos}| \quad (11)$$

偏航姿态下, 太阳能帆板的大气阻力截面积为

$$S_2 = lh |V_r \cdot R_{vlos}| \cos \psi \quad (12)$$

可知, 总大气阻力截面积为

$$S_{total} = S_1 + S_2 \quad (13)$$

据此即可计算出飞行器的大气阻力面质比, 图7为不同姿态模式下, 大气阻力面质比在一个轨道周期内随升交角距的变化情况。大气阻力面质比随升交角距连续变化, 变化范围约为 $0.001 \sim 0.006 \text{ m}^2/\text{kg}$ 。

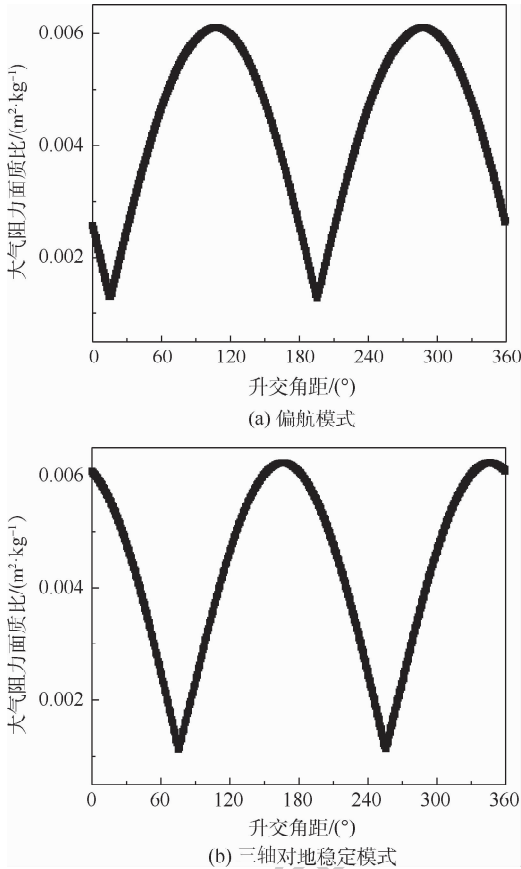


图7 偏航模式和三轴对地稳定模式下,大气阻力面质比在不同升交角距下的变化规律

Fig. 7 Law of the change of atmospheric drag mass of atmospheric drag in attitude mode of yaw steering and in attitude mode of three-axis Earth-pointing stabilization under different argument of latitude

2 质心位移估计方法

2.1 质心位移建模与估计

简化动力学最小二乘批处理方法是通过对动力学模型参数和观测模型参数进行迭代平差,使得给定时间段上的观测量和观测模型值的差的平方和最小。根据待估参数初值条件,卫星在给定时间段上进行数值积分,得到观测模型值,与观测量做差,得到残差值。建立观测模型关于待估参数的偏导数矩阵,组成超定线性法方程组,求解法方程得到初值条件的校正量,多次迭代直至待估参数的解收敛^[17]。该方法每次迭代完成给定时间段上所有观测数据的处理,观测量必须事先可用,满足事后轨道确定的条件。

最小二乘批处理方法的具体推导过程可参考文献[15],在此基础上增加质心偏移估计参数。将质心偏移加入动力学待估参数向量 \mathbf{Y} 中,即

$$\mathbf{Y} = (\mathbf{r}_{\text{offsets}}; \mathbf{y}_0; C_R; C_D; \mathbf{a}_0; \mathbf{a}_1; \dots; \mathbf{a}_{n_a-1}) \quad (14)$$

式中: $\mathbf{r}_{\text{offsets}}$ 为质心位移量; \mathbf{y}_0 为卫星在 t_0 时刻的位置与速度; C_D 和 C_R 分别为大气阻力系数和太阳辐射光压系数; $\mathbf{a}_0, \mathbf{a}_1, \dots, \mathbf{a}_{n_a-1}$ 表示 $t_0 \sim t_{n_a-1}$ 时刻的逐段经验加速度,在定轨过程中同其他参数一同估计,用于吸收动力学模型误差,其量级大小可表示非保守力建模误差^[18]。

GNSS 伪距消电离测量模型^[17] 为

$$R_{\text{IF}}(t) = \rho_r^s(t) + c(\delta t_r(t) - \delta t^s(t - \tau_r^s(t))) + M_{R_{\text{IF}}}(t) + \varepsilon_{R_{\text{IF}}}(t) \quad (15)$$

式中: r 为飞行器; s 为某一颗 GNSS 星座卫星; t 为信号接收时间; c 为光速; $\rho_r^s(t)$ 为接收机天线相位中心和 GNSS 卫星天线相位中心的几何距离; $\delta t_r(t)$ 为接收机在 t 时刻的钟差; $\delta t^s(t - \tau_r^s(t))$ 为 GNSS 卫星在信号发射时刻 $t - \tau_r^s(t)$ 的钟差; $\tau_r^s(t)$ 为信号传输时间; $\varepsilon_{R_{\text{IF}}}(t)$ 为测量噪声,假设为均值为 0 的随机变量,精度在分米级; $M_{R_{\text{IF}}}(t)$ 包括天线相位中心校正、重力场延迟等。

载波相位消电离测量模型为

$$L_{\text{IF}}(t) = \rho_r^s(t) + c(\delta t_r(t) - \delta t^s(t - \tau_r^s(t))) + \lambda_{\text{IF}} N_{\text{IF}} + M_{L_{\text{IF}}}(t) + \varepsilon_{L_{\text{IF}}}(t) \quad (16)$$

式中: λ_{IF} 为波长; N_{IF} 为载波相位的整周数; $\varepsilon_{L_{\text{IF}}}(t)$ 为测量噪声; $M_{L_{\text{IF}}}(t)$ 为其他系统偏差。

对 $\rho_r^s(t)$ 进行线性化,得到

$$\begin{aligned} \rho_r^s(t) &= \rho_{r_0}^s(t) - \mathbf{r}_{\text{pco},m}^T \cdot \mathbf{e}_r^s(t) = \\ &= \rho_{r_0}^s(t) - (\mathbf{r}_{\text{pco}} + \mathbf{r}_{\text{offsets}})^T \cdot \mathbf{e}_r^s(t) = \\ &= |\mathbf{y}_{r_0}(t) - \mathbf{y}^s(t)| - (\mathbf{r}_{\text{pco}} + \mathbf{r}_{\text{offsets}})^T \cdot \mathbf{e}_r^s(t) \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $\rho_{r_0}^s(t)$ 为 GNSS 卫星质心与天宫二号参考质心的距离; $\mathbf{y}_{r_0}(t)$ 为天宫二号参考质心在地心地固下的位置; $\mathbf{y}^s(t)$ 为 GNSS 卫星质心在地心地固系下的位置; $\mathbf{r}_{\text{pco},m}$ 为天宫二号动力学质心到接收机天线相位中心的向量; \mathbf{r}_{pco} 为天宫二号参考质心到接收机天线相位中心的向量; $\mathbf{r}_{\text{offsets}} = \mathbf{r}_{\text{pco},m} - \mathbf{r}_{\text{pco}}$ 为质心位移偏差,即作为待估参数,在批处理过程中假设是常量; $\mathbf{e}_r^s(t)$ 为天宫二号指向 GNSS 卫星的单位向量,如图 8 所示。

采用微分修正的方式对质心位移量进行估计,需计算测量值对质心位移偏差的偏导数。

$$\left[\frac{\partial \rho_r^s(t)}{\partial \mathbf{r}_{\text{offsets}}} \right]^T = \mathbf{e}_r^s(t) \quad (18)$$

2.2 质心估计可行性分析

通过定性分析和定量分析 2 个方面来说明连续偏航模式下进行质心估计的可行性。

2.2.1 定性分析

通过以下假设来定性分析是否可以基于

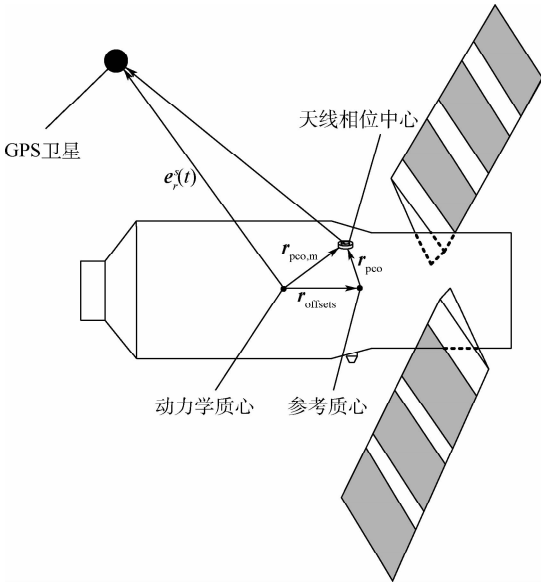


图 8 卫星参考质心、动力学质心和天线相位中心的位置关系

Fig. 8 Positional relationship among satellite reference COM, dynamic COM and antenna phase center

GNSS 测量实现对卫星质心位移的估计。假设卫星内部有 2 个位置点:一个是真正的动力学质心,一个是参考质心。因参考质心位置已知,便可以和 GNSS 天线相位中心建立对应关系,或者说,GNSS“间接”测量的是航天器参考质心的位置。而动力学质心的运动反映的是航天器真实的运动状态,不受 GNSS 测量的影响。若 GNSS 测量值(测量参考质心的运动)能与动力学质心的运动完全匹配,即参考质心和动力学质心的轨迹一致,则 GNSS 测量是无法区分这 2 个位置点的,也就是不具备质心估计可行性。若 GNSS 测量值与动力学质心运动不匹配,则可以通过 GNSS 测量进行质心位移估计。

1) 假设这 2 个质点仅在轨道坐标系中的 Z_o 方向(即轨道径向)存在位置差,则两质点由于轨道高度不相同造成轨道周期存在差异,随着时间增加,GNSS 测量的参考质心与动力学质心的位置差越来越大。因此,轨道径向上的质心位移是可以估计的。

2) 假设这 2 个质点仅在轨道坐标系中的 Y_o 方向(即轨道法向)上存在位置差,则两质点运动的轨道面存在一定夹角,位置差发生周期性变化。因此,轨道法向上的质心位移是可以估计的。

3) 假设这 2 个质点仅在轨道坐标系中的 X_o 方向(即轨道切向)上存在位置差,在两质点与地心的方向矢量形成的夹角足够小的情况下(由于航天器尺寸限制,该条件一般都能满足),2 个质

点的轨迹是相同的,其相对位置关系固定不变,因此,轨道切向上的质心位移是无法估计的。而且由于 2 个质点的位置差很小,非保守力也不会有明显差异。

以上分析表明,轨道径向和法向的质心位移可观性比较强,而轨道切向上的质心位移可观性较差。燃料消耗引起的天宫二号质心位移本体坐标系 X_b 轴方向变化显著。根据上述定性分析,在三轴对地稳定姿态下,本体坐标系 X_b 轴与轨道切向重合,难以通过 GNSS 测量正确本体坐标系 X_b 轴的质心位移。而在连续偏航模式下,本体坐标系 X_b 轴在轨道法向上有较大分量。因此,本文利用连续偏航模式下的 GNSS 观测数据,完成对天宫二号卫星的质心确定。

2.2.2 定量分析

利用 GNSS 实测数据计算本体坐标系下不同方向的质心偏移误差对精密轨道的影响。三轴对地稳定情况下的定量仿真分析已有文献给出^[19]。因此,本文选取天宫二号卫星处于偏航姿态下的时期(姿态偏航角变化范围为 $40^\circ \sim 140^\circ$),即利用天宫二号卫星 2018 年 1 月 8 日—1 月 10 日的观测量。在不考虑质心位移的前提下,采用简化动力学精密定轨方法计算得到轨道产品 Orbit-noOFFSET。分别在天宫二号卫星本体坐标系的 X_b 、 Y_b 、 Z_b 3 个方向上添加 10 cm 的质心位置位移,即 $r_{offsets}^x = (10, 0, 0)$ cm、 $r_{offsets}^y = (0, 10, 0)$ cm 和 $r_{offsets}^z = (10, 0, 0)$ cm。仍采用相同的定轨方法对上述日期获得的观测数据进行解算,获得轨道产品 Orbit-REF,并将其与 Orbit-noOFFSET 进行对比,分析不同方向的质心位移变化对定轨结果的影响,结果如表 2~表 4 所示。表中 R_x 、 R_y 、 R_z 分别表示 Orbit-REF 在本体坐标系 3 个方向的位置残差(与 Orbit-noOFFSET 比较)。

本体坐标系 X_b 方向加入 10 cm 的质心位移 $r_{offsets}^x$ 后,得到的定轨结果与 Orbit-noOFFSET 进行

表 2 本体坐标系 X_b 方向 10 cm 的质心位移变化对定轨结果的影响分析

Table 2 Analysis of influence of 10 cm COM offset in X_b -axis direction on orbit determination results

日期	R_x /cm	R_y /cm	R_z /cm
2018-01-08	6.39	6.81	2.58
2018-01-09	5.69	7.28	1.67
2018-01-10	5.42	7.63	1.85
平均值	5.83	7.24	2.03

表3 本体坐标系 Y_b 方向 10 cm 的质心位移变化对定轨结果的影响分析

Table 3 Analysis of influence of 10 cm COM offset in Y_b -axis direction on orbit determination results

日期	R_x/cm	R_y/cm	R_z/cm
2018-01-08	7.8	6.3	1.00
2018-01-09	7.49	6.52	0.85
2018-01-10	7.83	6.58	1.04
平均值	7.71	6.47	0.96

表4 本体坐标系 Z_b 方向 10 cm 的质心偏移变化对定轨结果的影响分析

Table 4 Analysis of influence of 10 cm COM offset in Z_b -axis direction on orbit determination results

日期	R_x/cm	R_y/cm	R_z/cm
2018-01-08	3.18	0.61	8.14
2018-01-09	2.75	0.53	8.86
2018-01-10	3.08	0.44	8.65
平均值	3.00	0.53	8.55

对比,发现本体坐标系 X_b 方向定轨残差均值为 5.83 cm, Y_b 方向为 7.24 cm, Z_b 方向为 2.03 cm, 与质心位移 r_{offset}^x 对比有明显区别,说明质心位移影响到了 GNSS 测量模型值,导致测量模型值与实际测量值不再匹配,从而影响了定轨结果。因此,偏航状态下,GNSS 测量数据可以用于本体坐标系 X_b 方向上的质心位移估计。

由于天宫二号在轨机动的燃料消耗,本体坐标系 X_b 方向上的质心位移最大,远高于另外 2 个正交方向的质心位移。在三轴对地定向姿态模式中,本体坐标系与轨道坐标系重合,本体坐标系 X_b 方向质心位移与轨道切向重合。谷德峰等^[19]已证明轨道切向的质心位移不可估计。但在连续偏航模式下,本体坐标系 X_b 方向质心位移在轨道切向和轨道法向上都有分量。现假定 X_b 方向存在 10 cm 的质心位移,由于姿态的偏航运动,该质心位移在轨道切向和法向上的分量如图 9 所示,轨道法向的质心位移分量在 6 ~ 10 cm 之间变化,大部分情况下,质心位移在法向上的分量比在切向上的分量要大。此时本体坐标系 X_b 方向质心位移是可以估计的^[20]。

本体坐标系其他 2 个方向情况大致类似,质心位移对定轨结果都有影响。通过质心估计定量分析结果看,姿态偏航模式下本体坐标系 3 个方向均具备质心位移估计的可行性。

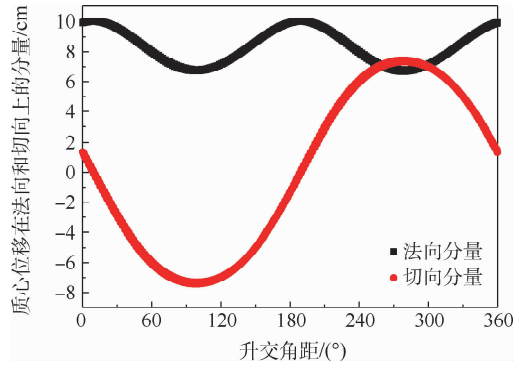


图9 偏航模式下,本体坐标系 X_b 轴 10 cm 质心位移在轨道切向和法向上的分量变化

Fig. 9 Component changes of X_b -axis 10 cm-offsets of COM in along-track and cross-track directions in attitude mode of yaw steering

2.3 质心估计校验方法

本文利用 GNSS 实测数据在偏航模式下估计天宫二号本体坐标系 3 个方向的质心位移,并将定轨结果与未进行质心估计的定轨结果做比较,从 4 个方面评估质心位移估计精度,前 3 个为内符合精度校验,最后 1 个为外符合精度校验。

1) 载波相位后验残差精度校验。载波相位后验残差精度表示定轨结果与观测资料之间的拟合程度。计算若干历元定轨结果对应的模型值与观测量之间的载波相位后验残差,得到均值和均方根 (Root Mean Square, RMS)。若均值接近于 0, RMS 值符合观测量类型的噪声水平,说明内符合精度较高,定轨模型与 GNSS 观测量是一致的,轨道确定的迭代过程是收敛的。

2) 弧段重叠精度校验。相同的定轨软件通过 2 次独立解算得到的 2 段轨道中如果包含有重叠弧段,那么尽管重叠段的观测数据相同,但是这 2 段重叠定轨结果是相对独立的,可以认为不相关,轨道重叠部分的符合程度反映出定轨精度(采用重叠部分之差的 RMS 值)。

3) 经验加速度估计水平校验。同时段的观测资料独立解算得到的经验加速度估计幅值的大小反映出定轨过程中采用的动力学模型的精度。经验加速度幅值越大,动力学建模精度越差,间接反映质心位移估计精度不高,反之则说明质心位移估计精度较高。

4) 激光测距 (Satellites Laser Ranging, SLR) 外部校验。利用激光测距观测值对轨道数据进行外部检验是一种独立的轨道检验方法,其原理是:比较地面激光测距站直接测量的站星距(测站和卫星轨道间的几何距离)与基于 GNSS 测量值求解的轨道与测站的站星距的差,并进行统计分析。

3 质心估计结果和分析

发射前,天宫二号在地面进行了参考质心的标定。天宫二号燃料消耗几乎只影响其本体坐标系 X_b 轴方向的质心变化。表 5 列出了天宫二号发射时刻和 3.1 节里的实验方案中所涉及时间段

的质心位置(称作参考质心,表示在整体坐标系中)和天线相位中心位置(表示在本体坐标系中),这 2 个位置是根据燃料消耗和质心变化推算的。因为天宫二号内部结构较为复杂,数学推算的质心位置精度比较差,所以有必要利用在轨测量数据进行精确估计。

表 5 根据燃料消耗推算的天宫二号质心位置和天线相位中心位置

Table 5 Position of COM and antenna phase center of Tiangong-2 computed by fuel consumption

阶段	发生时间 (UTC)	质量/kg		质心位置 (整体坐标系)/cm	天线相位中心位置 (本体坐标系)/cm
		天宫二号整器	剩余燃料		
轨控	2016-09-16 08:58:55	8 406.4	692.4	(416.03, 0.63, 0.53)	(12.63, -101.84, -157.87)
阶段 A ~ 阶段 C	2018-01-01 00:00:00	8 488.97	889.88	(393.29, 1.55, 0.53)	(35.37, -101.84, -156.95)

注:阶段 A ~ 阶段 C 的剩余燃料比轨控时期剩余燃料更多,是因为在 2017 年 6 月 14 日,天舟一号对天宫二号进行了燃料补给。

3.1 实验方案

本文基于天宫二号实测 GNSS 双频伪距和载波相位测量数据,在定轨过程采用了 2 种方案,并对定轨结果进行对比。方案 1 为不考虑质心位移估计的精密轨道确定;方案 2 为考虑质心位移估计的精密轨道确定^[21]。通过这样的对比实验来

验证质心估计对天宫二号轨道精度的影响。

考虑到 GNSS 观测数据充足,激光数据受观测时段和测站的影响而有限,因此,在 GNSS 观测数据连续且充足的时段进行质心估计,在有激光数据的时段进行激光校验^[20]。具体时段设置如表 6 所示。

表 6 所选实验时段的具体说明

Table 6 Specific instructions for selected experimental period

时段名称	时段	时段内天宫二号姿态模式	时段内是否有激光观测数据	具体实验方法
阶段 A	2018-01-01—2018-01-10	连续偏航	无	对本体坐标系 X_b 、 Y_b 、 Z_b 3 个方向同时进行质心位移估计,给出质心位移,并对比质心估计前后的定轨结果
阶段 B	2018-08-20—2018-08-24	三轴对地稳定	有	利用阶段 A 估计的质心位移进行质心校正后,完成精密定轨,并对轨道进行激光外符合校验
阶段 C	2018-08-27—2018-08-30	连续偏航	有	利用阶段 A 估计的质心位移进行质心校正后,完成精密定轨,并对轨道进行激光外符合校验

当天宫二号卫星处于阶段 A、阶段 B、阶段 C 这 3 个时段时,天宫二号卫星均没有燃料消耗,可视作质心没有发生变化。

3.2 结果与分析

选取来自实际任务的天宫二号卫星多天的在轨观测数据,如表 6 所示。GNSS 卫星星历以及钟差来自于 IGS(International GNSS Service),为已知量且具有较高精度。GNSS 星历位置利用 8 阶拉格朗日插值以获得 GNSS 卫星在任意时刻的位置,误差在 5 cm 量级以下^[1],对 GNSS 卫星钟差利用线性插值可获得 1 cm 以下的精度。

定轨相关参数设置为:批处理一天(24 h)的观测数据,观测历元间隔 30 s,待估钟差参数为 $n_T = 2\ 880$,载波相位模糊度参数 $n_B \approx 450 \sim 500$ 。 C_D 和 C_R 在整个区间上是待估常量,设置经验加速度相关时间 $t_e = 600$ s,动力学参数 $n_V \approx 443$ 。待估参数总数约为 3 800 个。计算法方程的权重

矩阵,设置消电离伪距噪声标准差为 0.4 m,消电离载波相位噪声标准差为 0.01 m。动力学轨道积分采用变步长 RKF78 阶方法,可以满足高精度的数值积分要求。

利用 2018 年 1 月 1 日—2018 年 1 月 10 日(阶段 A)的观测数据进行简化动力学最小二乘批处理得到的质心位移估计量如表 7 所示。在本体坐标系下, X_b 方向质心位移估计量的平均值为 -15.84 cm,标准差为 0.46 cm, Z_b 方向的质心位移估计量均值为 1.04 cm,标准差为 0.16 cm,这 2 个方向的质心位移估计精度较高。

尽管本文应用的经验加速度参数吸收了部分动力学建模误差,其与质心位移也存在一定耦合,对质心位移估计产生一定影响,但由于定轨过程中对经验加速度参数进行了约束,使得估计后的经验加速度幅值的大小被约束在合理的范围内。计算估计后的经验加速度的时间序列如图 10 所

示。经计算,本体坐标系 X_b 方向的经验加速度对该方向的质心位移的影响为 2 ~ 3 cm,其大小约为本体坐标系 X_b 方向质心估计结果(15 cm)的 1/5(见表 7),不会产生根本性影响。

Y_b 方向的质心位移估计量均值为 -7.39 cm, 标准差为 2.49 cm。因为天宫二号卫星偏航模式下的姿态偏航角主要在 $40^\circ \sim 140^\circ$ 之间变化,所以多数情况本体坐标系 Y_b 方向质心位移在轨道切向上的分量比在轨道法向上的分量要大,该方向的质心估计结果相对较差,表 7 中 Y_b 方向的质心位移估计标准差比其他 2 个方向差一些。

表 7 偏航姿态模式下,本体坐标系 3 个方向的质心位移估计值及不确定度

Table 7 Estimates and uncertainties of COM offset in three directions in satellite-body-fixed coordinate system in attitude mode of yaw steering

日期	X_b/cm	Y_b/cm	Z_b/cm
2018-01-01	-16.54 ± 0.35	-7.49 ± 0.74	1.20 ± 0.13
2018-01-02	-16.09 ± 0.36	-5.68 ± 0.86	1.21 ± 0.13
2018-01-03	-16.26 ± 0.41	-4.69 ± 1.07	1.04 ± 0.11
2018-01-04	-16.02 ± 0.43	-6.76 ± 1.38	1.11 ± 0.14
2018-01-05	-15.74 ± 0.41	-6.53 ± 1.34	1.29 ± 0.16
2018-01-06	-16.13 ± 0.44	-9.57 ± 2.19	1.02 ± 0.13
2018-01-07	-15.30 ± 0.48	-7.19 ± 3.03	0.94 ± 0.14
2018-01-08	-15.54 ± 0.47	-3.84 ± 3.36	0.80 ± 0.14
2018-01-09	-15.79 ± 0.53	-11.25 ± 5.09	0.87 ± 0.16
2018-01-10	-15.03 ± 0.43	-10.87 ± 3.27	0.88 ± 0.19
平均值	-15.84	-7.39	1.04
标准差	0.46	2.49	0.16

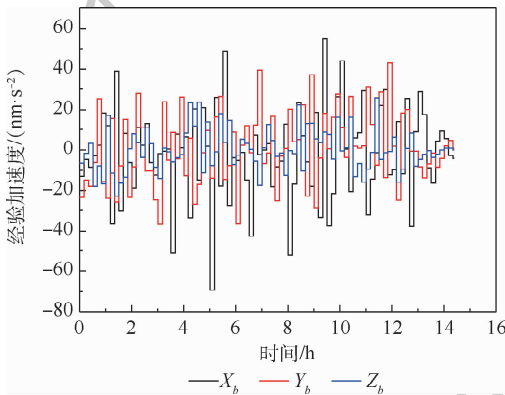


图 10 偏航模式下,质心位移估计后本体坐标系下 3 个方向的经验加速度

Fig. 10 Empirical acceleration after COM offset estimation in three directions in satellite-body-fixed coordinate system in attitude mode of yaw steering

3.2.1 内符合分析

为了检验定轨结果与观测量的一致性(内符合),给出了阶段 A 时段内的载波相位后验残差的标准差结果,如图 11 所示。残差平均值为 0,定轨结果没有系统性偏差,未进行质心位移估计

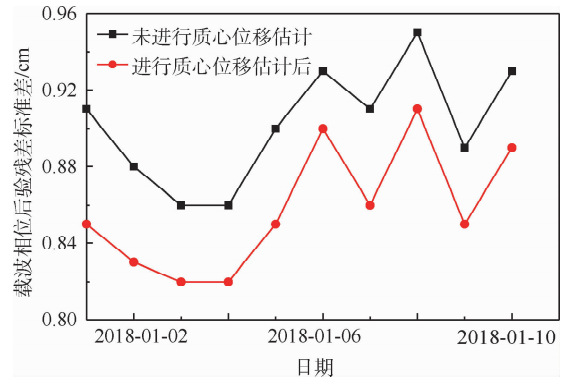


图 11 2018 年 1 月 1 日—2018 年 1 月 10 日的轨道后验残差标准差变化

Fig. 11 Changes of standard deviation of post-fit residuals from January 1st, 2018 to January 10th, 2018

时相位后验残差标准差的均值为 0.90 cm,进行质心位移估计后相位后验残差标准差的均值为 0.86 cm,在进行质心位移估计后,相位后验残差标准差均值明显减小,说明内符合结果更好,轨道精度更高。

3.2.2 经验加速度估计水平分析

仍以 2018 年 1 月 1 日—2018 年 1 月 10 日(阶段 A)的观测数据为例,分析经验加速度的补偿水平情况。图 12 比较了未进行和进行质心位移估计定轨过程的经验加速度补偿水平。可以看出,与未进行质心位移估计相比,进行质心位移估计后,轨道径向、切向和法向经验加速度分别降低 62%、50% 和 65%,表明质心得到校正后,轨道动力学模型精度提高,相应的经验加速度的补偿水平才会降低。

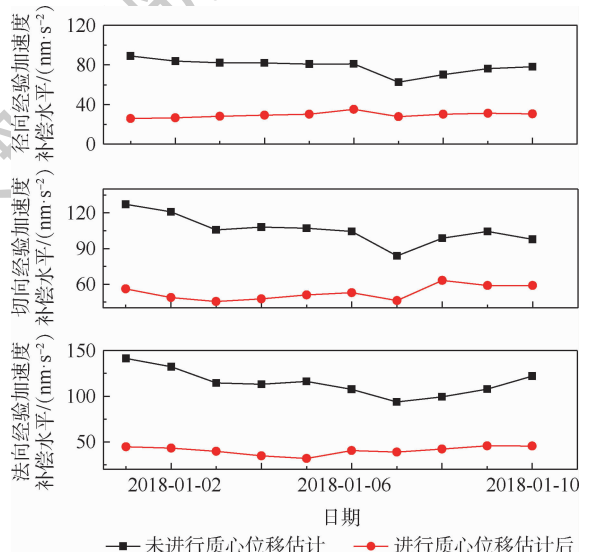


图 12 经验加速度的补偿水平在轨道径向、切向和法向上的变化

Fig. 12 Changes of radial, along-track and cross-track directions in compensation level of empirical acceleration

3.2.3 重叠弧段分析

图13为2018年1月1日—2018年10日(阶段A)的重叠弧段三维位置均方根(3D Root Mean Square, 3D RMS)在质心位移估计前后的变化。定轨弧长为27 h,采用前一弧段最后3 h与当前弧段的前3 h重叠轨道差异以评价轨道一致性。与未进行质心位移估计的结果进行对比,质心位移估计后,天宫二号卫星轨道重叠弧段3D RMS由4.33 cm降低到2.64 cm,定轨精度较好。

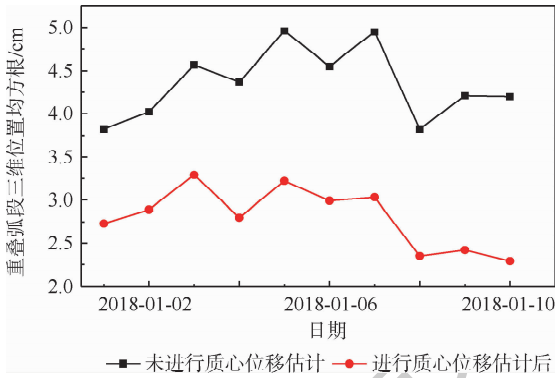


图13 重叠弧段精度变化

Fig. 13 Change of accuracy of overlapping arc

3.2.4 激光校验结果分析

阶段B为三轴对地稳定模式,不适合本体坐标系 X_b 、 Y_b 方向质心位移估计,但该阶段存在地面激光数据。将阶段A计算的质心位移量应用到这个阶段的精密定轨过程中。分为2种情形对比:一个是不应用质心位移校正结果(利用参考质心定轨,不做质心位移计算);另一个是应用质心位移校正结果(即利用阶段A计算的质心位移更新参考质心,但不做质心位移计算)。选取太阳高度角在 45° 以上的激光标准点数据,分别与上述2种情形的基于GNSS计算的精密轨道进行对比。在天宫二号卫星处于三轴对地稳定姿态下(见表8,阶段B)时,是否应用质心位移校正对定轨结果影响不大,这与之前的分析是一致的。

阶段C为连续偏航模式,适合做质心位移估计且该阶段存在地面激光数据。将阶段A计算的质心位移量应用到这个阶段的精密定轨过程中。分为2种情形对比:一个是不应用质心位移校正结果(利用参考质心定轨,不做质心位移计算);另一个是应用质心位移校正结果(即利用阶段A计算的质心位移更新参考质心,但不做质心位移计算)。选取太阳高度角在 45° 以上的激光标准点数据,分别与上述2种情形的基于GNSS计算的精密轨道进行对比。在天宫二号处于连续偏航姿态下(见表9,阶段C)时,和未应用质心位移校正的定轨结果与激光测距比较残差相比,应

表8 三轴对地稳定姿态下,卫星激光测距比对结果

Table 8 SLR comparison results in attitude mode of three-axis Earth-pointing stabilization

日期	未应用质心位移量的	应用质心位移量的定轨
	定轨结果与激光测距比较残差/cm	结果与激光测距比较残差/cm
2018-08-20	3.14	3.01
2018-08-21	3.29	3.17
2018-08-22	2.96	2.76
2018-08-23	3.03	2.95
2018-08-24	3.27	3.08
平均值	3.14	2.99

表9 连续偏航姿态下,卫星激光测距比对结果

Table 9 SLR comparison results in attitude mode of yaw steering

日期	未应用质心位移量的	应用质心位移量的定轨
	定轨结果与激光测距比较残差/cm	结果与激光测距比较残差/cm
2018-08-27	3.45	2.73
2018-08-28	3.12	2.12
2018-08-29	2.93	2.15
2018-08-30	2.82	1.87
平均值	3.08	2.22

用质心位移校正的定轨结果与激光测距比较残差降低了约0.86 cm,表明应用质心位移校正的定轨结果的轨道精度更高。

4 结论

本文基于天宫二号卫星的GNSS观测数据,给出了利用简化动力学最小二乘批处理方法来确定天宫二号卫星动力学质心位移的方法。

1) 定性和定量分析的结果表明,基于GNSS测量的定轨结果对处于轨道切向上的质心位移不敏感,而对轨道径向和法向上的质心位移较为敏感。

2) 利用实测数据进行轨道确定的结果表明,当天宫二号卫星处于连续偏航姿态下时,本体坐标系下的 X_b 和 Z_b 方向的质心偏移估计精度较高, Y_b 方向质心估计精度相对较差。①由内符合分析可知,在偏航姿态下,与未进行质心位移校正得到的定轨结果相比,进行质心位移校正后得到的相位后验残差标准差降低了0.04 cm,经验加速度在轨道径向、切向和法向上分别降低62%、50%和65%,重叠弧段轨道精度提高1.69 cm。②由外符合分析可知,激光校核的结果表明天宫二号卫星本体坐标系 X_b 方向质心位移校正对三轴对地稳定姿态下的定轨精度改善不明显,但该方向质心位移校正对偏航姿态的定轨精度有明显改善,与激光数据比对的轨道精度提高0.86 cm。

参考文献 (References)

- [1] MONTENBRUCK O, VAN H T, KROES R, et al. Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(3): 261-271.
- [2] 秦建, 郭金运, 孔巧丽, 等. Jason-2 卫星星载 GPS 数据 cm 级精密定轨[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(2): 137-141.
- QIN J, GUO J Y, KONG Q L, et al. Precise orbit determination of Jason-2 with precision of centimeters based on satellite-borne GPS technique[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(2): 137-141 (in Chinese).
- [3] LI K, ZHOU X, WANG W, et al. Centimeter-level orbit determination for TG02 spacelab using onboard GNSS data[J]. Sensors, 2018, 18(8): 2671.
- [4] 张强. 采用 GPS 与北斗的低轨卫星及其编队精密定轨关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2018: 22-35.
- ZHANG Q. Research on the key technologies of precise orbit determination for low earth orbit satellites and their formation using GPS and BDS[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018: 22-35 (in Chinese).
- [5] 秦显平. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论及方法研究[J]. 测绘科学与工, 2010, 30(1): 77-78.
- QIN X P. Research on precision orbit determination theory and method of low earth orbiter based on GPS technique[J]. Science of Surveying and Mapping, 2010, 30(1): 77-78 (in Chinese).
- [6] BRUINSMA S, TAMAGNAN D, BIANCALE R. Atmospheric densities derived from CHAMP/STAR accelerometer observations[J]. Planetary and Space Science, 2004, 52(4): 297-312.
- [7] 戴小蕾. 基于平方根信息滤波的 GNSS 导航卫星实时精密定轨理论与方法[D]. 武汉: 武汉大学, 2016: 18-20.
- DAI X L. Real-time precise GNSS satellite orbit determination using the SRIF method: Theory and implementation[D]. Wuhan: Wuhan University, 2016: 18-20 (in Chinese).
- [8] 刘伟, 俞洁, 杨立峰, 等. GEO 卫星在轨横向质心快速估算方法[J]. 航天器工程, 2016, 25(5): 39-44.
- LIU W, YU J, YANG L F, et al. Method of in-orbit lateral centroid fast estimation of GEO satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(5): 39-44 (in Chinese).
- [9] TANYGIN S, WILLIAMS T. Mass property estimation using coasting maneuvers[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(4): 625-632.
- [10] 郭正勇, 张增安, 汪礼成, 等. 一种基于推力器控制的卫星质心在轨估算方法研究[J]. 上海航天, 2017, 34(5): 76-82.
- GUO Z Y, ZHANG Z A, WANG L C, et al. Study of on-orbit estimation method of satellite's centroid based on thrust control[J]. Aerospace Shanghai, 2017, 34(5): 76-82 (in Chinese).
- [11] 谭沧海, 梁翠娜, 薛宏伟. 伪距定位算法中天线相位中心偏差的修正及误差分析[J]. 现代导航, 2017, 8(5): 328-333.
- TAN C H, LIANG C N, XUE H W. Analysis and correction of antenna phase center offsets on pseudo-range positioning algorithm[J]. Modern Navigation, 2017, 8(5): 328-333 (in Chinese).
- [12] 辛宁, 邱乐德, 张立华, 等. 一种重力卫星质心在轨标定算法[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(4): 9-15.
- XIN N, QIU L D, ZHANG L H, et al. Study on on-orbit calibration of center of mass for gravity satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(4): 9-15 (in Chinese).
- [13] 李洪银, 屈少波, 白彦峥, 等. 静电悬浮加速度计在轨质心位置的最小二乘估计[J]. 地球物理学报, 2017, 60(3): 897-902.
- LI H Y, QU S B, BAI Y Z, et al. Least squares estimation of in-orbit mass center position of the electrostatic accelerometer[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2017, 60(3): 897-902 (in Chinese).
- [14] 陈光锋, 唐富荣, 薛大同. 重力卫星在轨质心修正原理[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 567-570.
- CHEN G F, TANG F R, XUE D T. The trim principle of center of mass of gravity satellite during orbit flight[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(5): 567-570 (in Chinese).
- [15] WANG W, LIU J, SHUA L, et al. Precise orbit determination of large-scale spacecraft in low earth orbit: Preliminary results[C]// Proceedings of the 68th International Astronautical Congress (IAC), 2017: 3-12.
- [16] SHAO K, GU D, JU B, et al. Analysis of Tiangong-2 orbit determination and prediction using onboard dual-frequency GNSS data[J]. GPS Solutions, 2020, 24(1): 11.
- [17] KROES R. Precise relative positioning of formation flying spacecraft using GPS[D]. The Netherland: Delft University of Technology, 2006: 56-63.
- [18] WANG W, GAO Y. Effective empirical acceleration modeling and its application to enhanced-accuracy orbit prediction[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2016, 14(30): 39-45.
- [19] JIA T U, GU D F, YI W U, et al. Phase residual estimations for PCVs of spaceborne GPS receiver antenna and their impacts on precise orbit determination of GRACE satellites[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(4): 631-639.
- [20] RIM H J, YOON S, SCHUTZ B, et al. Effect of center of mass position error on icesat precision orbit determination[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Reston: AIAA, 2010: 77-79.
- [21] CHOI K R. Jason-1 precision orbit determination using GPS combined with SLR and DORIS tracking data[D]. Austin: The University of Texas at Austin, 2003: 43-47.

作者简介:

金哲阳 男, 硕士研究生. 主要研究方向: 航天器轨道确定。

王文彬 男, 博士, 高级工程师, 硕士生导师. 主要研究方向: 航天器精密定轨与自主导航。

刘江凯 男, 博士研究生. 主要研究方向: 航天器自主导航。

附录 A: 卫星姿态和姿态角定义

卫星的姿态一般通过卫星本体坐标系相对于

轨道坐标系(或者惯性坐标系)之间的转动关系来描述,转动的角度即为卫星的姿态角。姿态偏航角、姿态滚动角和姿态俯仰角定义为本体坐标系相对轨道坐标系的3个欧拉角。初始状态下,卫星的本体坐标系 $O_b X_b Y_b Z_b$ 与轨道坐标系 $O_o X_o Y_o Z_o$ 重合(红),经过偏航转动至 $O X'_o Y'_o Z'_o$ (蓝);经过滚动转动至 $O X''_o Y''_o Z''_o$ (紫),俯仰转动至 $O X_b Y_b Z_b$,转动顺序为 Z-X-Y,即 3-1-2 转序,如图 A1所示。

在图 A1 中,姿态偏航角为 ψ ,姿态滚动角为 φ ,姿态俯仰角为 θ 。卫星本体坐标系坐标轴相对轨道坐标系坐标轴旋转满足右手螺旋法则,即逆

时针旋转时角度为正,顺时针方向旋转为负,姿态角单位为($^{\circ}$)。

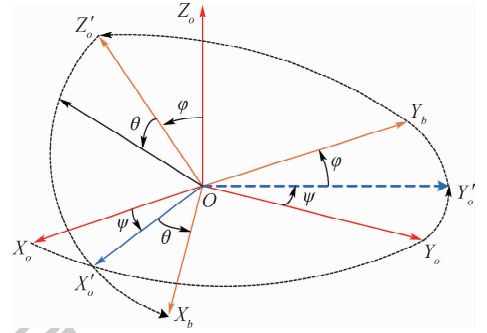


图 A1 姿态角示意图

Fig. A1 Illustration of attitude angle

Center of mass estimation of Tiangong-2 spacecraft using GNSS measurement

JIN Zheyang^{1,2}, WANG Wenbin^{1,2,*}, LIU Jiangkai^{1,2}

(1. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Due to fuel consumption of orbital maneuvers, payloads' load and separation, and the release of small satellite, the Center of Mass (COM) of Tiangong-2 space laboratory moves. To solve this problem, a reduced orbit dynamic determination and COM estimation method is given based on Global Navigation Satellite System (GNSS) measurement data in this paper. Fuel consumption is the main reason for the COM of Tiangong-2 moves. The COM mainly moves along the X-axis of Tiangong-2 body-fixed coordinate system. The COM estimation and precise orbit determination of Tiangong-2 are performed using GNSS measurement data. And in a three-axis earth-pointing stabilization attitude mode, the orbit determination results are not sensitive to the displacement of COM in the X-axis of Tiangong-2 body-fixed coordinate system since the X-axis of Tiangong-2 body-fixed coordinate system coincides with the tangential direction of the orbit. However, in a yaw-steering mode, the X-axis of Tiangong-2 body-fixed coordinate system has a large projection on the orbital normal direction, which makes the displacement of COM in the X-axis of Tiangong-2 body-fixed coordinate system have a greater impact on the precision orbit determination results based on GNSS measurement calculation. And the qualitative and the quantitative analysis results show that the COM estimation is feasible in a yaw-steering attitude mode. Compared with the results without considering COM estimation, the Tiangong-2 measurement data calculation results considering COM estimation show that the empirical accelerations which represent orbital dynamics modeling error in the radial, tangential and normal directions are reduced by 62%, 50% and 65%, respectively, and the standard deviation of post-residuals of the carrier phase is reduced by 0.04 cm. Besides, the comparison accuracy of precision orbit data and the global laser ranging improves by 0.86 cm. The method proposed in this paper can be applied to COM estimation of the large-scale low-earth-orbit spacecraft.

Keywords: Tiangong-2; Center of Mass (COM) estimation; yaw-steering attitude mode; empirical acceleration; laser ranging

Received: 2020-01-15; Accepted: 2020-10-16; Published online: 2020-10-22 15:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201022.1503.002.html

Foundation items: Key Research Program of the Chinese Academy of Sciences (ZDRW-KT-2019-1); CAS Joint Fund (6141A01011703)

* Corresponding author. E-mail: wangwenbin@csu.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0026

基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法



吴傲^{1,2}, 杨任农³, 梁晓龙^{1,2,*}, 侯岳奇^{1,2}

(1. 空军工程大学 航空集群技术与作战运用实验室, 西安 710051;

2. 空军工程大学 国家空管防相撞技术重点实验室, 西安 710051; 3. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051)

摘 要: 针对无人机(UAV)集群在未知环境中无先验信息条件下的搜索问题,提出了一种以信息素为决策机制的无人机集群协同搜索算法。首先,考虑无人机通信约束,建立了有外部节点的星型网络通信和无外部节点的自组织网络通信2种形式的搜索模型。其次,通过环境地图向信息素地图映射的方法建立任务环境模型。将任务过程分为3个阶段,在搜索阶段,无人机通过不断地移动实现本机信息素地图的更新;在通信阶段,通过通信网络实现多机信息素地图的融合;在决策阶段,根据局部信息和全局信息做出决策,并将栅格信息素浓度作为决策函数来引导无人机的位置更新。基于信息素地图覆盖率来定量描述搜索效果。最后,仿真结果表明,所提算法能够对区域进行覆盖搜索,表现为搜索效率高、抗毁性强、受集群的初始位置影响小。

关键词: 信息素; 未知环境; 无人机(UAV)集群; 协同搜索; 搜索覆盖率

中图分类号: V279⁺.3; V249.122

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0814-14

随着无人机(UAV)技术的蓬勃发展,无人机在侦察探测、搜索救援等方面大量运用。由于无人机集群在机载功能和抗未知因素能力等方面具有优势^[1-2],在执行对地目标搜索任务时效率更高、抗毁性更强。

针对搜索问题,国内外学者进行了深入而广泛的研究。从搜索模型来看,最早开始研究的模型是穷举覆盖航路规划模型,包括扫描式模型、内螺旋式模型、Zamboni模型^[3]。从无人机集群的控制结构来看,主要包括集中式^[4]、分布式^[5-6]、集散式等。文献[7]借鉴了分布式预测控制的思想,基于分布式模型预测控制理论建立系统的预测模型,并将预测周期内最大覆盖率增量设为奖励函数,该方法在无先验信息的情况下能够完成对未知搜索区域的最大覆盖,并在遇到火力威胁和单机故障时依旧保持较高的搜索效能。文献[8]则融合了集中式控制和分布式控制结构,

建立了集散式协同搜索结构,从搜索任务的约束来看,包含搜索区域、目标动态、通信条件、故障威胁等。文献[9]在考虑通信数据延迟的情况下将搜索区域划分为未知区域、已知环境和禁飞区,针对3种区域设计了不同的搜索策略,但是该搜索策略不能避免无人机飞出搜索区域,在飞出搜索区域后需要多次执行转弯程序造成了搜索资源的浪费。文献[10]研究了通信距离限制、通信角度限制和通信时间延迟对目标分配的影响。

对于穷举覆盖航路规划模型,由于搜索路线固定,会导致搜索过程灵活性较低、抗毁性不足。对于集中式控制结构,受制于中央节点的计算能力,限制了集群的规模,而分布式控制结构^[6],则较依赖于无人机集群的通信能力。综上所述,在无先验信息和集群通信能力受限的情况下搜索效率会大打折扣。

因此,本文针对无人机集群在未知环境中无

收稿日期: 2020-01-16; 录用日期: 2020-04-17; 网络出版时间: 2020-05-06 16:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1327.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61703427); 国防创新特区项目; “十三五”装备预研共用技术项目

*通信作者. E-mail: afeu_lxl@sina.com

引用格式: 吴傲, 杨任农, 梁晓龙, 等. 基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 814-827. WU A, YANG R N, LIANG X L, et al. Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 814-827 (in Chinese).

先验信息条件下的搜索问题,采用一种以信息素为决策机制的无人机集群协同搜索算法。采用动态实时在线规划,搜索过程中无人机集群根据目标信息、战场环境和战场威胁实时调整信息素浓度,来引导无人机的机动飞行。这意味着该搜索算法具有不可预测性,敌方难以预测无人机集群的飞行轨迹,增加了无人机集群的战场生存力。同时,信息素搜索模型不依赖于先验信息,而是利用实时探测信息更新信息素地图。另外,信息素地图与环境地图^[11]相比所表达的搜索区域信息更加丰富,可执行的任务更灵活多样,如禁访、回访、重点区域多次重复搜索等^[5]。同时信息素地图的仿生特性可以模拟自然界中的信息变化,因此可作为多机协同的有效载体。无人机通过信息素地图的融合记录集群对搜索区域的访问特性,来实现机间协同,可适用于大规模集群系统^[12]。

1 协同搜索问题建模

1.1 问题描述

无人机集群执行搜索任务时飞行控制系统由任务层、决策层、执行层组成^[13]。任务层由地面站控制,针对搜索任务向集群发出控制指令,传递给决策层。决策层收到控制指令后,机载计算机结合本机传感器获取的环境信息、无人机状态信息以及通信网络中传递的它机信息进行决策,将生成的决策指令传递给执行层。执行层在接收到指令后对本机进行调整,以达到期望的飞行状态,并对目标区域展开搜索,最终将更新后无人机信息和搜索结果传回决策层及地面站,执行层由无人机机载飞行控制器实现。无人机集群协同搜索任务示意图如图1所示。

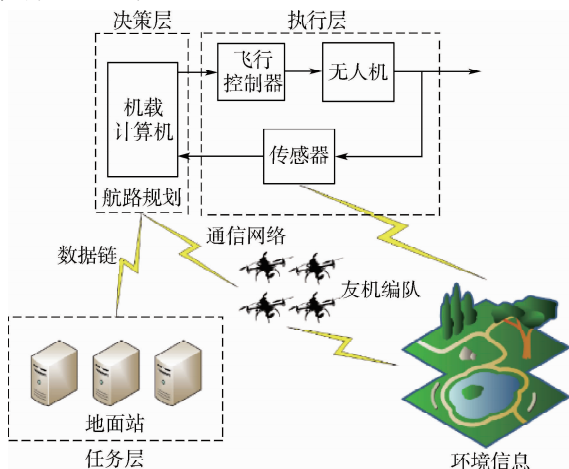


图1 无人机集群协同搜索任务示意图

Fig.1 Schematic diagram of UAV swarm cooperative search task

无人机集群协同搜索是由多架无人机采用集群的方式完成搜索任务,应满足如表1所示原则。

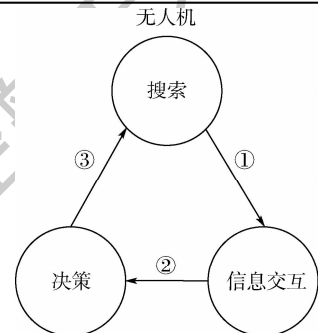
无人机集群和信息素地图的任务状态包含3部分,如图2所示。从无人机的行为而言,包含搜索、信息交互、决策;从数字信息素而言,包含数字信息素地图的更新、融合以及依据信息素选择航路。

当无人机在当前时刻获取本机状态后,依据当前时刻本机所获取的信息素地图做出最优路径决策,确定下一时刻无人机的目标位置。随着无人机位置的更新,无人机需要实时更新本机信息素地图。同时一旦达到通信条件,无人机需向通信网络中发送本机信息素地图并接收它机的信息素地图,完成信息素地图的融合,实现多机协同,并以此作为新的本机信息素地图开始下一个搜索流程,直至完成搜索任务。无人机集群搜索任务流程如图3所示。

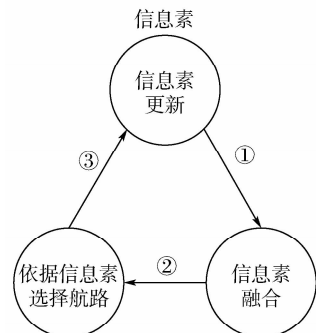
表1 无人机集群协同搜索原则

Table 1 Principle of UAV swarm cooperative search

条件	原则
搜索效率	覆盖率高
	重叠率低
	搜索时间短
搜索范围	不飞出搜索边界
	不进入非搜索区域
初始位置	搜索效率对集群编队的初始位置不敏感
	抗毁性



(a) 无人机集群任务状态



(b) 信息素地图任务状态

图2 无人机集群及信息素地图任务状态

Fig.2 Task status of UAV swarm and pheromone map

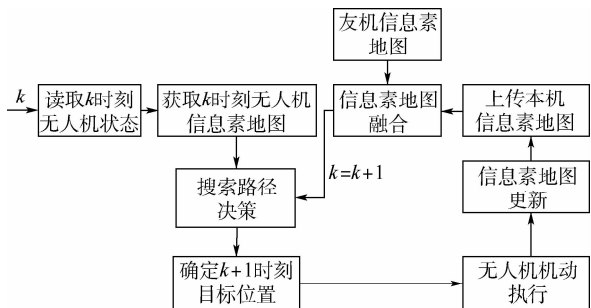


图3 无人机集群协同搜索任务流程

Fig.3 Cooperative search task process of UAV swarm

1.2 环境模型

搜索任务面对的是复杂且陌生的战场环境,在战前情报资源有限的情况下,可将搜索区域分为待搜索区域和非搜索区域2部分。设无人机要执行搜索任务的区域为任意形状,搜索区域表示为 D_{aos} ,建立笛卡儿坐标系,分别用横向坐标 x 和纵向坐标 y 来数字化描述 D_{aos} 中任意一点的位置, x 和 y 为环境地图的地理坐标。

$$\begin{cases} x_{min} = \min(x) \\ x_{max} = \max(x) \\ y_{min} = \min(y) \\ y_{max} = \max(y) \end{cases} \quad (1)$$

搜索区域中待搜索区域用白色表示,非搜索区域用阴影表示。用一个与搜索区域外切的矩形来扫描搜索区域,定义该矩形为环境地图(见图4),则环境地图中任意一点的位置可以表示为

$$g_{i,j} = \{(x,y) | (x,y) \in D_{aos}\} \\ x \in [x_{min}, x_{max}], y \in [y_{min}, y_{max}] \quad (2)$$

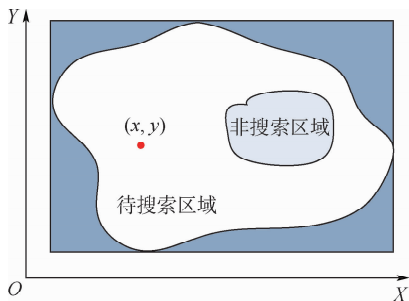


图4 环境地图

Fig.4 Environment map

1.3 无人机模型

不考虑无人机在机动过程中的动力学约束,任务过程中无人机的飞行速度保持不变。对搜索区域进行栅格化,规定无人机在下一时刻可以向当前时刻8个相邻的栅格运动,无人机运动模型如图5所示, $D_{(x,y)}(k)$ 为 k 时刻无人机的位置。

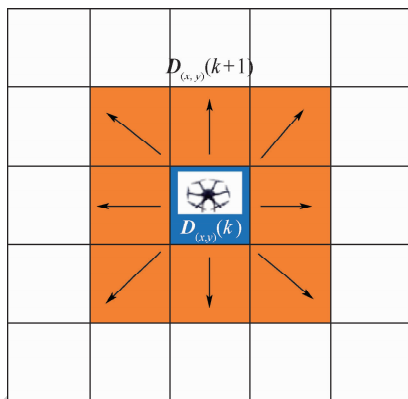


图5 无人机运动模型

Fig.5 Motion model of UAV

1.4 通信模型

采用2种通信模型,分别是有外部节点的星型网络通信^[14]和无外部节点的自组织网络通信^[15]。

有外部节点的星型网络通信是指在集群内部各机之间不进行直接通信而是在外部设置专门的中央通信站负责与各无人机通信,通信模型如图6所示。各机只与中央通信站进行单点通信,要求集群内部的所有无人机以广播的形式向中央通信站发送信息,中央通信站作为接收机将所有单机的信息整合后分时向各机广播信息。该通信网络采用时分多址(TDMA)的形式,任务过程中的通信阶段是若干周期性的不连续时间段,每一个通信周期内为每架无人机分配若干时隙,每个时隙内各架无人机与中央节点的信息收发是相互独立的,目的是防止集群通信时发生信息堵塞。在不通信时各机保持静默状态,在通信时段各机统一与中央通信站进行通信,集群内各机始终保持通信同步。

与外部节点的星型网络通信不同,无外部节点的自组织网络通信不设置外部中央通信站,集群内部一定范围内的无人机自行组网进行通信。自组织网络通信模型如图7所示。由于每架无人机所携带的通信设备通信能力有限,只有当其他

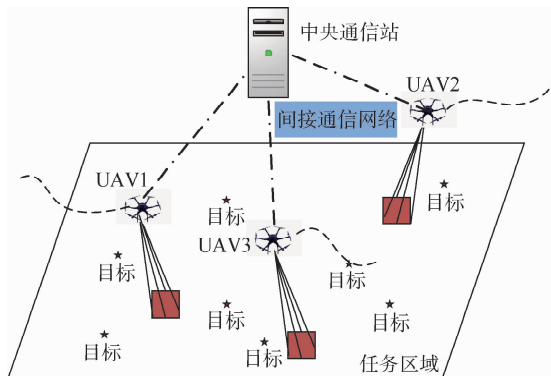


图6 有外部节点的星型网络通信示意图

Fig.6 Schematic diagram of star network communication with external nodes

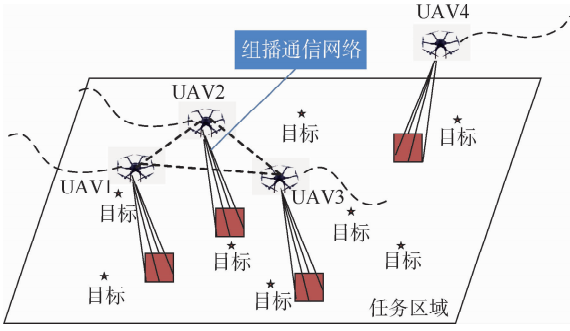


图7 无外部节点的自组织网络通信示意图

Fig.7 Schematic diagram of self-organizing network communication without external nodes

无人机进入其通信半径之内,两机才可建立通信网络。自组织网络通信是一种局部范围内的全时直接通信,即认为通信是连续的。这种无人机集群内部飞行自组网的通信方式则摆脱了外部通信设施的限制,网络中所有的无人机执行机-机通信,将有利于扩大集群规模,提高无人机集群系统的能力。

1.5 信息素模型

蚁群在觅食过程中,可以通过分泌信息素并利用信息素的传播、挥发等特性来引导整个蚁群向有实物的区域快速移动^[16-17]。信息素是定义在栅格中,具有生物信息素的分泌、传播、挥发等物理特性,并对周围栅格无人机具有吸引和排斥能力的数字量^[18]。同样,模仿自然界中蚁群觅食的机理,定义无人机集群的信息素地图。无人机可以在信息素地图上写入新的信息,同时也可以从地图上读取现有的信息。为了数字化地描述信息素地图,用一个 $m \times n$ 的矩阵 \mathbf{P} 来定义信息素地图:

$$\mathbf{P} = (p_{i,j})_{m \times n} \quad (3)$$

式中: $p_{i,j}$ 为数字信息素地图中栅格 (i,j) 信息素的浓度。

定义数字信息素具有如下规则^[16-19]:

1) 数字信息素分为2类:排斥信息素和吸引信息素,分别用 $p_{i,j}^r$ 和 $p_{i,j}^a$ 来表示二者的浓度。吸引信息素用于标记长期未访问的搜索区域以吸引更快访问,主要对外物起吸引作用,即吸引外物进入该区域;而排斥信息素用于标记已访问的搜索区域以防止重复访问,主要对外物起抗拒作用,即阻止外物进入该区域^[18]。在信息素矩阵 \mathbf{P} 中,每一个元素 $p_{i,j}$ 可以用函数 $f_{\text{combine}}(\cdot)$ 表示为 $p_{i,j}^r$ 和 $p_{i,j}^a$ 的合成,即

$$p_{i,j} = f_{\text{combine}}(p_{i,j}^r, p_{i,j}^a) \quad (4)$$

2) 排斥信息素 $p_{i,j}^r \geq 0$, 吸引信息素 $p_{i,j}^a \leq 0$, 并且用 $|p_{i,j}^r|$ 和 $|p_{i,j}^a|$ 来代表2种信息素的作用强度。无人机总是倾向于向排斥信息素浓度低、吸引信息素浓度高的区域移动。

3) 排斥信息素和吸引信息素都具有3种模式:

分泌、扩散、挥发,分别用 $f_{\text{deploy}}(\cdot)$ 、 $f_{\text{diffusion}}(\cdot)$ 、 $f_{\text{evaporation}}(\cdot)$ 来表示3种模式在信息素浓度更新中的规则,即

$$p_{i,j}(t+1) = p_{i,j}(t) + f_{\text{deploy}}(\cdot) + f_{\text{diffusion}}(\cdot) + f_{\text{evaporation}}(\cdot) \quad (5)$$

通过采用不同的信息素更新规则,可以适应不同的任务。

4) 集群中的每架无人机都拥有一张本机的信息素地图,第 U 架无人机的信息素地图表示为 \mathbf{P}^U 。除此之外,通信节点中拥有一张全局的信息素地图 \mathbf{P}_{net} 。当无人机进行通信时,通过通信网络,各无人机的本机信息素地图相互融合组成全局信息素地图。

2 协同搜索算法

2.1 环境地图向信息素地图的映射及初始化

为了建立信息素地图,用 $D_{\text{aos}} \rightarrow \mathbf{P}$ 来表示环境地图到信息素地图的映射。映射规则在算法1中呈现。

算法1 环境地图向信息素地图的映射及初始化。

输入:环境地图 $\{(x,y) | (x,y) \in D_{\text{aos}}\}$ 。

输出:信息素地图 $\mathbf{P} = (p_{i,j})_{m \times n}$ 。

步骤1 搜索区域矩形化。

$$\begin{cases} x_{\min} = \min(x) \\ x_{\max} = \max(x) \\ y_{\min} = \min(y) \\ y_{\max} = \max(y) \end{cases} \quad (x,y) \in D_{\text{aos}}$$

$$D = \{(x,y) | x \in [x_{\min}, x_{\max}], y \in [y_{\min}, y_{\max}]\}$$

步骤2 扩展矩形区域。

$$\begin{cases} x'_{\max} = x_{\max} + \Delta x \\ x'_{\min} = x_{\min} - \Delta x \\ y'_{\max} = y_{\max} + \Delta y \\ y'_{\min} = y_{\min} - \Delta y \end{cases}$$

$$D' = \{(x,y) | x \in [x'_{\min}, x'_{\max}], y \in [y'_{\min}, y'_{\max}]\}$$

步骤3 搜索区域栅格化。将 D' 栅格化为 $m \times n$ 个方格,每一个方格的中心用 $(x(i), y(j))$ 来表示。

$$\begin{cases} x(i) = x'_{\min} + \frac{2i-1}{2m}(x'_{\max} - x'_{\min}) \\ y(j) = y'_{\min} + \frac{2j-1}{2n}(y'_{\max} - y'_{\min}) \end{cases}$$

步骤4 构造信息素矩阵 $\mathbf{P} = (p_{i,j})_{m \times n}$ 。

$$p_{i,j} = \begin{cases} +\infty & (x(i), y(j)) \notin D_{\text{aos}} \text{ 或 } (x(i), y(j)) \in D_{\text{no fly zone}} \\ 0 & (x(i), y(j)) \in D_{\text{aos}} \end{cases}$$

算法1的整个过程如图8所示。

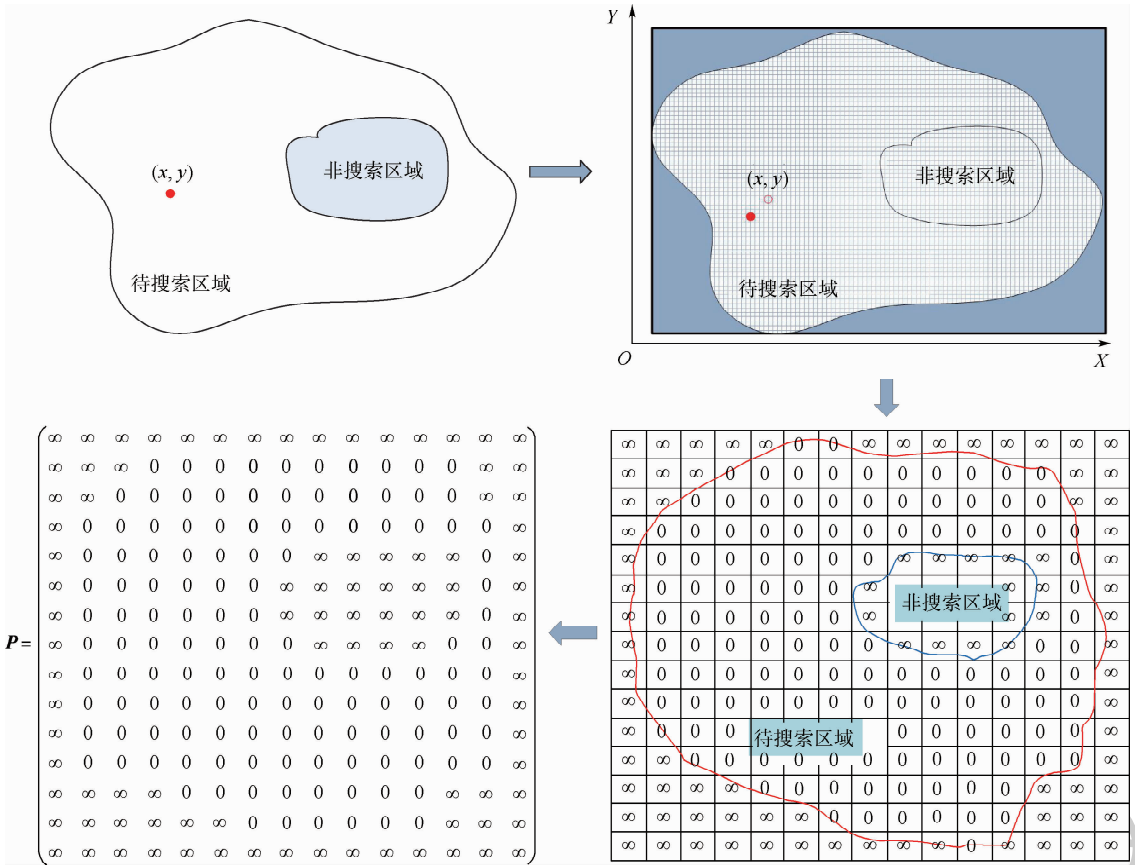


图8 环境地图向信息素地图的映射

Fig.8 Mapping of environment map to pheromone map

2.2 无人机集群对地静目标搜索机制

针对地面静止目标,在一定时间内无人机集群搜索的覆盖面积越大则发现目标的可能性越大,因此,用一定时间内的搜索面积覆盖率来表征搜索效率的大小。在不考虑回访、重点搜索等复杂任务场景下,针对搜索地面静止目标的任务场景,定义信息素只有排斥信息素一种,且排斥信息素只具备分泌功能,不具备挥发和扩散功能。因此,网格 (i,j) 的信息素定义为

$$\begin{cases} p_{i,j} = f_{combine}(p_{i,j}^r, p_{i,j}^a) = p_{i,j}^r \\ p_{i,j}(t+1) = p_{i,j}(t) + g_{deploy}(r_{pos}(t)) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $g_{deploy}(\cdot)$ 为信息素分泌函数; $r_{pos}(t)$ 为无人机在 t 时刻的位置。

无人机集群搜索地面静止目标时的搜索机制分为2个阶段,即单机搜索阶段、多机通信阶段。在单机搜索阶段,每个无人机是一个独立的个体,相互之间没有通信,各自按照设计的搜索规则和决策规则进行不间断搜索,并按照更新规则更新本机的信息素地图。在多机通信阶段,无人机集群进行协同,实现信息素地图的融合和更新。通信完成后,各无人机按照更新后的信息素地图继续开始搜索。

2.3 单机搜索阶段无人机集群的信息素地图更新规则

在搜索过程中无人机保持信息素地图的更新,无人机每搜索一步,信息素地图更新一次。更新规则为

$$\begin{cases} p_{i,j}(t+1) = p_{i,j}(t) + g_{deploy}(r_{pos}(t)) \\ g_{deploy}(t) = \begin{cases} K & r_{pos}(t) \in (i,j) \\ 0 & r_{pos}(t) \notin (i,j) \end{cases} \end{cases} \quad (7)$$

式中: K 为无人机搜索过一个栅格后在该栅格内分泌的排斥信息素的浓度参数。同时为每架无人机定义一个轨迹矩阵 $M_{trace} = (m_{i,j})_{m \times n}$, M_{trace} 共有 $m \times n$ 个元素,分别对应信息素矩阵 P 中的 $m \times n$ 个栅格。轨迹矩阵 M_{trace} 随无人机的位置变化同步更新,更新规则如下:

$$\begin{cases} m_{i,j}(t+1) = \begin{cases} m_{i,j}(t) + 1 & r_{pos}(t) \in (i,j) \\ m_{i,j}(t) & r_{pos}(t) \notin (i,j) \end{cases} \\ m_{i,j}(0) = 0 \end{cases} \quad (8)$$

在通信阶段轨迹矩阵 M_{trace} 保持不变,即

$$M_{trace}(kT - T_c) = M_{trace}(kT) \quad (9)$$

式中: k 代表第 k 个搜索周期; T 为一个任务周期的时长; T_c 为一个任务周期中通信周期的时长。

2.4 通信阶段信息素地图更新规则

1) 星型网络通信时信息素地图更新规则。星型网络通信采用了分时通信,因此无人机的搜索过程分为2个阶段,即自主搜索阶段和通信阶段,如图9所示。



图9 星型网络通信流程

Fig.9 Process of star network communication

执行任务期间,所有无人机同步行动,在搜索阶段全部保持静默状态,设一个任务周期中搜索周期时长为 T_s 。在这一阶段各无人机按照2.3节所设计的信息素地图更新规则进行本机信息素地图的更新。自主搜索阶段结束后,无人机集群同步进入通信阶段,通信周期时长为 T_c 。 T 为一个完整的任务周期,并且为可变周期。

$$T = T_s + T_c \quad (10)$$

整个任务流程如下所示:

步骤1 无人机进入搜索阶段,更新 P^U ,搜索时间为 T_s 。

步骤2 无人机进入通信阶段,更新 P_{net} ,通信时间为 T_c 。

步骤3 完成信息交换,进入下一个任务周期。

信息交互过程包括3个阶段:上传、融合、下载。无人机集群进入通信状态后,集群内的各无人机向中央通信站上传本机在第 k 个搜索周期即 $[(k-1)T, (k-1)T + T_s]$ 内由搜索引起的信息素地图的变化量 $\Delta P^U(k)$,将其定义为单机信息素增量矩阵。则第 U 架无人机在第 k 个搜索周期内的单机信息素增量矩阵的表达式为

$$\Delta P^U(k) = P^U(kT - T_c) - P^U((k-1)T) \quad (11)$$

上传结束后进入单机信息素地图与全局信息素地图的融合阶段。设 $P_{net}((k-1)T)$ 为第 $k-1$ 个搜索周期结束后中央通信站所保留的全局信息素地图, $P_{net}(kT)$ 为第 k 个搜索周期结束后中央通信站所保留的全局信息素地图,则单机信息素地图与全局信息素地图融合的表达式为

$$P_{net}(kT) = P^U(kT) = \sum_{u=1}^{N_v} \Delta P^U(k) + P_{net}((k-1)T) \quad (12)$$

式中: N_v 为无人机的数量。

融合结束后各无人机从中央通信站下载融合后的全局信息素地图,以此来作为本机新的单机

信息素地图,并按照该地图继续进行搜索任务,进入下一个搜索周期。

算法2 星型网络通信阶段信息素地图更新。

输入: $P_{net}((k-1)T)$ 、 $P^U(kT - T_c)$ 、 $P^U((k-1)T)$ 。

输出: $P_{net}(kT)$ 、 $P^U(kT)$ 。

$$\Delta P^U(k) = P^U(kT - T_c) - P^U((k-1)T)$$

$$P_{net}(kT) = P^U(kT) = \sum_{u=1}^{N_v} \Delta P^U(k) + P_{net}((k-1)T)$$

$$P^U(kT) = P_{net}(kT)$$

2) 自组织网络通信时信息素地图更新规则。

自组织网络通信为全时直接通信,设无人机配置的直接通信设备最远通信距离为 r ,任意2架无人机之间的距离为 $L_{i,j}$,集群内部的无人机之间根据 r 和 $L_{i,j}$ 自行组网。一旦 $L_{i,j} \leq r$ 则 i, j 两架无人机组网成功,两机之间的通信网络建立。自组织网络通信流程如图10所示。



图10 自组织网络通信流程

Fig.10 Process of self-organizing network communication

整个任务流程如下所示:

步骤1 无人机进入搜索阶段,更新 P^U 。

步骤2 无人机集群局部组网成功,进入通信阶段,更新 P^U ,若组网不成功,维持搜索阶段,更新 P^U 。

步骤3 通信完成,继续搜索任务。

设 t 时刻,无人机 U 的通信范围内有 n 架无人机,编号分别为 U_1, U_2, \dots, U_n ,其信息素地图分别为 $P^{U_i}(t)$ ($L_{U, U_i} \leq r$)。通信前无人机 U 的信息素地图为 $P^U(t)$,通信后无人机 U 的信息素地图更新为 $(P^U(t))'$,更新的规则为

$$(P^U(t))' = P^U(t) + \sum_{i=1}^n P^{U_i}(t) \quad (13)$$

通信结束后,无人机 U 的信息素地图更新完成,依据新的信息素地图继续展开搜索任务,直到下一次与其他无人机组网成功。

算法3 自组织网络通信阶段信息素地图更新。

输入: $P^U(t)$ 。

输出: $(P^U(t))'$ 。

判断 U_i : if $L_{U, U_i} \leq r$

$$(P^U(t))' = P^U(t) + \sum_{i=1}^n P^{U_i}(t)$$

$$P^U(t) \leftarrow (P^U(t))'$$

2.5 决策规则

无人机依据本机当前时刻的运动状态和信息素地图来做出实时决策,指导无人机下一时刻的

运动。无人机根据信息素地图所做出的决策行为用 $f_{behavior}$ 表示,即

$$f_{behavior} : P(t) \rightarrow Position(t + 1)$$

$$Position(t) = (i, j)$$

$$Position(t + 1) = \{(i + a, j + b) | a, b \in \{-1, 0, 1\}\}$$

(14)

采取一种离散化的控制指令,即无人机需要遍历一系列坐标点,而不是遵循连续的速度指令控制,以此降低问题的规模和模型求解的复杂度。提出2种决策方式:一种是局部决策,另一种是全局决策。

局部决策是指无人机仅根据周围栅格的信息素浓度做出决策。在决策前,应先从本机信息素地图 $P(t)$ 中提取局部信息素地图 $P_{local}(t)$, $P_{local}(t)$ 为一个 3×3 的矩阵。

$$P_{local} = \begin{bmatrix} P_{i-1,j+1} & P_{i,j+1} & P_{i+1,j+1} \\ P_{i-1,j} & P_{i,j} & P_{i+1,j} \\ P_{i-1,j-1} & P_{i,j-1} & P_{i+1,j-1} \end{bmatrix}$$

显然, $P_{local}(t)$ 代表栅格 (i, j) 及周围栅格的信息素信息。 $P_{local}(t)$ 作为信息素矩阵 $P(t)$ 的子矩阵,代表将当前时刻无人机所在栅格以及其周围8个栅格的信息。图11和图12中的 K 和 R 代表栅格的信息素浓度。



图 11 提取局部信息素地图

Fig. 11 Extracting local pheromone map

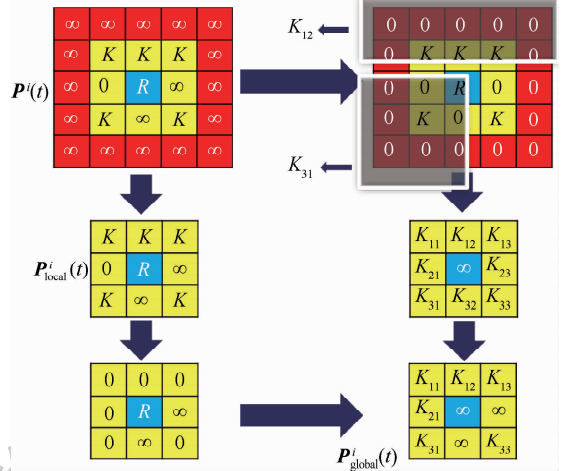


图 12 提取全局信息素地图

Fig. 12 Extracting global pheromone map

为了增大搜索面积覆盖率,下个步长内无人机应该向信息素浓度最小的栅格移动。

$$f_{behavior}(P_{local}(t)) = Position^*(t + 1)$$

$$Position^*(t + 1) = \min\{P_{i+a,j+b} | a, b \in \{-1, 0, 1\}\}$$

全局信息决策则要利用整张信息素地图的信息,而为了利用全局信息同样要定义一个 3×3 的矩阵 P_{global} 。为了得到 P_{global} ,需要对信息素矩阵 P 进行压缩,意味着 P_{global} 需要包含 P 中所有的信息,得到 P_{global} 的计算步骤如下所示。

算法4 压缩信息素矩阵 P 得到 P_{global}

输入: P 、 $Position(t) \in (i, j)$ 。

输出: P_{global} 。

步骤1 定义 $P' = (p'_{i,j})_{m \times n}$ 。

$$p'_{i,j} = \begin{cases} 0 & p_{i,j} = +\infty \\ p_{i,j} & p_{i,j} \neq +\infty \end{cases}$$

步骤2 把 P' 压缩成 3×3 矩阵 P'_{global} 。

$$P'_{global} = \begin{pmatrix} \frac{\sum_{a=1, b=j}^{a=i, b=n} p'_{a,b}}{i(n-j+1)} & \frac{\sum_{a=1, b=j}^{a=m, b=n} p'_{a,b}}{m(n-j+1)} & \frac{\sum_{a=i, b=j}^{a=m, b=n} p'_{a,b}}{(m-i+1)(n-j+1)} \\ \frac{\sum_{a=1, b=1}^{a=i, b=n} p'_{a,b}}{in} & +\infty & \frac{\sum_{a=i, b=1}^{a=m, b=n} p'_{a,b}}{(m-i+1)n} \\ \frac{\sum_{a=1, b=1}^{a=i, b=j} p'_{a,b}}{ij} & \frac{\sum_{a=1, b=1}^{a=i, b=j} p'_{a,b}}{mj} & \frac{\sum_{a=i, b=1}^{a=m, b=n} p'_{a,b}}{(m-i+1)j} \end{pmatrix}$$

步骤3 $P'_{local} \leftarrow P_{local}$ 。把 P_{local} 中不等于 $+\infty$ 的元素用0代替。

步骤4 得到 P_{global} 。

$$P_{global} = P'_{local} + P'_{global}$$

在得到2个 3×3 的矩阵 P_{global} 和 P_{local} 之后,根据这2个矩阵的值来生成无人机的控制指令。移动规则为:如果栅格 (i, j) 周围的8个栅格中有从未被搜索过的栅格,即 P_{global} 中含有0元素,那

么无人机将在下一时刻优先搜索该栅格。如果周围的 8 个栅格已经全部被搜索过,则直接搜索 P_{global} 中信息素浓度最小的栅格。

3 仿真分析

为了验证模型和算法的有效性进行仿真实验,仿真环境为 I7-6700,主频 2.6 Hz,8 GB 内存,基于 MATLAB2015a 平台进行。设任务区域为 $10\text{ km} \times 10\text{ km}$ 的矩形区域,栅格化后映射到笛卡儿坐标系为 100×100 的方格,每个栅格为 $100\text{ m} \times 100\text{ m}$ 。其中非搜索区域为 $2\text{ km} \times 2\text{ km}$ 的矩形区域,4 个顶点坐标分别为 $(6,6)\text{ km}$ 、 $(6,8)\text{ km}$ 、 $(8,6)\text{ km}$ 、 $(8,8)\text{ km}$ 。初始化后的搜索环境如图 13 所示,图中横纵坐标表无人机位置。

初始化的信息素地图如图 14 所示,黑色区域为信息素浓度为 $+\infty$ 的区域,表示搜索边界和非搜索区域,白色区域为信息素浓度为 0 的区域,代表待搜索区域。

执行任务的无人机集群从相同位置进入搜索区域,初始进入点坐标为 $(0.1,0.1)\text{ km}$,设无人机的平飞速度为 20 m/s ,仿真步长为 $\Delta t = 5\text{ s}$,单位为 steps,仿真总步长设置为 1 000 steps。广播通信时,无人机与中央通信站通信执行一次通信所需时间在仿真环境中占据 50 steps,剩余步长全部

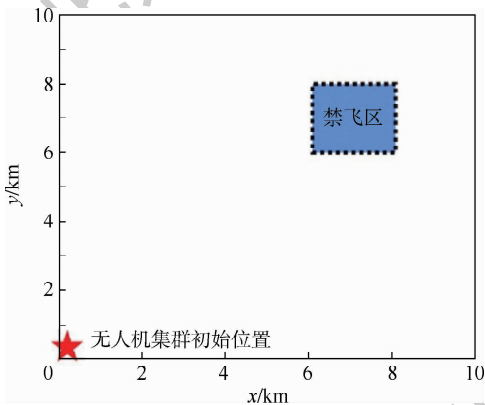


图 13 搜索环境初始化

Fig. 13 Search environment initialization

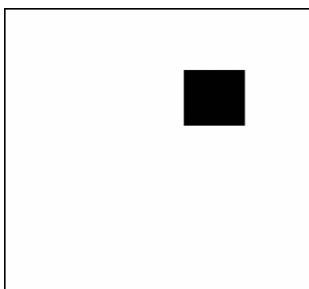


图 14 信息素地图初始化

Fig. 14 Pheromone map initialization

分配为搜索时间;组播通信时,无人机的通信半径为 100 m 。假设任务环境为无遮挡的平地区域,各无人机的飞行高度可以根据防撞情况做出调整。

3.1 决策方式对搜索效率的影响

分别在星型网络通信和自组织网络通信 2 种通信方式下进行仿真实验,集群规模设置 20 架无人机,搜索总步长为 1 000 steps,仿真结果如下:

1) 星型网络通信模式下决策方式对搜索效率的影响。星型网络通信模式下采用 3 种决策方式的搜索效率如表 2 所示。

图 15 显示了星型网络通信模式下采用局部搜索和全局搜索的搜索效果图,黑色区域代表未搜索区域,白色区域代表已搜索区域。

2) 自组织网络通信模式下决策方式对搜索效率的影响。自组织网络通信模式下采用 3 种决策方式的搜索效率如表 3 所示。

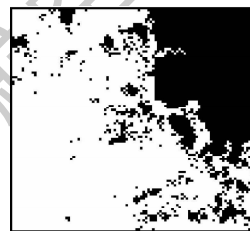
图 16 显示了自组织网络通信模式下采用局部搜索和全局搜索的搜索效果图,黑色区域代表未搜索区域,白色区域代表已搜索区域。

从以上结果来看,提出的 2 种决策方式与随机决策相比优势明显,能有效引导无人机向未被搜索区域移动,满足了表 1 中搜索效率的要求。

表 2 星型网络通信模式下搜索结果

Table 2 Search results under star network

communication				
决策方式	集群规模	T_s /steps	T_c /steps	覆盖率/%
随机决策	20	200	50	18.732 1
局部信息决策	20	200	50	70.145 8
全局信息决策	20	200	50	82.843 8



(a) 局部决策



(b) 全局决策

图 15 星型网络通信模式下搜索效果图

Fig. 15 Search rendering under star network communication

表 3 自组织网络通信模式下搜索结果

Table 3 Search results under self-organizing network

communication		
决策方式	集群规模	覆盖率/%
随机决策	20	20.157 6
局部信息决策	20	65.458 3
全局信息决策	20	76.562 5

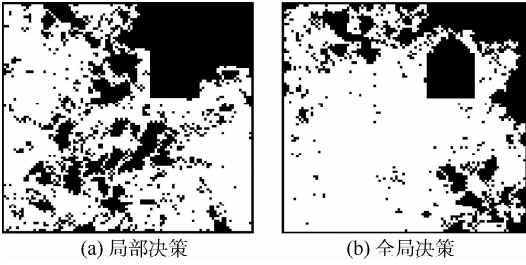


图 16 自组织网络通信模式下搜索效果图

Fig. 16 Search rendering under self-organizing network communication

与局部信息指导下的决策相比,无人机集群在全局信息指导下进行决策时覆盖率有明显的提升。这是因为全局信息能够更全面地反映集群对整个区域的搜索情况,拓宽了单架无人机的视野,能够更好地引导无人机向未被搜索过的区域移动,避免了集群陷入局部重复搜索。

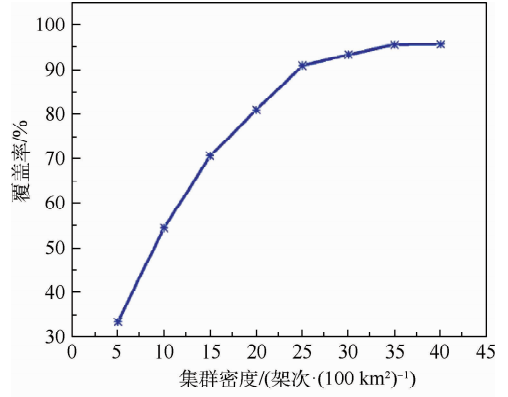
图 15 和图 16 的搜索效果图直观地展示了无人机集群对搜索区域的覆盖情况。可知,在整个搜索过程中无人机集群完全未进入非搜索区域,达到了设置禁飞区的目的,满足了表 1 中搜索范围的要求。

3.2 集群密度对搜索效率的影响

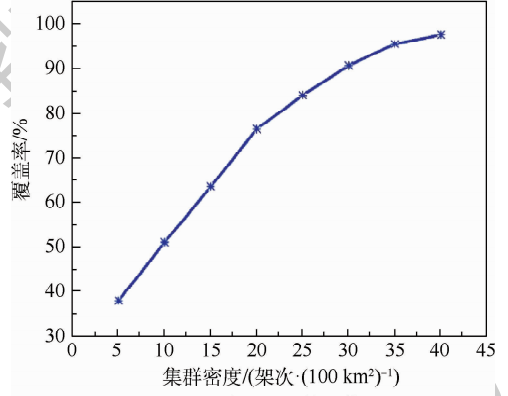
集群能力的涌现不是简单地靠无人机数量的叠加,一味的增加数量不但会造成资源的浪费,而且会增大对集群的控制难度,甚至增加集群暴露的危险和被敌方摧毁的概率,因此需要探究集群密度对搜索效率的影响来为指挥者提供有效的参考。

在 $10\text{ km} \times 10\text{ km}$ 的任务区域内,将无人机的数目设置为 5、10、15、20、25、30、35、40,分别在 2 种通信方式进行仿真实验,决策方式采用全局信息指导下的决策,搜索总步长为 1 000 steps,广播通信的搜索时长设置为 200 steps,仿真结果如图 17 所示。

从 2 种通信模式下覆盖率随集群密度变化曲线可以看出,星型网络通信模式下在集群密度小于 $25\text{ 架次}/(100\text{ km}^2)$ 时覆盖率增长较快,覆盖率达到 90%, $25\text{ 架次}/(100\text{ km}^2)$ 之后覆盖率增长速度明显下降,再增加集群密度覆盖率几乎没有增长,因此,星型网络通信时最佳集群密度为 $25\text{ 架次}/(100\text{ km}^2)$ 。自组织网络通信时覆盖率增长速度随集群密度增加逐渐放缓,但未出现明显的下降,当集群密度达到 $35\text{ 架次}/(100\text{ km}^2)$ 时覆盖率达到 95%,因此自组织网络通信时最佳集群密度为 $35\text{ 架次}/(100\text{ km}^2)$ 。



(a) 星型网络通信



(b) 自组织网络通信

图 17 星型网络通信和自组织网络通信下覆盖率随集群密度变化曲线

Fig. 17 Curves of coverage rate changing with swarm's UAV density under star network communication and self-organizing network communication

3.3 通信方式搜索时长的比较

对 3 种通信方式下的搜索时长进行比较,要求在覆盖率达到 90% 的情况下比较所花费的时长,以此来评价 3 种通信方式下的搜索速度。无人机数目设置为 30 架次,仿真结果如图 18 所示。当覆盖率达到 90% 时,自组织网络通信耗时最短,共用时 71 min,星型网络通信用时 76.5 min,无通信用时最长,共计 104.5 min。实验说明,自组

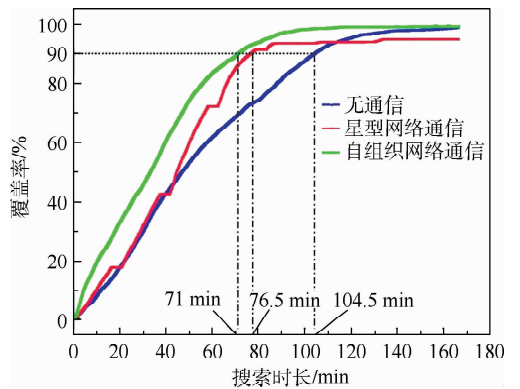


图 18 覆盖率随搜索时间变化曲线

Fig. 18 Curves of coverage rate changing with search time

织网络通信搜索速度最快,这也体现出集群自组网这种通信方式最适用于集群的能力涌现,一方面省去了大量集群与外部通信设施进行通信时所带来的时间延迟,另一方面集群具有自组织能力,不受外部通信条件的影响。

3.4 星型网络通信下搜索占空比对搜索效率的影响

针对星型网络通信,设置了仿真实验来探究搜索占空比对搜索效率的影响,希望能够找到最佳的搜索占空比。将 T_c 设置为固定值 50 steps, T_s 分别设置为 50、150、200、300、450、950 steps。在总步长一定及 T_c 固定不变的情况下 T_s 决定了搜索的占空比,也决定了通信次数的多少, T_s 为 50、150、200、300、450、950 steps 时集群的通信次数分别为 10、5、4、3、2、1。仿真采用全局信息指导下的决策规则,搜索总步长为 1 000 steps,无人机的数目分别设置为 10、20、30、40,仿真结果如图 19 所示。从图 19 中可以看出,覆盖率越高,平均重叠率越低。从实验结果来看,无人机数目为 10、20、30、40 时,最佳 T_s 分别为 300、200、300、200 steps。

选取每个无人机架次下的最佳 T_s ,作出实时覆盖率变化曲线,如图 20 所示。

3.5 无人机故障对搜索效率的影响

无人机集群在执行任务时必然会受到敌方火

力威胁,在无人机发生故障时集群必须有较好的抗毁性,即搜索效率不能出现明显下降。本实验以广播通信为例进行, T_c 设置为 300 steps,集群共进行 2 次通信,搜索总步长为 1 000 steps,决策方式采用全局信息指导下的决策,无人机的数目为 10。在运行 100 steps 时 UAV1 发生故障退出,运行 400 steps 时 UVA5 发生故障退出,运行 700 steps 时 UAV10 发生故障退出,仿真结果如图 21 所示。

图 21 中红色曲线代表无故障时的覆盖率变化曲线,蓝色曲线代表 3 架无人机故障时的覆盖率变化曲线。图 22 显示了有故障和无故障时无人机搜索轨迹。可知,无故障时的覆盖率为 67.5%,10 架无人机中 3 架无人机故障时的搜索效率为 60.6%。在 30% 的无人机发生故障的情况下覆盖率损失仅为原覆盖率的 7.2%。与文献[7]进行的平行搜索在故障时的表现相比,信息素搜索模型体现出了较好的抗毁性,更加适应于复杂恶劣的作战环境,这也满足了表 1 中抗毁性的要求。

3.6 集群初始位置对搜索效率的影响

由于作战环境的未知性,敌我位置分布千变万化,指挥者指挥集群进入任务区域的位置也不尽相同,但搜索效果不能因为集群初始进入位置

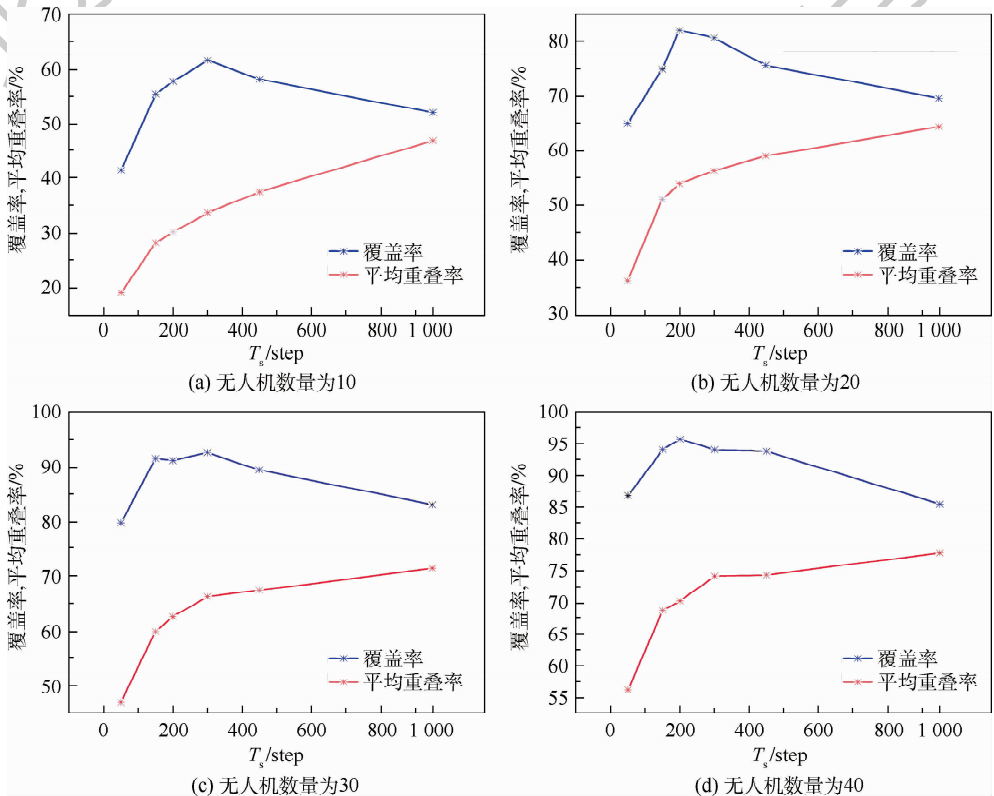


图 19 不同无人机数目下搜索效率随占空比的变化

Fig. 19 Curves of search efficiency rate changing with duty cycle for different swarm sizes

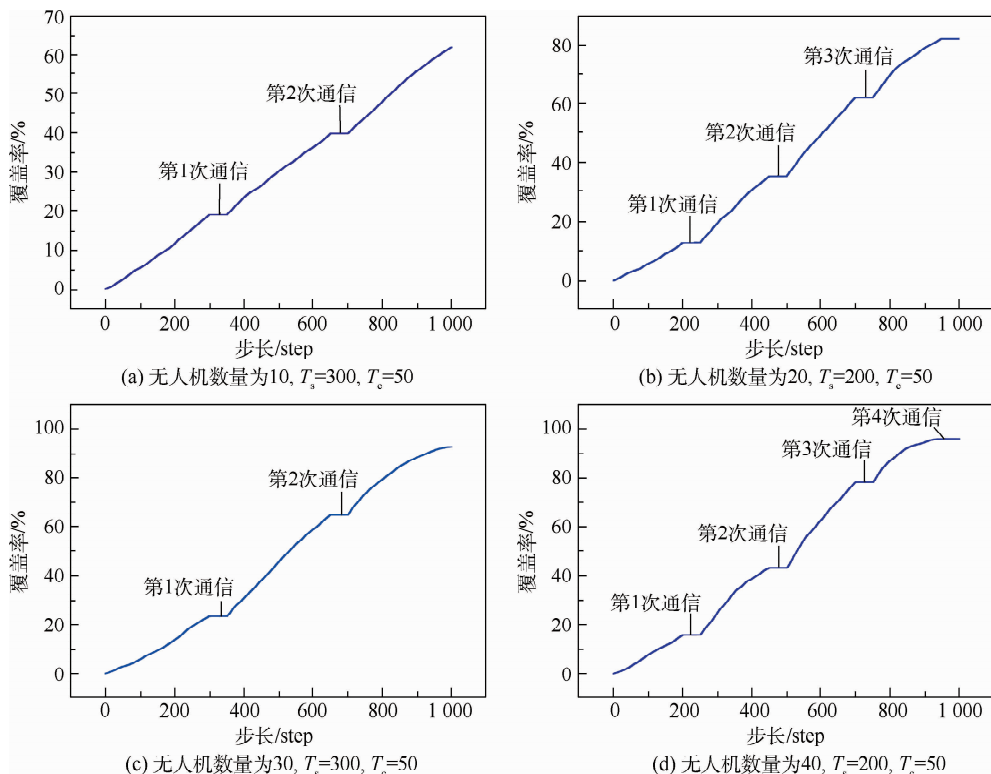


图 20 不同无人机数目最佳搜索占空比下的实时覆盖率变化曲线

Fig. 20 Real-time changing curves of coverage rate in the best search duty cycle for different swarm sizes

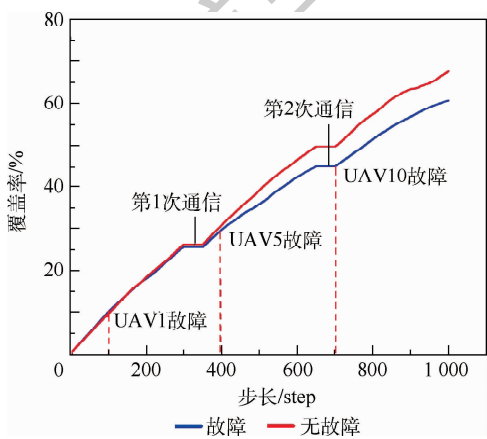


图 21 无故障和有故障时覆盖率实时变化曲线

Fig. 21 Real-time changing curves of coverage rate with and without fault

的不同而出现较大差异。因此,本节探究不同集群初始位置下的搜索效果,仿真共设置4种10架无人机的初始位置,如图23所示,红色五角星的中心代表每架无人机的初始位置。

如图24所示,4种初始位置下所对应的搜索覆盖率分别为61.6875%、63.9583%、67.1042%、66.3041%。就4种初始位置而言,覆盖率浮动在10%以内,证明信息素搜索模型下的搜索效果受集群初始位置的影响不大,搜索覆盖率先对集群的进入位置不敏感,集群在战场使用中的灵活性较高,满足了表1中初始位置的要求。同时从图22

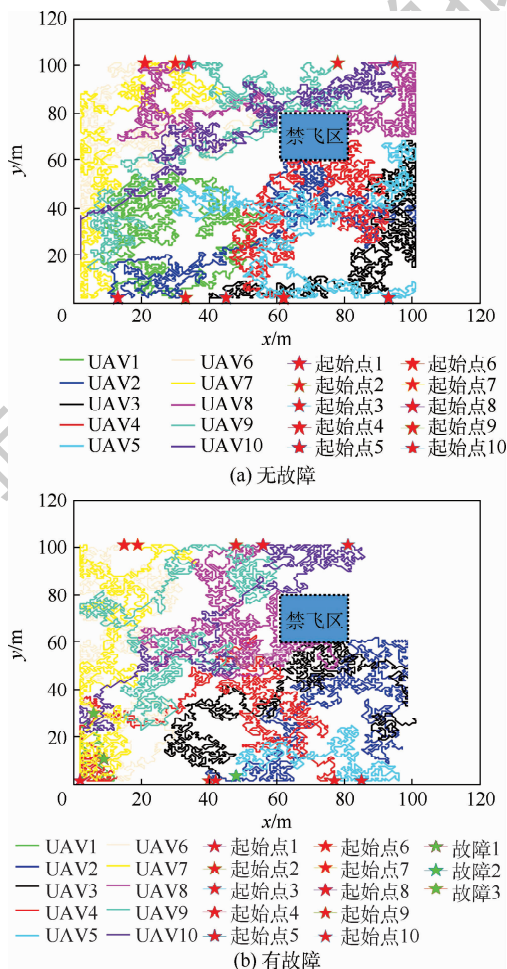


图 22 有故障和无故障时无人机搜索轨迹

Fig. 22 UAV search trajectory diagram with and without fault

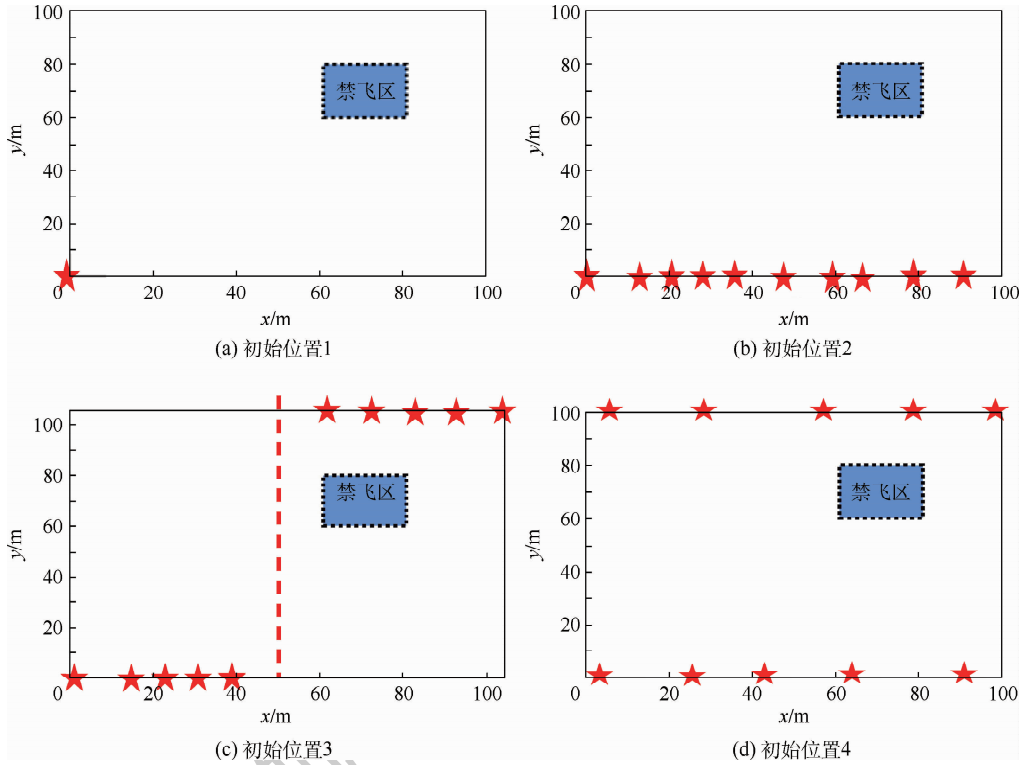


图 23 四种无人机集群初始位置

Fig. 23 Four initial positions of UAV swarm

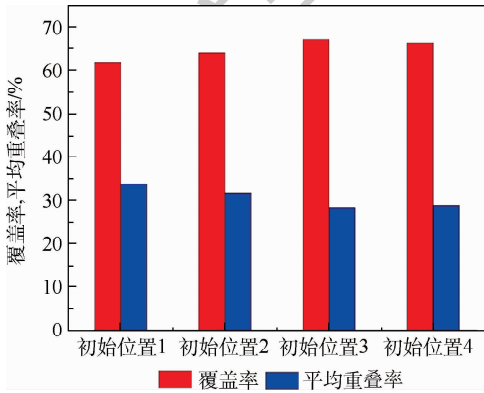


图 24 四种初始位置下的搜索覆盖率

Fig. 24 Search coverage rate in 4 initial positions

搜索轨迹图中可以看出,在整个任务过程中无人机集群始终没有飞出搜索边界,满足了表 1 中搜索范围的要求。

4 结 论

1) 通过信息素地图的融合实现了多机协同,很好地模拟了有外部节点的星型网络通信和无外部节点的自组织网络通信 2 种通信模式,搜索覆盖率能够达到 90%, 集群具备抗毁能力。

2) 以信息素为引导机制的搜索模型能够对搜索区域和非搜索区域进行选择性的搜索,同时能够避免无人机飞出搜索区域。

3) 针对搜索任务的决策阶段,对仅依靠局部

信息进行决策的方式做出了改进,提出了一种利用全局信息的决策方式,搜索效率的提升超过 10%。

4) 从无人机集群指挥者的角度出发,给出了最佳集群密度、最佳搜索占空比,验证了集群搜索效果受初始位置的影响较小。

本文算法未考虑无人机的动力学约束,针对搜索过程中可能出现的动力学约束和信息素指引效果相矛盾的情况,在后续研究中可以通过完善搜索流程和决策机制,加入冲突处理模块和航路规划模块来确定无人机机动。

参考文献 (References)

[1] 梁晓龙,何吕龙,张佳强,等. 航空集群构型控制及其演化方法[J]. 中国科学:技术科学,2019,49(3):277-287.
LIANG X L, HE L L, ZHANG J Q, et al. Configuration control and evolutionary mechanism of aircraft swarm[J]. Scientia Sinica Technologica, 2019, 49(3): 277-287 (in Chinese).

[2] 梁晓龙,孙强,尹忠海,等. 大规模无人系统集群智能控制方法综述[J]. 计算机应用研究,2015,32(1):17-22.
LIANG X L, SUN Q, YIN Z H, et al. Review on large-scale unmanned system swarm intelligence control method[J]. Application Research of Computers, 2015, 32(1): 17-22 (in Chinese).

[3] HU J, XIE L, XU J, et al. Multi-agent cooperative target search[J]. Sensors, 2014, 14(6): 9408-9428.

[4] HU J, XIE L, XU J, et al. Vision-based multi-agent cooperative target search[C]// International Conference on Control Auto-

- mation Robotics & Vision. Piscataway: IEEE Press, 2014: 895-900.
- [5] 刘重, 高晓光, 符小卫. 带信息素回访机制的多无人机分布式协同目标搜索[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(9): 1998-2011.
LIU C, GAO X G, FU X W. Multi-UAVs distributed cooperative target search algorithm with controllable revisit mechanism based on digital pheromone[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(9): 1998-2011 (in Chinese).
- [6] 彭辉, 沈林成, 朱华勇. 基于分布式模型预测控制的多UAV协同区域搜索[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 593-601.
PENG H, SHEN L C, ZHU H Y. Multiple UAV cooperative area search based on distributed model predictive control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(3): 593-601 (in Chinese).
- [7] 侯岳奇, 梁晓龙, 何吕龙, 等. 未知环境下无人机集群协同区域搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 347-356.
HOU Y Q, LIANG X L, HE L L, et al. Cooperative area search algorithm for UAV swarm in unknown environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 347-356 (in Chinese).
- [8] 吴青坡, 周绍磊, 刘伟, 等. 基于集散式模型预测控制的多无人机协同分区搜索[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1414-1421.
WU Q P, ZHOU S L, LIU W, et al. Multi-unmanned aerial vehicles cooperative search based on central-distributed model predictive control[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(10): 1414-1421 (in Chinese).
- [9] 吴文超, 黄长强, 宋磊, 等. 不确定环境下的多无人机协同搜索航路规划[J]. 兵工学报, 2011, 32(11): 1337-1342.
WU W C, HUANG C Q, SONG L, et al. Cooperative search and path planning of multi-unmanned air vehicles in uncertain environment[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(11): 1337-1342 (in Chinese).
- [10] 符小卫, 李建, 高晓光. 带通信约束的多无人机协同搜索中的目标分配[J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1347-1356.
FU X W, LI J, GAO X G. Target allocation in multi-UAV cooperative search with communication constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1347-1356 (in Chinese).
- [11] BERTUCCELLI L F, HOW J P. Robust UAV search for environments with imprecise probability maps[C]// Proceedings of the European Control Conference CDC-ECC on Decision & Control. Piscataway: IEEE Press, 2005: 5680-5685.
- [12] 沈东, 魏瑞轩, 茹常剑. 基于数字信息素的无人机集群搜索控制方法[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(3): 591-596.
SHEN D, WEI R X, RU C J. Digital-pheromone-based control method for UAV swarm search[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(3): 591-596 (in Chinese).
- [13] 朱创创, 梁晓龙, 张佳强, 等. 无人机集群编队控制演示验证系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(8): 1739-1747.
ZHU C C, LIANG X L, ZHANG J Q. Demonstration and verification system for UAV swarm formation control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(8): 1739-1747 (in Chinese).
- [14] WAN S G, MA X T, LI K. Application research of star wireless sensor network[J]. Communications Technology, 2009, 42(3): 173-176.
- [15] 刘昕. 军用无人机自组网技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2014: 15-20.
LIU X. Study of MANET for military UAVs[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014: 15-20 (in Chinese).
- [16] PARUNAK H V, PURCELL M, O'CONNELL R. Digital pheromones for autonomous coordination of swarming UAV's[C]// Proceedings of the 1st UAV Conference. Reston: AIAA, 2002: 20-23.
- [17] SAUTER J A, MATTHEWS R S, PARUNAK H V D, et al. Performance of digital pheromones for swarming vehicle control[C]// 4th International Joint Conference on Autonomous Agents and Multiagent Systems. Utrecht: DBLP, 2005: 25-29.
- [18] PARUNAK H V D, BRUECKNER S A, SAUTER J A. Digital pheromones for coordination of unmanned vehicles[C]// First International Joint Conference on Autonomous Agents & Multiagent Systems. Utrecht: DBLP, 2004: 246-263.
- [19] BREEN M F, LESHNER A I. Maternal pheromone: A demonstration of its existence in the mouse (*Mus musculus*) [J]. Physiology and Behavior, 1977, 18(3): 527-529.

作者简介:

吴傲 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空集群理论与技术、自主空战决策。

杨任农 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 任务规划、自主空战。

梁晓龙 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空集群理论与技术、空管智能化、系统建模与仿真。

侯岳奇 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空集群智能决策。

Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm

WU Ao^{1,2}, YANG Rennong³, LIANG Xiaolong^{1,2,*}, HOU Yueqi^{1,2}

(1. Aviation Swarm Technology and Operational Application Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. National Key Laboratory of Air Traffic Collision Prevention, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

3. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: To solve the problem of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) swarm search in unknown environment without prior information, this paper proposes a UAV swarm cooperative search algorithm with pheromone as decision mechanism. Firstly, considering the communication constraints of UAV, two search models which are star communication network with external nodes and self-organizing communication network without external nodes are established. Secondly, the task environment model is established by mapping environment map to pheromone map. In this paper, the task process is divided into three stages. In the search stage, the UAV can update the local pheromone map by moving constantly. In the communication stage, the fusion of UAV swarm pheromone maps is realized through the communication network. In the decision-making stage, the decision is made based on the local information and the global information, and the grid pheromone concentration is taken as the decision function to guide the position update of the UAV. Based on pheromone map coverage rate, the search results are quantitatively described. Finally, the simulation results show that the method proposed in this paper can search and cover the region, which is characterized by high search efficiency, strong destruction resistance and little influence by the initial location of the swarm.

Keywords: pheromone; unknown environment; Unmanned Aerial Vehicle (UAV) swarm; cooperative search; search coverage rate

Received: 2020-01-16; **Accepted:** 2020-04-17; **Published online:** 2020-05-06 16:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1327.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703427); National Defense Innovation Special Zone Project; "13th Five Year Plan" Equipment Pre-Research Sharing Technology Project

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0031

环境温度对汽油缸内直喷汽车排放的影响

胡守信, 赵耀炜, 李兴虎*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 选取 2 辆典型汽油缸内直喷汽车 (GDI), 在环境舱内进行了不同环境温度下, 车辆冷启动和热启动后按照全球轻型车统一测试循环 (WLTC) 运行时的排气污染物试验, 测量并分析了 GDI 排气中的气态污染物和颗粒物, 旨在为 GDI 排放系统设计、控制策略制定以及评价汽车排放对环境影响的相关研究提供理论依据。研究表明: 环境温度对 GDI 试验车辆冷启动和热启动的颗粒物数量 (PN) 和颗粒物质量 (PM) 排放因子影响显著。环境温度低于 14℃, 冷启动工况下行驶时 PN 排放难以满足国 VI 排放标准限值, 总碳氢化合物 (THC) 和 CO 的排放因子受温度的影响显著, 热启动时影响不明显。无论是热启动还是冷启动工况, 当温度从 -7℃ 逐步上升到 40℃ 时, 试验车辆的 CO₂ 排放因子呈现先减少后增加的变化规律, 2 辆车在热启动时的 CO₂ 排放因子比冷启动时平均降低 4% 和 7%。冷启动和热启动时, 氮氧化物 (NO_x) 排放因子受温度的影响均没有明显的规律。

关键词: 环境温度; 气体排放; 颗粒物排放; 汽油缸内直喷式发动机; 汽油车

中图分类号: U467.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2021)04-0828-07

汽油缸内直喷 (GDI) 式发动机与传统进气道燃油喷射式发动机相比, 具有功率输出大、热效率高、CO₂ 排放低等优点, 近年来逐渐成为车用汽油发动机的主流机型^[1,2]。在车用发动机的性能中除了备受关注的动力性和燃油经济性外, 与环境问题息息相关的排气污染物也很受重视^[3]。在影响装备 GDI 发动机汽车排放污染物的众多因素中, 环境温度是其中的重要因素之一^[1]。

随着环境温度降低, 汽油雾化和蒸发性能变差, 进而导致 GDI 汽油机气缸内混合气分布不均匀, 混合气过浓、过稀区域增大, 最终导致汽油机燃烧恶化, 进而影响气态污染物和颗粒物的排放量。同时, 环境温度也会影响排气催化净化器的起燃时间, 进而影响排气中气态污染物的浓度^[1,4]。

由于中国和欧盟的汽车排放法规规定了 -7℃ 低温和 23℃ 常温 2 个测试温度条件下的排气污染物限值^[3,5], 关于汽车在低温和常温条件下的气态污染物和颗粒物排放特性的相关研究很多。已有研究表明, 低温冷启动条件下排气中除氮氧化物 (NO_x) 外的气态污染物和颗粒物排放均有不同程度的增加^[6-9]。但现有研究大多数集中在法规规定的低温 -7℃ 及以下和常温 23℃ 左右的测试温度条件下^[7,10-11], 对于同一辆车, 全面覆盖低温到高温, 探索从低温 -7℃ 到高温 40℃ 范围内环境温度对气态污染物和颗粒物排放的影响研究较少。

气温分布受纬度高低的影响, 中国幅员辽阔, 南北纬度相差达 50°, 导致南北气温差别较大^[12]。随着对大气环境质量要求的日益提高, 考虑包括

收稿日期: 2020-01-21; 录用日期: 2020-04-09; 网络出版时间: 2020-04-26 13:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200426.1342.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2017YFB0103402)

* 通信作者. E-mail: lxh@buaa.edu.cn

引用格式: 胡守信, 赵耀炜, 李兴虎. 环境温度对汽油缸内直喷汽车排放的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 828-834. HU S X, ZHAO Y W, LI X H. Impact of ambient temperature on GDI emission[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 828-834 (in Chinese).

环境温度等因素的更为精确的控制,汽车排气污染物的相关技术亟待开发。因而不同环境温度对现代汽车排气污染物的影响规律就变得尤为重要。同时,中国的 GB 18352.6—2016(国VI)在轻型汽车实际行驶时的环境温度扩展到 $-7 \sim 0^{\circ}\text{C}$ 或 $30 \sim 35^{\circ}\text{C}$ 2 个温度区间,并对其排气污染物排放限值做出了规定^[3]。

综上所述,随着大气环境质量要求的日益提高,根据地域温度特征,设计车辆排放系统和制定实际道路排放控制策略已经成为汽车产品开发的重要工作之一。因此,揭示环境温度对 GDI 汽车排气常规气态污染物、颗粒物和 CO_2 影响规律的相关研究亟待开展。基于上述原因,本文以典型的汽油缸内直喷汽车(GDIV)为对象,在环境舱内不同的环境温度下,进行车辆冷启动和热启动条件下的排气污染物排放试验,旨在为 GDIV 排放系统设计、控制策略制定提供依据。

1 试验装置及规程

为了便于试验环境温度的控制和保证试验的可重复性,排放试验选在环境舱中进行。为了覆盖国VI排放标准的 $-7 \sim 0^{\circ}\text{C}$ 或 $30 \sim 35^{\circ}\text{C}$ 的扩展温度条件,试验确定了 $-7, 14, 23, 35, 40^{\circ}\text{C}$ 5 个环境温度点。为了解 GDIV 在冷车和热车启动条件下排放因子的差异,按照全球轻型车统一测试循环(Worldwide Light duty Test Cycle, WLTC)工况分别在冷启动和热启动条件下测量排气污染物。

1.1 试验车辆和试验燃料

为使研究结果具有普遍性和代表性,在试验车辆选择时考虑了排量、进气方式等因素,旨在探索在排量和进气方式存在差异的情况下污染物排放随温度变化的规律。试验车辆选用了国内市场典型的 2 辆符合国 V 排放标准的 GDIV, 车辆 1(V1)为 SUV, 车辆 2(V2)为三厢轿车, 车辆的主要性能参数如表 1 所示, V1 和 V2 的主要差别是排量和进气方式。试验用油为符合国 VI 排放标准基准燃料要求的汽油^[3]。

1.2 测试设备及试验流程

为了研究环境温度对 GDIV 排放的影响,试验在环境舱中进行,试验时共设置了 $-7, 14, 23, 35, 40^{\circ}\text{C}$ 等 5 个环境温度。试验时, V1 和 V2 在环境舱设定的温度条件下按照图 1 所示的 WLTC 工况行驶, WLTC 驾驶循环由低速段、中速段、高速段和超高速段 4 个子循环组成。

汽车排气污染物按照国 VI 规定的测试方法进

表 1 试验车辆及其主要性能参数

Table 1 Test vehicles and their main performance parameters

参数	V1	V2
供油方式	GDI	GDI
进气方式	自然吸气	涡轮增压
排量/L	3	2
最大功率/kW	172	155
变速箱	AT	AT
工信部油耗/(L·(100 km) ⁻¹)	9.8	7.1
整备质量/kg	2 291	1 581

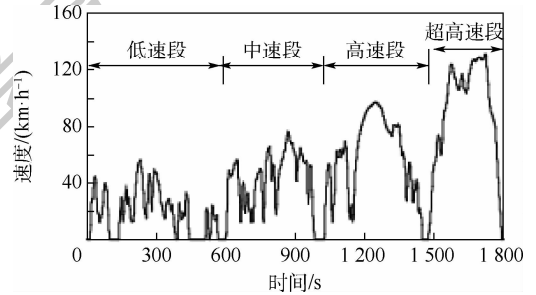


图 1 WLTC 排放测试工况

Fig. 1 WLTC emission test condition

行。测量汽车排气污染物时, WLTC 4 个子循环的汽车排气污染物分别用 4 个取样气袋采集, 样气袋中的样气采用 MEXA-7400L 气体分析仪测量, 汽车排气污染物中的气体污染物排放量由上述 4 袋样气的测量结果加权计算得到。排气污染物中颗粒物质量(PM)采用 DMS50 颗粒物采集系统, 测量时, 先使由取样探头取得的样气经粒径预分级器将大颗粒物分离, 然后使样气进入 DMS50 颗粒物采集系统的滤纸, 再在称重室中用分析天平测量滤纸质量。PM 的排放量根据滤纸过滤前后的质量差计算得到。测量排气污染物中颗粒物数量(PN)时, 先使排气样气经过挥发性颗粒物去除器, 除去排气颗粒物中的可挥发性颗粒物, 再将样气送入 MEXA1000 颗粒物计数仪测量 PN 的排放量。

试验流程如图 2 所示。第 1 步为试验开始前先对试验车辆进行全面检查, 包括胎压、机油量、进排气系统、OBD 报警系统、机械传动部件等。第 2 步为将试验车辆置于环境舱内的转鼓试验台上, 更换试验用燃料并进行热车, 热车时汽车速度时间历程应与图 1 所示的 WLTC 驾驶循环相同, 如果热车运行中出现异常, 则应对车辆进行相应调整。第 3 步为热车结束后的转鼓滑行试验, 试验在热车后 2 min 内进行。第 4 步为 WLTC 工况下的试验车辆预处理行驶, 预处理完成后, 将整车置于环境舱内浸车 6 ~ 36 h, 环境舱温度需设置为试验温度, 环境舱内温度应在试验要求温度的 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 内, 以确保整车各部件及内部液体温度与环

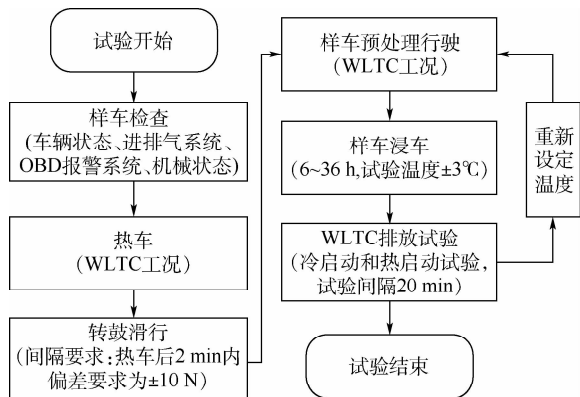


图2 试验流程

Fig. 2 Test flowchart

境舱内设定温度一致。第5步为设定温度下冷启动和热启动排放试验,目的是分析和对比冷、热启动对排放的影响。冷启动排气污染物的排放试验在浸车结束后进行,车辆按照图1所示的WLTC工况运行,冷启动排气污染物测试试验结束20 min后,进行热启动排气污染物测试,此时试验车辆的温度高于环境舱设定温度,车辆行驶工况也为WLTC工况。冷启动和热启动排放试验结束后,重新设定环境舱的温度,并进行6~36 h浸车,按照上述第1步至第5步的方法重复排气污染物测量试验。

本文设定的环境温度有 -7 、 14 、 23 、 35 、 40 ℃。测量的GDIV排气污染物有总碳氢化合物(THC)、CO、NO_x、CO₂、PM和PN。为了便于分析和比较,排气污染物的测量结果均换算为单位里程的排放量,即常说的排放率或排放因子。

2 结果及讨论

汽车排气中的气体污染物THC、CO、NO_x、CO₂与颗粒物PN、PM的生成机理相差甚远^[1,13]。因此,在对测试结果进行分析与讨论时,分为气态污染物和颗粒物2部分。

2.1 环境温度对气态污染物和CO₂排放的影响

车辆1(V1)和车辆2(V2)在5个不同温度测量点的冷启动和热启动运行时的THC、CO、NO_x和CO₂排放因子测试结果如图3~图6所示。

图3和图4测试结果表明,冷启动时,THC和CO的排放因子受温度的影响显著,随着温度降低,THC和CO排放因子显著增大,在 -7 ℃冷启动时,试验车辆V2的CO排放因子超出国VIb I型试验限值,试验车辆V1和V2的THC排放因子超出国VIb I型试验限值。 -7 ℃时试验车辆V1和V2的THC排放因子分别为 23 ℃时的 8.87 倍和

5.74 倍; -7 ℃时试验车辆V1和V2的CO排放因子分别为 23 ℃时的 3.48 倍和 4.35 倍。出现这种现象的原因主要有2个:①环境温度低时,喷入缸内的汽油雾化性能差,导致燃烧不完全,进而导致排气催化净化器前的THC和CO升高。②温度低时,WLTC循环开始前的排气催化净化

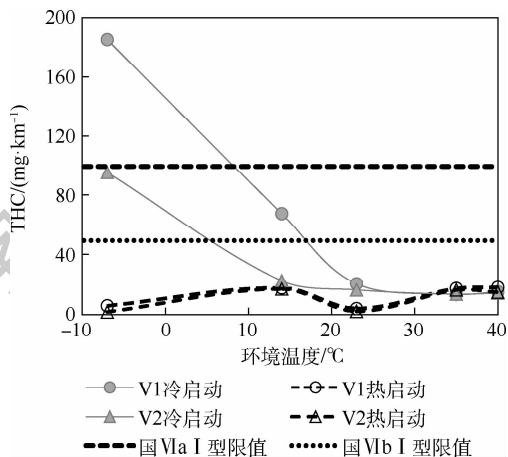


图3 冷启动和热启动下环境温度对THC排放因子的影响
Fig. 3 Effect of environment temperature on THC emission factors under cold and hot start conditions

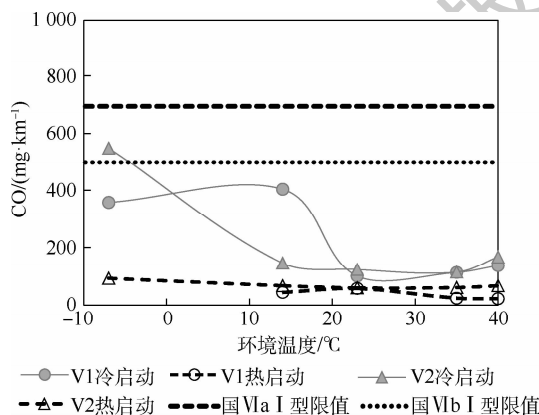


图4 冷启动和热启动下环境温度对CO排放因子的影响
Fig. 4 Effect of environment temperature on CO emission factors under cold and hot start conditions

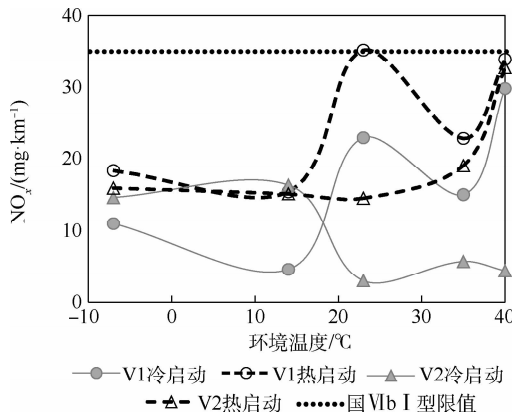
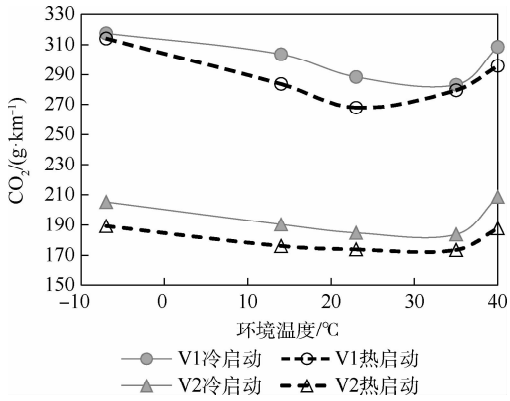


图5 冷启动和热启动下环境温度对NO_x排放因子的影响
Fig. 5 Effect of environment temperature on NO_x emission factors under cold and hot start conditions

图6 冷启动和热启动下环境温度对CO₂排放因子的影响Fig.6 Effect of environment temperature on CO₂ emission factors under cold and hot start conditions

器温度低,导致WLTC循环开始后排气催化净化器的温度上升慢,起燃时间变长,平均净化效率变低。对于排量和进气方式不同的试验车辆V1和V2而言,虽然都满足国V排放标准,但车辆催化净化器的体积大小、催化剂种类和涂覆量不同,故其THC和CO的净化效率随着温度的变化曲线不同,因而,导致了试验车辆V1的THC排放因子高于V2,但除冷启动14°C条件以外的CO的排放因子却低于V2。试验车辆V1在14°C冷启动时存在CO排放因子大于-7°C的现象,初步分析为2次试验中实际车速在公差允许范围内(± 2 km/h)存在差异平衡了温差带来的影响所致。

热启动时,汽车发动机舱室及机体远高于冷启动,因而,喷入缸内的汽油雾化性能较冷启动时好,燃烧改善,发动机排气中的THC和CO减少。另外,试验开始前催化净化器温度也高于冷启动,催化净化器的起燃时间变短,WLTC的平均净化效率变大。故出现了图3和图4所示的热启动时的THC和CO的排放因子远低于冷启动时的结果。并且相对于冷启动而言,热启动时的THC和CO的排放因子受温度影响不明显。

图5所示的温度对NO_x排放影响的测试结果表明,无论是冷启动和热启动,还是试验车辆V1和V2,当其按照WLTC行驶时,仅试验车辆V1在常温热启动时NO_x排放因子略高于国VIb I型试验限值,2辆车NO_x排放因子受温度的影响均没有明显的规律。这个结论与部分已有研究结果类似^[8,14-15],出现这种现象的原因与NO_x排放的影响因素极为复杂有关。从NO_x的生成机理来看,燃烧过程中生成的NO_x主要为热力型,所需温度条件约为1800 K,它与燃烧室中高温区域大小及最高燃烧温度、高温持续时间、高温区域内氧浓度的高低等密切相关^[1,16]。环境温度低时,喷入缸

内的汽油雾化性能差,燃烧不完全,导致燃烧室中高温区域减小和最高燃烧温度降低,最终致使进入排气催化净化器前的NO_x的降低。另外,随着环境温度降低,试验开始前的排气催化净化器温度降低且试验开始后排气催化净化器温度上升缓慢,起燃时间变长,因而在整个WLTC中排气催化净化器对NO_x的平均净化效率变低,NO_x排放因子增加。因此随着温度增大,NO_x排放因子的变化取决于燃烧过程中NO_x生成量的增加量和排气催化净化器净化效率提高导致的NO_x下降的综合影响。当NO_x燃烧过程NO_x生成量的增加量大于三效催化转换器净化效率提高导致的NO_x下降量时,NO_x排放因子就增加,反之亦然。

试验车辆V1和V2在5个不同温度测量点的冷启动和热启动CO₂排放因子随温度的变化如图6所示。结果表明,无论是热启动时还是冷启动工况,当温度从-7°C逐步上升时,V1和V2的CO₂排放因子逐步下降,在23°C或35°C最低;但环境温度升高到40°C时,CO₂排放因子则与-7°C接近,即CO₂排放因子随环境温度的变化规律是先减少后增加,最低点在23°C或35°C。这主要是由于汽油机出厂时常在23~35°C附近以油耗最低为目标调整发动机工作参数。当温度降低时燃油雾化变差,燃烧效率变低,CO₂排放因子增大。当温度接近40°C时,汽油机的工作参数偏离了油耗最低的设置值,同时发动机容易过热,需要通过降低点火提前角防止爆震的发生,使燃烧过程的压缩负工增加,热效率和功率下降,CO₂排放量升高。

另外,试验车辆V1的CO₂排放因子明显高于V2,这由表1所列的车辆参数可以找到答案。由于2辆试验车辆V1和V2的整备质量分别为2291 kg和1581 kg,即V1的行驶需要克服的惯性阻力远大于V2,故其能耗明显高于V2,由于CO₂排放因子与能耗高低密切相关,车辆V1的CO₂排放因子明显高于V2。如冷启动时,V1和V2在23°C测量点的CO₂排放因子分别为288.4 g/km和184.8 g/km。热启动时,V1和V2在23°C测量点的CO₂排放因子分别为267.8 g/km和174.0 g/km。由图6还可以看出,热启动条件下测得的CO₂排放因子低于冷启动条件下的CO₂排放因子,V1和V2在5个环境温度下热启动时的CO₂排放因子比冷启动的CO₂排放因子平均降低4%和7%。这主要是由于发动机热启动时机体温度高、燃油雾化好、燃烧更完全、热效率高,通过冷却系统散失的热量也少,同时润滑油黏度低,摩擦损失小。

因此,热启动时的油耗减少,CO₂排放量降低。

2.2 环境温度对 PM 和 PN 排放的影响

环境温度对 PM 和 PN 的影响如图 7 和图 8 所示。环境温度对 V1 和 V2 两辆试验车辆冷启动和热启动的 PN 和 PM 排放因子影响明显。相对于冷启动而言,热启动时 PN 排放因子几乎不随温度变化。在热启动下,试验车辆 V1 和 V2 的 PN 排放因子均满足 2020 年 7 月后实施的国 VI 排放标准限值 6×10^{11} 个/km,且明显低于该限值。冷启动,环境温度为 -7°C 时,V1 和 V2 两辆试验车辆的 PN 排放因子分别为 3.67×10^{12} 和 2.61×10^{12} 个/km,分别达到了国 VI 排放标准限值 6×10^{11} 个/km 的 6.12 倍和 4.35 倍。环境温度为 14°C 时,V1 和 V2 两辆试验车辆的 PN 排放因子分别为 9.41×10^{11} 和 6.34×10^{11} 个/km,均高于国 VI 排放标准的限值 6×10^{11} 个/km。该结果表明,国 V 排放标准的车辆在环境温度 14°C 以下冷启动工况行驶时,其 PN 排放难以满足国 VI 排放标准的 PN 限值要求。

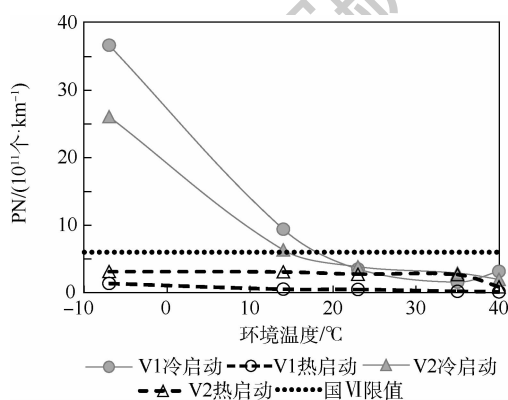


图 7 冷启动和热启动下环境温度对 PN 排放因子的影响

Fig. 7 Effect of environment temperature on PN emission factors under cold and hot start conditions

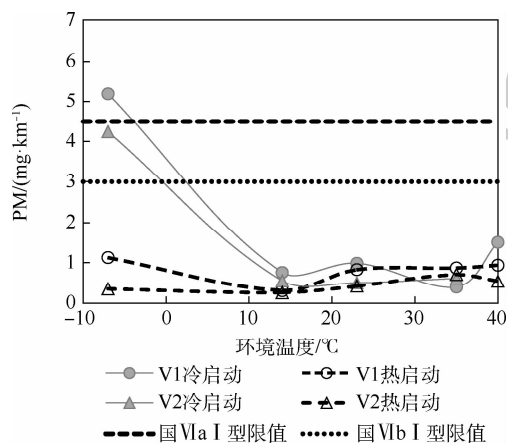


图 8 冷启动和热启动下环境温度对 PM 排放因子的影响

Fig. 8 Effect of environment temperature on PM emission factors under cold and hot start conditions

由图 8 可以看出, -7°C 低温冷启动时,V1 和 V2 两辆试验车辆的 PM 排放因子显著增大。在热启动下,试验车辆 V1 和 V2 的 PM 排放因子的变化趋势不同。 -7°C 时 V1 的 PM 排放因子增大,但幅度远小于冷启动时。在热启动下,试验车辆 V1 和 V2 的 PM 排放因子均满足国 VIb 排放标准限值 3.0 mg/km 。但在环境温度为 -7°C 冷启动时,V1 和 V2 两辆试验车辆的 PM 排放因子分别为 5.19 和 4.24 mg/km ,两辆试验车辆的 PM 排放因子超过了国 VIb 排放标准限值 3.0 mg/km 。其中试验车辆 V1 的 PM 排放因子还超过了国 VIa 排放标准限值 4.5 mg/km 。

低温条件下 PN 和 PM 排放多的原因可以由颗粒物的生成机理予以说明,颗粒物的生成量与过浓混合气区域大小和燃烧室壁面油膜的多少密切相关。由于冷启动阶段前车辆在 -7°C 的环境舱内进行了 $6 \sim 36 \text{ h}$ 的浸车,气缸上或者活塞顶部的温度接近浸车时的环境温度,导致冷启动后过浓混合气区域和燃烧室壁面油膜增加。一是从喷油嘴喷入燃烧室空间的液态汽油,因温度低难以完全蒸发并与空气充分混合,在更大区域形成了局部过浓混合气,这部分过浓混合气燃烧时无法及时与氧气反应,便生成炭烟。二是从喷油嘴直接喷射到燃烧室壁面液态汽油或其他方式在燃烧室壁面形成的油膜数量增加,便导致低温下附壁油膜在燃烧后形成的炭烟增加。

3 结论

通过对 2 辆 GDIV 在环境舱内进行的 WLTC 工况下不同环境温度的冷启动和热启动的排放特性试验,以及对试验结果的分析与讨论,取得了如下主要结论:

1) 冷启动时,THC 和 CO 的排放因子受温度的影响显著,且随着温度降低,THC 和 CO 排放因子显著增大;热启动时的 THC 和 CO 的排放因子受温度影响不明显。

2) 无论是热启动还是冷启动工况,当温度从 -7°C 逐步上升时,试验车辆的 CO₂ 排放因子随着温度增加呈现先减少后增加的变化规律;并且热启动条件下的 CO₂ 排放因子低于冷启动。

3) 环境温度对试验车辆冷启动和热启动的 PN 和 PM 排放因子影响明显。试验车辆 -7°C 冷启动时的 PM 排放因子超过了国 VIb 排放标准限值;在环境温度 14°C 以下冷启动工况行驶时,PN 排放难以满足国 VIb 排放标准的限值。

参考文献 (References)

- [1] 李兴虎. 汽车的环境污染与防治技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2019: 42-257.
LI X H. Automobile environmental pollution and prevention technology[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2019: 42-257 (in Chinese).
- [2] BOGARRA M, HERREROS J M, TSOLAKIS A, et al. Study of particulate matter and gaseous emissions in gasoline direct injection engine using on-board exhaust gas fuel reforming[J]. Applied Energy, 2016, 180(19): 245-255.
- [3] 环境保护部. 轻型汽车污染物排放限值及测量方法(中国第六阶段): GB18352. 6—2016[S]. 北京: 中国环境科学出版社, 2016: 6-12.
Ministry of Environmental Protection. Limits and measurement methods for emissions from light-duty vehicles (China 6): GB 18352. 6—2016[S]. Beijing: China Environmental Science Press, 2016: 6-12 (in Chinese).
- [4] 宋艳慧. 三效催化转化器起燃特性的试验研究与数值模拟[D]. 西安: 长安大学, 2008: 19-24.
SONG Y H. The test study and numerical simulation of the light-off characteristic of three-way catalytic converter[D]. Xi'an: Chang'an University, 2008: 19-24 (in Chinese).
- [5] Delphitechnologies. Worldwide emissions standards-passenger cars and light duty vehicles[EB/OL]. (2019-05-19) [2020-01-14]. <https://up.picr.de/17127049hg.pdf>.
- [6] ANDREWS G E, LI H, WYLIE J A, et al. Influence of ambient temperature on cold-start emissions for a Euro 1 SI car using in-vehicle emissions measurement in an urban traffic jam test cycle: 2005-01-1617[R]. Detroit: SAE International, 2005: 1-21.
- [7] 王猛, 赵陆明, 刘文亮, 等. 直喷汽油车在低温环境下颗粒数量排放特性研究[J]. 车辆与动力技术, 2017(4): 49-51.
WANG M, ZHAO L M, LIU W L, et al. Emission characteristics of particle number for direct injection gasoline car in low temperature environment[J]. Vehicle & Power Technology, 2017(4): 49-51 (in Chinese).
- [8] ZHU R C, HU J N, BAO X F, et al. Tailpipe emissions from gasoline direct injection (GDI) and port fuel injection (PFI) vehicles at both low and high ambient temperatures[J]. Environmental Pollution, 2016, 216: 223-234.
- [9] YUSUF A A, INAMBAO F L. Effect of cold start emissions from gasoline-fueled engines of light-duty vehicles at low and high ambient temperatures: Recent trends[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2019, 14: 1-10.
- [10] BIELACZYCP, WOODBURN J, SZCZOTKA A. Investigations into particulate emissions from euro 5 passenger cars with di- engines tested at multiple ambient temperatures: 2015-24-2517[R]. Napoli: SAE International, 2015: 1-10.
- [11] CHAN T W, MELOCHE E, KUBSH J, et al. Impact of ambient temperature on gaseous and particle emissions from a direct injection gasoline vehicle and its implications on particle filtration[J]. SAE International Journal of Fuels and Lubricants, 2013, 6(2): 350-371.
- [12] 韩渊丰, 张加恭, 张争胜. 中国区域地理[M]. 广州: 广东高等教育出版社, 2008: 1-3.
HAN Y F, ZHANG J G, ZAHNG Z S. Chinese regional geography[M]. Guangzhou: Guangdong Higher Education Press, 2008: 1-3 (in Chinese).
- [13] 王银辉. 汽油组分对直喷汽油机一次和二次颗粒物生成影响的研究[D]. 北京: 清华大学, 2016: 4-28.
WANG Y H. The impact of fuel compositions on primary and secondary particulate formation of gasoline direct injection engines[D]. Beijing: Tsinghua University, 2016: 4-28 (in Chinese).
- [14] WEILENMANN M, SOLTIC P, SAXER C, et al. Regulated and nonregulated diesel and gasoline cold start emissions at different temperatures[J]. Atmospheric Environment, 2005, 39(13): 2433-2441.
- [15] MULAWA P A, CADLE S H, KNAPP K, et al. Effect of ambient temperature and e-10 fuel on primary exhaust particulate matter emissions from light-duty vehicles[J]. Environmental Science & Technology, 1997, 31(5): 1302-1307.
- [16] POLAT S, UYUMAZ A, SOLMAZ H, et al. Numerical study on the effects of EGR and spark timing to combustion characteristics and NO_x emission of a GDI engine[J]. International Journal of Green Energy, 2014, 13(1): 63-70.

作者简介:

胡守信 男, 硕士研究生。主要研究方向: 汽车环境保护技术、汽车新能源和电动汽车。

李兴虎 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 汽车环境保护技术、汽车新能源和电动汽车。

Impact of ambient temperature on GDIV emission

HU Shouxin, ZHAO Yaowei, LI Xinghu *

(School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Two typical Gasoline Direct Injection Vehicles (GDIVs) were selected, and emission tests in the environmental cabin were performed under Worldwide harmonized Light-duty vehicles Test Cycle (WLTC) at different ambient temperatures after the vehicles cold-started and hot-started. The gaseous pollutants and particulates in GDIV emissions were measured and analyzed with the aim of providing a theoretical basis for the GDIV emission system design and control, as well as for related research to evaluate the impact of automobile emissions on the environment. The results show that ambient temperature has a significant effect on the Particle Number (PN) and Particle Matter (PM) emission factor of the tested vehicles. The PN emission factor under the cold start condition is difficult to meet the China 6 emission limit when ambient temperature is below 14°C. The emission factors of Total Hydrocarbons (THC) and CO are significantly affected by temperature under cold start condition but are not significantly affected under hot start condition. Regardless of the hot start or cold start conditions, when the temperature gradually rises from -7°C to 40°C, the CO₂ emission factor of the test vehicle first decreases and then increases, and the CO₂ emission factor of the two vehicles during hot start is reduced by 4% and 7% on average compared to cold start. There is no obvious rule of Nitrogen Oxide (NO_x) emission factor influenced by temperature under cold start and hot start conditions.

Keywords: ambient temperature; gas emission; particulate emission; gasoline direct injection engine; gasoline vehicle

Received: 2020-01-21; **Accepted:** 2020-04-09; **Published online:** 2020-04-26 13:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200426.1342.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2017YFB0103402)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0040

基于改进 Hopfield 神经网络的对地攻击型 无人机自主能力评价



丰雨轩¹, 刘树光^{1,*}, 解武杰², 茹乐¹

(1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051;

2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710051)

摘 要: 对地攻击型无人机是当前最先进的无人装备之一, 无人机必须具备很高的自主能力, 自主能力成为无人机的典型作战能力。针对对地攻击型无人机的自主能力量化评价问题, 从感知能力、决策能力、行为能力和安全能力 4 个方面, 并侧重机载装备参数分析, 提出了一套完整的自主能力评价指标体系。结合模型因素库, 运用奇异值分解设计 Hopfield 神经网络权值矩阵, 利用基于稀疏度的权值删减算法改进网络结构。构建自主能力评价标准, 对地攻击型无人机系统自主能力进行量化分级。仿真结果表明: 相对于传统 Hopfield 神经网络, 改进算法能够在一定范围内删除非关键的连接权值, 降低网络复杂度, 工程上更容易实现对地攻击型无人机系统自主能力的量化评价。

关键词: 对地攻击型无人机; 自主能力; 指标体系; 改进 Hopfield 神经网络; 综合评价
中图分类号: V271.4

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0835-09

对地攻击型无人机遂行地面目标的精确打击任务, 其机上无人、复杂任务及高对抗战场环境决定了无人机必须具备很高的自主能力^[1], 自主能力成为对地攻击型无人机的典型作战能力。面对复杂战场环境和对抗作战任务, 科学构建对地攻击型无人机自主能力评价指标体系, 提出适合其技术特征和作战使用特点的自主能力评价方法, 提升无人机体系化作战效能, 具有迫切的军事需求。

评价指标体系和综合评价方法是对地攻击型无人机自主能力量化评价的关键。定性分析是定量分析的基础, 目前国内外有关无人系统的评价指标体系构建主要基于定性定量相结合的方式, 集中在功能性指标和任务型指标 2 个层次上。功

能性指标方面, 文献[2]针对无人机的自主能力评价提出了二维度和四维度评价模型; 文献[3]基于模型化分类原则构建了高空长航时无人机系统总体方案的评价准则。任务型指标方面, 文献[4]根据设定任务的完成程度来评价单项关键技术, 减少了人为主观因素对评价指标的影响。针对无人系统的综合评价方法主要有模糊综合评价法^[5]、贝叶斯网络^[6]、有效性分析(SEA)方法^[7]等, 传统的综合评价方法受主观因素影响大且不适用于复杂系统。Hopfield 神经网络通过模拟生物神经网络的记忆机理, 具有强大的联想记忆能力, 能够体现复杂系统评价指标的关联关系和对主体对象的客观评价^[8], 是量化评价复杂系统的理想方法。

收稿日期: 2020-02-12; 录用日期: 2020-05-08; 网络出版时间: 2020-05-26 17:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200526.0943.001.html

基金项目: 装备预研项目

*通信作者: E-mail: dawn418@126.com

引用格式: 丰雨轩, 刘树光, 解武杰, 等. 基于改进 Hopfield 神经网络的对地攻击型无人机自主能力评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 835-843. FENG Y X, LIU S G, XIE W J, et al. Autonomous capability evaluation of ground-attack UAV based on improved Hopfield neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 835-843 (in Chinese).

综上所述,本文在分析机载装备系统相关性参数参数的基础上,提出了一套与作战环节相融合的自主能力评价指标体系,并运用改进 Hopfield 神经网络综合评价无人机的自主能力,解决了对地攻击型无人机的自主力量化评价问题,为无人机自主性实时调整及人机权限分配提供有效支撑。

1 自主能力评价指标体系构建与分析

自主能力是无人系统拥有的感知、观察、分析、交流、计划、制定决策和行动能力,完成人类通过人机交互布置的任务^[9]。可见,评价对地攻击型无人机系统的自主能力,要融合观察(O)、判断(O)、决策(D)和行动(A)整个作战环节,考察无人机系统在各个环节的自主程度,进而量化评价出整个无人机系统的自主能力。为体现对地攻击型无人机判断、决策一体化,并考虑其安全能力的重要性,本文从感知能力(O)、决策能力(D)、行为能力(A)、安全能力(S)4个方面构建对地攻击型无人机系统的自主能力评价指标。感知能力是决策能力的前提,决策能力是感知能力的目的,行为能力需要感知能力和决策能力的密切配合,安全能力是有效完成任务的重要保障。自主能力评价指标体系如图1所示。

选取合适的机载装备参数作为无人机自主能力评价指标体系的底层指标。在查找飞机设计手册、无人机设计手册、装备国军标及大量文献基础上,机载装备参数主要从机载装备提供的技术指标、参考文献的数学模型、说明书的性能要求中选取,按照技术指标的重要程度、数据可收集性、不

同型号数据可对比性原则,同时参考适航性要求及装备合格审定相关内容,选取能够代表机载装备性能的装备参数。为了使不同机载装备的参数间具有可比性,采用对数法、加权、幂数运算方式将数据无量纲化;同时利用加法法则,表达底层指标与上级指标的关系。

1.1 感知能力

感知能力是对地攻击型无人机通过自身机载传感器获取内外部环境信息的能力,是无人机实现自主作战的首要考虑因素。由于作战环境的不确定性,无人机必须自主获取天气威胁状况、敌方作战目标相关的信息,为下一步自主决策提供实时判断依据。

1.1.1 风切变威胁感知能力

对地攻击型无人机一旦遭遇突发的恶劣气象条件,系统应自主地对恶劣气象进行威胁评估,判断无人机是否可以继续作战。风切变是指风的速度和方向突然改变,是当前无人机失事的主要自然因素^[10]。当风切变威胁度大于某定值时,将触发风切变警告。目前,国内外飞机普遍安装有风切变预警系统,能够提前探测风切变信息。因此,用风切变预警系统性能优劣衡量无人机的风切变威胁感知能力 w ,根据文献^[11],选取风切变预警系统参数根据航空条例审查内容和不同型号间提供可对比参数,确定为最小探测距离、提前预警时间、漏警率,计算公式为

$$w = 0.6D_r + \frac{w_1}{60} + \lg D_a \quad (1)$$

式中: D_r 为最小探测距离; w_1 为提前预警时间; D_a 为漏警率。

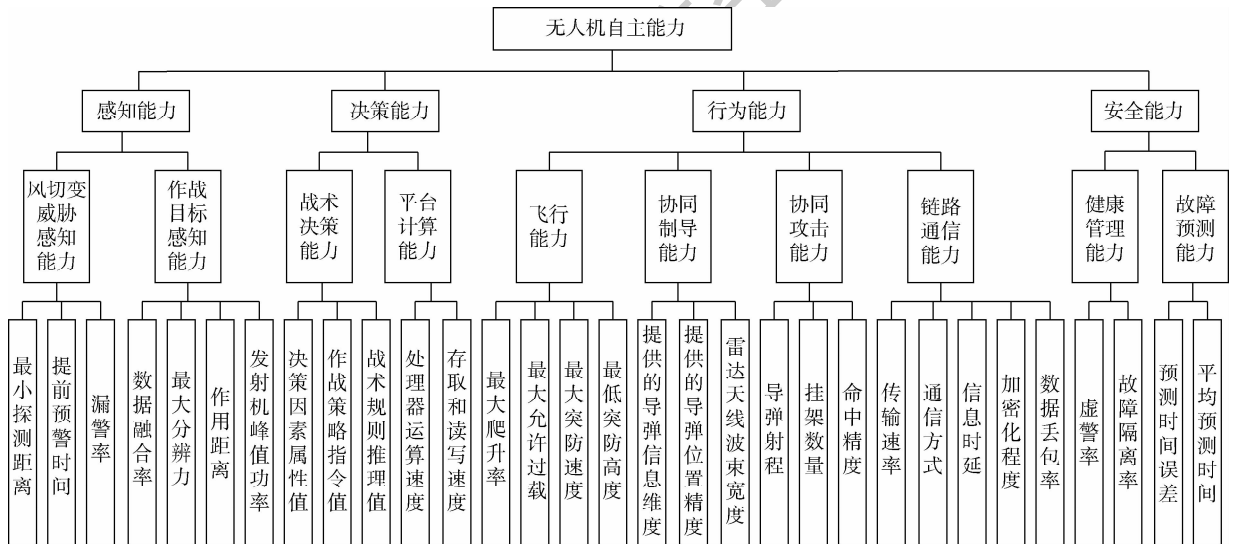


图1 对地攻击型无人机自主能力评价指标体系

Fig.1 Evaluation index system for autonomous capabilities of ground-attack UAV

1.1.2 作战目标感知能力

在无人机搜索阶段,需要精准检测和识别敌方警戒雷达、地空导弹等作战目标。合成孔径雷达(SAR)是目前对地攻击型无人机的标配机载装备,可有效识别伪装物,根据文献[12]得出 SAR 在不同波段,其 3 个主要参数最大分辨力、作用距离、发射机峰值功率会连续可变,因此,用于衡量 SAR 装备性能。同时,考虑多个传感器间数据融合的重要性,为使无人机获得更全面可靠的感知信息,根据文献[13],通过计算融合前后数据的不确定度来衡量评价数据融合能力。因此,作战目标感知能力 K 用 SAR 的性能和数据融合率 R 进行综合计算,计算公式为

$$\begin{cases} K = P^{0.065} + 0.02L_s + \frac{\sqrt{R_p}}{10} + \frac{R}{100} \\ R = H(E_2)/H(E_1) \end{cases} \quad (2)$$

式中: R_p 为 SAR 的最大分辨力(距离与方位的分辨率乘积); L_s 为作用距离; P 为发射机峰值功率; $H(E)$ 为数据融合不确定性测度, E_1 为数据融合前的确定集, E_2 为数据融合后的特征确定集。

1.2 决策能力

自主决策系统是对地攻击型无人机系统的核心,其有效性直接决定着人机交互程度。决策推理机依据当前感知的战场信息和记忆单元存储的作战经验知识、地图信息等提出最优的战术,其决策结果直接用于辅助控制平台对无人机行为进行调整;并且系统的决策速度快慢会影响无人机行为的滞后性,因此要考虑无人机平台的计算性能。

1.2.1 战术决策能力

对地攻击型无人机的主要任务是摧毁地面高价值目标,根据文献[14],评估对地攻击型无人机的战术决策能力,主要考虑自主决策专家系统针对敌方单位的信息储备量(决策因素),依据产生式规则描述作战知识和以往战术经验(作战策略),模仿专家逻辑建立决策层次结构(战术推理)。因此,通过决策因素属性值、作战策略指令值、战术规则推理值 3 方面表示知识和经验储备量。计算公式为

$$T_D = (0.3D_F + 0.3T_S + 0.4T_R)^{\frac{1}{3}} \quad (3)$$

式中: T_D 为战术决策能力; D_F 为决策因素属性值,一般包含目标机场、雷达、油量充足等; T_S 为作战策略指令值,包含绕后进入、低空突防、交换制导权等; T_R 为战术规则推理值,包含武器选择、威胁类型等。

1.2.2 平台计算能力

当特殊情况发生时,无人机实时重规划时间要确保小于辅助控制平台的延迟时间,使其能够针对局势变化进行低延迟快速响应。无人机系统用于算法计算的分模块,一般对主机的运算速度要求较高;用于大型数据库处理的分模块,一般对主机的存取和读写速度要求较高。因此,评价平台计算能力 B 需要考虑机载计算机系统运算速度、存储器的存取和读写速度 2 个方面。计算公式为

$$\begin{cases} P_s = I_{pc}F_z \\ B = P_s/10^5 + 0.1V_s \end{cases} \quad (4)$$

式中: P_s 为处理器运算速度; F_z 为处理器的工作主频; I_{pc} 为每个时钟周期平均执行的指令数; V_s 为存储器的存取和读写速度。

1.3 行为能力

行为能力是对地攻击型无人机自主摧毁敌方地面目标的能力。单机模式下的无人机生存率和完成任务率较低,需由基于“单平台”的单机作战模式转向网络化的协同作战模式。评价对地攻击型无人机的行为能力先考察无人机在作战过程中的飞行性能和数据传输能力,其性能直接决定了无人机的作战能力上限;无人机群组通过协同制导、组网通信,协同攻击地面目标,有效提高整体自主能力。

1.3.1 飞行能力

对地攻击型无人机相较于有人机不受人体生理极限的约束,可以极大地发挥其飞行性能潜力,完成高难度作战任务。根据文献[15-16]建立的对地攻击型无人机机动性能模型和突防模型,对地攻击型无人机飞行能力 M 主要考虑最大爬升率、最大允许过载、最大突防速度、最低突防高度关键飞行性能参数,计算公式为

$$M = \lg C_{\max} + \frac{N_{\max}}{9} + \frac{S_{\max}}{1200} + H_{\min}^{-0.05} \quad (5)$$

式中: C_{\max} 为最大爬升率; N_{\max} 为最大允许过载; S_{\max} 为最大突防速度; H_{\min} 为最低突防高度。

1.3.2 协同制导能力

协同制导是指当对地攻击型无人机突防成功并发射空地导弹后,若受到敌机拦截无法继续对已发射的空地导弹制导,可以将制导权移交给其他友机,友机通过接收空地导弹的图像、发送指令等信息,操控导弹飞行。用友机获取制导的交接信息评价协同制导能力 C_c (决策、通信等因素归纳在其他能力中)。根据文献[17]协同制导切换方式内容分析,制导交接需要的信息包括交班平

台提供的导弹信息的维度和位置精度,同时要考虑接班平台雷达可以接受信号的范围。计算公式为

$$C_C = 0.1I_d + I_a^{0.05} + 15\sin\theta \quad (6)$$

式中: I_d 表示接班平台向接班平台提供的导弹信息的维度; I_a 表示提供的导弹位置的精度; θ 为接班平台制导雷达天线的波束宽度。

1.3.3 协同攻击能力

协同攻击是指将多个不同位置、不同价值的地面目标分配给不同的火力控制系统,避免进行重复攻击,发挥最大作战效能。协同作战过程中,长机需要了解僚机携带导弹的类型、作战使命、所攻击目标的特征。用无人机的火力配置评价协同攻击能力 C_A (导弹分配、识别等因素归纳在其他能力中)。根据文献[16]建立的攻击能力模型取值准则,火力配置考虑导弹射程、挂架数量、命中精度3个参数。计算公式为

$$C_A = \lg\left(\frac{R_w}{3}\right) + \frac{n_r}{15} + k_a^{0.05} \quad (7)$$

式中: R_w 为无人机搭载导弹的射程; n_r 为无人机的挂架数量; k_a 为导弹的命中精度。

1.3.4 链路通信能力

数据链路是实现多维化联合作战的关键要素,是融合传感器、控制平台、异构平台信息的“纽带”。链路通信能力主要考虑机内数据传输和机外数据共享、机外数据安全管控3个方面^[18]。

数据传输指战时环境下通过数据总线在规定时间内收发信息的能力,根据文献[19]的作战数据保障体系结合通信系统基本传输要求,考虑传输速率、通信方式、信息时延3个方面。数据共享指不同单元通过联合作战系统交换数据,用数据丢失率评价其性能。数据安全管控是信息化作战中最引人关注的焦点,一旦核心作战信息被敌方窃取,将造成不可估量的后果,加密化程度是其关键。计算公式为

$$\begin{cases} G = D_{TR} + 0.1S_c + D_i^{-1} + D_1^{-0.1} + S_p \\ S_p = \lg(D \mid D') \\ D_1 = \lg(n_a/n_i) \end{cases} \quad (8)$$

式中: G 为链路通信能力; D_{TR} 为传输速率; S_c 为通信方式; D_i 为信息时延; D_1 为数据丢包率; n_i 为平台数据发送量; n_a 为异域平台接收量; S_p 为加密化程度; D 为原始数据记录; D' 为加密后数据记录。

1.4 安全能力

安全能力是对地攻击型无人机实现自主飞行的基本保障。在飞行过程中,无人机需要具备健

康管理能力,并借助数据监测和推理,对系统故障进行预测、隔离。健康管理面向“现在”,故障预测面向“未来”。

1.4.1 健康管理能力

健康管理系统通过实时评估无人机的健康状态(传感器失效、剩余寿命、操作极限监控等),确定设备退化程度(故障级别)。根据文献[20-21],依据故障预测与健康管理系统(Prognostics Health Management, PHM)的故障检测与故障隔离能力,选取基本检测标尺,评价健康管理能力考虑虚警率和故障隔离率,计算公式为

$$\begin{cases} R_{FA} = N_{FA}/N \\ H_M = R_{FA}^{-0.65} + R_{Fi}^{0.05} \end{cases} \quad (9)$$

式中: H_M 为健康管理能力; R_{FA} 为虚警率; R_{Fi} 为故障隔离率; N_{FA} 为虚警数,一般分错报和假报2种情况; N 为总的指示报警次数。

1.4.2 故障预测能力

故障预测以大数据为基础,提前预测无人机系统未来的健康状态。如果预测的故障发生时间早于实际产生时间,则说明预测是有意义的。根据文献[21],预测算法计算性能公式,采用预测时间误差和平均预测时间评价故障预测能力 F ,计算公式为

$$\begin{cases} F_p = n / \sum_{i=1}^n |(x(t) - \hat{x}(t)) / x(t)| \\ M_p = \sum_{i=1}^n T_i / n \\ F = 10M_p^{-1} + F_p^{0.05} \end{cases} \quad (10)$$

式中: F_p 为预测时间误差; M_p 为平均预测时间; $x(t)$ 为实际失效时间; $\hat{x}(t)$ 为预测失效时间; n 为预测次数; T_i 为第 i 次预测所需时间。

2 建立改进 Hopfield 神经网络评价模型

本节考虑机载数据对自主能力评价的影响,依托自主能力评价指标体系,建立改进 Hopfield 神经网络评价模型。通过 Hopfield 神经网络的学习过程将样本指标逼近标准理想等级,运用联想记忆功能实现自主能力量化评价,完成无人机系统自主能力从底层数据到智能化结果的评估。对地攻击型无人机系统自主能力评价流程如图2所示,具体分为以下6个步骤:选取评价指标→数据预处理→建立等级划分标准→创建 Hopfield 神经网络→仿真验证→无人机自主等级确定。

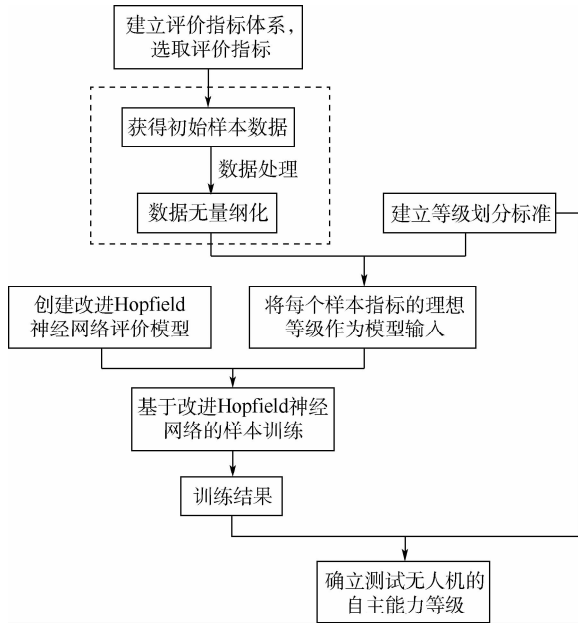


图2 自主能力评价的总体流程

Fig.2 Overall flowchart of autonomous capability evaluation

2.1 Hopfield 神经网络基本原理

离散 Hopfield 神经网络 (DHNN) 是一种单层全连接反馈型神经网络,通过模拟生物神经的记忆机理实现联想记忆功能,其从初始状态向“能量”减小方向演化,保证了局部极小收敛,当“能量”达到最小值时网络稳定。

差分演化方程(串行工作方式)为

$$u_j(t) = \sum_{i=1}^n w_{ij}y_i(t) + b_j \quad (11)$$

$$y_j(t+1) = \text{sgn}(u_j(t)) = \begin{cases} 1 & u_j(t) \geq \theta_j \\ -1 & u_j(t) < \theta_j \end{cases}$$

式中: u 为神经网络输出; y 为神经元的状态; w 为权重; b 为神经元的阈值。离散 Hopfield 神经元为二值神经元,本文取 -1 和 1 分别代表神经元的激活和抑制状态 $[y_1, y_2, \dots, y_n]$,当输出 $[u_1, u_2, \dots, u_n]$ 大于阈值 $[\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n]$ 时,经阈值函数 sgn 处理后输出 1 ,反之输出 -1 。

2.2 创建改进 Hopfield 神经网络模型

地对地攻击型无人机系统自主能力评价模型指标数量多, Hopfield 神经网络评价方法适用于复杂系统,其指标权值按一定的学习规则事先计算出来。为克服权值交叉干扰问题,本文采用奇异值分解设计方法;同时考虑 Hopfield 为全连接网络,为了降低网络复杂度,便于工程上设计神经电路,采用基于稀疏度的权值删减算法减少权值连接数量。

2.2.1 确立理想稳定点

创建 Hopfield 神经网络要先确定理想稳定点。Hopfield 神经网络可以记忆特殊的稳定点,当输入样本时,演变过程就是寻找理想稳定点的过程。理想的指标等级是确立理想稳定点的关键,本文根据式(11),采用 31 个机载装备性能指标作为 Hopfield 神经网络的训练指标 $y_i(t)$,将对地攻击型无人机自主能力指标性能分为 5 个等级,等级 V 为该机载装备参数性能最高等级,等级 I 为性能最低等级。依据现有数据库,每个指标选取 200 个数据进行冒泡排序,均分为 5 个区间,将区间内数据的平均值作为该等级的理想指标值。理想的指标等级划分数据如表 1~表 5 所示。

表 1 感知能力

Table 1 Observation capability

指标等级	风切变威胁感知能力(风切变预警系统)				作战目标感知能力(SAR)		
	最小探测距离/km	提前预警时间/s	漏警率/%	数据融合率/%	最大分辨率/(m×m)	作用距离/km	发射机峰值功率/W
V	6.5	60	1	100	8×8	80	960
IV	5.6	50	3	80	6×6	64	750
III	4.5	35	6	60	4×4	50	600
II	3	25	8	45	3×3	26	320
I	1.2	15	10	25	2×2	18	180

表 2 决策能力

Table 2 Decision capability

指标等级	战术决策能力(自主决策专家系统)			平台计算能力(主处理运算单元)	
	决策因素属性值	作战策略指令值	战术规则推理值	处理器运算速度/MIPS	存取和读写速度/(GB·s ⁻¹)
V	50	29	23	600	25
IV	45	22	18	200	18
III	39	18	14	50	10
II	32	12	11	30	3.2
I	25	8	9	20	1.6

注:MIPS(Million Instructions Per Second)指单字长定点指令平均执行速度。

表3 行为能力 I

Table 3 Action capability (I)

指标等级	飞行能力(飞行数据记录器)				协同制导能力(空地导弹与制导雷达)		
	最大爬升率/ ($m \cdot s^{-1}$)	最大允许 过载/ g	最大突防 速度/ $(km \cdot h^{-1})$	最低突防 高度/ m	提供的导弹 信息维度	提供的导弹 位置精度/ $\%$	雷达天线 波束宽度/ $(^\circ)$
V	350	9	1 480	200	12	95	2
IV	310	7.5	1 390	540	10	92	1.5
III	246	5.4	1 080	720	8	88	0.92
II	148	4	900	900	6	84	0.57
I	85	3.2	720	1 000	3	80	0.32

表4 行为能力 II

Table 4 Action capability (II)

指标等级	协同攻击能力(航空火力控制系统)				链路通信能力(数据总线通信系统)			
	导弹射程/ km	挂架数量	命中精度/ $\%$	传输速率/ $(Mbit \cdot s^{-1})$	通信方式	信息时延/ ms	加密化程度	数据丢包率/ $\%$
V	3 000	16	98	3	8	5	1	0.2
IV	2 500	14	95	2	6	18	0.8	2.2
III	1 000	10	92	1.5	5	30	0.6	5
II	750	8	90	1	2	50	0.3	8.3
I	120	4	85	0.5	1	100	0.1	10

表5 安全能力

Table 5 Security capability

指标等级	健康管理能力 (中央维修监测系统)		故障预测能力 (中央维修监测系统)	
	虚警 率/ $\%$	故障隔离 率/ $\%$	预测时间 误差/ s	平均预测 时间/ s
	V	0.5	100	0.5
IV	2	97	1.1	30
III	3.5	93.9	2.5	52
II	5	87.1	3.9	86
I	8	85	5	100

2.2.2 基于奇异值分解的权值规则设计

为了克服交叉干扰问题,采用奇异值分解方法设置权值矩阵。设给定 m 个样本向量 $\mathbf{x}^{(k)} = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ 组成 $n \times (m - 1)$ 阶矩阵: $\bar{Y} = [\mathbf{x}^{(1)} - \mathbf{x}^{(m)}, \mathbf{x}^{(2)} - \mathbf{x}^{(m)}, \dots, \mathbf{x}^{(m-1)} - \mathbf{x}^{(m)}]$, 对 \bar{Y} 进行奇异值分解:

$$\bar{Y} = UIV^T \tag{12}$$

式中: $\Gamma = \begin{bmatrix} S & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $S = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r)$, $(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r)$ 为非零奇异值; $U = (U_1, U_2, \dots, U_n)$ 为 \bar{Y} 的奇异矩阵; V 为 $(m - 1) \times (m - 1)$ 的正交阵。

对称权值矩阵 W 为

$$W = \sum_{k=1}^r u_k u_k^T$$

2.2.3 基于稀疏度的权值删减算法

无人机系统自主能力评价指标数量多,网络结构过于复杂。为优化 Hopfield 结构,解决全连

接网络资源消耗大、工程难以实现的问题^[22],采用基于稀疏度的权值删减算法,当网络进行记忆时,在一定范围内删除非关键权值。由于经奇异值分解设计后的权值矩阵是对称的,故删除 w_{ij} 的同时也要删除 w_{ji} 。定义网络神经元个数 n ,删除权值连接数为 $2m$,则稀疏度 τ 为

$$\tau = 2m/n^2 \tag{13}$$

设定稀疏度参数为 $\Gamma (0 < \Gamma < 1)$, 求出需要删减的权值连接数 $2m$, 权值重要程度 $\varphi(w_{ij})$ 为

$$\varphi(w_{ij}) = \frac{|w_{ij}|}{\max |w_{ij}| - \min |w_{ij}|} \tag{14}$$

根据权值的重要程度从小到大冒泡排序, 设第 $2m$ 个权值重要程度为 $\varphi_\tau(w_{ij})$, 则

$$w_{ij} = \begin{cases} w_{ij} & \varphi(w_{ij}) > \varphi_\tau(w_{ij}) \\ w_{ij} = 0 & \varphi(w_{ij}) \leq \varphi_\tau(w_{ij}) \end{cases}$$

综上,改进的 Hopfield 神经网络结构如图 3 所示,红色虚线为删除的连接权值。

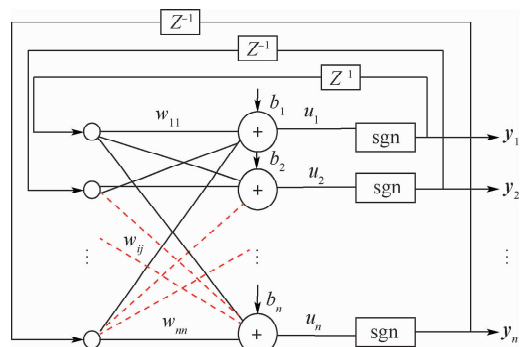


图3 改进的网络结构

Fig. 3 Improved network structure

3 自主能力综合评价仿真

3.1 自主能力等级划分标准

尽管美国早期定义了多种自主控制水平等级,如 ACL、ALFUS、人机权限模型等^[1],但这些标准仅通过单一功能划分自主等级且缺乏具体的定量度量指标,难以准确定义整个无人机系统的自主能力。因此,本文考虑无人机从单机执行预计

划任务到集群全自主的整体递进过程,并结合 ODAS(感知、决策、行为、安全)评价因素,将对地攻击型无人机自主能力划分标准细分为 5 类,并参考文献[23],将每个等级的自主能力具体内容映射到各个能力中。自主能力等级划分标准如表 6 所示,从单机执行简单计划任务→单机执行复杂计划任务→单机实时规划任务→多机协作→集群合作,体现由单机到集群,任务复杂度逐渐增加,人机交互程度逐渐减少的趋势。

表 6 自主能力等级划分标准

Table 6 Criteria for level of autonomous capabilities

能力级别	感知能力	决策能力	行为能力	安全能力
5 集群合作	集群互助感知	集群互助决策	集群协助攻击	预测故障并隔离
4 多机协作	复杂环境自主追踪	长机分配战术规划	多机协助攻击	预测故障发生
3 单机实时规划任务	机外数据辅助感知	机外重新规划上传	及时规避部分威胁	补偿大多数故障
2 单机复杂计划任务	天气威胁感知	数据库调整决策	单机攻击并毁伤评估	实时健康诊断
1 单机简单计划任务	针对性感知地面目标	执行预编程的决策	单机对地攻击	状态报告

3.2 仿真验证与对比

稀疏度的不同影响网络的记忆恢复特性,定义网络的性能函数^[24]为

$$\Psi(A) = (\sum_{i=1}^n AA^*)/n \quad (15)$$

式中: n 为神经元个数; $A = [A_1, A_2, \dots, A_n]$ 为最终输出; $A^* = [A_1^*, A_2^*, \dots, A_n^*]$ 为期望输出。

实验通过改变设定的稀疏度求出对应的删除权值数量,网络性能随删除权值的性能表现如图 4 所示。当删除的权值数量小于 34 时,网络的性能保持不变,当删除的权值数量大于 34 时,网络性能随稀疏度增加而不断下降。

实验选取某 3 型对地攻击型无人机机载设备数据,作为测试样本代入训练好的 Hopfield 神经网络评估模型中。测试样本的指标编码和评价结果如图 5 和图 6 所示。仿真结果表明,UAV1 的自主能力为等级 3,属于现有无人机高端机型,可动态调整作战任务,未来重点发展方向是多机协

作和如何预测隔离故障;UAV2 的自主能力为等级 1,属于现有低端机型,发展方向为可在复杂环境下作战;UAV3 的自主能力为等级 2,发展方向为可实时规划任务。连接权值以一定的稀疏度被

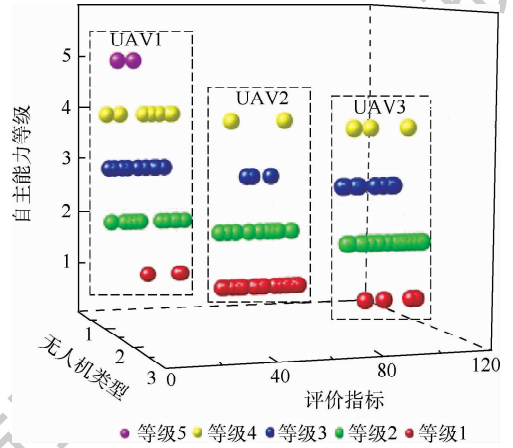


图 5 测试样本的指标编码

Fig. 5 Index coding of test samples

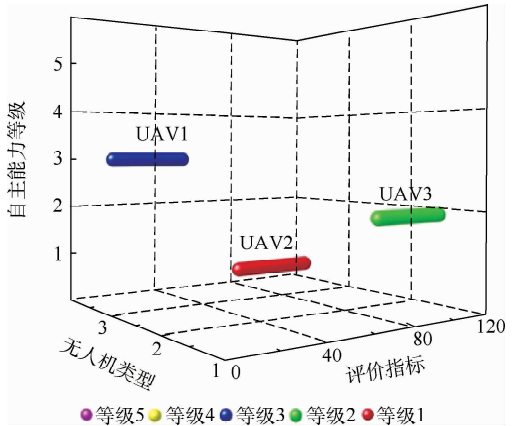


图 6 评价仿真结果

Fig. 6 Simulation results of evaluation

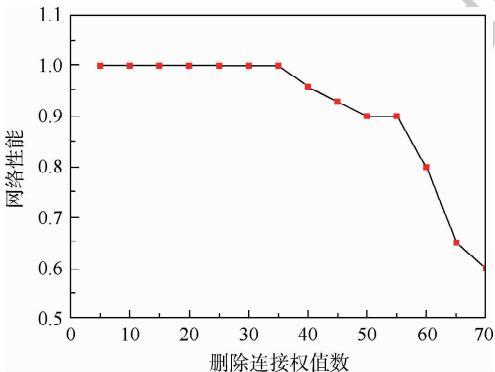


图 4 改进网络的性能表现

Fig. 4 Improved network performance

删除,网络仍保持健壮性并不断调整,为工程实现节省了运算资源,但当删除的权值数量大于一定数值时会使得网络性能大幅下降。可见,与奇异值分解结合显著提高了模型记忆和联想能力,实现了更加合理的评价无人机的自主能力。

4 结 论

建立科学的指标体系是对地攻击型无人机自主能力量化评价的基础,本文从实际装备角度出发,基于大量的机载装备数据,构建了改进 Hopfield 神经网络评价模型。仿真结果表明:

1) Hopfield 神经网络模型在高噪信比情况下仍具有很高的联想成功率,可以准确划分对地攻击型无人机的自主能力等级。

2) 改进算法使 Hopfield 神经网络具有类似生物神经网络的稀疏结构,节省了神经电路设计成本。

研究结果对当前对地攻击型无人机自主能力评价研究具有一定的参考应用价值。

参考文献 (References)

- [1] 刘树光,茹乐,王柯. 无人机自主性评价方法新进展[J]. 飞航导弹,2019(2):43-49.
LIU S G, RU L, WANG K. New progress in autonomous evaluation methods of UAV [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(2):43-49 (in Chinese).
- [2] 王新星. 无人平台自主能力分级模型研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2012.
WANG X X. Study on model for autonomy level of unmanned platforms[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012 (in Chinese).
- [3] 张毅. 高空长航时无人机总体方案评价准则方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.
ZHANG Y. Study on evaluation criterion method of overall program of high altitude long endurance UAV [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006 (in Chinese).
- [4] 史辉,刘向前. 地面无人平台在典型战场环境中的自主机动性能评价研究[J]. 兵工学报,2014,35(S1):17-24.
SHI H, LIU X Q. Assessment method for autonomous mobility of UGV in a typical battle field environment [J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(S1):17-24 (in Chinese).
- [5] SUN Y, TAO G, XIONG G, et al. The FUZZY-AHP evaluation method for unmanned ground vehicle [J]. Applied Mathematics & Information Sciences, 2013, 7(2):653-658.
- [6] LI D, LIU T, CAO T, et al. The risk assessment for unmanned vehicle using Bayesian network [C] // International Conference on Geoinformatics in Resource Management & Sustainable Ecosystems. Berlin: Springer, 2016:200-207.
- [7] 蔡金煌,王晓薇,叶博. 远程支援干扰下搜索雷达探测效能评估[J]. 科学技术与工程,2012,12(21):5163-5167.
CAI J H, WANG X W, YE B. Evaluation of detection effectiveness of search radar under remote support jamming [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(21):5163-5167 (in Chinese).
- [8] 刘胜,刘娜,杨育,等. 危险源安全评价的离散 Hopfield 神经网络[J]. 重庆大学学报,2013,36(4):26-32.
LIU S, LIU N, YANG Y, et al. Safety evaluation of hazards based on discrete Hopfield neural network [J]. Journal of Chongqing University, 2013, 36(4):26-32 (in Chinese).
- [9] CLOUGH B T. Metrics, schmetrics! How do you track a UAV's autonomy?: AIAA-2002-3499 [R]. Reston: AIAA, 2002.
- [10] 董卓宁,张汝麟,陈宗基. 无人机在恶劣气象条件下的自主决策技术[J]. 航空学报,2008,29(S1):107-113.
DONG Z N, ZHANG R L, CHEN Z J. Autonomous decision-making technique of UAVs under hazardous weather condition [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(S1):107-113 (in Chinese).
- [11] 胡朝江,李晓冲,袁有志. 大飞机风切变探测告警系统[J]. 中国民航大学学报,2008,26(5):23-25.
HU C J, LI X C, YUAN Y Z. Airborne wind shear detection and warning system on large transport [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2008, 26(5):23-25 (in Chinese).
- [12] 曲长文,何友,龚沈光. 机载 SAR 发展概况[J]. 现代雷达,2002(1):3-12.
QU C W, HE Y, GONG S G. A survey of airborne SAR development [J]. Modern Radar, 2002(1):3-12 (in Chinese).
- [13] 王洁. 多传感器数据融合及其综合性能评估[D]. 南京:南京理工大学,2008.
WANG J. Multi-sensor data fusion and comprehensive performance [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008 (in Chinese).
- [14] 张磊. 无人作战飞机自主决策技术研究[J]. 航空科学技术,2014,25(5):49-53.
ZHANG L. Research on autonomous decisionmaking technology of UCAV [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(5):49-53 (in Chinese).
- [15] 王亮,李仁府,孙悦. 飞翼无人机动布局及飞行性能计算分析[J]. 中国设备工程,2017(3):153-154.
WANG L, LI R F, SUN Y. Aerodynamic layout and flight performance analysis of flying wing UAV [J]. China Plant Engineering, 2017(3):153-154 (in Chinese).
- [16] 屈高敏. 对地攻击型无人机作战效能评估与软件开发[D]. 南昌:南昌航空大学,2015.
QU G M. The research of UCAV effectiveness assessment and software development [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2015 (in Chinese).
- [17] 刁兴华,方洋旺,张磊,等. 中远程空空导弹多机协同中制导交接方法[J]. 国防科技大学学报,2014,36(3):77-82.
DIAO X H, FANG Y W, ZHANG L, et al. Method of guidance handover in midcourse guidance phase of air-to-air missile about cooperative multi-platform [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(3):77-82 (in Chinese).
- [18] 刘亭,姜忠龙. 舰载作战系统信息传输能力评价指标研究[J]. 舰船电子工程,2015,35(6):30-32.
LIU T, JIANG Z L. A study of the evaluation index system on

- the information transmitting ability of the shipboard combat system[J]. Ship Electronic Engineering, 2015, 35(6):30-32 (in Chinese).
- [19] 张耀鸿,叶培春. 面向任务的作战数据保障能力评估方法与工具[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(3):136-138.
ZHANG Y H, YE P C. Tool and method of task-oriented operational data guarantee capability evaluation[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(3):136-138 (in Chinese).
- [20] 崔嘉,贺静,刘奇,等. 无人机 PHM 系统体系结构设计研究[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(6):133-135.
CUI J, HE J, LIU Q, et al. Research on the architecture design of UAV PHM system[J]. Computer Measurement & Control, 2016, 24(6):133-135 (in Chinese).
- [21] 李瑶,蒋觉义. PHM 系统验证指标研究[J]. 航空标准化与质量, 2013(2):36-40.
LI P, JIANG J Y. Research on verification index of PHM system[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2013(2):36-40 (in Chinese).
- [22] 郑鹏升. Hopfield 神经网络动力学分析与应用[D]. 天津:天津大学, 2010.
ZHENG P S. Dynamic analysis of Hopfield neural networks and applications[D]. Tianjin: Tianjin University, 2010 (in Chinese).
- [23] CLOUGH B T. Metrics, schmetrics! How the heck do you determine a UAV's autonomy anyway[J]. Security, 2002, 990:313-319.
- [24] OSHIMA H O, DAGAKI T. Storage capacity and retrieval time of small-world neural networks[J]. Physical Review E, 2007, 76(2):036114.

作者简介:

丰雨轩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 智能数据处理。

刘树光 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 自适应控制、飞行控制等。

解武杰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行控制与仿真。

茹乐 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 抗干扰通信、航空电子信息及其智能化。

Autonomous capability evaluation of ground-attack UAV based on improved Hopfield neural network

FENG Yuxuan¹, LIU Shuguang^{1,*}, XIE Wujie², RU Le¹

(1. Equipment Management and Unmanned Aerial Vehicle Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

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

Abstract: The ground-attack UAV has been one of the most state-of-the-art unmanned equipments, which requires a high degree of autonomous capability. Autonomous capability is a typical operational ability of UAV. In view of the quantitative evaluation of autonomous capability for ground-attack UAV, this paper proposes a detailed evaluation index system of autonomous capability from four aspects of observation capability, decision capability, action capability and security capability, and places emphasis on the analysis of airborne equipment parameters. Combined with the model factor library, the weight matrix of Hopfield neural network is designed by singular value decomposition, and based on sparsity, the weight reduction algorithm is introduced to improve the network structure. Finally, the evaluation criterion of autonomy is established to quantify and grade the autonomous capability for ground-attack UAV system. The simulation results show that, compared with traditional Hopfield neural network, the improved algorithm can delete the unimportant connection weights within a certain range, reduce the network complexity, and easily achieve quantitative evaluation of the autonomous capability of UAV system.

Keywords: ground-attack UAV; autonomous capability; index system; improved Hopfield neural network; comprehensive evaluation

Received: 2020-02-12; Accepted: 2020-05-08; Published online: 2020-05-26 17:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200526.0943.001.html

Foundation item: Equipment Pre-Research Project

* Corresponding author. E-mail: dawny418@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0041

距离相关系数融合 GPR 模型的卫星 异常检测方法

孙宇豪^{1,2}, 李国通^{1,2,3,*}, 张鸽^{1,2}

(1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 上海科技大学 信息科学与技术学院, 上海 201210)

摘 要: 卫星在轨运行期间, 遥测数据表现形式通常为多维时间序列。高斯过程回归 (GPR) 模型可以为重要的遥测参数提供动态门限, 及时发现隐藏在工程阈值内的故障征兆, 但是高维卫星数据使得 GPR 模型具有局限性。因此, 为获取与多个遥测参数相关的动态门限, 在 GPR 模型的基础上, 融合距离相关系数对预测变量进行选择, 减少信息冗余和计算量, 提高模型的可解释性, 并估计模型的泛化误差以设置更合理的预测区间, 提高模型的泛化能力, 检测数据流的持续异常。对实际在轨卫星数据进行仿真实验, 验证了距离相关系数融合 GPR 模型的卫星异常检测方法可以在卫星故障早期检测到数据异常, 而且提高了模型的预测性能, 降低了虚警率。

关键词: 卫星异常检测; 高斯过程回归 (GPR); 距离相关系数; 变量选择; 泛化误差
中图分类号: V557⁺.3; TN911.71

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0844-09

现代卫星的结构日趋复杂, 自动化程度不断提高, 对智能化、自主性的要求也越来越高, 发展自主健康管理技术^[1]对保障在轨卫星安全运行具有极其重要的意义。异常检测^[2-5]是卫星健康管理的重要组成部分。由于卫星所处空间环境的不确定性及发射前测试的局限性, 卫星在轨运行期间不可避免地会出现一些异常或故障, 及时检测到卫星的异常征兆极为重要, 可以极大程度上防止卫星进一步恶化, 造成无法挽回的事故。

目前, 基于数据驱动的检测方法^[6-8]在异常检测领域研究较为广泛, 其从数据出发, 不需要专家知识和精确的数学物理模型, 利用统计分析、数据挖掘和机器学习等理论对正常数据建立模型, 用得到的模型去发现异常数据, 具有较好的扩展性和适应性。基于数据驱动的异常检测方法又可以分为基于分类的方法^[9-13]、基于最近邻的方

法^[14-15]、基于聚类的方法^[16-18]、基于统计的方法^[19-21]及各种衍生算法等。不同的方法适用于不同的数据, 以满足不同的应用条件和工程需求。Pan 等^[22]在遥测参数之间建立关联规则, 并通过核主成分分析 (Kernel Principal Component Analysis, KPCA) 的特征矩阵分析测量空间的结构, 以此确定风云卫星动力子系统异常, 而且分析关联规则的变化可以判断单机异常或系统异常, 但是多用于多参数的稳态监测; Cohen 等^[23]使用单分类支持向量机 (One-Class SVM, OCSVM) 将数据映射到高维空间, 假设原点为唯一的异常点, 寻求一个超平面将目标类样本和原点之间以最大间隔分开, 一旦数据越过该超平面即认为发生了异常, 该方法适合处理小样本、高维和存在噪声数据的单类分类问题, 但是寻求最优超平面是个二次规划问题, 计算量较大, 当数据不是球形时效果较

收稿日期: 2020-02-17; 录用日期: 2020-04-17; 网络出版时间: 2020-05-07 16:57

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1748.010.html

基金项目: 上海市科学技术委员会科研计划 (17DZ1100700)

* 通信作者。E-mail: ligt@microsat.com

引用格式: 孙宇豪, 李国通, 张鸽. 距离相关系数融合 GPR 模型的卫星异常检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 844-852. SUN Y H, LI G T, ZHANG G. A satellite anomaly detection method based on distance correlation coefficient and GPR model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 844-852 (in Chinese).

差;Tariq 等^[24]提出了一种结合混合概率主成分分析的多变量卷积的长短期记忆网络(Long Short-Term Memory, LSTM)方法,可以提高卫星异常检测的精确度,但是该方法计算量很大,适用于多模态的卫星数据检测。

目前,国内卫星的异常检测研究主要停留在理论阶段,还未应用到实际的工程中,工程上还是使用传统的设置阈值的方法对重要参数进行检测,但是通过分析真实的故障案例,卫星上有许多故障是隐藏在门限之内的(尤其是与温度相关的故障),单一的阈值无法满足工程需求。例如,温度参数会随着卫星绕地运行进行周期性的升降,而且变化幅度比较大,因此设置的门限范围也比较大,但是故障发生时温度参数往往变化非常缓慢,异常程度远远小于自身的变化幅度,为异常检测带来极大的难题。同时,异常检测需要详细分析具有时间连续性的大规模遥测数据,一些关键的遥测参数是判断卫星健康状态的重要依据,如电源分系统的电流、电压,热控分系统的温度,姿轨控分系统的角速度等,但是对于复杂的卫星系统来说,单一的遥测参数不具备足够的信息来准确反映系统状态,而且一些故障发生时,不止一个遥测参数的子序列会出现过高或过低的异常值,因此,异常检测需要涉及多个遥测参数,这就造成了卫星异常检测的数据具有高维性这一特点;而且目前的研究多集中在检测数据的单点异常,卫星有时会受到空间环境和下传错误等因素的影响,遥测数据出现短时“异常”,造成虚警,使得检测结果不可靠。这些特性给卫星异常检测增加了难度。

面对以上挑战,本文在高斯过程回归(Gaussian Process Regression, GPR)模型^[25-26]的基础上,提出了一种基于距离相关(DC)系数和预测模型的卫星异常检测方法 DC-GPR。GPR 模型具有良好的非线性映射能力,能够反映时间序列固有的非线性和波动性,能为非稳态的卫星遥测参数提供一个“动态门限”,通过比较真实值和模型的预测结果来进行异常检测,检测结果很大程度上取决于模型的预测性能。由于卫星遥测数据的多维性,极易使得 GPR 模型高度复杂,本文通过计算卫星遥测参数间的距离相关系数进行变量选择,减少信息冗余和计算量,提高模型的可解释性和预测能力;并且针对预测模型容易过拟合于训练数据的问题,本文估计模型的泛化误差^[17]后优化预测区间,提高模型的泛化能力并降低虚警率;另外,在某些故障早期,一些遥测参数的正常数据和异常数据会交替出现,但是此时的工作模式已

经变为异常,本文检测数据流中的持续异常并进行判决,以避免单点异常检测造成的漏警,提高检测结果的可靠性。

1 建立 DC-GPR 模型

1.1 预测变量的选择

从以往的理论分析可知,预测变量的选择对回归模型的性能影响极大,因此,选取适当的预测变量是建立一个理想模型的先决条件。

卫星上重要的连续性参数主要有电压、电流、温度、角速度等,可以直接反映卫星的健康状态,而且一些参数与卫星的某类故障高度相关,因此,往往结合专家经验和先验知识将此类参数作为重点监测对象,即预测模型中的响应变量。此外,卫星系统中具有大量存在复杂相关关系的遥测参数,通常它们之间的关系是非线性的,不同遥测参数间的相关关系可能会随故障发生变化,因此考虑和响应变量具有相关性的遥测参数,并将它们作为预测变量。

在实际工程应用中,卫星异常检测需要涉及大量的遥测参数,如果将这些遥测参数全部纳入考量,算法的复杂度大大增加,模型可解释性和预测能力降低,而且过度拟合的模型泛化能力下降,会导致异常检测的结果不可靠。图1为2018年卫星测控分系统某单机温度的异常检测结果。预测模型具有非常高的拟合度,但是,模型过拟合于训练数据,预测区间的范围过于狭小,在卫星正常运行状态下仍然有许多数据点被标记为异常,产生虚警。

因此,本文通过距离相关系数衡量各遥测参数和响应变量间的相关关系,并选取相关系数大的参数作为预测变量。Szekely 等^[27]定义了距离相关系数的概念,克服传统的 Pearson 相关系数的缺点,可以衡量非线性相关变量之间的关系。在某些情况下,即便 Pearson 相关系数为 0,也无法

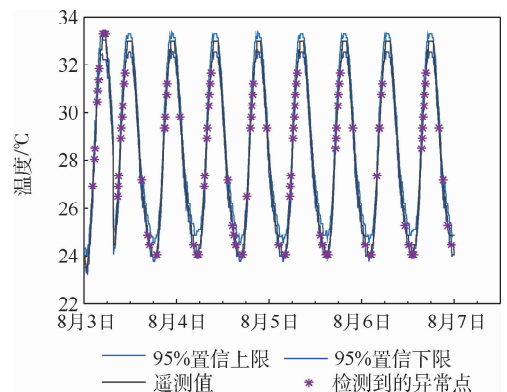


图1 过拟合模型的检测结果

Fig. 1 Detection results of overfitting model

将 2 个变量判定为线性无关(有可能非线性相关),但是,如果距离相关系数为 0,则可将 2 个变量判定为互相独立。对于 2 个随机向量 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^p$, $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^q$, 记 $(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \{(x_i, y_i) : i = 1, 2, \dots, n\}$ 为观察到的随机样本, \mathbf{x}, \mathbf{y} 间的距离相关系数可以定义为

$$R^2(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{v^2(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\sqrt{v^2(\mathbf{x}, \mathbf{x})v^2(\mathbf{y}, \mathbf{y})}} \quad (1)$$

式中:

$$v^2(\mathbf{x}, \mathbf{y}) = \frac{1}{n^2} \sum_{i,j=1}^n \mathbf{A}_{i,j} \mathbf{B}_{i,j} \quad (2)$$

$$\mathbf{A}_{i,j} = \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|_2 - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \|\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_j\|_2 - \frac{1}{n} \sum_{l=1}^n \|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_l\|_2 + \frac{1}{n^2} \sum_{k,l=1}^n \|\mathbf{x}_k - \mathbf{x}_l\|_2 \quad (3)$$

$$\mathbf{B}_{i,j} = \|y_i - y_j\|_2 - \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \|y_k - y_j\|_2 - \frac{1}{n} \sum_{l=1}^n \|y_i - y_l\|_2 + \frac{1}{n^2} \sum_{k,l=1}^n \|y_k - y_l\|_2 \quad (4)$$

同理可以计算:

$$v^2(\mathbf{x}, \mathbf{x}) = \frac{1}{n^2} \sum_{i,j=1}^n \mathbf{A}_{i,j}^2 \quad (5)$$

$$v^2(\mathbf{y}, \mathbf{y}) = \frac{1}{n^2} \sum_{i,j=1}^n \mathbf{B}_{i,j}^2 \quad (6)$$

计算出与响应变量有关的各遥测参数和响应变量间的距离相关系数后,将它们从大到小进行排序,距离相关系数越大,表示与响应变量的相关性越强,该遥测参数越重要。在统计学中,考察 2 个变量间的相关性强弱时,有如表 1 所示的约定,可根据不同的数据特点参考表 1 中的衡量标准^[28-29],选取与响应变量相关程度较大的几个遥测参数作为预测变量。

表 1 相关程度度量
Table 1 Relevance measure

相关性	距离相关系数
极强相关	0.8 ~ 1.0
强相关	0.6 ~ 0.8
中相关	0.4 ~ 0.6
弱相关	0.2 ~ 0.4
极弱或无相关	0 ~ 0.2

1.2 GPR 模型

高斯过程(GP)是指随机变量的一个集合中任意有限个样本的线性组合都服从联合高斯分布,其性质由均值函数和协方差函数确定,对于任意随机变量 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^d$,高斯过程可定义为

$$f(\mathbf{x}) \sim \text{GP}(m(\mathbf{x}), K(\mathbf{x}, \mathbf{x}')) \quad (7)$$

式中: $m(\mathbf{x})$ 和 $K(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ 分别为均值函数和协方差

函数,表示为

$$m(\mathbf{x}) = E(f(\mathbf{x})) \quad (8)$$

$$K(\mathbf{x}, \mathbf{x}') = E((f(\mathbf{x}) - m(\mathbf{x}))(f(\mathbf{x}') - m(\mathbf{x}'))^T) \quad (9)$$

对于训练集中 d 维预测变量的 t 个样本集合 $\mathbf{X} = [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_t]^T, \mathbf{X} \in \mathbf{R}^{t \times d}$, 对应的响应变量观测集为 $\mathbf{Y}, \mathbf{Y} \in \mathbf{R}^{t \times 1}$, GPR 模型可定义为

$$\mathbf{Y} = f(\mathbf{X}) + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (10)$$

式中: \mathbf{Y} 为受噪声污染的响应变量的观测值;假设噪声 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为高斯白噪声, $\boldsymbol{\varepsilon} \sim N(0, \sigma^2)$ 。则 \mathbf{Y} 的先验分布为

$$\mathbf{Y} \sim N(m(\mathbf{X}), K(\mathbf{X}, \mathbf{X}) + \sigma^2 \mathbf{I}_t) \quad (11)$$

假设 $\mathbf{X}^* \in \mathbf{R}^{t^* \times d}$ 为测试集的预测变量集合, $f^* \in \mathbf{R}^{t^* \times 1}$ 为对应的预测值,由高斯过程的定义可知, \mathbf{Y} 和 f^* 服从以下联合高斯分布:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Y} \\ f^* \end{bmatrix} \sim N \left(\begin{bmatrix} m(\mathbf{X}) \\ m(\mathbf{X}^*) \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} K(\mathbf{X}, \mathbf{X} + \sigma^2 \mathbf{I}_t) & K(\mathbf{X}, \mathbf{X}^*) \\ K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X}) & K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X}^*) \end{bmatrix} \right) \quad (12)$$

式中:矩阵元素 $K_{ij} = K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j)$ 为预测变量各样本间相关性的度量; $K(\mathbf{X}, \mathbf{X}) \in \mathbf{R}^{t \times t}$ 为训练集中预测变量样本集 \mathbf{X} 的协方差矩阵; $K(\mathbf{X}, \mathbf{X}^*) \in \mathbf{R}^{t \times t^*}$ 为训练集中预测变量样本集 \mathbf{X} 与测试集中预测变量集合 \mathbf{X}^* 间的协方差矩阵,并且 $K(\mathbf{X}, \mathbf{X}^*) = K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X})^T$; $K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X}^*)$ 为测试集中预测变量样本间的协方差矩阵。

根据高斯过程的性质,可以很容易地计算出 f^* 的后验分布为 $f^* | \mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{X}^* \sim N(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\Sigma})$ 。

$$\boldsymbol{\mu} = m(\mathbf{X}^*) + K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X})(K(\mathbf{X}, \mathbf{X}) + \sigma^2 \mathbf{I}_t)^{-1} \cdot (\mathbf{Y} - m(\mathbf{X})) \quad (13)$$

$$\boldsymbol{\Sigma} = K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X}^*) - K(\mathbf{X}^*, \mathbf{X})(K(\mathbf{X}, \mathbf{X}) + \sigma^2 \mathbf{I}_t)^{-1} K(\mathbf{X}, \mathbf{X}^*) \quad (14)$$

GPR 模型可以选择不同的核函数作为协方差函数,最常用的为高斯核函数,即

$$K(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \sigma_f^2 \exp \left[-\frac{1}{2l^2} (\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j)^2 \right] \quad (15)$$

式中: $\{\sigma, \sigma_f, l\}$ 为模型的超参数。超参数的求解是一个非线性极值问题,一般采用极大似然法。在对训练数据的对数似然函数求偏导后,使用数值优化方法获得超参数的最优解。

1.3 估计模型的泛化误差

当学习器过度学习训练样本时,很可能把训练数据自身的一些特点当成了所有潜在数据都会具有的一般性质,导致泛化能力降低,这种现象称为过拟合^[30],为了评估过拟合对模型造成的影

响,需要计算模型的泛化误差。

本文使用留出法在正常的历史遥测数据集中估计 GPR 模型的泛化误差,过程如下:

1) 将数据集划分为 2 个互斥的集合,分别作为训练集和测试集,需要注意的是,训练集和测试集的划分要尽可能保持数据分布的一致性,避免数据的划分过程引入额外偏差,进而影响最终结果。

2) 在使用留出法时,一般要采用若干次随机划分,重复进行实验取平均值作为估计结果。由于测试集较小易导致估计结果出现较大方差,训练集较小易导致估计结果出现较大偏差,通常将 2/3 ~ 4/5 的数据作为训练集,剩余作为测试集。本文将 70% 的样本数据作为训练集,重复进行实验 10 次。

3) 使用式(16)计算 GPR 模型的泛化误差:

$$GE = \frac{1}{n}RMSE = \frac{1}{n} \sqrt{(\hat{y} - y)^2} \quad (16)$$

式中: n 为重复进行实验的次数; \hat{y} 为响应变量的预测值; y 为响应变量的观测值。

1.4 计算后续预测范围和预测误差

通常使用预测值 95% 的置信区间作为后续的预测范围,本文考虑泛化误差对检测结果的影响,重新定义了模型的预测范围如下:

$$[\hat{y} - 2\sigma - GE, \hat{y} + 2\sigma + GE] \quad (17)$$

在检测过程中,若响应变量的观测值超出了所设的预测范围,可判定卫星遥测数据出现异常,进一步地,可以通过计算预测误差^[31]来衡量异常的程度,预测误差越大,发生的异常越严重,计算公式如下:

$$PE = \begin{cases} y - (\hat{y} + 2\sigma + GE) & y > \hat{y} + 2\sigma + GE \\ y - (\hat{y} - 2\sigma - GE) & y < \hat{y} - 2\sigma - GE \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (18)$$

1.5 预测模型效果评估

为了评估预测模型的性能,本文引入以下几种评估标准。

1) 决定系数 (R^2)

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{k=1}^n (y_k - \hat{y}_k)^2}{\sum_{k=1}^n (y_k - \bar{y})^2} \quad (19)$$

2) 均方误差 (MSE)

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (y_k - \hat{y}_k)^2 \quad (20)$$

3) 平均误差 (MB)

$$MB = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (y_k - \hat{y}_k) \quad (21)$$

4) 平均绝对误差 (MAB)

$$MAB = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n |y_k - \hat{y}_k| \quad (22)$$

式中: \bar{y} 为观测值的均值。

R^2 表征回归方程解释预测变量变化的程度,或方程对观测值的拟合程度;MSE 指预测值与真值之差平方的期望,是衡量平均误差的一种较为方便的方法,通常用来评价数据的变化程度,MSE 的值越小,预测模型描述实验数据越精确;MB 指预测值与真值之间的平均差距;MAB 指预测值与真值之间绝对误差的期望。

2 基于 DC-GPR 模型的异常检测

DC-GPR 模型具有良好的非线性映射能力,能够反映时间序列固有的非线性和波动性,预测出响应变量的客观规律和发展趋势,可以为正确识别卫星异常情况提供科学合理的依据。考虑到卫星异常数据的特性,单点异常检测可能会导致检测结果可靠性降低,因此,本文检测卫星数据流中的持续异常。异常检测步骤如下:

步骤 1 学习。选择待预测的遥测参数作为响应变量,使用正常的历史遥测数据学习 DC-GPR 模型。

步骤 2 预测。利用 DC-GPR 模型计算响应变量的后续预测范围。

步骤 3 检测。获取每个工作日待检测遥测参数的观测值并检查是否在预测范围内,若存在连续超出预测范围的现象,则判定为异常,发出警报。

步骤 4 评估。检测出异常后,计算每个工作日待检测参数的平均预测误差及预测模型的评估指标,对异常程度和模型性能进行评估。

基于 DC-GPR 模型的异常检测方法的流程图如图 2 所示。

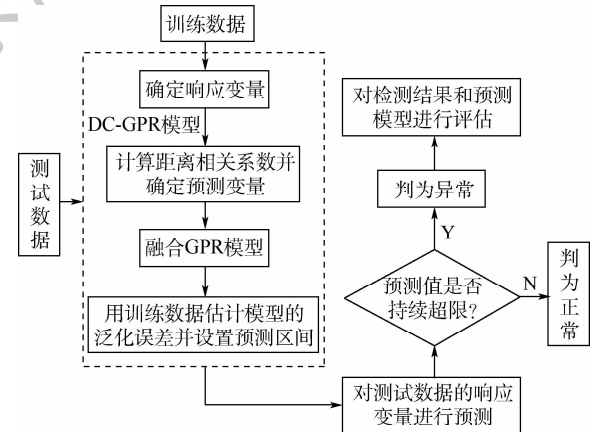


图 2 基于 DC-GPR 模型的异常检测流程
Fig. 2 Flowchart of anomaly detection based on DC-GPR model

3 实验过程与结果分析

本文分析了某在轨卫星扩频应答机的真实故障案例,如图3所示,在故障初期,某单机2018年的故障数据表现为:具有周期性的温度参数在工程阈值内总体上缓慢升高,与之有关的遥测参数也随之发生变化。

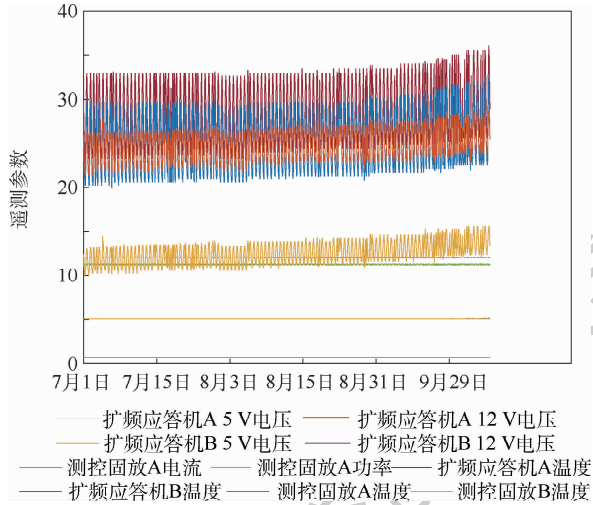


图3 故障相关单机的遥测参数

Fig. 3 Telemetry parameters of a fault-related machine

为了验证本文方法的有效性,获取了该卫星故障相关的真实上传遥测数据,每个遥测参数都以时间序列的形式呈现,样本量为5 215 000条,采样率为1条/s,共涉及10个故障相关的遥测参数,分别为扩频应答机A的温度和+5V电压、+12V电压,扩频应答机B的温度和+5V电压、+12V电压,测控固放A的电流、功率和温度,测控固放B的温度。扩频应答机和测控固放是卫星测控分系统的重要组成部分,负责将信号调制处理后再传输,是卫星上行测控指令和下行遥测数据的重要一环,与二者有关的连续型遥测参数(如温度、电压、电流等)可以直接反映单机的健康状态,故障发生时,与故障有关的遥测参数会随之改变。

将2018年7月1日至8月15日的正常数据作为训练数据,8月15日至10月3日故障发生前后的数据作为测试数据,进行仿真实验。作为对照,分别使用普通的GPR模型和随机选择预测变量的RV-GPR模型对相同的数据做异常检测。

3.1 实验准备

在卫星故障早期检测出遥测数据异常,地面运管人员可以尽早采取措施,避免产生严重事故。因此,可以将检测出异常的时间作为评价方法优劣的一个标准。

此外,为了分析方法的稳定性和可靠性,需要计算检测方法的检测率(Detection Rate, DR)、虚警率(False Alarm, FA)和漏警率(Miss Alarm, MA),计算公式分别如下:

$$DR = \frac{TN}{FP + TN} \times 100\% \quad (23)$$

$$FA = \frac{FP}{FP + TP} \times 100\% \quad (24)$$

$$MA = \frac{FN}{FN + TP} \times 100\% \quad (25)$$

式中:TN为实际正常并检测为正常的数量;FP为实际正常但被检测为异常的数量;FN为实际异常但被检测为正常的数量;TP为实际异常并被检测为异常的数量。DR为正常样本被正确识别的比率;FA为被判为异常的样本中正常样本的比例;MA为实际异常的样本被检测为正常的比率。

3.2 实验结果及分析

将扩频应答机A温度作为响应变量,DC-GPR模型对预测变量进行优化,与故障相关的各遥测参数与响应变量间的距离相关系数如图4所示。本文选取与响应变量具有中相关、强相关和极强相关的参数作为预测变量,即测控固放A功率、测控固放A温度、扩频应答机B温度、测控固放B温度;GPR模型选择除扩频应答机A温度以外的其他遥测参数作为预测变量;RV-GPR模型将扩频应答机A+5V电压、扩频应答机B+12V电压、测控固放A功率和测控固放A电流作为预测变量。

经计算,DC-GPR模型使用留出法在训练集中估计的泛化误差GE=0.1556。3种模型的实验结果如下。

图5为3种模型的预测误差。预测误差越大表示检测到的异常程度越大,GPR模型和RV-GPR模型在9月3日都能检测到明显异常,而且

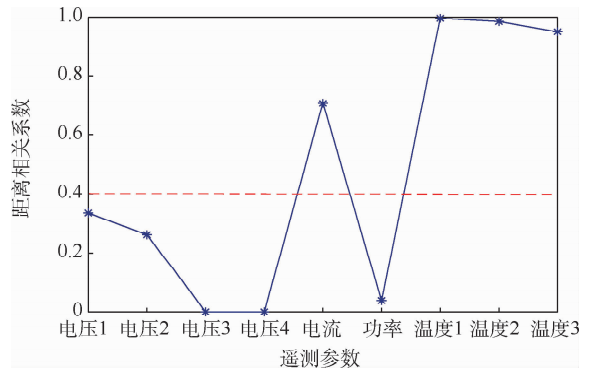


图4 不同遥测参数与响应变量间的距离相关系数

Fig. 4 Distance correlation coefficient between each telemetry parameter and response variable

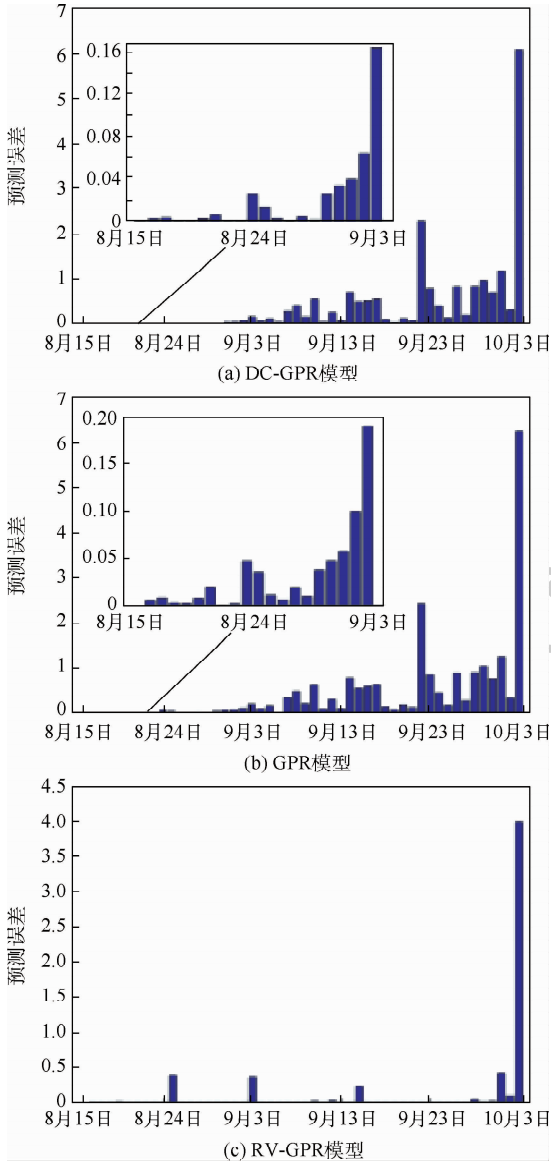


图5 不同模型的检测结果

Fig. 5 Detection results of different models

之后的异常程度呈总体增大的趋势;RV-GPR 模型检测出的异常很少,在9月末、10月初才检测到明显的持续异常。

为进一步验证本文方法的有效性和稳定性,在训练集中学习得到 DC-GPR 模型后,直接将此模型的 95% 置信区间作为后续异常检测的正常范围,检测结果如图 6 所示。为了提高模型拟合优度,过度学习训练样本,导致图 6(a) 中故障发生前的许多正常数据被判定为异常,产生大量虚警。由图 6(b) 可知,虽然 DC-GPR 模型的 95% 置信区间可以识别大部分异常,但是对正常数据的检测结果极不可靠。

结合输出结果和表 2 的检测评估可以得到,DC-GPR 模型在故障前期虚警率更低,检测率更高。DC-GPR 模型 95% 置信区间的检测结果不稳定,将许多正常样本识别为异常,虚警率最高。对

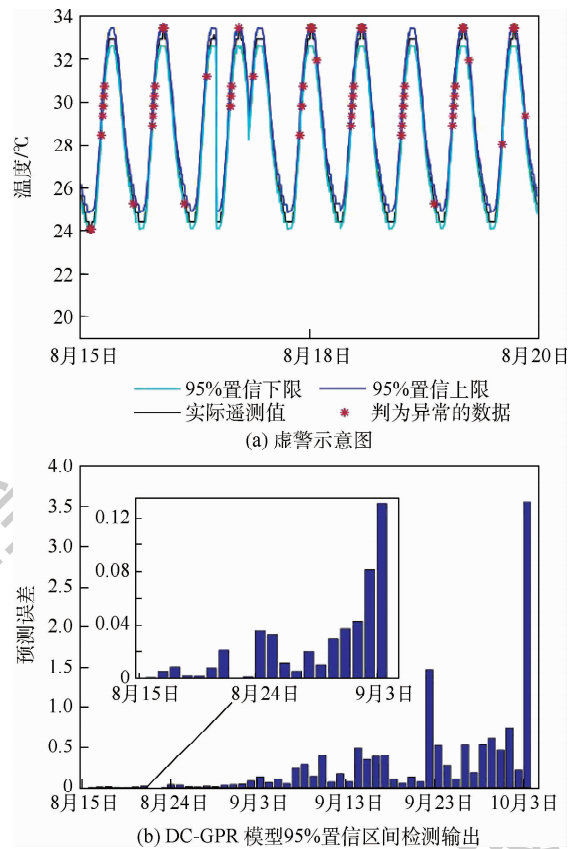


图6 DC-GPR 模型 95% 置信区间检测结果

Fig. 6 Detection results of DC-GPR 95% confidence interval

表 2 不同模型的检测评估

Table 2 Detection evaluation of different models

模型	DR/%	FA/%	MA/%
DC-GPR	86.67	5.41	0
DC-GPR(95% 置信区间)	52.94	19.51	0
GPR	60	14.63	0
RV-GPR	86.67	11.76	57.14

于 RV-GPR 模型,由于模型拟合程度低,导致检测结果极其不可靠,虽然检测率较高,虚警率也低于 GPR 模型,但是其漏警率极高。在实际工程中,由于卫星自身价值及其应用价值极高,提前预警非常重要,往往在一定范围内的虚警基础上追求更低的漏警率,本文方法可以很大程度上满足工程需求。

进一步地,对 3 种模型的性能进行评估,分别计算 3 种模型的决定系数、均方误差、平均误差、平均绝对误差,结果如图 7 所示。3 种模型中,RV-GPR 模型的预测性能最差,拟合优度明显低于其他 2 种模型,且各种预测误差均高于其他 2 种模型。DC-GPR 模型的各种指标在正常情况下与 GPR 模型相差极小,都接近于 1,但在卫星异常时期,DC-GPR 模型对响应变量的拟合程度高于其他 2 种模型,即响应变量在很大程度上都能由回归方程解释,且具有更低的预测误差,能更准

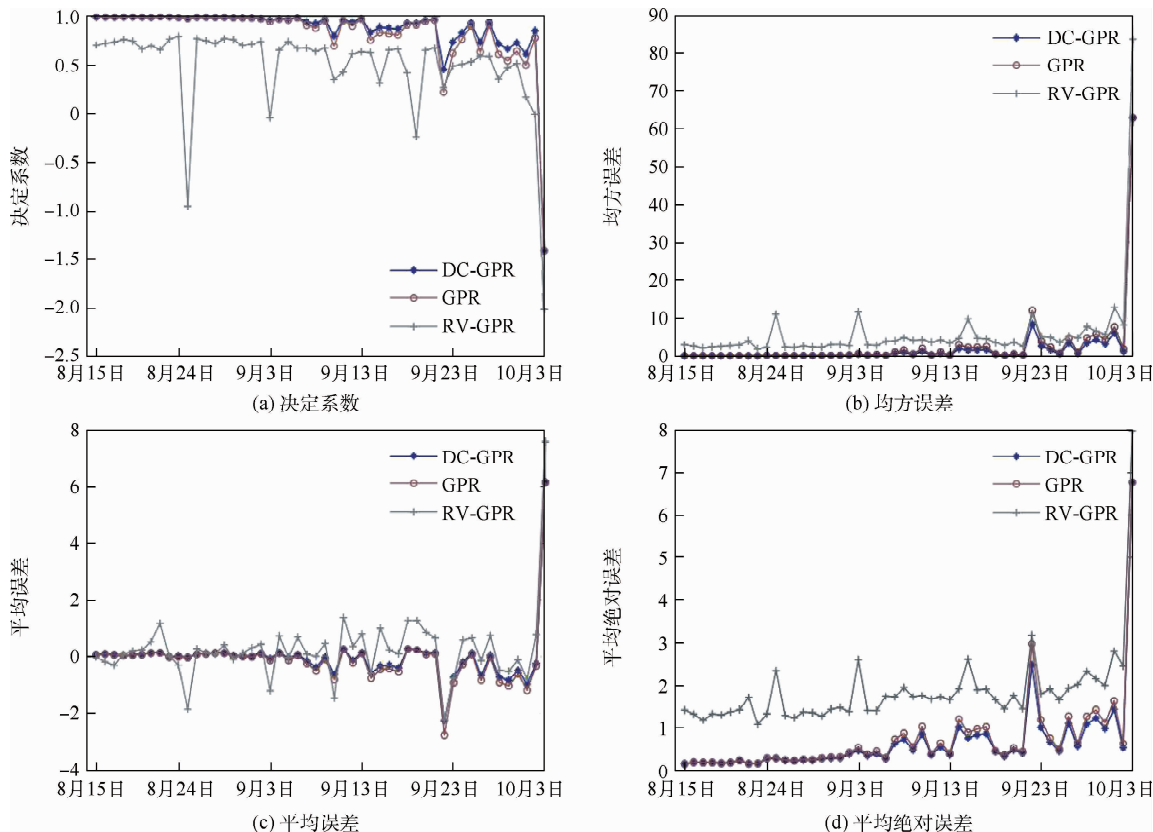


图7 不同模型的性能指标对比

Fig. 7 Comparison of performance indices of different models

确地描述响应变量的变化趋势。综合这4种指标,DC-GPR模型的预测性能最好。

通过分析可知,在卫星故障初期,与故障相关的遥测参数发生潜在异常,各参数间的相关关系也随之改变,图8为测试数据中各遥测参数与响应变量间的距离相关系数。与图4相比,可以发现各遥测参数与响应变量间的相关关系发生变化,较为明显的是,正常状态下与响应变量呈弱相关的电压2变为中相关,而电流由强相关变为弱

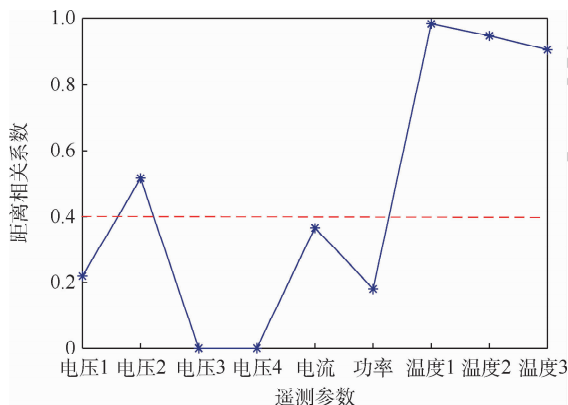


图8 异常时不同遥测参数与响应变量间的距离相关系数

Fig. 8 Distance correlation coefficient between each telemetry parameter and response variable during anomalies

相关。这些变化使得通过正常数据训练得到的预测模型不再高度拟合于异常数据,预测结果与实际监测数据出现较大偏差,从而检测出异常。

4 结论

1) 针对非线性相关的高维卫星遥测数据,提出将距离相关系数与预测模型相结合,检测遥测数据潜在异常。通过分析距离相关系数进行变量选择,提高了模型的预测性能。虽然预测模型还未实际应用到卫星异常检测领域,但实验验证了本文方法可以及时发现隐藏在工程门限内的故障征兆。

2) 融合模型的泛化误差对后续预测区间进行优化,提高了模型的泛化能力,降低了虚警率,引入预测误差,直观地反映预测结果和异常程度。

卫星故障案例稀缺,真实的异常数据较少,未来可进一步提高方法的通用性。本文方法也可扩展到经济、生物或工业检测等领域,为非稳态数据提供预测趋势或动态门限。

参考文献 (References)

- [1] BELCASTRO C M. Aviation safety program: Integrated vehicle health management technical plan summary [R]. Washington, D. C.; NASA Technology Report, 2006.
- [2] 彭喜元, 庞景月, 彭宇, 等. 航天器遥测数据异常检测综述

- [J]. 仪器仪表学报, 2016, 37(9): 1929-1945.
- PENG X Y, PANG J Y, PENG Y, et al. Review on anomaly detection of spacecraft telemetry data[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2016, 37(9): 1929-1945 (in Chinese).
- [3] CHANDOLA V, BANERJEE A, KUMAR V. Anomaly detection: A survey[J]. ACM Computing Surveys, 2009, 41(3): 1-58.
- [4] 张克明, 蔡远文, 任元. 基于生成对抗网络的航天异常事件检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(7): 1329-1336.
- ZHANG K M, CAI Y W, REN Y. Space anomaly events detection approach based on generative adversarial nets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(7): 1329-1336 (in Chinese).
- [5] 吕军晖, 周刚, 金毅. 一种基于时间序列的自适应网络异常检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(5): 636-639.
- LÜ J H, ZHOU G, JIN Y. Adaptive aberrant network traffic detection algorithm based on time series forecast[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(5): 636-639 (in Chinese).
- [6] 张妮, 车立志, 吴小进. 基于数据驱动的故障诊断技术研究现状及展望[J]. 计算机科学, 2017, 44(6A): 37-42.
- ZHANG N, CHE L Z, WU X J. Present situation and prospect of data-driven based fault diagnosis technique[J]. Computer Science, 2017, 44(6A): 37-42 (in Chinese).
- [7] 彭宇, 刘大同. 数据驱动故障预测和健康管理综述[J]. 仪器仪表学报, 2014, 35(3): 481-495.
- PENG Y, LIU D T. Data-driven prognostics and health management: A review of recent advances[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2014, 35(3): 481-495 (in Chinese).
- [8] AZEVEDO D R, AMBROSIO A M, VIEIRA M, et al. Applying data mining for detecting anomalies in satellites[C]// European Dependable Computing Conference, 2012: 212-217.
- [9] HAWKINS S, HE H, WILLIAMS G J, et al. Outlier detection using replicator neural networks[C]// International Conference on Data Warehousing and Knowledge Discovery. Berlin: Springer, 2002: 170-180.
- [10] WILLIAMS G, BAXTER R, HE H, et al. A comparative study of RNN for outlier detection in data mining[C]// IEEE International Conference on Data Mining. Piscataway: IEEE Press, 2002: 709-712.
- [11] SCHOLKOPF B, PLATT J C, SHAWE T J, et al. Estimating the support of a high-dimensional distribution[J]. Neural Computation, 2014, 13(7): 1443-1471.
- [12] DAS K, BHADURI K, VOTAVA P, et al. Distributed anomaly detection using 1-class SVM for vertically partitioned data[J]. Statistical Analysis and Data Mining, 2011, 4(4): 393-406.
- [13] ANAISSI A, KHO N L, WANG Y, et al. Automated parameter tuning in one-class support vector machine: An application for damage detection[J]. Journal of Data Science, 2018, 6(4): 311-325.
- [14] ESTER M. A density-based algorithm for discovering clusters in large spatial databases with noise[C]// Proceedings of the Second International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, 1996: 226-231.
- [15] RAMASWAMY S, RASTOGI R, SHIM K, et al. Efficient algorithms for mining outliers from large data sets[J]. International Conference on Management of Data, 2000, 29(2): 427-438.
- [16] YIN C, ZHANG S, YIN Z, et al. Anomaly detection model based on data stream clustering[J]. Cluster Computing, 2019, 22(1): 1729-1738.
- [17] ALGULIYEV R M, ALIGULIYEV R M, SUKHOSTAT L, et al. Anomaly detection in big data based on clustering[J]. Statistics, Optimization and Information Computing, 2017, 5(4): 325-340.
- [18] QIU H, EKLUND N H, HU X, et al. Anomaly detection using data clustering and neural networks[C]// International Joint Conference on Neural Network, 2008: 3627-3633.
- [19] AGGARWAL C C, YU P S. Outlier detection with uncertain data[C]// SIAM International Conference on Data Mining, 2008: 483-493.
- [20] THATTE G, MITRA U, HEIDEMANN J, et al. Parametric methods for anomaly detection in aggregate traffic[J]. IEEE ACM Transactions on Networking, 2011, 19(2): 512-525.
- [21] PATCHA A, PARK J. An overview of anomaly detection techniques: Existing solutions and latest technological trends[J]. Computer Networks, 2007, 51(12): 3448-3470.
- [22] PAN D W, LIU D T, ZHOU J, et al. Anomaly detection for satellite power subsystem with associated rules based on kernel principal component analysis[J]. Microelectronics Reliability, 2015, 55(9): 2082-2086.
- [23] COHEN G, HILARIO M, PELLEGRINI C, et al. One-class support vector machines with a conformal kernel. A case study in handling class imbalance[J]. Lecture Notes in Computer Science, 2004, 3138: 850-858.
- [24] TARIQ S, LEE S, SHIN Y, et al. Detecting anomalies in space using multivariate convolutional LSTM with mixtures of probabilistic PCA[C]// Knowledge Discovery and Data Mining, 2019: 2123-2133.
- [25] DONG D. Mine gas emission prediction based on Gaussian process model[J]. Procedia Engineering, 2012, 45: 334-338.
- [26] ANOGARAN G, LOPEZ D. A Gaussian process based big data processing framework in cluster computing environment[J]. Cluster Computing, 2018, 21(1): 189-204.
- [27] SZEKELY G J, RIZZO M L, BAKIROV N K, et al. Measuring and testing dependence by correlation of distances[J]. Annals of Statistics, 2007, 35(6): 2769-2794.
- [28] 葛芳君, 赵磊, 刘俊, 等. 基于 Pearson 相关系数的老年人社会支持与心理健康相关性研究的 Meta 分析[J]. 中国循证医学杂志, 2012, 12(11): 1320-1329.
- GE F J, ZHAO L, LIU J, et al. Correlation between social support and mental health of the aged based on Pearson correlation coefficient: A meta-analysis[J]. Chinese Journal of Evidence-Based Medicine, 2012, 12(11): 1320-1329 (in Chinese).
- [29] 张建勇, 高冉, 胡骏, 等. 灰色关联度和 Pearson 相关系数的应用比较[J]. 赤峰学院学报(自然科学版), 2014, 30(11): 1-2.
- ZHANG J Y, GAO R, HU J, et al. Application comparison of gray correlation degree and Pearson correlation coefficient[J]. Journal of Chifeng University (Natural Science Edition), 2014, 30(11): 1-2 (in Chinese).
- [30] NADEAU C, BENGIO Y. Inference for the generalization error[J]. Neural Information Processing Systems, 1999, 52(3): 307-313.

[31] PANG J Y, LIU D T, PENG Y, et al. Anomaly detection based on uncertainty fusion for univariate monitoring series[J]. Measurement, 2017, 95: 280-292.

作者简介:

孙宇豪 女, 硕士研究生。主要研究方向: 卫星异常检测技术。

李国通 男, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 卫星导航与定位技术、信号检测和识别技术。

张鸽 男, 博士研究生。主要研究方向: 卫星自主健康管理技术。

A satellite anomaly detection method based on distance correlation coefficient and GPR model

SUN Yuhao^{1,2}, LI Guotong^{1,2,3,*}, ZHANG Ge^{1,2}

(1. Innovation Academy for Microsatellite of CAS, Shanghai 201203, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. School of Information Science and Technology, ShanghaiTech University, Shanghai 201210, China)

Abstract: During the orbital operation of the satellite, the telemetry data is usually represented by multi-dimensional time series. The Gaussian Process Regression (GPR) model can provide dynamic thresholds for important telemetry parameters and timely discover failure symptoms hidden within the engineering threshold. However, high dimensional satellite data makes GPR model limited. Therefore, in order to obtain the dynamic threshold related to multiple telemetry parameters, based on the GPR model, the distance correlation coefficient is combined to select predictive variables, reduce the information redundancy and the amount of calculation, and improve the interpretability of the model. The generalization error of the model is estimated to set a more reasonable prediction interval, to improve the generalization ability and detect the continuous abnormality of the data stream. Simulation experiments on actual orbiting satellite data verify that this method can detect data anomalies in the early failure of the satellite, improve the prediction performance of the model and reduce the false alarm rate.

Keywords: satellite anomaly detection; Gaussian Process Regression (GPR); distance correlation coefficient; variable selection; generalization error

Received: 2020-02-17; Accepted: 2020-04-17; Published online: 2020-05-07 16:57

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1748.010.html

Foundation item: Scientific Research Plan of Shanghai Science and Technology Commission (17DZ1100700)

* Corresponding author. E-mail: ligt@microstate.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2017.0804

飞机风扰响应特性的模拟与评定方法

徐王强^{1,2}, 王立新¹, 乐挺^{1,*}, 张喆³

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 航空工业江西洪都航空工业集团飞机设计所, 南昌 330024; 3. 中国飞行试验研究院 试飞员学院, 西安 710089)

摘 要: 针对飞行试验研究飞机风扰响应特性时存在的安全性与经济性问题, 提出了一种在平静大气中模拟及量化评定飞机风扰响应特性的方法。通过设计舵面输入指令来激励飞机, 使其产生能够模拟受到风扰的运动响应, 进而完成飞机风扰响应特性的评定。以某型飞机为算例, 基于PID控制方法设计了激励指令信号, 模拟了飞机遭遇垂直直风与侧风后的响应特性, 并基于时域峰值法评定了飞机的稳定特性。采用低阶等效拟配的方法对基于风扰响应数据评定所得的稳定特性结果进行了对比验证, 结果表明, 所建立的模拟风扰响应的控制指令设计与稳定特性评定方法是正确合理的。研究方法与结果对于飞机风扰响应特性的飞行试验评定等具有一定的参考价值。

关键词: 激励指令; 风扰响应; 稳定特性; 飞行试验; PID控制

中图分类号: V221+.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0853-10

飞机在飞行过程中常会遭遇到外界风扰动, 从而影响其运动响应, 严重时甚至危及飞行安全^[1]。因此, 有必要通过飞行试验的方法来研究飞机的风扰响应特性。

目前, 国外主要采用的方法是在自然风场进行飞行试验, 并实时地测量大气风场与飞机状态变量响应的数据, 再进行飞机运动响应特性的评估。文献[2]通过飞行试验研究了C-141A飞机遭遇垂直直风后的运动响应, 并将飞行试验数据与理论计算结果进行了分析对比; 波音公司基于飞行试验研究了YC-14飞机在进近过程遭遇风扰的响应特性^[3]; NASA Dryden研究中心针对F-15B飞机开展了飞行试验, 研究了飞机遭遇大气紊流后的运动响应^[4]; 文献[5]通过在风扰动下进行飞行试验评估了某微小型飞机的阵风响应特性。由于自然风场具有较强的随机性与不确定

性, 甚至会影响飞机的飞行安全, 基于自然风场的风扰响应试验研究方法具有较差的可重复性^[6], 且会受到飞行安全和测试等技术因素的制约。

在飞机风扰响应特性的飞行试验研究方面, 国内目前仍处于起步阶段, 较少有风扰下飞机运动特性评估的飞行试验研究。针对风扰响应飞行试验研究可能存在的上述问题, 本文提出了一种在平静大气下通过舵面组合指令来模拟飞机受风扰后运动稳定性响应的试验研究方法。目前, 国内外少见这种模拟试验方法的研究成果报道。

首先, 通过数学仿真获取飞机受风扰后的运动响应; 其次, 基于舵面组合的方法设计了风扰模拟控制器, 得到了模拟飞机三轴风扰响应的舵面激励指令; 最后, 在试飞过程中将舵面激励指令作为输入, 使飞机能够产生模拟受风扰的运动响应, 进而通过试飞数据来评定飞机的风扰响应特性。

收稿日期: 2017-12-26; 录用日期: 2018-10-15; 网络出版时间: 2018-11-15 09:17

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181113.1151.001.html

基金项目: 航空科学基金(20141351018)

*通信作者. E-mail: yueting_buaa@163.com

引用格式: 徐王强, 王立新, 乐挺, 等. 飞机风扰响应特性的模拟与评定方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 853-862.
XU W Q, WANG L X, YUE T, et al. Simulation and evaluation method of aircraft response characteristics under wind disturbance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 853-862 (in Chinese).

本文方法不依赖于气候条件,具有安全、高效、经济的特点,适用于飞机风扰响应特性的量化评估。此外,该方法也可应用于驾驶员培训,通过在平静大气下模拟飞机在风扰动下的运动响应,使驾驶员熟悉飞机在受扰下的运动特性,提升驾驶员在飞机受扰下的操纵技术。

本文建立了模拟飞机风扰响应的舵面激励指令设计与稳定特性评定方法。以某型飞机的离散突风响应为例,采用舵面组合的方法设计了可模拟各轴风扰响应的控制指令,通过开展飞机稳定特性的评定,验证了该方法的正确性与合理性。

1 风扰响应特性的评定方法

飞机的风扰响应特性主要体现为其在遭遇风扰后各飞行状态参数变化的幅值特性与动稳定性。幅值特性反映了飞机的飞行安全性,动稳定性反映了飞机的动态特性。因此,基于飞机受风扰后的试飞数据,可分别从试飞数据的幅值特性与动稳定性 2 个方面对其风扰响应特性进行量化评定。

1.1 幅值特性

飞机受风扰后,有些飞行状态参数的幅值大小会直接影响到其飞行安全,考虑到飞行试验技术的限制,用以评估飞机安全性的飞行状态参数或其组合应便于测量^[7],或可直接由测量参数得到。

本文选取了部分便于测量的典型飞行状态参数用以评估飞机受扰后的幅值特性,如表 1 所示。

为避免飞机飞行失速,飞机的迎角必须保持在失速迎角范围内;允许的最大侧滑角受方向舵偏配平能力的制约,过大的侧滑角会使气动力和气动力矩呈现出较强的非线性,影响飞行安全;飞行速度应大于最小飞行速度且滚转角不应超过所允许的最大滚转角。

表 1 直接影响飞行安全的典型飞行状态参数

Table 1 Typical flight status parameters that affect flight safety directly

飞行状态参数	幅值限制
α	失速迎角
β	最大方向舵偏配平侧滑角
V	最小飞行速度
ϕ	最大滚转角

1.2 动稳定性

飞机的动稳定性可分为纵向与横航向动稳定性。纵向动稳定性主要表征为短周期模态特性,对应的飞行状态参数为 α 与俯仰角速率 q 。横航向动稳定性主要表征为滚转模态和荷兰滚模态的特性,对应的飞行状态参数为 ϕ 、 β 和偏航角速率 r 。

典型的飞机短周期模态与荷兰滚模态为二阶振荡模态,可采用时域峰值法^[8],基于飞行试验

数据直接计算得到这 2 个模态的频率与阻尼比。时域峰值法的具体计算方法如下。

当时域响应曲线只有一个波峰及波谷时,飞机的阻尼比为

$$\frac{x_0}{x_1} = -\exp\left(\frac{\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right) \quad (1)$$

式中: x_0 和 x_1 分别为第 1 个峰值和第 2 个峰值的大小; ζ 为阻尼比。

当响应曲线波峰、波谷个数之和大于 2 时,阻尼比为

$$\frac{D_0}{D_1} = \exp\left[(n-2)\frac{\pi\zeta}{\sqrt{1-\zeta^2}}\right] \quad (2)$$

式中: n 为扰动消失后系统自由振荡的波峰、波谷点的总个数, x_0, x_1, \dots, x_{n-1} 为波峰、波谷点的值; D_n 为相邻的波峰与波谷的绝对值之和。

时域峰值法示意图如图 1 所示。

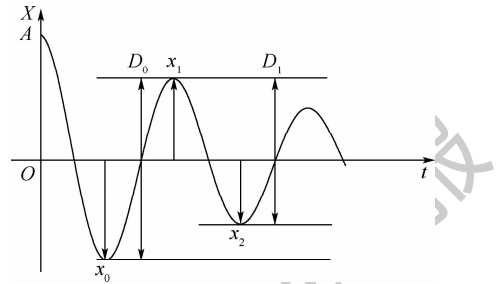


图 1 时域峰值法示意图

Fig. 1 Sketch map of time-domain peak value method

在得到闭环系统的阻尼比后,可根据式(3)计算系统的振荡频率:

$$\omega = 2\pi f = 2\pi(S-1) / [(T(S) - T(1)) \cdot \sqrt{1-\zeta^2}] \quad (3)$$

式中: f 为频率; S 为系统响应达到与稳态值误差小于 5% 之前所有峰值的个数; $T(S)$ 为第 S 个峰值所对应的时间。

根据飞机受风扰后的 α 与 β 响应,利用式(1)~式(3)即可计算得到飞机的短周期模态和荷兰滚模态的频率与阻尼比,进而完成飞机动稳定性的评估。

综上所述,表征飞机风扰响应特性的关键飞行状态参数为 α 、 q 、 V 、 ϕ 、 β 和 r 。基于飞机在风扰动下的飞行试验数据,通过对上述关键飞行状态参数进行计算,即可通过幅值特性与动稳定性 2 个方面对飞机的风扰响应特性进行评估。

2 风扰响应的计算与模拟方法

2.1 风扰响应的计算方法

在模拟飞机的风扰响应之前,需通过数学仿

真获得飞机对扰动风的响应历程。因此,必须建立较为准确的飞机运动模型与扰动风模型。

一个完整的飞机运动模型包含飞机动力学模型、操纵机构模型、飞行控制系统模型、大气模型、气动力与力矩模型和发动机推力模型。为了满足全飞行包线数学仿真的需要,本文的飞机动力学模型采用了全量非线性六自由度动力学方程组,包含质心动力学方程、质心运动学方程、转动动力学方程与转动运动学方程^[9]。通过对动力学方程组进行实时数值积分即可获得飞机在飞行过程中每一时刻的运动状态响应;操纵机构模型用于计算实际的舵面偏度和偏转速率,在考虑舵面幅值限制与偏转速率限制下可选择较为通用的一惯性模型^[10];大气模型用于计算当前飞行高度下的大气密度和声速,可参考“国际标准大气”的规定进行建模^[11];气动力与力矩模型和发动机推力模型是飞机运动模型的核心部分,这些模型的准确性直接影响到飞机运动响应模拟的精度。本文所使用的飞机气动数据为风洞试验数据,推力数据为发动机试验数据,具有一定的准确性与可信度。

对于常规飞机,常采用增稳控制律改善其动态特性。增稳控制律通过引入迎角、法向过载与俯仰角速率反馈改善飞机的纵向动态特性,引入侧滑角、侧向过载与偏航角速率反馈改善飞机的横航向动态特性^[9]。

飞机在飞行中最常遇到的大气扰动是离散突风。常用的离散突风模型分为全波长和半波长的离散突风模型。半波长离散突风模型可以用来表征任何方向的突风分量,可较好地描述真实的突风风场及飞机遭遇风场的过程,其在飞行控制系统设计中已得到了广泛的应用^[12]。本文在研究中选用了半波长的离散突风模型,其数学表述如下:

$$V_w = \begin{cases} 0 & x < 0, x > 2d_m \\ \frac{V_{w_m}}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{\pi x}{d_m}\right) \right] & 0 \leq x \leq 2d_m \end{cases} \quad (4)$$

式中: V_w 为突风的最大风速; d_m 为离散突风的最大风速位置。

半波长离散突风模型风速随位移变化的趋势如图2所示。

在建立飞机运动模型与扰动风模型后,需将扰动风模型加入至飞机运动模型中。风扰动主要影响了飞机的空速大小与方向,即等效地改变了飞机的 V 、 α 与 β ,将修正后的 α 与 β 导入气动力与力矩模型中,对飞机运动模型进行数学仿真,即可较为准确地计算飞机对扰动风的响应。

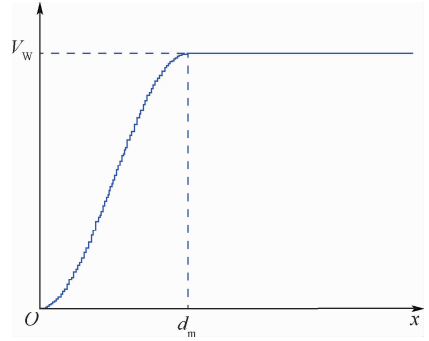


图2 半波长离散突风模型

Fig. 2 Half-wavelength discrete gust model

2.2 风扰响应的模拟原理

在计算得到飞机遭遇风扰的运动响应后,从中选择能够反映风扰响应特性的关键飞行状态参数,并将上述飞行状态参数响应时间历程作为跟踪目标,设计风扰模拟控制器;调整风扰模拟控制器的设计参数,使飞机在舵面激励指令输入下的关键飞行状态参数响应与其受风扰后的响应基本一致。风扰模拟控制器生成的舵面指令即为用以模拟飞机风扰响应的舵面激励指令,其原理如图3所示。

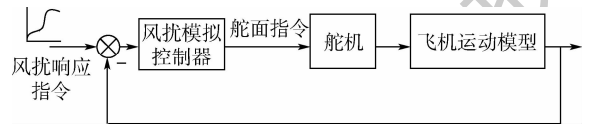


图3 舵面激励指令设计原理

Fig. 3 Design principle of control surface stimulating signals

图3中,输入为风扰响应指令,即由飞机受到风扰后的运动响应中提取的“关键飞行状态参数”运动响应。将风扰响应指令与飞机的实际响应求差,输入至风扰模拟控制器解算出舵面指令;将舵面指令输入至闭环飞机系统,即可消除飞机实际响应与风扰响应指令之间的误差,实现风扰响应的模拟。

需要说明的是,若飞机采用了指令控制增稳飞行控制系统,则飞行控制系统的控制指令输入会影响风扰模拟控制器的控制效果。而对于采用低增益增稳控制系统的飞机,飞机本体与增稳控制系统可视为具有常规飞机响应特性的闭环系统,闭环飞机在风扰模拟控制器的作用下可获得期望的响应特性。因此,本文方法仅适用于研究飞机本体与低增益增稳控制系统所构成的闭环系统或无增稳控制系统飞机的风扰响应特性,而不适用于研究采用了指令控制增稳飞行控制系统的闭环飞机的风扰响应特性。

2.3 风扰模拟控制器设计

飞机受扰后的飞行状态参数均将发生变化,

而其操纵面的个数是有限的,即无法通过单组指令同时跟踪飞机所有的飞行状态参数。因此,本文提出了一种方法,将操纵面激励指令按所模拟的飞行状态参数分为纵向与横航向激励指令,并通过多次单独地施加各轴舵面激励指令以模拟飞机受扰后各轴不同飞行状态参数的运动响应。

2.3.1 纵向激励指令

飞机受扰后的 V 与 α 响应反映了其幅值特性, α 和 q 响应反映了其纵向稳定特性。因此,选取 V 、 α 和 q 作为设计舵面激励指令时需要跟踪的纵向关键飞行状态参数。

纵向激励指令控制器的目的是使飞机能够同时模拟受扰后的 α 、 q 与 V 响应。根据飞行力学原理,在其他操纵面保持不变、单独操纵升降舵的情况下,飞机的 α 和 q 应呈同向变化。即 α 增大, q 增大,或 α 减小, q 也减小。而飞机在受到风扰后, α 与 q 在受扰初期呈反向变化。显然,若仅单独使用升降舵无法使飞机同时跟踪 α 与 q 两个变量。为了实现对飞机受扰后 α 和 q 响应的同时跟踪,本文提出了一种新的控制策略,即升降舵与副翼的组合控制。先通过 2 块副翼同向偏转提供附加升力控制 α ,再通过升降舵偏转改变俯仰力矩以控制 q ,同时调节油门大小以控制飞机的飞行速度。

纵向激励指令的设计原理如图 4 所示。图中: α_c 、 q_c 和 V_c 分别为飞机受风扰后的迎角、俯仰角速率和速度响应; $K_{p\alpha}$ 、 $K_{i\alpha}$ 和 $K_{d\alpha}$ 为迎角控制器的 PID 控制参数; K_{pq} 、 K_{iq} 和 K_{dq} 为俯仰角速率控制器的 PID 控制参数; K_{pv} 、 K_{iv} 和 K_{dv} 为速度控制器

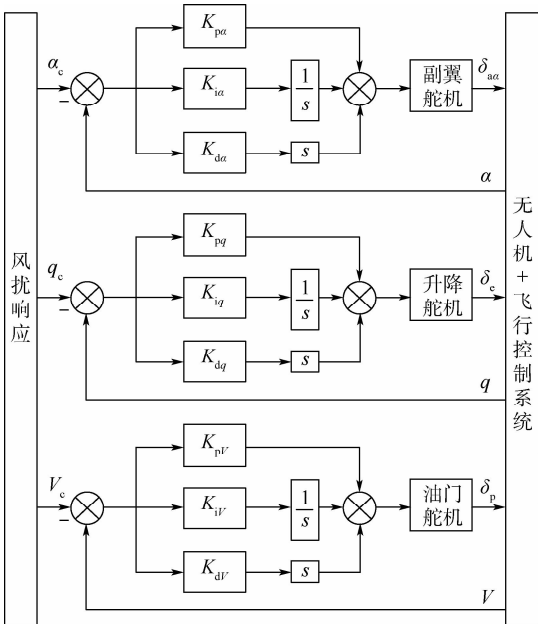


图 4 纵向激励指令设计原理

Fig. 4 Design principle of longitudinal stimulating signals

的 PID 控制参数; $\delta_{a\alpha}$ 、 δ_e 和 δ_p 分别为副翼、升降舵和油门指令,也即用以模拟飞机受扰后纵向飞行状态参数响应的纵向激励指令。

2.3.2 横航向激励指令

飞机受扰后的 ϕ 与 β 响应反映了其幅值特性, β 与 r 响应反映了其横航向稳定特性。因此,选取 ϕ 、 β 和 r 作为设计横航向激励指令时需要跟踪的横航向关键飞行状态参数。

从控制理论上来说,跟踪 3 个控制变量总共需要 3 个操纵面来实现,即无法通过方向舵与副翼同时控制 ϕ 、 β 和 r 。因此,本文将横航向激励指令所需跟踪的飞行状态参数分解为横向与航向 2 组,并分别针对各组飞行状态参数设计激励指令。

横向激励指令控制器的目的是模拟飞机受扰后的 ϕ 响应,由于模拟的运动参数响应只有一个,直接操纵副翼控制滚转角即可实现 ϕ 响应的模拟。

横向激励指令的设计原理如图 5 所示。图中: ϕ_c 为飞机受风扰后的滚转角响应; $K_{p\phi}$ 、 $K_{i\phi}$ 和 $K_{d\phi}$ 为滚转角控制器的 PID 控制参数; $\delta_{a\phi}$ 为副翼指令,即用以模拟飞机受扰后滚转角响应的横向激励指令。

航向激励指令控制器的目的是同时模拟飞机受扰后的 β 与 r 响应。根据飞行力学原理,当其他操纵面保持不变,在仅操纵方向舵的情况下,飞机的 β 和 r 应呈反向变化。由飞机的运动稳定特性知,在遭遇风扰后, β 和 r 呈同向变化。若仅单独使用方向舵或副翼均无法实现同时对 β 和 r 进行控制。因此,本文提出采用方向舵与副翼组合控制的航向激励指令控制器设计方法。即先通过副翼控制飞机滚转以获得期望的 β ,再通过方向舵偏转改变偏航力矩以控制飞机的 r 。

航向激励指令的设计原理如图 6 所示。图中: β_c 和 r_c 分别为飞机受风扰后的侧滑角和偏航角速率响应; $K_{p\beta}$ 、 $K_{i\beta}$ 和 $K_{d\beta}$ 为侧滑角控制器的 PID 控制参数; K_{pr} 、 K_{ir} 和 K_{dr} 为偏航角速率控制器的 PID 控制参数; $\delta_{a\beta}$ 和 δ_r 分别为副翼指令和方向舵指令,也即用以模拟飞机受扰后航向飞行状态参数响应的航向激励指令。

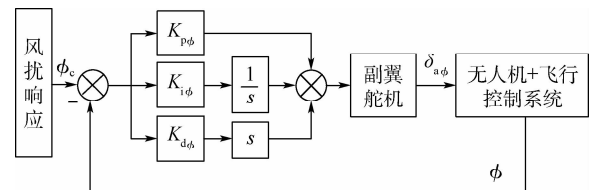


图 5 横向激励指令设计原理

Fig. 5 Design principle of lateral stimulating signals

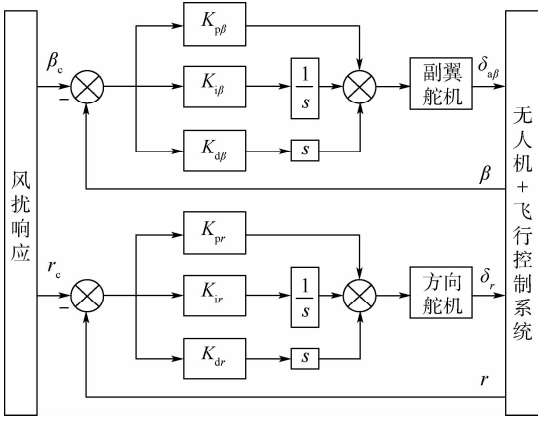


图 6 航向激励指令设计原理

Fig. 6 Design principle of directional stimulating signals

2.4 控制器参数整定

常用的 PID 参数整定方法包括 ZN 经验公式法、特征面积法和最优整定法等。其中,ZN 经验公式法与特征面积法较适用于一阶惯性环节的参数整定,而最优整定法则不受被控对象的阶次限制。由于本文的被控对象为高阶系统,可选择最优整定法求解 PID 参数^[13]。

最优整定法的原理为:基于所期望的控制效果选择适当的目标函数作为优化指标,利用优化算法对 PID 控制器的 3 个参数进行寻优。ITAE 函数是目前综合描述系统动态特性比较有效的目标函数,其为时间 t 与绝对误差 $e(t)$ 乘积的积分^[13],数学表述为: $Q = \int_0^t |e(t)| dt$ 。该准则物理含义明确,采用该函数所设计的 PID 控制器参数能使被控对象具有稳定性好、超调量小、响应快等优点。确定目标函数后,采用最小二乘法对 PID 参数进行寻优,使得 ITAE 函数取值最小,最终所得到的结果即为 PID 控制器的优化整定参数。

本文的风扰模拟控制器属于多输入多输出系统,需分别针对各控制回路进行参数优化整定。其中,纵向整定包括迎角、俯仰角速率与飞行速度回路的 9 个参数。横航向整定包括滚转角回路的 3 个参数、侧滑角与偏航角速率回路的 6 个参数。

在针对某一控制回路进行参数优化整定时,可将该控制回路的输入指令取为飞机的风扰运动响应,并将其他控制回路的输入信号取为配平值。现以迎角控制回路的参数最优整定法为例进行说明。

迎角控制回路的参数整定具体方法为:将飞机受风扰后的迎角响应作为迎角指令,俯仰角速率指令设置为 0,飞行速度指令设置为配平速度。其相应的 ITAE 函数为

$$J = \int_0^t [a_1 |e_\alpha(t)| + a_2 |e_q(t)| + a_3 |e_v(t)|] dt \quad (5)$$

式中: $e_\alpha(t)$ 、 $e_q(t)$ 和 $e_v(t)$ 分别为迎角、俯仰角速率和飞行速度的误差; a_1 、 a_2 和 a_3 分别为迎角、俯仰角速率与飞行速度误差的加权系数。

由于迎角控制器参数主要影响了迎角的控制效果,而对俯仰角速率与飞行速度的控制误差所造成的影响较小。为了在参数优化整定过程中考虑迎角控制回路对俯仰角速率和飞行速度的影响,需加大式(5)中俯仰角速率和飞行速度的误差权重。文献[14]建议可取 $a_1 = 1$ 、 $a_2 = 10$ 、 $a_3 = 10$ 。采用最小二乘法对 PID 参数进行寻优使得式(5)函数取得最小值,即可得到 $K_{p\alpha}$ 、 $K_{i\alpha}$ 和 $K_{d\alpha}$ 的参数整定结果。控制参数的初值可通过经验试凑法得到。

完成各控制回路的参数整定后,使飞机关键飞行状态参数的运动响应与其受风扰后的运动响应保持一致。此时,由 PID 控制器解算输出的舵面偏转量即为用以模拟飞机受风扰后运动响应的激励指令。

3 算例与结果分析

3.1 算例

选取某型常规布局的飞机作为研究算例,由于涉及到具体型号,本文未提供其详细的几何数据与气动数据。

飞机具有 3 组典型舵面,包括升降舵、副翼与方向舵,其最大偏转幅值分别为 $\pm 27^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 和 $\pm 25^\circ$,最大偏转速率分别为 $55^\circ/s$ 、 $60^\circ/s$ 和 $50^\circ/s$ 。3 组舵面的动力学特性均可用一阶惯性环节描述,如图 7 所示。图中: δ_{cmd} 为舵面的偏角指令, δ 为舵面的实际偏角。

飞机的纵向增稳控制律如图 8 所示,横航向增稳控制律如图 9 所示。

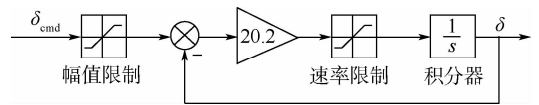


图 7 舵面动力学模型

Fig. 7 Dynamic model of control surface

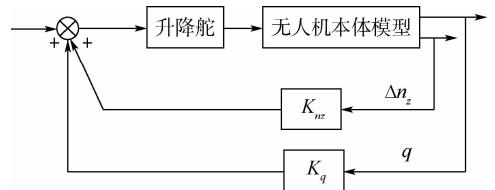


图 8 纵向增稳控制律

Fig. 8 Longitudinal stability augmentation control law

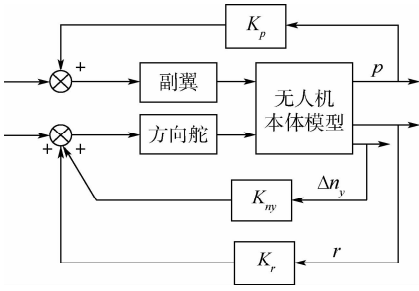


图9 横航向增稳控制律

Fig.9 Lateral stability augmentation control law

由于迎角与侧滑角测量常存在误差^[15],纵向增稳控制律以法向过载 n_z 和俯仰角速率 q 作为反馈变量改善飞机的短周期频率及阻尼特性;横航向增稳控制律引入滚转角速率 p 反馈用于改善滚转阻尼,并以侧向过载 n_y 和偏航角速率 r 为反馈变量改善飞机的荷兰滚频率与阻尼特性。

为表述方便,对仿真所用不同的离散突风数据进行了编号。风况1~风况3为垂直突风,最大风速分别为5、10、15 m/s,最大风速位置均为100 m,风速方向为垂直向下。风况4~风况6为侧风,最大风速分别为5、10、15 m/s,最大风速位置均为100 m,风速方向为水平向右。

3.2 垂直突风响应特性与激励指令设计

飞机初始以78 m/s的速度在500 m高度定直平飞。配平迎角为 3.1° ,升降舵偏度为 1.7° ,配平油门为0.11。选取最大风速为5、10、15 m/s的1-cosine型半波长离散突风模型来计算并分析飞机对垂直突风的响应特性。

图10为不同最大风速的垂直突风下飞机的运动响应。可知,飞机在2 s处遭遇垂直向下的突

风,来流速度具有向下的分量, α 减小, q 增大。当 $t=3$ s时,风速达到最大值,来流方向稳定, q 减小, α 增大。当 $t=4$ s时,飞机进入长周期运动。对比不同风况下的飞机响应可知,随着风速的增大, α 与 q 的响应幅值相应增大,而其收敛特性均保持一致。在风况3下,飞机的 α 变化幅值最大,其最小值达到了 0.5° ,未超出安全迎角范围。此时,飞机的最小速度为70 m/s,大于其允许的最小飞行速度。

以风况1与风况3为例,基于本文所建立的激励指令设计方法,以副翼、升降舵和油门作为组合操纵面,采用最优整定法整定了PID控制参数,设计了模拟飞机受垂直离散突风后响应的激励指令。各飞行控制参数为: $K_{p\alpha} = 1.22, K_{i\alpha} = 3.12, K_{d\alpha} = 0.01, K_{pq} = 1.49, K_{iq} = 9.13, K_{dq} = 0.06, K_{pv} = 5.23, K_{iv} = 1.43, K_{dv} = 0.13$ 。

由PID控制器解算出的舵面激励指令如图11所示。在舵面激励指令的作用下,飞机的关键飞行状态参数响应与飞机受扰后风扰响应的对比结果如图12所示。

由图11、图12可知,对于风况1,在副翼、升降舵与油门的组合指令作用下,飞机的迎角、俯仰角速率与飞行速度的响应与其在受到垂直离散突风后的响应基本一致。对于风况3,由于副翼同向偏转所产生的升力有限,模拟迎角变化所需的升力超过了副翼所能提供的最大升力,副翼在2~4 s时达到饱和,导致飞机的迎角响应无法较好地跟踪风扰响应。因此,舵面激励指令所能模拟的垂直阵风大小是有限的,可模拟的最大风速与副翼的操纵效能有关。

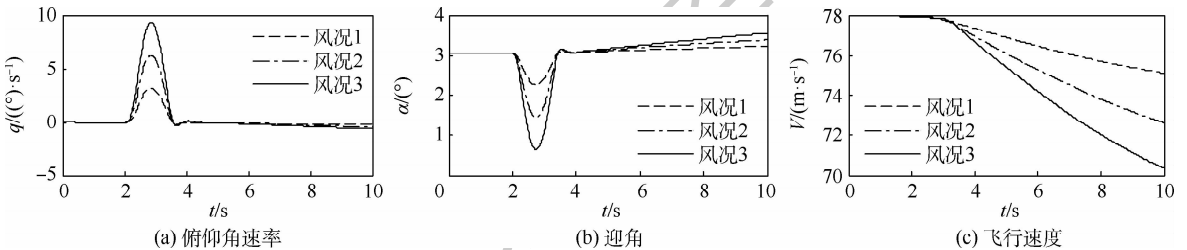


图10 不同垂直突风下的迎角和俯仰角速率响应

Fig.10 Angel of attack and pitch rate response under different vertical gust

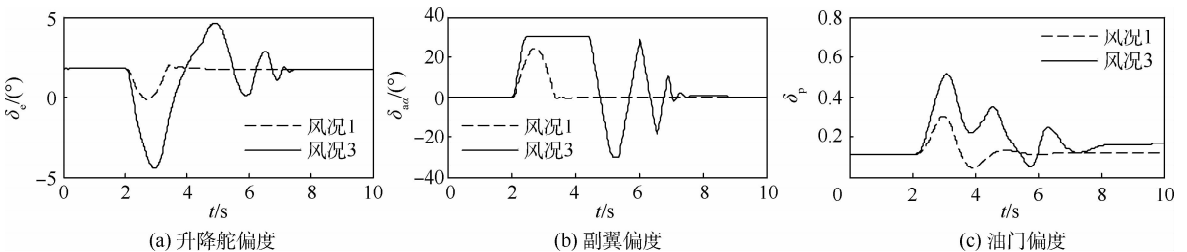


图11 不同垂直突风下的舵面激励指令

Fig.11 Control surface stimulating signals under different vertical gust

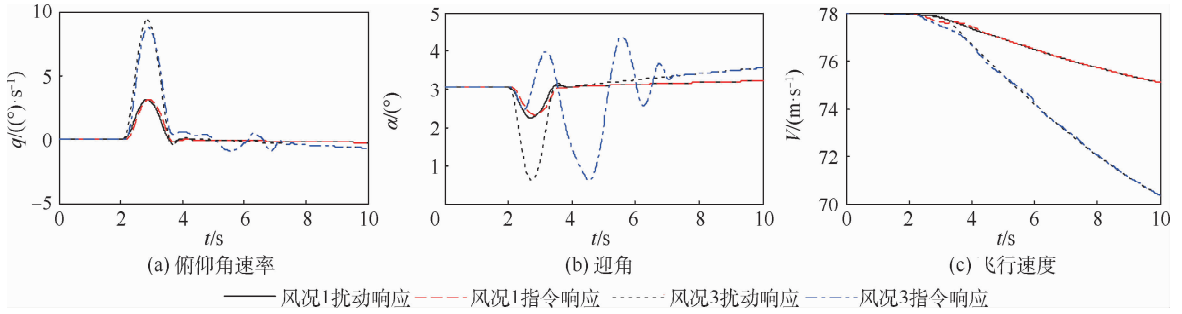


图12 不同垂直突风下舵面激励指令的跟踪结果

Fig. 12 Tracking results of control surface stimulating signals under different vertical gust

3.3 侧风响应特性与激励指令设计

飞机初始以 78 m/s 的速度在 500 m 高度定直平飞。选取最大风速分别为 5、10、15 m/s 的 1-cosine 型半波长离散突风模型来计算并分析飞机对侧风的响应特性。

图 13 为不同强度侧风下飞机的响应曲线。可知,飞机在 $t = 2$ s 处遭遇向右的侧风,来流方向迅速改变,飞机产生负的侧滑角,由于飞机具有航向静稳定性,产生负的偏航角速率,同时负侧滑导致正滚转。 $t = 3$ s 时来流方向稳定,各项参数进入短暂振荡。直至 $t = 10$ s 左右时,各项参数都收敛至稳态值。对比不同强度侧风下各参数的响应可知,随着最大风速的增大,各个参数的振荡幅值相应增大,而其收敛特性均保持一致。在风况 6 下,侧滑角振幅最大,其最大值达到了 -7.1° ,但未超过侧滑角安全幅值。此时,最大滚转角为 2.9° ,小于滚转角安全幅值。

由上文分析可知,在设计横航向激励指令时,需将飞行状态参数分解为横向与航向 2 组,并分别针对各组飞行状态参数设计激励指令。

首先,以风况 4 与风况 6 为例,基于本文所提出的舵面指令设计方法,以滚转角为控制变量,采用副翼作为操纵面,利用最优整定法整定了 PID 控制参数,设计了模拟飞机遭遇侧风后滚转角响应的指令。各飞行控制参数为: $K_{p\phi} = 5.23, K_{i\phi} = 4.12, K_{d\phi} = 0.02$ 。所获得的激励指令及其对滚转角响应的跟踪结果如图 14 所示。可知,对于

风况 4 和风况 6,在副翼指令的操纵作用下,飞机的滚转角响应与其受风扰后的滚转角响应基本一致。

其次,以风况 4、风况 6 为例,基于本文所提出的激励指令设计方法,以侧滑角与偏航角速率为控制变量,通过副翼与方向舵作为组合操纵面,利用最优整定法整定了 PID 控制参数,设计了模拟飞机受侧风扰动后航向参数响应的激励指令。各飞行控制参数为: $K_{p\beta} = 0.41, K_{i\beta} = 0.86, K_{d\beta} = 0.02, K_{p_r} = 1.72, K_{i_r} = 5.13, K_{d_r} = 0.03$ 。

所获得的激励指令及对侧滑角与偏航角速率响应的跟踪结果如图 15 和图 16 所示。可知,对于风况 4,在副翼与方向舵的组合舵面激励指令作用下,飞机的侧滑角与偏航角速率响应与其侧风作用下的响应较为一致。对于风况 6,由于通过操纵副翼控制侧滑角时,侧滑角实际响应与副翼操纵有一定的时间滞后,且受到操纵效能的限制。随着最大风速的增大,所需跟踪的侧滑角幅值增大,控制效果逐渐变差。副翼的激励指令信号在 3~5 s 时达到饱和,飞机无法较好地跟踪受扰后的侧滑角响应。

综上所述,舵面激励指令可使飞机较好地模拟受风扰后飞行状态参数的响应特性,但该方法可模拟的风速大小受到了副翼舵面效能的限制。经多次仿真迭代计算,对于算例飞机,采用舵面激励指令可模拟的最大垂直突风速度为 7.5 m/s,最大侧风速度为 6 m/s。

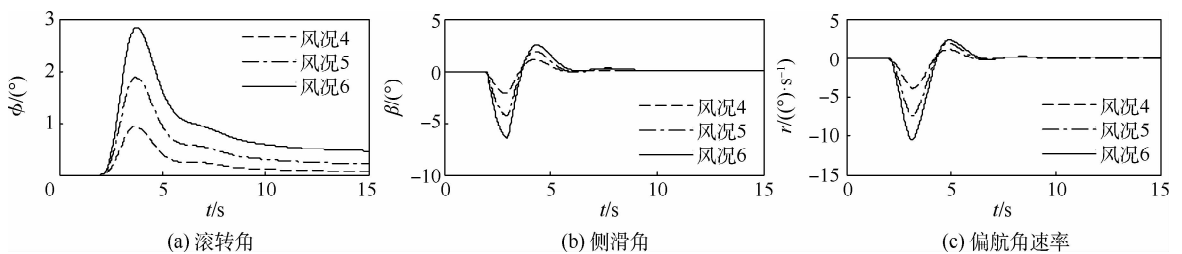


图13 不同侧风下的滚转角和侧滑角响应

Fig. 13 Roll angle and sideslip angle response under different cross wind

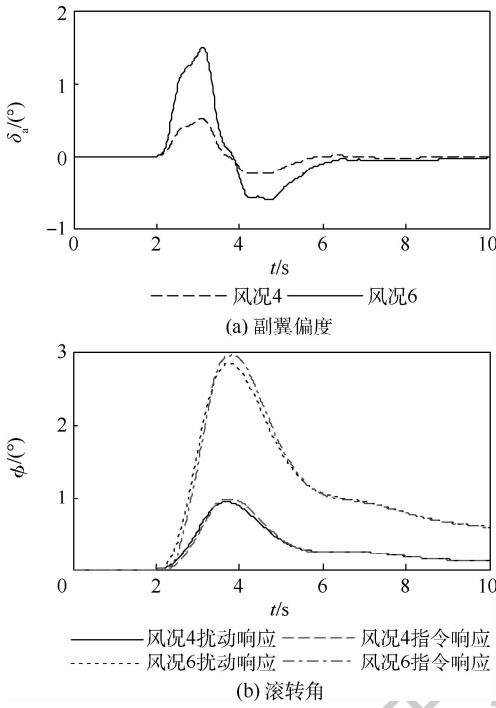


图 14 不同侧风下横向激励指令与滚转角响应的跟踪结果
Fig. 14 Tracking results of lateral stimulating signals and roll angle response under different cross wind

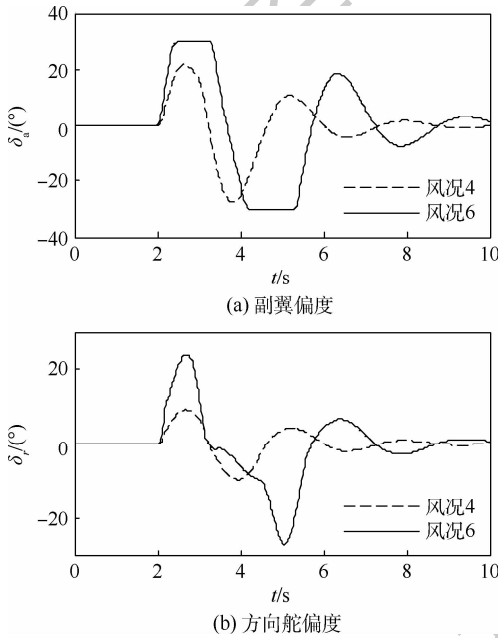


图 15 不同侧风下的航向激励指令
Fig. 15 Directional stimulating signal under different cross wind

3.4 飞机稳定特性评定方法的对比验证

为了考察本文所建立的模拟风扰响应的舵面激励指令设计方法及基于时域峰值法的稳定特性评定方法的正确性与合理性,需对由该方法获得的稳定特性的评定结果进行对比验证。

低阶等效法是目前现有的、较为成熟可靠的一种高阶闭环飞机稳定特性的评定方法,同时也

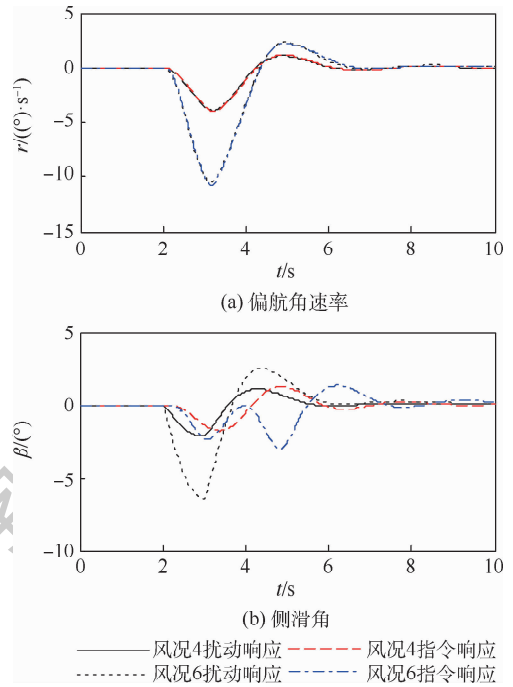


图 16 不同侧风下偏航角速率与侧滑角响应的跟踪结果
Fig. 16 Tracking results of yaw rate and sideslip angle response under different cross wind

是飞行品质规范 MIL-STD-1797A^[16]中推荐的稳定特性评定方法。因此,本文同时采用时域峰值法和低阶等效法来评定飞机的稳定特性,若这2种方法所得到的稳定性评定结果基本一致,则说明本文方法是正确合理的。

采用低阶等效法评定飞机的稳定特性时,需先计算拟配参数使得低阶系统与高阶飞机系统具有相似的频域特性,进而对低阶系统的稳定特性进行评定。其中,待拟配的参数包括^[16]:纵向增益 K_q 、短周期模态的轨迹响应频率 $1/T_{\theta_2}$ 、纵向等效时间延迟 τ_{θ} 、短周期模态的阻尼比 ζ_{sp} 、与振荡频率 ω_{nsp} 、横向增益 K_{ϕ} 、横向等效时间延迟 $\tau_{c\phi}$ 、滚转模态时间常数 T_R 、螺旋模态时间常数 T_S 、航向增益 K_{β} 、航向等效时间延迟 $\tau_{c\beta}$ 、荷兰滚模态的阻尼比 ζ_d 与振荡频率 ω_d 。

由于篇幅限制,以方波指令为例给出算例飞机的低阶等效拟配结果,如表 2 所示。

分别基于舵面激励指令下飞机响应的时域峰值法与低阶等效法计算获得飞机稳定性评定结果,如表 3 和表 4 所示。

由表 3 可知,采用时域峰值法计算所得短周期阻尼比为 0.55,频率为 2.62 rad/s;采用低阶等效法时,3 种常用的激励信号所得到的拟配结果基本一致,短周期阻尼比约为 0.59,短周期频率约为 2.83 rad/s,对比低阶等效法与时域峰值法所得到的短周期模态特性,二者结果非常接近,阻尼

表2 算例飞机低阶等效拟配结果

Table 2 Low-order equivalent matching results of example aircraft

参数	数值
K_q	-0.45
$1/T_{\theta_2}$	2.02
τ_{θ}	0.03
ζ_{sp}	0.59
ω_{nsp}	2.83
K_{ϕ}	-0.62
$\tau_{c\phi}$	0.15
T_R	0.86
T_S	8.5
K_{β}	0.71
$\tau_{c\beta}$	0.11
ζ_d	0.41
ω_d	2.25

表3 算例飞机短周期模态特性

Table 3 Short-period mode characteristics of example aircraft

评定方法	激励信号	短周期阻尼比	短周期频率/ (rad · s ⁻¹)
时域峰值法	升降舵与副翼	0.55	2.62
	组合信号		
低阶等效法	方波	0.59	2.83
	3211	0.59	2.83
	扫频	0.59	2.84

表4 算例飞机荷兰滚模态特性

Table 4 Dutch roll mode characteristics of example aircraft

评定方法	激励信号	荷兰滚阻尼比	荷兰滚频率/ (rad · s ⁻¹)
时域峰值法	方向舵与副翼	0.48	2.12
	组合信号		
低阶等效法	方波	0.41	2.25
	3211	0.45	2.26
	扫频	0.44	2.23

比偏差约为0.04,频率偏差约为0.21 rad/s,频率的最大误差约为8%。

由表4可知,采用时域峰值法计算所得荷兰滚阻尼比为0.48,频率为2.12 rad/s;采用低阶等效法时,3种常用的激励信号所得到的结果较为接近,荷兰滚阻尼比与频率的平均值分别约为0.43 rad/s与2.25 rad/s,对比低阶等效法与时域峰值法所得到的荷兰滚模态特性,阻尼比偏差约为0.05,频率偏差约为0.13 rad/s,频率的最大误差约为7%。

4 结论

本文提出了一种在平静大气下模拟飞机风扰

响应特性的控制指令设计方法;基于时域峰值法建立了飞机稳定特性的评定方法,并采用传统的低阶等效拟配的结果对该评定方法进行了验证。得到以下结论:

1) 在平静大气下,可通过升降舵、副翼与油门的组合舵面激励指令,模拟飞机受垂直突风扰动后的运动响应;通过副翼激励指令,模拟飞机受侧风扰动后的滚转角响应;通过副翼与方向舵组合激励指令,模拟飞机受侧风扰动后的侧滑角与偏航角速率响应。

2) 对于同一算例飞机,基于舵面激励与时域峰值法评定的稳定特性与通过低阶等效法得到的稳定特性评定结果基本一致,最大误差约为8%,验证了本文所建立的模拟风扰响应的舵面激励指令设计方法与时域稳定特性评定方法是合理可行的。

3) 通过舵面激励指令可模拟的风场强度受舵面操纵效能所限制。对于算例飞机,受副翼操纵效能限制,可模拟的最大垂直突风的风速约为7.5 m/s,可模拟的最大侧风的风速约为6 m/s。

参考文献 (References)

[1] FREDERIC M. Gust loads on aircraft: Concepts and applications[M]. Reston: AIAA, 1988.

[2] EICHENBAUM F D, INGRAM C T. A comparison of C-141A flight test measured and theoretical vertical-gust responses[J]. Journal of Aircraft, 1971, 6(6): 532-536.

[3] MCPHERSON R. YC-14 flight test results: AIAA-1977-1259 [R]. Reston: AIAA, 1977.

[4] FREUND D, SIMMONS F, SPIVEY N, et al. Quiet Spike™ prototype flight test results: AIAA-2007-1778 [R]. Reston: AIAA, 2007.

[5] ZYLUK A, SIBILSKI K. The gust resistant MAV—Aerodynamic measurements, performance analysis, and flight tests: AIAA-2015-1684 [R]. Reston: AIAA, 2015.

[6] KUBO D. Gust response evaluation of small UAS via free flight in gust wind tunnel: AIAA-2018-0297 [R]. Reston: AIAA, 2018.

[7] IMAI S, BLASCH E, GALLI A, et al. Airplane flight safety using error-tolerant data stream processing[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2017, 32(4): 4-17.

[8] 李中付, 华宏星, 宋汉文, 等. 用时域峰值法计算频率与阻尼[J]. 振动与冲击, 2001, 20(3): 5-8.
LI Z F, HUA H X, SONG H W, et al. Identification of frequencies and damping ratios with time-domain peak values [J]. Journal of Vibration and Shock, 2001, 20(3): 5-8 (in Chinese).

[9] STEVENS B L, LEWIS F L. Aircraft control and simulation [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2004.

[10] VO H, SESHAGIRI S. Robust control of F-16 lateral dynamics [J]. International Journal of Aerospace and Mechanical Engi-

- neering, 2008, 2(2):80-85.
- [11] ISO. Standard atmosphere: ISO 2533-1975 [S]. Switzerland: ISO, 1975.
- [12] PHILIPP B, REIK T, SEBASTIAN T. Frequency domain gust response simulation using computational fluid dynamics [J]. AIAA Journal, 2017, 55(7):2174-2185.
- [13] 朱红萍, 罗隆福. 基于 ITAE 指标的 PID 控制器参数优化设计 [J]. 电气自动化, 2009, 31(6):37-39.
ZHU H P, LUO L F. Optimization design of PID controller parameters based on ITAE index [J]. Intelligent Control Techniques, 2009, 31(6):37-39 (in Chinese).
- [14] YIN X M, WANG Y J, LIU L, et al. Particle swarm optimization for the hypersonic vehicle robust control system design: AIAA-2017-2229 [R]. Reston: AIAA, 2017.
- [15] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005:92-93.
- FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005:92-93 (in Chinese).
- [16] U. S. Department of Defense. Flying quality of piloted air planes: MIL-STD-1797A [S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 1990.

作者简介:

徐王强 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞机设计、飞行安全。

王立新 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机设计、飞行动力学与控制、飞行安全等。

乐挺 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 飞行动力学与飞行控制。

Simulation and evaluation method of aircraft response characteristics under wind disturbance

XU Wangqiang^{1,2}, WANG Lixin¹, YUE Ting^{1,*}, ZHANG Zhe³

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

2. Aircraft Design Institute, AVIC Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China;

3. Test Pilot Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Aimed at economic and safety problems of investigating response characteristics of aircraft under wind disturbance by flight test, this paper presents a method of stimulating aircraft by designing input command of control surface in a calm atmosphere, to make it simulate motion response under wind disturbance and then complete the evaluation of aircraft characteristics under wind disturbance. Taking a certain aircraft as an example, stimulation command signals were designed based on PID control method. Response characteristics of aircraft that encountered vertical gust and cross wind were simulated, and the stability of aircraft was evaluated based on time-domain peak value. The stability characteristics, based on response data under wind disturbance, were compared and validated by adoption of low-order equivalent matching method. The results show that the design method of input command of control surface to simulate wind disturbance response and the evaluation method of stability characteristics are correct and reasonable. The research methods and results provide valuable reference for the evaluation of motion characteristics of aircraft by flight test.

Keywords: stimulating signal; response under wind disturbance; stability characteristic; flight test; PID control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0619

THAAD 增程型拦截弹预测制导方法



张荣升, 陈万春*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 根据公开资料对 THAAD 增程型拦截弹建模, 针对大射程的特点规划了高抛弹道, 生成标准弹道族。提出了迭代预测命中点法, 利用解析方法计算剩余飞行时间, 基于多项式拟合法寻找标准弹道, 确定预测命中点, 完成预测制导任务。将迭代预测命中点法与迭代飞行时间法进行对比, 迭代预测命中点法初值选取容易, 程序运行时间减少 20%, 制导过程中无需调用标准弹道文件, 节省了计算机存储空间。通过改变射程、航路捷径对预测制导方法进行仿真验证, 结果表明, 拦截弹拦截射程可覆盖到 600 km, 并且能完成存在航路捷径时的拦截任务, 平均脱靶量在 200 m 以内, 应对气动不确定性的效果良好。

关键词: THAAD 增程型拦截弹; 预测制导; 标准弹道族; 预测命中点; 剩余飞行时间

中图分类号: V448.232; TJ765.3

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2021)04-0863-12

为应对高超声速导弹的威胁, 美国洛·马公司很早就开始了对 THAAD 系统的改进方案的研究——THAAD 增程型 (THAAD-ER)。THAAD 增程型助推器由一级变为两级, 极大地提高了助推时间和关机速度。2018 年 7 月 19 日, 洛·马公司又签下价值 1.64 亿美元的合同, 负责升级在韩国部署的 THAAD 系统。升级后的 THAAD 系统射程可能增加至 3 倍, 拦截区域增加至 9~12 倍, 即使初始拦截失败, 也可以有足够时间继续进行拦截, 提高成功率。

自德国 V-2 导弹研制成功以来, 对导弹的拦截一直是各国重视的难题, 各类制导律也应运而生。比例导引法是使用最为广泛的导引方法之一, 诸多研究人员也以比例导引法为基础进行了大量研究。Zarchan^[1] 对比例导引法的推导过程和线化形式进行了详细分析。Kumar 等^[2] 对比例导引法进行了改进, 考虑拦截弹在助推段速度急剧上升, 在滑翔段速度也有较大变化, 用线化模型

求解零控脱靶量和剩余飞行时间会产生很大误差, 因此在求解时选用非线性模型, 再通过数值积分进行计算, 同时通过最优控制的方法推导出比例导引法的增益随时间变化的函数, 将比例导引法中恒定的增益改为可变的增益, 并根据拦截弹飞行阶段的不同给出不同的表达式, 有效提高了比例导引法的性能。李轶等^[3-4] 使用线化的比例导引法, 对顺轨拦截和逆轨拦截 2 种模式分别给出了剩余飞行时间的估计方法。Dhananjay^[5] 和 Ghosh^[6] 等在假设导弹使用比例导引法飞行的情况下, 给出了剩余飞行时间的估计方法。

由于 THAAD 增程型拦截弹本身结构和特点的限制, 在进入末制导之前导弹有较长时间无控滑翔段, 中制导完全依赖于助推段, 传统制导律如比例导引法需要在拦截过程的全程进行控制以应对目标的机动, 无法满足拦截的需求, 预测制导方法则因能够很好解决这一问题而得到广泛应用。Grubin 等^[7] 在 1964 年提出了跟踪设计好的弹道

收稿日期: 2018-10-29; 录用日期: 2019-01-11; 网络出版时间: 2019-02-21 15:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190221.0855.001.html

* 通信作者。E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

引用格式: 张荣升, 陈万春. THAAD 增程型拦截弹预测制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 863-874.

ZHANG R S, CHEN W C. Predictive guidance method of THAAD-ER interceptor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 863-874 (in Chinese).

算法,制导方式利用存储好位置、速度的文件及剩余飞行时间对火箭进行控制,使火箭在主动段结束时到达入轨点和入轨速度,涉及了预测制导的基本思想。Salama 等^[8]提出了预测制导的概念,要求导弹的速度向量时刻指向预测命中点,比较了预测制导与纯追踪法的拦截弹道和需要过载,突出了预测制导的优势。张华伟等^[9]通过选取拦截高度,解出目标由飞行至拦截高度所需时间及位置坐标,并计算出拦截弹飞行至拦截点所需时间,不断迭代解算出预测命中点。Zhang 等^[10]用迭代飞行时间的方法计算预测命中点,但估计拦截弹的剩余飞行时间时仅简单地利用弹目斜距除以接近速度。Zhao 等^[11]用较为简单的模型进行计算预测命中点,假设拦截弹运动至预测命中点的弹道接近直线。Hahn 等^[12]在高空对拦截弹的运动方程进行线性化,得到拦截弹弹道的解析式,进而求解拦截时间及脱靶量,并施加控制消除脱靶量。Dwivedi 等^[13]研究目标的广义状态估计和模型预测制导,制导律以对零控脱靶量的预测为基础,同时对零控脱靶量和剩余飞行时间进行预测,使结果更加精确,但需要进行数值积分运算。Song^[14]和 Zhang^[15]等利用神经网络方法训练得到制导指令,拦截弹弹道接近最优弹道,取得较好的拦截效果,但若要做到在拦截弹射程内进行全范围拦截,则需要进行大量的神经网络训练工作。陈万春^[16]和尤刘球^[17]在标准弹道中插值求得剩余飞行时间,解算预测命中点完成拦截任务。

文献[10-12]在计算预测命中点时使用的弹目相对运动模型非常简单,在线化后很容易得出剩余飞行时间和预测命中点。但当考虑的模型较为复杂(如飞行距离较长)时,拦截弹弹道不再近似为直线或者拦截弹速度变化较大则会产生很大的误差。文献[13]在计算剩余飞行时间和预测命中点时较为准确,但需要进行大量的数值积分运算,会对弹载计算机造成沉重的负担,并且当建立的拦截弹模型更贴近实际、更为复杂时,会增大误差。文献[14-15]使用训练神经网络的方法获得剩余飞行时间及指导指令,但一次的训练结果仅能满足一个小范围内的拦截任务,若想完成在拦截弹射程内的全范围拦截,需要进行大量的训练工作,难于实现。文献[16-17]在计算预测命中点时也基于拦截弹弹道近似直线的假设,当拦截射程较远时,该方法无法使用,并且需在弹上装载大量的标准弹道文件,对弹上存储空间的要求较高。

因此,需要一种既能适应复杂的拦截弹模型又能完成远距离拦截任务的预测制导方法。本文

基于标准弹道族的思想,提出了一种通过解析方法计算剩余飞行时间进而求解预测命中点的方法,避免了迭代过程,计算准确,运算效率高。

1 拦截弹建模

根据网上公开数据进行测绘反设计,绘制如图1所示的拦截弹外形图。拦截弹总长6.2 m,一级助推器直径0.53 m,二级助推器直径0.37 m。

拦截弹发射质量为1 100 kg,发射采用70°俯仰角倾斜发射。弹体由两级固体助推器和动能拦截器(KKV)组成,一二级助推器均可进行推力矢量控制,助推器参数如表1所示,末制导阶段释放KKV完成动能拦截,KKV的导引头安装在侧面,可通过直接力控制KKV的姿态完成制导^[18]。本文研究拦截弹中制导阶段。

在地面坐标系下对拦截弹建立动力学和运动学模型,其原点一般位于制导雷达所在位置, x 轴位于水平面内并指向正北方向, y 轴垂直地面指向天空方向, z 轴按右手法则决定。

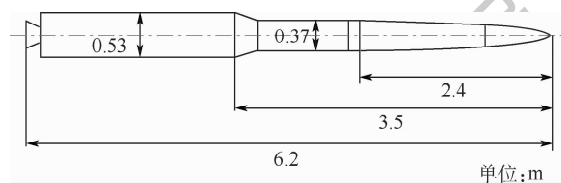


图1 拦截弹主要尺寸

Fig. 1 Main dimensions of interceptor

表1 助推器参数

Table 1 Parameters of boosters

级数	质量/kg	推力/kN	燃烧时间/s
1	860	80	30
2	170	30	8

2 基于标准弹道的预测制导方法

本文主要研究拦截弹的预测制导问题,不对目标的弹道预报进行分析,目标预报弹道视为已知。如图2所示,拦截任务的实质是使拦截弹与目标同时到达同一点。本文的预测制导方法核心在于:先求解剩余飞行时间 t_{go} ,求得 t_{go} 后目标到达的点即预测命中点,之后求得预测命中点所在标准弹道并控制拦截弹按照标准弹道飞行,完成拦截任务。标准弹道是在给定固定制导指令后,在线下通过数值积分得到的拦截弹弹道,因此无论拦截弹模型多么复杂,只要在拦截仿真时给拦截弹以同样的指令就可以使拦截弹弹道与标准弹道相同。使用标准弹道的预测制导流程如图3所示^[19-21]。

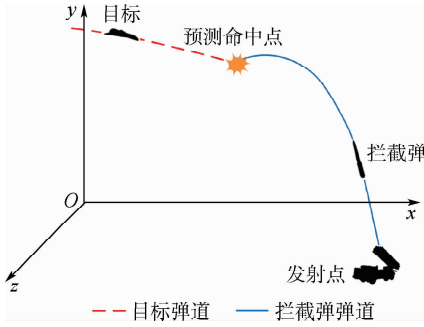


图2 拦截弹对抗目标示意图

Fig. 2 Schematic diagram of interceptor against target

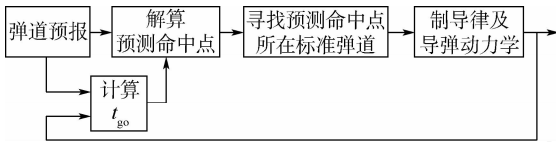


图3 预测制导流程^[19-21]

Fig. 3 Predictive guidance flowchart^[19-21]

已知目标弹道后,通过在目标弹道上利用时间插值可得到预测命中点,因此只有准确计算出拦截弹飞行时间,才能得到准确的预测命中点。本文以标准弹道为基础,通过迭代飞行时间法^[16]和迭代预测命中点法2种方法分别求解预测命中点,并对2种方法进行对比。

标准弹道是本文的核心工具,下面首先介绍标准弹道。

2.1 标准弹道的生成

考虑二维平面内一二级连续助推的情况。拦截弹的动力学和运动学方程可写为^[22]

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha - G \cos \theta \quad (2)$$

$$J \frac{d\omega}{dt} = M \quad (3)$$

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (4)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \quad (5)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta \quad (6)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega \quad (7)$$

式中: m 为质量; V 为速度; P 为推力; α 为攻角; X 为在空气中受到的阻力; G 为重力; θ 为弹道倾角; J 为转动惯量; ω 为弹体转动角速度; M 为所受力矩; ϑ 为俯仰角; x 和 y 分别为地面坐标系下的纵程和高度。

主动段结束后,拦截弹处于无控飞行状态,其状态与飞行时间一一对应,被动段的初始状态是

决定弹道的唯一因素,本文将这样一条弹道定义为标准弹道,拦截弹位置与发射点之间的连线定义为拦截弹飞行的斜距,用 R 表示。

2.2 标准弹道族

为使标准弹道能覆盖拦截范围内的空间点,需要生成一簇标准弹道,称这样一簇标准弹道为标准弹道族。在生成标准弹道时,助推器连续助推,不考虑一二级级间点火间隔。

如图4所示,所有从 $(0,0)$ 出发的均为标准弹道,本文中标准弹道进行编号,标准弹道的编号为被动段初始弹道倾角的100倍,用 N_θ 表示。图4中标准弹道间隔100号,在实际计算中,数据库中相邻标准弹道的间隔为1号即 0.01° 。与标准弹道相交的为等时间线,等时间线从40s开始,每相邻2条时间线时间间隔为20s,直至220s结束。得到标准弹道族和等时间线后,当确定预定的拦截位置时,可以在图中通过测绘手段找到拦截弹所需跟踪的标准弹道及飞行时间。但在实际拦截任务中,需要在很短时间内完成这一工作,人工测绘显然不可行,需要寻求标准弹道族和飞行时间的数学规律,进而形成算法编程实现。

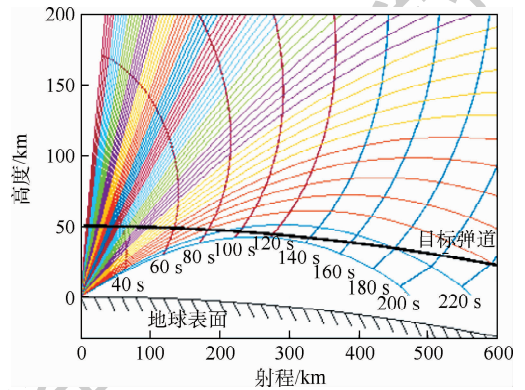


图4 标准弹道族

Fig. 4 A bunch of standard trajectories

2.3 迭代飞行时间法

图5为一个简单拦截场景。图中: AM 为标准弹道, BT 为目标弹道目标从 B 向 T 飞行, A 点为拦截弹发射点。首先考虑拦截弹在初始发射时刻的情况,此时剩余飞行时间 t_{go} 与飞行时间 t_f 相等,计算步骤如下^[16]:

步骤1 设定初始飞行时间 t_f ,任选一条标准弹道 N_θ ,拦截弹按照标准弹道飞行,目标按照已知的预报弹道飞行。

步骤2 如果经过 t_f 后目标到达 P 点,拦截弹到达 M 点,设拦截弹距离发射点的斜距为 $R_M(t_f)$,目标距离拦截弹发射点的斜距为 $R_T(t_f)$,则有以下3种情况:

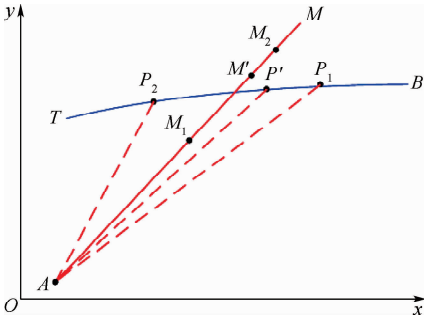


图5 拦截示意图

Fig. 5 Schematic diagram of interception

1) 如果经过 t_f 后目标到达 P' 、拦截弹到达 M' , $R_M(t_f)$ 与 $R_T(t_f)$ 相等, t_f 为所求的飞行时间, P' 点即为预测命中点, 程序结束。

2) 如果经过 t_f 后目标到达 P_1 点、拦截弹到达 M_1 点, $R_M(t_f) < R_T(t_f)$, 表明 t_f 过短, 需增加 t_f , 重复进行步骤 2。

3) 如果经过 t_f 后目标到达 P_2 点、拦截弹到达 M_2 点, $R_M(t_f) > R_T(t_f)$, 表明 t_f 过长, 需减少 t_f , 重复进行步骤 2。

上述是发射时刻的特例, 此时 t_f 与剩余飞行时间 t_{go} 相同, 在拦截弹飞行过程中往往还需继续计算 t_{go} , 在计算 $R_M(t_f)$ 与 $R_T(t_f)$ 时, 只需将起点由发射点 A 改为拦截弹当前位置, 所得即为剩余飞行时间, 之后在目标弹道上插值求得预测命中点。

由于选取的标准弹道为任选的一条标准弹道, 首次计算的预测命中点往往不在标准弹道上, 导弹按照初始选取的标准弹道飞行无法到达预测命中点以完成拦截任务。因此, 需要选取其他适当的标准弹道, 重复上面的运算, 使得到的预测命中点既在目标弹道也在标准弹道上, 这样拦截弹按照标准弹道飞行即能完成拦截任务。

2.4 选取标准弹道

在文献[16]中已经对这一问题提出了较好的解决方法, 但规划的标准弹道近似直线, 预测命中点的解算是基于弹道近似直线的假设, 在拦截距离较近的拦截弹(如 THAAD 拦截弹)上效果很好, 但无法应用于远距离拦截任务中, 在进行远程拦截时需要寻找新的方法。下面用一个简单的例子说明。

THAAD 拦截弹的最大拦截距离 200 km, 弹道近似直线, 如图 6 所示。预测命中点与发射点间连线 AP_1 与水平面的夹角 θ_1 和被动段初始弹道倾角 θ_0 近似相等, 因此, 可通过求解 θ_1 求得粗算的预测命中点所在的标准弹道来进行标准弹道的

迭代。设预测命中点的坐标为 (x_p, y_p) , 拦截弹发射点的坐标为 (x_A, y_A) , 则所求标准弹道的代号 N_θ 可表示为

$$N_\theta = 100 \arctan\left(\frac{y_p - y_A}{x_p - x_A}\right) \quad (8)$$

THAAD 增程型拦截弹拦截距离为 THAAD 拦截弹的 3 倍左右, 最大射程可达 600 km, 若采用文献[16]的标准弹道计算策略, 则会有较大误差。

当拦截点坐标为 (400, 120) km 时, 如图 7 所示, 标准弹道被动段初始弹道倾角为

$$\theta_3 = \arctan((y_{p_2} - y_A)/(x_{p_2} - x_A)) = 14.03^\circ \quad (9)$$

若拦截弹以此弹道倾角为指令, 在射程 100 km 附近时, 拦截弹弹道仍近似直线弹道。随着飞行距离和飞行时间增长, 由于飞行高度低拦截弹速度损失严重, 高度明显下降, 拦截弹无法到达预定拦截位置。

为解决这一问题, 在拦截距离较远时选用高抛弹道。利用高抛弹道后, 就带来了新的问题, 如图 6 所示, AP_2 与地平面的夹角 θ_3 与弹道倾角 θ_2 没有明显关联, 无法通过现有的方法得到标准弹道代号选取新的标准弹道。

在主动段结束后, 拦截弹由于只受空气动力和重力的影响, 弹道近似于抛物线, 若能通过求解预测命中点 P_2 所在的抛物线, 进而就能确定标准弹道。

首先求解标准弹道对应的近似抛物线。抛物线方程可表示为

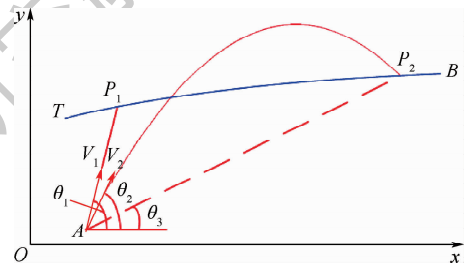


图6 不同射程拦截对比

Fig. 6 Comparison of interception with different ranges

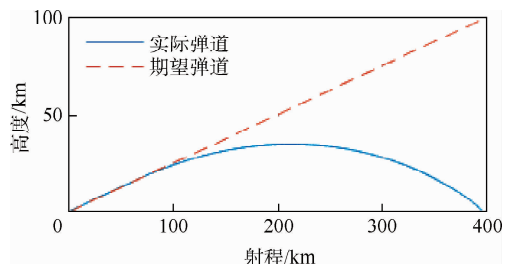


图7 远距离拦截示例

Fig. 7 An example of long-range interception

$$y = ax^2 + bx + c \quad (10)$$

在标准弹道上选取3点,即可求得未知数 a 、 b 、 c 。求解出每条标准弹道对应的 a 、 b 、 c 值,可以得到一组 a 、 b 、 c 数据。将参数 a 、 b 、 c 表示为标准弹道的代号 N_θ 的函数,则抛物线方程就可以表示为

$$y = a(N_\theta)x^2 + b(N_\theta)x + c(N_\theta) \quad (11)$$

如果能求得参数 a 、 b 、 c 与 N_θ 间的函数关系,就可以通过将预测命中点 P 的坐标 (x_p, y_p) 代入式(11)求得对应的 N_θ 。

本文利用多项式拟合法通过最小二乘法原理求解^[23]。设多项式方程为以下形式:

$$f(x) = d_0 + d_1x + d_2x^2 + \dots + d_nx^n \quad (12)$$

由最小二乘法的定义可知,当已知 k 个点数据 (x, y) ,需要确定各系数 d 使得各点的偏差 e 的平方和最小:

$$\sum_{i=1}^k e_i^2 = \sum_{i=1}^k (f(x_i) - y_i)^2 \quad (13)$$

把 k 个点数据代入式(12),可得

$$\begin{cases} d_0 + d_1x_1 + d_2x_1^2 + \dots + d_nx_1^n = y_1 \\ d_0 + d_1x_2 + d_2x_2^2 + \dots + d_nx_2^n = y_2 \\ \vdots \\ d_0 + d_1x_k + d_2x_k^2 + \dots + d_nx_k^n = y_k \end{cases} \quad (14)$$

将式(14)各系数用矩阵表示,令

$$\mathbf{D} = (d_0, d_1, \dots, d_n)^T \quad (15)$$

$$\mathbf{Y} = (y_0, y_1, \dots, y_k)^T \quad (16)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & x_1 & \dots & x_1^n \\ 1 & x_2 & \dots & x_2^n \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_k & \dots & x_k^n \end{bmatrix} \quad (17)$$

则式(14)可表示为 $\mathbf{AD} = \mathbf{Y}$,等式两端左乘 \mathbf{A}^T 可得

$$\mathbf{A}^T\mathbf{AD} = \mathbf{A}^T\mathbf{Y} \quad (18)$$

求解此线性方程组,可得解为 d'_0, d'_1, \dots, d'_n ,拟合多项式为

$$f(x) = d'_0 + d'_1x + d'_2x^2 + \dots + d'_nx^n \quad (19)$$

若使用三阶多项式对 a 、 b 、 c 进行拟合,则拟合结果可表示为

$$\begin{cases} f_a(N_\theta) = d'_{10} + d'_{11}N_\theta + d'_{12}N_\theta^2 + d'_{13}N_\theta^3 \\ f_b(N_\theta) = d'_{20} + d'_{21}N_\theta + d'_{22}N_\theta^2 + d'_{23}N_\theta^3 \\ f_c(N_\theta) = d'_{30} + d'_{31}N_\theta + d'_{32}N_\theta^2 + d'_{33}N_\theta^3 \end{cases} \quad (20)$$

式(11)就可以表示为

$$y = (d'_{10} + d'_{11}N_\theta + d'_{12}N_\theta^2 + d'_{13}N_\theta^3)x^2 + (d'_{20} + d'_{21}N_\theta + d'_{22}N_\theta^2 + d'_{23}N_\theta^3)x + d'_{30} + d'_{31}N_\theta + d'_{32}N_\theta^2 + d'_{33}N_\theta^3 \quad (21)$$

将预测命中点坐标 (x_p, y_p) 代入式(21),可解出 N_θ ,即确定了标准弹道。这样就解决了已知预测命中点后求其所在的标准弹道的问题,再通过迭代飞行时间法即可解出满足精度要求的预测命中点。

由于有空气动力的影响,拦截弹的被动段弹道并不是严格意义上的抛物线,用一条抛物线拟合仅能满足部分区域拟合精度较高,可以根据需求进行分段拟合。本文按拦截弹射程分为 $0 \sim 200$ km、 $200 \sim 400$ km、 $400 \sim 600$ km 三段进行拟合,抛物线近似情况如图8所示,图中的标准弹道为间隔200号绘制,拟合抛物线与标准弹道拟合情况很好。由于标准弹道是在地面坐标系中建立的,由于地表为球面,随着射程的增长, y 坐标与实际高度的偏差逐渐增大,为能更直观地了解高度信息,在图8中还绘制了地球表面。

图9~图11为 a 、 b 、 c 三个系数不同射程下的拟合情况。可知,拟合情况很好。

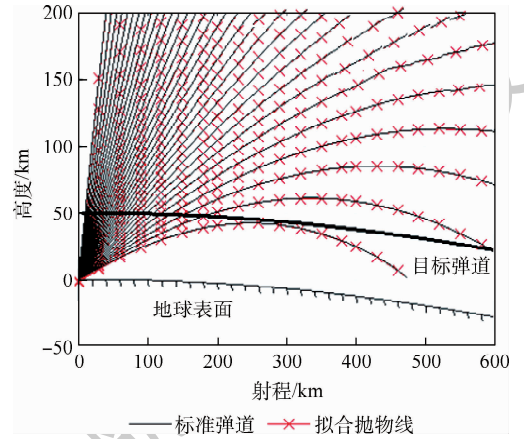


图8 抛物线近似标准弹道情况

Fig. 8 Parabolic approximation of standard trajectory

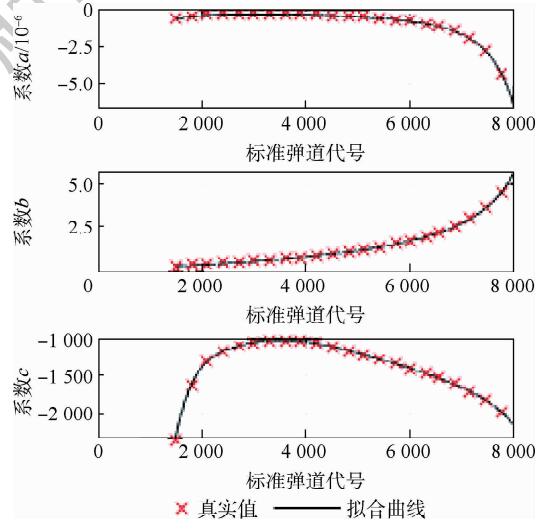
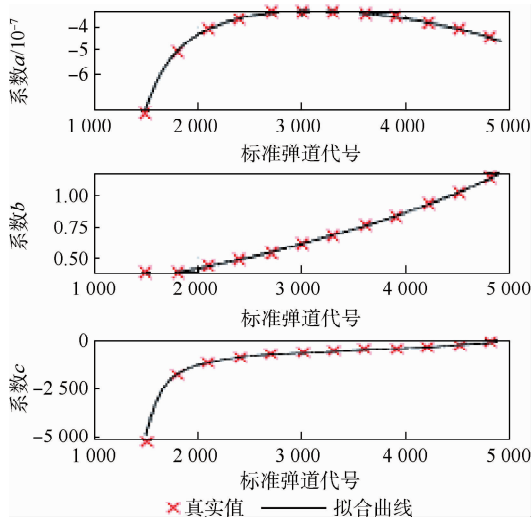
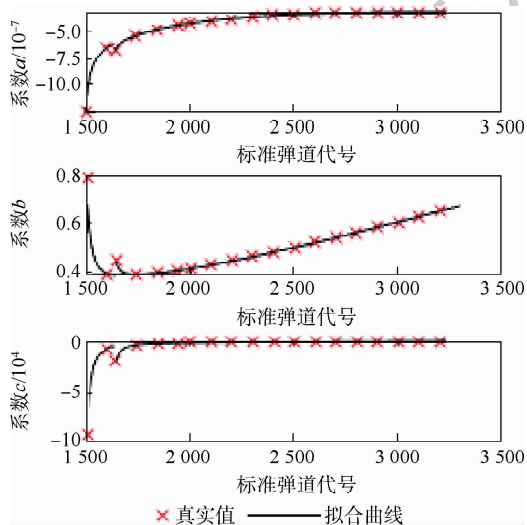


图9 系数 a 、 b 、 c 拟合情况 (射程: $0 \sim 200$ km)

Fig. 9 Fitting of coefficient a , b and c (Range: $0 \sim 200$ km)

图10 系数 a 、 b 、 c 拟合情况(射程:200~400 km)Fig. 10 Fitting of coefficient a , b and c
(Range: 200 - 400 km)图11 系数 a 、 b 、 c 拟合情况(射程:400~600 km)Fig. 11 Fitting of coefficient a , b and c
(Range: 400 - 600 km)

2.5 迭代预测命中点法

2.3 节中已经通过迭代飞行时间法完成了解算预测命中点的问题,但该方法存在的明显问题给使用者带来了难度:①需要使用者通过经验给定标准弹道和剩余飞行时间的初值,算法对初值较为敏感,使用者需要通过长期的经验积累才能选取适当的初值;②需要在弹上装载大量弹道文件,并不断进行迭代插值运算,给弹载计算机造成了很大负担,程序运行时间较长。

拦截过程中,在已知目标预报弹道的情况下,期望拦截位置是一个直观概念,如果根据期望的拦截位置设定初始条件,可以极大降低算法使用的难度。因此,设定期望的拦截位置为初始预测命中点,之后再迭代预测命中点来确定最终的预

测命中点进行预测制导,这时就需要通过其他方法得到飞行时间。下面通过继续挖掘标准弹道数据,用解析方法计算剩余飞行时间,不仅可以使初值设定更容易,还可以减少大量的迭代和插值运算步骤,提高程序效率。

由2.4节可知,已知预测命中点 (x_p, y_p) 后,可以求得该点所在的标准弹道 N_θ ,问题就可以简化为:已知 (x_p, y_p) 和 N_θ ,求解对应的拦截弹飞行时间 t_f ,再减去当前时刻求得剩余飞行时间 t_{go} 。当拦截距离较远时,高抛弹道中拦截弹高度 y 随时间先上升后下降,不是单调函数,而射程 x 随时间单调增加,因此考虑使用多项式拟合法求解射程 x 与飞行时间 t 的函数关系。在 x 方向上,拦截弹在被动段只受空气阻力的作用,且在飞行高度较高时速度损失很小,速度大小、高度及空气密度变化小, x 方向上空气阻力变化较小,因此选用二次多项式拟合 $x-t$ 函数关系。

$$x = a_2 t^2 + b_2 t + c_2 \quad (22)$$

如果再拟合出 a_2 、 b_2 、 c_2 与 N_θ 的函数关系,就能通过 N_θ 和 x 求解飞行时间 t_f 。再次利用多项式拟合法,可拟合出 a_2 、 b_2 、 c_2 与 N_θ 的函数关系:

$$\begin{cases} a_2(N_\theta) = d_{a0} + d_{a1}N_\theta + d_{a2}N_\theta^2 + \dots + d_{ak}N_\theta^k \\ b_2(N_\theta) = d_{b0} + d_{b1}N_\theta + d_{b2}N_\theta^2 + \dots + d_{bm}N_\theta^m \\ c_2(N_\theta) = d_{c0} + d_{c1}N_\theta + d_{c2}N_\theta^2 + \dots + d_{cn}N_\theta^n \end{cases} \quad (23)$$

$x-t$ 函数关系可以表示为

$$x = a_2(N_\theta)t^2 + b_2(N_\theta)t + c_2(N_\theta) \quad (24)$$

解得

$$t_f = \frac{-b_2(N_\theta) \pm \sqrt{b_2(N_\theta)^2 - 4a_2(N_\theta)(c_2(N_\theta) - x_p)}}{2a_2(N_\theta)} \quad (25)$$

在根的取舍上,因为是实际物理问题,一定有且仅有唯一根满足条件。分析式(24),由物理意义可知, $a_2(N_\theta) < 0$ 。从数学关系考虑,随着 t 逐渐增加, x 先上升后下降,因此有2个根满足数学关系。但实际情况中, x 一定为单调上升的,因此仅有较小的一个根为有物理意义的根。

$$t_f = \frac{-b_2(N_\theta) + \sqrt{b_2(N_\theta)^2 - 4a_2(N_\theta)(c_2(N_\theta) - x_p)}}{2a_2(N_\theta)} \quad (26)$$

利用抛物线近似 $x-t$ 情况如图12所示。 k 、 m 、 n 分别取9、5、5,在 $N_\theta = 1600$ 、 $N_\theta = 3000$ 两处进行分段拟合,图13为拟合情况,可知拟合情况很好。

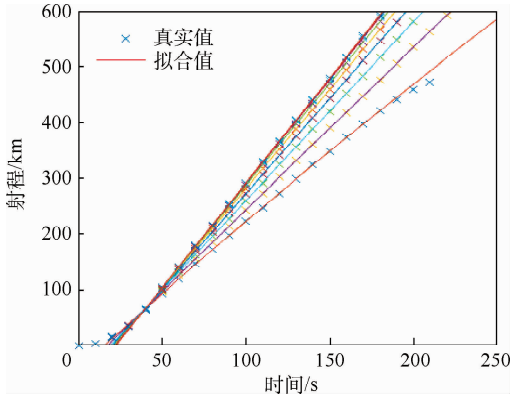


图 12 抛物线近似 $x-t$ 情况

Fig. 12 Parabolic approximation of $x-t$

性能配置为:CPU 为 Intel Core i7-4790、主频 3.60 GHz,运行内存 4.00 GB 的 64 位计算机,以 VC++6.0 软件平台,在相同的模型下运行拦截程序。表 2 为迭代预测命中点法与迭代飞行时间法运行时间对比。由于预测制导方法仅在拦截弹助推段进行,选取拦截弹助推段程序运行时间进行对比。

表 2 中每次仿真均取相同拦截位置利用 2 种

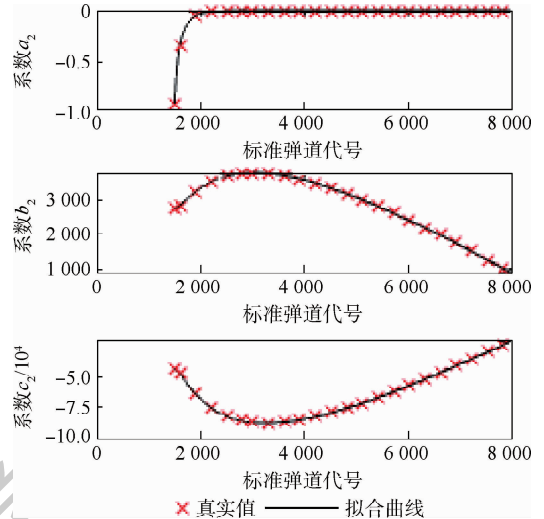


图 13 系数 a_2 、 b_2 、 c_2 拟合情况

Fig. 13 Fitting of coefficient a_2 , b_2 and c_2

不同方法进行拦截仿真。迭代预测命中点法在保证脱靶量的前提下,运行时间减少 20% 左右,能够有效提升程序运行效率,迭代预测命中点法优于迭代飞行时间法。下文的拦截仿真使用迭代预测命中点法进行。

表 2 程序运行时间对比

Table 2 Program run time comparison

仿真次数	设定迭代飞行时间法	设定迭代飞行时间法	设定预测命中点法	设定预测命中点法	运行时间节省	脱靶量减少
	运行时间/s	脱靶量/m	运行时间/s	脱靶量/m	比例/%	比例/%
1	28.72	96.89	23.21	16.21	19.19	83.27
2	29.17	293.83	23.29	83.85	20.16	71.46
3	29.22	79.10	23.39	79.10	19.95	0
4	29.14	296.38	22.90	174.68	21.41	41.06
5	29.32	99.86	22.45	79.49	23.43	20.40
6	29.03	178.72	23.26	199.82	19.88	-11.81
7	28.88	251.91	23.12	311.36	19.94	-23.60

3 拦截仿真结果分析

在 VC++6.0 平台建立六自由度模型,使用迭代预测命中点法进行拦截仿真,地面坐标系的原点选在目标弹道弹下点。拦截弹一二级助推器连续助推,选择迭代预测命中点法在助推段实时计算更新预测命中点,预测命中点更新间隔取 1 s。当拦截弹与目标间距离达到最小时停止仿真,此距离为脱靶量^[24-25]。

3.1 不同射程

拦截弹发射阵地布置在目标弹下点上,在目标弹道上取距离拦截弹发射阵地不同水平距离的点作为初始设定的预测命中点。拦截弹脱靶量随射程增加有逐渐增大的趋势,在射程 600 km 时达到最大 385.45 m,脱靶量多数情况下小于 100 m。

拦截弹终点位置与设定的预测命中点,平均偏差 333 m,最大偏差 1 161 m,相对于射程而言偏差很小,完成在预计拦截点附近进行拦截的要求。拦截仿真结果如表 3 所示。

图 14 为射程分别为 600 km 和 50 km 时的拦截仿真结果,网格代表地球表面。图 15 为纵平面内拦截仿真情况,虚线为目标弹道,实线为不同射程下拦截弹弹道。图 16 为拦截弹速度变化曲线,拦截弹末速度均大于 2 500 m/s,保持较大动能。图 17 为拦截弹在不同位置拦截同一目标时高度随时间变化的曲线,当射程较近时,拦截弹为近似直线弹道,在拦截弹上升段拦截目标,与 THAAD 拦截弹类似,当拦截距离较远时,为高抛弹道,利用拦截弹下降段拦截目标。

表3 不同射程拦截仿真结果

Table 3 Simulation results of interception with different ranges

设定的预测命中点			射程/km	脱靶量/m	终点			拦截点 偏移/m	末速度/ ($m \cdot s^{-1}$)
x 坐标/m	y 坐标/m	z 坐标/m			x 坐标/m	y 坐标/m	z 坐标/m		
-34 862	48 202	-35 956	50.09	15.79	-34 870	48 188	-35 965	19	4 686.31
-69 770	47 692	-71 961	100.02	19.06	-69 626	47 677	-71 812	208	4 066.02
-110 274	46 608	-113 736	158.42	28.24	-110 274	46 636	-113 736	29	3 164.37
-138 417	45 542	-142 763	198.54	36.85	-138 200	45 514	-142 540	312	2 781.90
-173 091	43 878	-178 526	248.31	81.13	-172 846	43 810	-178 273	359	2 587.59
-218 956	41 080	-225 831	314.38	23.63	-218 838	41 112	-225 709	173	2 566.10
-243 346	39 316	-250 987	349.59	63.27	-243 350	39 379	-250 991	63	2 598.21
-277 268	36 542	-285 973	398.33	86.28	-277 275	36 628	-285 981	86	2 660.54
-320 014	32 516	-330 062	460.45	194.60	-320 514	32 270	-330 577	759	2 740.87
-349 067	29 441	-360 027	502.05	199.82	-349 473	29 596	-360 446	604	2 796.76
-386 483	25 077	-398 618	554.99	1.57	-386 325	25 095	-398 455	228	2 838.07
-432 395	19 101	-445 971	620.12	385.45	-431 661	19 588	-445 214	1 161	2 834.60

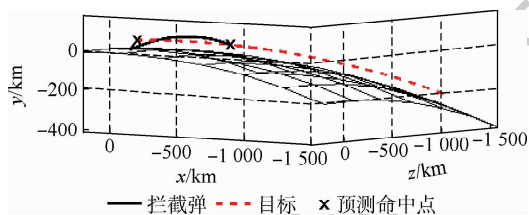


图14 三维拦截仿真图例(射程:50 km及600 km)

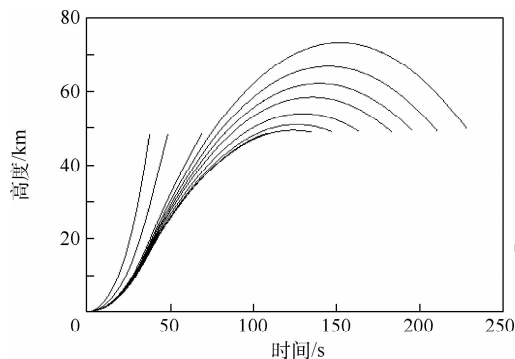
Fig. 14 Examples of 3D interception simulation
(Range: 50 km and 600 km)

图17 拦截弹高度

Fig. 17 Altitude of interceptor

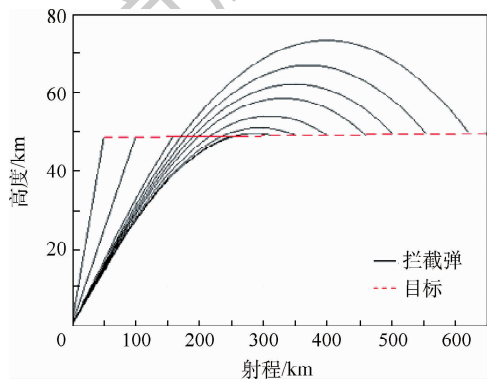


图15 纵平面内拦截情况

Fig. 15 Interception in vertical plane

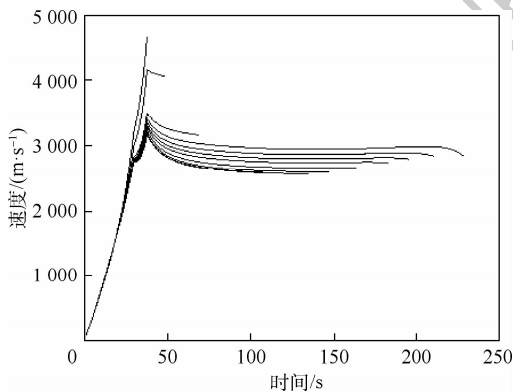


图16 拦截弹速度

Fig. 16 Velocity of interceptor

3.2 不同航路捷径

航路捷径指导弹发射点至空中目标的航向在水平面上投影的垂直距离,是拦截弹拦截能力的一个重要指标。航路捷径对脱靶量的影响对验证制导方法的可行性有着重要意义。

使用与上文相同的地面坐标系,即坐标原点依然为弹下点,设定4个不同的初始预测命中点,改变航路捷径进行仿真分析,点坐标如表4所示,结果如表5所示。脱靶量平均值为145.37 m,存在航路捷径时,预测制导方法依然有效。

图18为拦截仿真的弹下点轨迹,虚线为目标弹下点,实线为拦截弹弹下点。图中:由上至下分

表4 设定的预测命中点坐标

Table 4 Expected predicted impact point coordinate

序号	x/m	y/m	z/m
1	-34 862	48 202	-35 956
2	-69 770	47 692	-71 961
3	-138 417	45 542	-142 763
4	-277 268	36 542	-285 973

表 5 存在航路捷径时的脱靶量

Table 5 Miss distance with course shortcut

航路捷径/km	脱靶量/m			
	点 1	点 2	点 3	点 4
0	3.64	19.06	36.85	86.28
50	6.05	4.85	33.76	118.10
100	36.12	82.94	24.95	134.39
150	178.31	75.37	33.20	258.81
200	87.18	124.92	71.07	449.50
250	55.86	42.33	127.59	415.55
300	37.56	52.74	153.13	326.55
350	95.33	104.96	217.85	135.17
400	180.90	191.41	353.20	128.68
450	260.17	230.11	225.70	
500	260.78	168.21	109.11	
550	125.82	103.70	167.82	
600	319.18	377.57		

别对应表 4 中 4 个设定的预测命中点,为保证图片清晰,绘图时仅取部分航路捷径情况的结果(选取的航路捷径见图中标尺)。

3.3 气动不确定性对仿真结果的影响

拦截弹的气动系数一般可以通过气动拟合公式、DATCOM 软件等简单得到,但用这些方法得到的气动系数必然会与真实情况存在一定偏差,分析预测制导方法因气动系数不准确而产生的脱靶量偏差十分必要。在气动系数中加入噪声进行 100 次仿真,噪声均值为气动系数大小的 5%,仿真结果如表 6 和图 19 所示。

加入噪声后的平均脱靶量相比无噪声时的脱靶量增加不多,100 次打靶仿真中的脱靶量最大值相比无噪声时有一定增加。随着射程增加,飞行时间逐渐增加,由于拦截弹的特殊结构,助推段时间固定,若飞行时间增长,则无控飞行的时间增长,气动系数的变化产生的效应会产生累积,造成脱靶量的波动增大,与仿真结果中脱靶量标准差随着射程增加而增加相符。

图 20 为使用迭代预测命中点法进行预测制导的程序运行流程。

表 6 不确定性仿真结果

Table 6 Uncertainty simulation results

射程/km	无噪声	有噪声	有噪声	平均飞行 时间/s	有噪声
	脱靶 量/m	平均脱 靶量/m	脱靶量 标准差/m		脱靶量 最大值/m
158.42	28.24	27.94	2.08	69.73	32.66
349.59	63.27	83.21	11.25	147.65	118.10
554.99	1.57	18.04	13.02	210.51	60.86
620.12	385.45	384.89	23.31	228.39	435.42

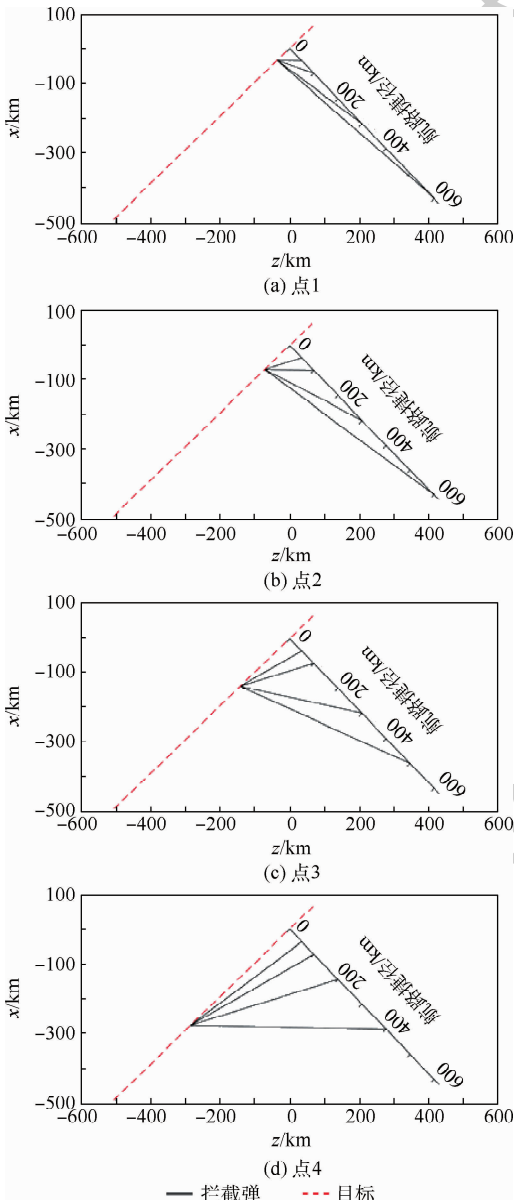


图 18 拦截弹与目标的弹下点

Fig. 18 Projective point of interceptor and target

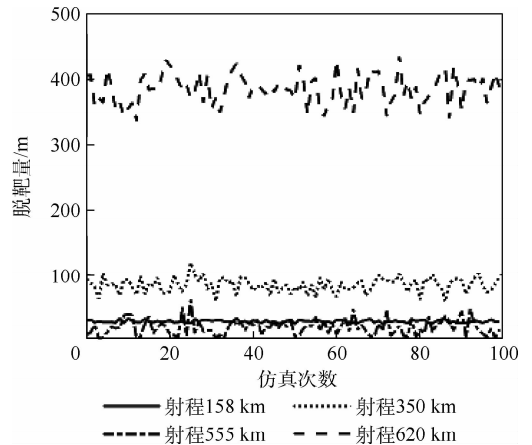


图 19 不确定性仿真的脱靶量

Fig. 19 Miss distance of uncertainty simulation

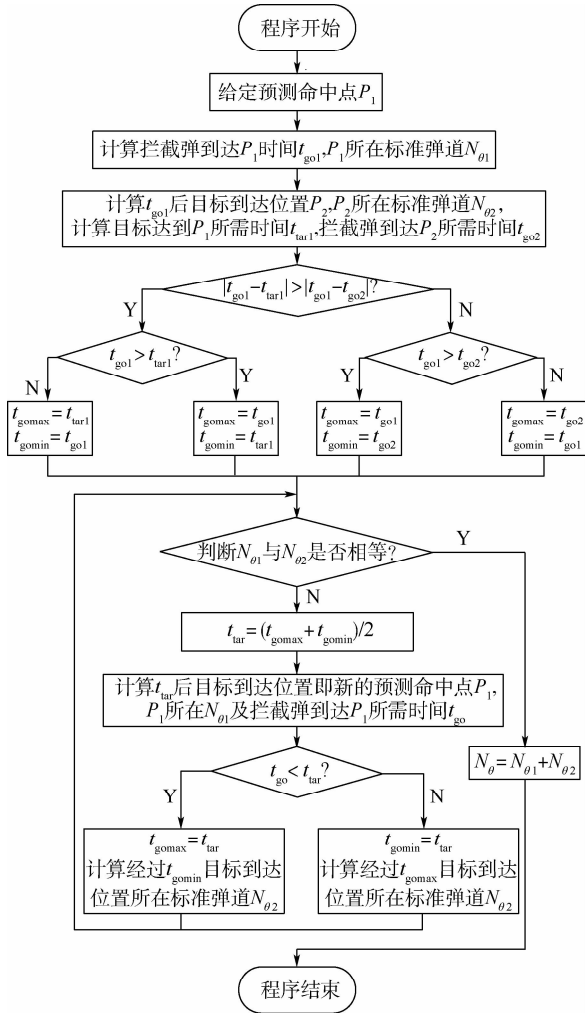


图20 预测制导程序流程

Fig. 20 Flowchart of predictive guidance program

4 结论

本文针对 THAAD 增程型拦截弹提出了基于标准弹道的预测制导方法,并通过仿真分析验证预测制导方法的能力,主要取得以下成果:

1) 根据网络公开数据,基于反导拦截的各阶段工作原理,对 THAAD 增程型拦截弹进行建模,并编写了六自由度拦截仿真程序。

2) 规划了高抛弹道扩充标准弹道族,完成大射程拦截任务,使用抛物线分段近似标准弹道,利用多项式拟合法计算抛物线参数,求得抛物线系数关于标准弹道号的拟合关系,解决了寻找标准弹道的问题。

3) 对标准弹道数据进行了进一步挖掘,求解出飞行时间的解析式,减少了迭代插值运算的次数,并且在制导过程中不再使用标准弹道文件,增加了对标准弹道的线下利用率,减少线上计算量,有效提升了算法效率。

4) 以处于滑翔段的高超声速飞行器为目标,

改变射程、改变航路捷径、加入气动系数不确定性进行多次拦截仿真,验证了拦截弹拦截能力及预测制导方法的有效性。

参考文献 (References)

- [1] ZARCHAN P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 6th ed. Reston; AIAA, 2012.
- [2] KUMAR P, DWIVEDI P N, BHATTACHARYA A, et al. Variable gain predictive PN guidance for interception of high speed re-entry targets[J]. IFAC-PapersOnLine, 2018, 51(1): 64-71.
- [3] 李轶, 赵继广, 白国玉, 等. 基于预测碰撞点的剩余飞行时间估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(8): 1667-1674.
LI Y, ZHAO J G, BAI G Y, et al. Method of time-to-go estimation based on predicted crack point[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1667-1674 (in Chinese).
- [4] 李轶, 闫梁, 赵继广, 等. 顺轨拦截模式剩余飞行时间估计方法[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 3082-3091.
LI Y, YAN L, ZHAO J G, et al. The method of time-to-go estimation for head-pursuit engagement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9): 3082-3091 (in Chinese).
- [5] DHANANJAY N, GHOSE D. Accurate time-to-go estimation for proportional navigation guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1378-1383.
- [6] GHOSH S, GHOSE D, RAHA S. Unified time-to-go algorithms for proportional navigation class of guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(6): 1-18.
- [7] GRUBIN C, SHULTZ P, SOUFL R. A boost guidance scheme for following a trajectory profile and satisfying injection constraints[C]//Astrodynamics Guidance and Control Conference, 1964: 639.
- [8] SALAMA M, HANCOCK G, SHOUMAN A. The predicted interception guidance method[C]//25th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston; AIAA, 1987: 126.
- [9] 张华伟, 董茜, 王文灿, 等. 基于预测命中点的反弹道导弹拦截方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(2): 196-199.
ZHANG H W, DONG Q, WANG W C, et al. Research way of intercepting ballistic missile based on the forecasting hitting position[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2007, 27(2): 196-199 (in Chinese).
- [10] ZHANG X, LEI H M, LI J, et al. Ballistic missile trajectory prediction and the solution algorithms for impact point prediction [C]//Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway; IEEE Press, 2014: 879-883.
- [11] ZHAO Y T, HU Y A, ZHANG Y A. Design and simulation of an optimal guidance law for ship-air missile based on interception point prediction[C]//2011 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway; IEEE Press, 2011: 3647-3652.
- [12] HAHN P V, FREDERICK R A, SLEGERS N. Predictive guidance of a projectile for hit-to-kill interception[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(4): 745-755.
- [13] DWIVEDI P N, BHALE P G, BHATTACHARYA A, et al.

- Generalized state estimation and model predictive guidance for spiraling and ballistic targets[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(1): 243-264.
- [14] SONG E J, TAHK M J. Real-time midcourse guidance with intercept point prediction [J]. *Control Engineering Practice*, 1998, 6(8): 957-967.
- [15] ZHANG J, YOU L Q, CHEN W C. Boost-phase guidance with neural network for interception of ballistic missile[C]// *International Conference on Control, Automation and Information Sciences*. Piscataway: IEEE Press, 2015: 426-431.
- [16] 陈万春. 一种基于多项式拟合法的拦截弹预测制导方法: CN107766967A[P]. 2018-03-06.
- CHEN W C. A predictive guidance law of interceptor based on polynomial fitting method: CN107766967A [P]. 2018-03-06 (in Chinese).
- [17] 尤刘球. 动能拦截弹目标信息估计与预测制导方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017: 1-2.
- YOU L Q. Research on target information estimation and predictive guidance [D]. Beijing: Beihang University, 2017: 1-2 (in Chinese).
- [18] 韩英宏, 雷延花, 梁卓, 等. 带侧窗动能杀伤器直接力姿态控制[J]. *航天控制*, 2015, 33(4): 51-55.
- HAN Y H, LEI Y H, LIANG Z, et al. Direct force attitude control of kinetic kill vehicle with side window[J]. *Aerospace Control*, 2015, 33(4): 51-55 (in Chinese).
- [19] 谢经纬, 陈万春. 大气层外拦截弹建模与攻防效能分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(9): 1826-1838.
- XIE J W, CHEN W C. Modeling of exo-atmospheric interceptor and effectiveness analysis for penetration and defense[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(9): 1826-1838 (in Chinese).
- [20] 盛永智, 陈万春, 孟曦. 反导预测拦截及防御问题研究[C]// 2005 中国飞行力学学术年会, 2005: 110-115.
- SHENG Y Z, CHEN W C, MENG X. Research on predictive interception and defense of antimissile[C]// 2005 Proceedings of China Annual Conference on Flight Mechanics, 2005: 110-115 (in Chinese).
- [21] 李静琳, 陈万春, 闵昌万. 高超末段机动突防/精确打击弹道建模与优化[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(3): 555-567.
- LI J L, CHEN W C, MIN C W. Terminal hypersonic trajectory modeling and optimization for maneuvering penetration and precision strike [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(3): 555-567 (in Chinese).
- [22] 周慧钟, 李忠应, 王瑾枚. 有翼导弹飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1983: 46-47.
- ZHOU H Z, LI Z Y, WANG J M. Flight dynamics of winged missiles[M]. Beijing: Beihang University Press, 1983: 46-47 (in Chinese).
- [23] 陈桂秀. 用程序求解最小二乘拟合多项式的系数[J]. *青海师范大学学报(自然科学版)*, 2010, 26(3): 14-17.
- CHEN G X. Solve the least square curve fitting polynomial coefficient with program [J]. *Journal of Qinghai Normal University (Natural Science Edition)*, 2010, 26(3): 14-17 (in Chinese).
- [24] 刘瑶, 张占月, 黄梓辰, 等. 基于拦截纵深的中段反导武器部署研究[J]. *指挥与控制学报*, 2017, 3(2): 119-126.
- LIU Y, ZHANG Z Y, HUANG Z C, et al. Deployment of mid-course anti-missile weapon based on intercepting depth [J]. *Journal of Command and Control*, 2017, 3(2): 119-126 (in Chinese).
- [25] 刘芳, 陈万春. PAC-3 拦截弹六自由度反导建模与拦截仿真分析[J]. *飞行力学*, 2012, 30(5): 440-443.
- LIU F, CHEN W C. PAC-3 interceptor 6DOF antimissile modeling and intercept simulation analysis [J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(5): 440-443 (in Chinese).

作者简介:

张荣升 男, 硕士研究生。主要研究方向: 拦截弹预测制导。

陈万春 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 导弹总体设计与仿真, 导弹飞行动力学、制导与控制。

Predictive guidance method of THAAD-ER interceptor

ZHANG Rongsheng, CHEN Wanchun*

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on public information, the model of THAAD-ER interceptor was established. Aimed at longer range, the high throw trajectory was planned, and a bunch of standard trajectories were produced. Predicted impact point iterated method is proposed, which contains solving time-to-go with analytic solution, seeking out the expected standard trajectory with polynomial fitting, and ascertaining the predictive impact point, and finally predictive guidance completes. Comparison is taken between predicted impact point iterated method and flight time iterated method, and it is easy to choose initial value with predicted impact point iterated method, and the program runtime decreases by 20%; standard trajectory files are not necessary during guidance process, which can save storage space of the computer on the interceptor. Large amount of simulations were carried out with different range and course shortcut, and the results show that interception range of THAAD-ER interceptor can reach 600 km, and the interception task can be completed with average miss distance less than 200 m when course shortcut remains. It has a good response to aerodynamic uncertainty.

Keywords: THAAD-ER interceptor; predictive guidance; a bunch of standard trajectories; predicted impact point; time-to-go

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0622

胚胎电子细胞剩余码/berger 码联合 编码自检方法

王博, 孟亚峰*

(陆军工程大学石家庄校区 电子与光学工程系, 石家庄 050003)



摘 要:为了更好地实现胚胎电路的自检需求,针对地址产生模块和输入输出模块,基于基本逻辑和算术运算中操作数和结果数之间的剩余码和 berger 码关系,对胚胎电子细胞输入输出等价运算的构建进行了讨论分析。通过剩余码检测单个故障,berger 码检测多位单向故障,设计了一种剩余码/berger 码联合编码的胚胎电子细胞自检方法。给出了所提方法的流程和实现方法,分析了基于所提方法设计的胚胎电子细胞的故障检测率、自检模块自检率和硬件资源消耗。以时序逻辑电路为目标电路进行了仿真实验,验证了所提方法对胚胎电子细胞各模块的检测能力和对检测模块的自检能力。

关键词: 胚胎电子; 剩余码; 自检; 在线故障检测; 自修复

中图分类号: TP302.8

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2021)04-0875-10

随着工艺技术的进步,电子系统可靠性问题受到越来越多的关注。胚胎电路是一种模仿多细胞生物生长和发育机理的数字集成电路,该电路由结构相同的电路模块单元(胚胎电子细胞)相互连接构成胚胎阵列,当一个或多个细胞发生故障时,电路对胚胎电子细胞进行检测,进而控制冗余细胞替代故障细胞完成相应功能,实现故障自修复^[1]。由于胚胎电路自组织、自诊断和自修复的优良性能,其在无人机、航天设备、深潜设备和军用机器人等领域具有良好的应用前景^[2]。近年来,胚胎电路的研究主要围绕可靠性分析与优化设计^[3]和新型阵列结构设计^[4-5]等问题展开,也取得了一定的成果。

细胞自检是自修复的基础^[6]。目前,胚胎电路故障检测方面的研究相对较少,胚胎电子细胞的检测方法主要有细胞间检测和细胞内检测2种。细胞间检测以双模冗余检测方法为主^[7],

该方法故障覆盖率较高,但硬件资源消耗大,布局布线较为复杂,对于胚胎电路阵列结构有一定要求。细胞内检测主要包括针对细胞功能模块的双模冗余检测^[8-9]、针对细胞存储模块的故障检测^[10-11]、针对细胞间连线的冗余检测和细胞间双模冗余检测^[12],这些检测方法仅针对细胞局部进行检测,检测能力受细胞结构影响,故障覆盖率有限,而且检测单元无法有效自检。

编码自检方法不需外加激励,可实现包括检测单元在内的整个系统的故障检测,具有较好的检测性能。本文将剩余码/berger 码联合编码自检设计思路应用于胚胎电子细胞故障检测,基于基本逻辑和算术运算中操作数和结果数之间的剩余码和 berger 码关系,建立了胚胎电子细胞输入输出信号之间的数学模型,通过剩余码检测单个故障,berger 码检测多位单向故障,对胚胎电子细胞的输入进行处理得到校验信息。通过设置检测

收稿日期: 2018-10-29; 录用日期: 2019-01-18; 网络出版时间: 2019-02-21 10:13

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1420.007.html

基金项目: 国家自然科学基金(61372039)

* 通信作者. E-mail: myfrad@163.com

引用格式: 王博, 孟亚峰. 胚胎电子细胞剩余码/berger 码联合编码自检方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 875-884.
WANG B, MENG Y F. A residue codes and berger codes combined coding self-check method for embryonic electronic cell[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 875-884 (in Chinese).

基因,实现对胚胎电子细胞的输出进行处理得到校验位,比较二者从而完成对胚胎电子细胞的编码自检。

1 联合编码自检方法

根据统计可知,电路中的故障一般以单个故障为主,其中固定型故障在故障总数中占90%以上^[13]。而在航空航天领域引起影响数字电路的故障约有71%源于空间辐射,翻转型故障约占全部辐射导致的故障的90%^[14]。因此,固定型故障和翻转型故障是最为重要的2种故障类型。胚胎电子细胞由输入输出模块、功能模块、基因存储模块、地址产生模块和自检模块组成。由于胚胎电子细胞内部各模块的连接,一个模块内的单个故障可能会通过模块之间的连接传播扩散。胚胎电子细胞结构如图1所示。

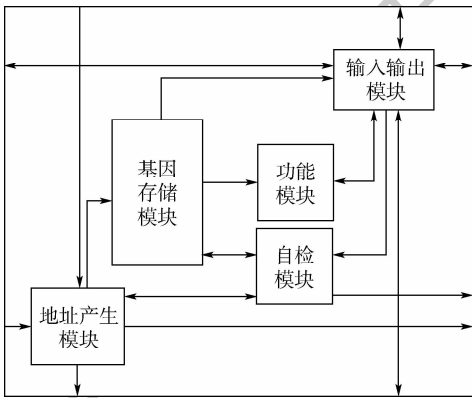


图1 胚胎电子细胞结构

Fig.1 Structure of embryonic electronic cell

胚胎电子细胞的输出端按照其所处位置不同,可分为地址产生模块输出端和输入输出模块输出端2部分。细胞内无法在细胞输出表现的故障不会影响整个胚胎电路所实现的目标电路的正常工作,因此,针对这2个模块输出进行检测。胚胎电子细胞地址产生模块一般不会发生翻转型故障,适合使用剩余码自检方法。输入输出模块可能出现多位单向故障,适合使用berger码自检方法。通过将剩余码自检方法和berger码自检方法二者联合使用,对胚胎电子细胞的输入进行处理得到校验信息,对胚胎电子细胞的输出进行处理得到校验位,比较二者从而完成对胚胎电子细胞的编码自检。

剩余码和berger码是较为常见的编码检测方法^[15]。剩余码通过对信息位进行取模运算得到校验位,berger码通过统计码字中“0”或“1”的数目得到校验位,编码得到的校验位与校验信息进

行对比就可以实现故障编码检测。剩余码和berger码都具有经过运算不改变校验特性的优点,剩余码检测电路规模较小且无需访问进位链,但检测能力较为有限,只能检测单个故障;berger码可以检测单个故障和多位单向故障,但检测电路规模较大且使用时需要访问进位链,电路设计相对复杂。

1.1 剩余码自检方法

剩余码^[16]的加法运算规则为:若干代码之和的模等于每个代码的模之和的模,即

$$\left(\sum_i a_i \right) \bmod(m) = \left[\sum_i (a_i) \bmod(m) \right] \bmod(m) \quad (1)$$

式中: a_i 为码字; m 为模。

剩余码的乘法运算规则为:若干代码之积的模等于每个代码的模之积的模,即

$$\left(\prod_i a_i \right) \bmod(m) = \left[\prod_i (a_i) \bmod(m) \right] \bmod(m) \quad (2)$$

当剩余码自检方法的模为奇数时,可以实现对代码中单个错误检测^[17]。为了便于检测电路的设计,采用最低成本剩余码自检方法,即模 m 为 $2^d - 1$,再将对应的反码保存在基因存储模块,自检时与细胞实际地址输出取余的结果通过双尾校验器(Two-Rail Checker, TRC)进行比较。

地址产生模块由2个进1加法器组成,只会发生固定型故障,适于剩余码自检方法。以 16×16 阵列中的(0,14)细胞为例,对地址产生模块输出的剩余码自检进行说明。假设细胞输出坐标为(1,15),模为3,则对代码分组检测时每组中码元的位数 $d = 2$,输出坐标的二进制形式为00011111。将输出坐标的二进制形式从低到高每 d 位分为一组进行相加,不足位添0补齐,然后取模。当存在进位时,将进位消去并在最低位加1,即

$$00 + 01 + 11 + 11 = 01 + 11 + 11 = 01 + 11 = 01$$

基因存储模块中存储01的反码10,在TRC电路检测时对二者进行比较。

1.2 berger码自检方法

对于基本逻辑和算术运算中的 n 位二进制操作数:

$$X = (x_n, x_{n-1}, \dots, x_1)$$

$$Y = (y_n, y_{n-1}, \dots, y_1)$$

其运算结果 $S = (s_n, s_{n-1}, \dots, s_1)$ 的berger码校验信息 $B(S)$ 与操作数的berger码校验信息 $B(X)$ 和 $B(Y)$ 满足特定关系^[18],基本逻辑和算术运算中

操作数与结果数之间 berger 码的关系如表 1 所示。

表 1 基本逻辑和算术运算中操作数与结果数之间 berger 码的关系

Table 1 Berger code relationships between operands and results of basic logic and arithmetic operations

运算类别	berger 码关系式
与	$B(S) = B(X) + B(Y) - B(X \& Y)$
或	$B(S) = B(X) + B(Y) - B(X \& Y)$
异或	$B(S) = B(X) + B(Y) - 2B(X \& Y)$
加	$B(S) = B(X) + B(Y) - B(C) - B(c_{out})$
减	$B(S) = B(X) - B(Y) - B(C) - B(c_{out}) + n + 1$
乘	$B(S) = B(X) \times B(Y) - B(C)$

表 1 中: $C = (c_n, c_{n-1}, \dots, c_1)$ 为运算过程中进位组成的序列, c_{out} 为输出的进位即 C 的最高位 c_n 。对于胚胎电子细胞, 其输出就相当于结果数, 输入相当于一个操作数, 只要利用配置信息构建另一个操作数, 构建输入输出关系的等价电路就可以实现 berger 码自检。

输入输出模块的输出端与其他方向的 3 个输入及功能输出相连, 如果把与同一输入相连的输出分入一组, 则一共可以分为 w 组, 每组有 4 个输出, w 其实就是输入输出模块的宽度。当输出端连接其他方向输入时, 输出端起转接输出作用, 当输出端连接功能输出时, 输出端起功能输出作用。由于转接输出和功能输出的连接关系不同, 其等价运算也不相同, 因此对二者分别讨论分析。

先对转接输出进行分析。对于一个输入端, 其可能通过转接连接的输出端为 0~3 个。因此, 可以把一组的转接输出进行等价运算转换, 将其视为 4 个输入分别与一个 4 位连接序列相乘再求和的结果, 具体转换流程如下。

由表 1 中乘法的 berger 码关系式可知

$$B(S) = B(X) \times B(Y) - B(C) \quad (3)$$

对于一个输入 i , $X = 000i$, 连接序列 $Y = y_4y_3y_2y_1 (y_n = 0, 1)$, 易知 $B(X) = i$, $B(C) = 0$, 则有

$$B(S_i) = i \times B(Y) \quad (4)$$

式中: S_i 为输入 i 和连接序列 Y 对应的结果数, 每组 4 个输入对应的结果数之和就是该组对应的输出。如果胚胎电子细胞中 $W1in$ 、 $N1in$ 、 $E1in$ 和 $S1in$ 输入的值为 0101, $W1in$ 与输出 $N1out$ 和 $E1out$ 相连, $N1in$ 与输出 $S1out$ 相连, $E1in$ 与输出 $W1out$ 相连, $S1in$ 没有连接输出端, 则 $W1out$ 、 $N1out$ 、 $E1out$ 和 $S1out$ 输出的值为 0001。把转接等价于算术运算, 则 $W1in$ 与连接序列 0110 相乘, $N1in$ 与连接序列 0001 相乘, $E1in$ 与连接序列

1000 相乘, $S1in$ 与连接序列 0000 相乘, 之后再相加的结果仍为 0001。利用式(3)乘法的 berger 码关系式可以求出转接输出的 berger 码校验信息为

$$B = 2B(W1in) + B(N1in) + B(E1in) + 0 \quad (5)$$

功能信号与输入输出模块的 0~4w 个输出相连, 因此, 也可以参照转接输出部分的方法, 将其等价于与一个 $4w$ 连接序列的乘法运算, 得到各组的 berger 码校验信息。仍然以输出 $W1out$ 、 $N1out$ 、 $E1out$ 和 $S1out$ 为例, 当 $N1out$ 和 $S1out$ 转接的输入为 0 且 $W1out$ 和 $E1out$ 连接功能信号时, 如果此时功能信号 F 的取值为 1, 则输出 $W1out$ 、 $N1out$ 、 $E1out$ 和 $S1out$ 为 1010, 其 berger 码校验信息为 10。因为对于功能信号的连接序列为 1010, 利用功能信号进行等价运算, 易知 $B(X) = 1$, $B(Y) = 10$, $B(C) = 0$, 则由式(3)可知 $B(S) = 10$, 结果数 berger 码校验位与输出 berger 码校验信息相同, 说明功能信号正常。

2 自检电路设计

胚胎电子细胞的输出是其输入的函数, 当胚胎电子细胞的配置信息确定后, 每个输入对应唯一的一个输出(时序电路当前状态输入和上一状态的输入视为一个输入)。因此, 可以基于剩余码/berger 码联合编码建立胚胎电子细胞输入输出关系的数学模型, 将胚胎电子细胞其他模块转化为等价运算电路, 通过比较经过等价运算电路输出的校验信息与胚胎电子细胞输出的校验信息的一致性完成对于胚胎电子细胞的检测。剩余码/berger 码联合编码自检电路结构如图 2 所示。图中: 校验信息的比较由 TRC 组成的级联电路完成, TRC 级联电路具有全自检功能, 不存在逻辑屏蔽, 只靠自身输入即可自检, 其输出的故障指示

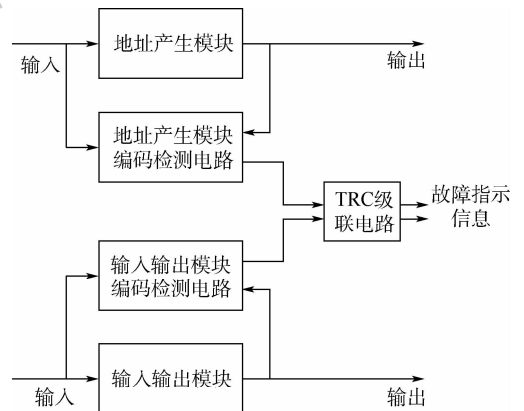


图 2 剩余码/berger 码联合编码自检电路结构
Fig. 2 Structure of residue codes and berger codes combined coding self-check circuits

信息为“00”或“11”时,说明系统存在故障;故障指示信息为“01”或“10”时,系统正常工作。

胚胎电子细胞的输出端可以分为地址产生模块输出端和输入输出模块输出端。其中,输入输出模块输出端按照输出信号的来源划分,又可以分为输入信号转接输出端和功能信号输出端2部分。不同的输出端与输入的关系不同,因此,对3种输出端分别建立数学模型,进行等价运算电路转换。

2.1 地址产生模块输出端剩余码编码自检

地址产生模块包括行地址和列地址2部分,实际上是由2个进1加法器组成的。当胚胎电子细胞内出现单个故障时,地址产生模块的输出端不会出现多个故障,即只有一位地址信息输出错误,因此,可以直接对地址产生模块的输出进行剩余码编码自检。地址产生模块编码自检电路如图3所示。图中:基因存储模块中存储的校验信息的长度与模 m 相关,对于最低成本剩余码自检方法,由于模为 $2^d - 1$,校验信息长度为 d ,地址产生模块编码输出“00”或“11”时会导致后续TRC级联电路输出的故障指示信息变为“00”或“11”,从而指示胚胎电子细胞中存在故障。

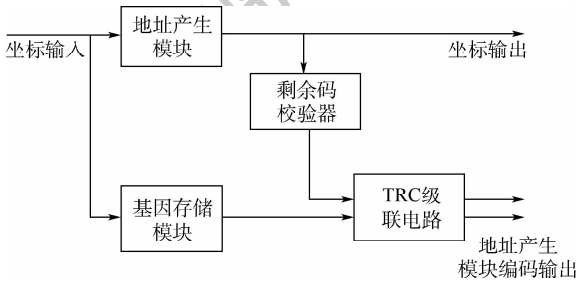


图3 地址产生模块编码自检电路结构

Fig.3 Structure of address generator module coding self-check circuit

剩余码自检方法采用最低成本剩余码自检方法,在对码字取余的过程中,需要对码字从最低位开始分段,把每段表示的数相加,同时相加中产生的进位需要舍去,并且余数要增加1。为简化检测电路设计,便于实现自检,剩余码校验器通过多位全加器级联实现。由于检测码字不存在初始进位,全加器的初始进位需要置0。特别需要注意的是,当所有码字求和结束后,可能存在进位。如果进位位取值为0,求和的结果可以直接输出作为校验码,但如果进位位取值为1,则必须在校验码的最低位加1。因此,需要再添加一个全加器,将上一个全加器的进位位和结果输入并对0求和,如果该进位输入为0,则求和后结果与上一个全加器的结果一致,如果该进位输入不为

0,则全加器就有实现码字加1的功能,这样可以保证校验码的正确性。以剩余码模为2为例对剩余码校验器结构进行说明,校验器具体电路如图4所示。

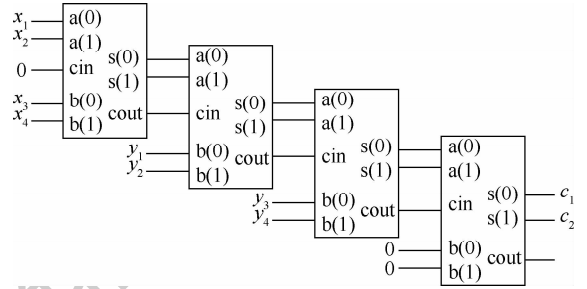


图4 剩余码校验电路

Fig.4 Residue codes self-check circuit

图4中:输入 $x_4 \sim x_1$ 为胚胎电子细胞 X 坐标的输出,输入 $y_4 \sim y_1$ 为胚胎电子细胞 Y 坐标的输出, c_2 和 c_1 为胚胎电子细胞地址产生模块剩余码检测的校验码,最后一个全加器输入端 $b(1)$ 和 $b(0)$ 需补齐“0”位。

仍然采用1.1节中的例子进行说明,阵列规模为 16×16 ,细胞坐标为 $(0, 14)$,模取3,则细胞输出坐标为 $(1, 15)$,输出坐标二进制形式为00011111, $d=2$,基因存储模块中存储的地址产生模块校验基因为10。由全加器的运算性质可知,第1个全加器的输出为01,进位为0,第2个全加器的输出为00,进位为1,第3个全加器的输出为00,进位为1,第4个全加器的输出为01,检测器的输出与校验基因互为反码,电路工作正常。

2.2 输入输出模块输出端剩余码/berger码联合编码自检

输入输出模块输出端可以分为输入信号转接输出端和功能信号输出端2部分,由于2部分信号不同,其等价运算也不同。为方便电路设计,对2部分输出信号的编码可以一起进行,但是对二者的输入信号需要分开构建等价运算电路,进而完成编码。

先根据输出不同分别对输入进行处理,再根据代码之和的模等于每个代码模之和的模,将转接输入编码和功能信号输入编码求和取余,与输出编码进行比较,得到输入输出模块编码输出。输入输出模块剩余码/berger码联合编码自检电路结构如图5所示。

功能信号来源于胚胎电子细胞的功能模块输出,输入信号经过功能模块的多路开关筛选,得到LUT的4个输入,当输入送到LUT时调用对应的

LUT 功能基因, LUT 输出通过 2 选 1 数据选择器控制是否延时, 数据选择器的输出(功能信号)连接输入输出模块输出端。LUT 与输入的函数则并不固定, 需要构建 LUT 输出与输入信号特征之间的关系。为检测单个故障, 至少加入 1 位含有校验信息的参考基因, 其中多出的参考基因为功能校验基因。功能校验基因的具体编码方法为: 当每个 LUT 功能配置基因与对应输入的剩余码校验信息相同时, 编码基因为“原始基因 + 0”, 不同时为“原始基因 + 1”。选择除数为 2 以保证基因长度最短, LUT 输入和编码后的 LUT 功能配置基因如表 2 所示。

假设输入输出模块宽度为 2, 输出端口 $W1_{out}$ 和 $E1_{out}$ 连接功能信号, LUT 输入端口为 $S1_{in}$ 、

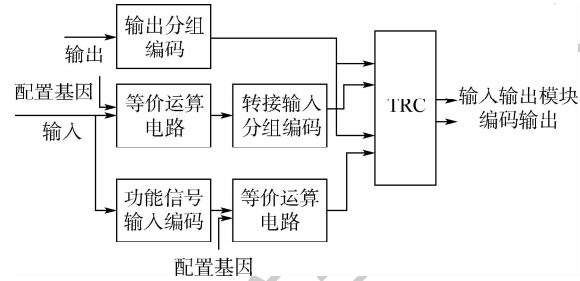


图 5 输入输出模块剩余码/berger 码编码自检电路结构
Fig. 5 Structure of I/O router residue codes and berger codes combined coding self-check circuit

表 2 LUT 输入和编码后 LUT 功能配置基因
Table 2 LUT inputs and coded LUT function configuration genes

LUT 输入	LUT 功能配置基因为 0 的编码后基因	LUT 功能配置基因为 1 的编码后基因
0000	00	11
0001	01	10
0010	01	10
0011	00	11
0100	01	10
0101	00	11
0110	00	11
0111	01	10
1000	01	10
1001	00	11
1010	00	11
1011	01	10
1100	00	11
1101	01	10
1110	01	10
1111	00	11

$S2_{in}$ 、 $E1_{in}$ 和 $W2_{in}$, 功能配置基因为 10001110_10100000, 则功能校验基因为 11100111_00110110。先将 8 个输入信号 $S1_{in}$ 、 $S2_{in}$ 、 $E1_{in}$ 、 $E2_{in}$ 、 $N1_{in}$ 、 $N2_{in}$ 、 $W1_{in}$ 和 $W2_{in}$ 送给功能信号输入编码电路, 功能信号输入编码电路是由与门阵列和异或门组成, 其中与门的个数与异或门的输入端个数相同, 都等与输入输出模块输入的个数。功能信号输入编码电路如图 6 所示。

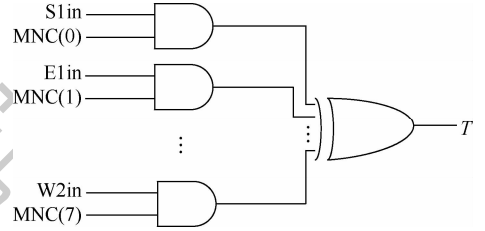


图 6 功能信号输入编码电路

Fig. 6 Functional signal input coding circuit

图 6 中: $MNC(7) \sim MNC(0)$ 为功能信号筛选基因输入端口, T 为编码后值的输出端口。与门阵列负责筛选输入 $W2_{in} \sim S1_{in}$ 的信号, 当基因对应的输入端口是 LUT 输入端口时基因为 1, 否则基因为 0, 由于此时 LUT 输入端口为 $S1_{in}$ 、 $S2_{in}$ 、 $E1_{in}$ 和 $W2_{in}$, MNC 输入值为 10010011。筛选后的信号经过异或门处理, 得到 LUT 输入的奇偶码信息。由表 2 可知, 每组输入对应一个功能校验基因, 功能校验基因与 T 输出值经过异或运算的结果应当与功能信号相同。接下来通过功能信号余数校验基因构建功能信号输出等价运算。因为功能信号从 $W1_{out}$ 和 $E1_{out}$ 两个端口输出, 连接序列为 0000_1010, 功能信号余数校验基因为 01, 其与上一步异或运算结果的积就是功能输出序列取模的结果。

3 检测性能分析

3.1 故障检测率

采用剩余码/berger 码联合编码自检方法的胚胎电子细胞具有自检测能力, 检测故障所需的激励包含在输入码字空间中, 不需要任何外加激励。

当胚胎电子细胞中发生单个故障(包括单固定型故障和单翻转型故障)时, 如果输出不是胚胎电子细胞输入对应的正常输出, 该故障就是故障集中的一个故障。定义故障检测率为

$$f_{DR} = \frac{n_{DF}}{n_{FS}} \times 100\% \quad (6)$$

式中: n_{FS} 为故障集中故障的总数; n_{DF} 为可通过编码自检电路检测到的故障个数; f_{DR} 为故障检

测率。

胚胎电子细胞故障集是胚胎电子细胞各模块故障集的全集。其中,功能模块故障集的子集有多路选择开关故障子集、LUT 故障子集、DFF 故障子集、2 选 1 MUX 故障子集。每个多路选择开关的故障子集有 $4w$ 个固定型输入故障、 $\log_2(4w)$ 个固定型配置故障和 $\log_2(4w)$ 个翻转型配置故障;LUT 故障子集有 4 个固定型输入故障、16 个固定型配置故障和 16 个翻转型配置故障;DFF 故障子集有 1 个固定型输入故障;2 选 1 MUX 故障子集有 2 个固定型输入故障、1 个翻转型配置故障和 1 个固定型配置故障;功能模块故障集还包括功能模块 1 个固定型输出故障。

地址产生模块故障集的子集为进 1 加法器。

$$f'_{DR} = \frac{32w + 12\log_2(4w) + 67}{[96w + 12\log_2(4w) + 67] + 16([\log_2 c] + [\log_2 r])} \times 100\% \quad (7)$$

$$f''_{DR} = \frac{24w + 12\log_2(4w) + 51}{[96w + 12\log_2(4w) + 67] + 16([\log_2 c] + [\log_2 r])} \times 100\% \quad (8)$$

随着胚胎电路阵列规模的增加,这 2 种细胞局部检测的故障检测率都会下降,功能模块双模冗余检测故障检测率不超过 66%,基因存储模块编码检测故障检测率不超过 53%,但联合编码故障检测率可以达到 100%。

对于胚胎电子细胞检测模块故障集中的单个故障,如果胚胎电子细胞输入码字空间中至少存在一个输入码字能够使状态信息输出故障信号,则检测模块对于这个故障就是可自检的。故障自检率为

$$f_{SDR} = \frac{n_{SDF}}{n_{SFS}} \times 100\% \quad (9)$$

式中: n_{SFS} 为检测模块故障集中故障的总数; n_{SDF} 为检测模块可自检的故障个数; f_{SDR} 为故障可自检率。联合编码故障自检率可以达到 100%。

3.2 硬件资源消耗

以 MOS 管为指标对采用联合编码自检的胚胎电子细胞进行硬件资源消耗评估,数字电路中常见逻辑单元消耗的硬件资源^[19]如表 3 所示。

对于地址产生模块编码检测电路来说,硬件资源消耗包括 2 部分:①基因存储模块中存储校验基因的硬件资源消耗;②对地址输出的处理电路的硬件消耗。为方便计算,假设编码方法采用的除数为 $2^d - 1$,则校验基因长度和地址输出处理电路的编码输出个数均为 d 。需要 d 位全加器的

假设胚胎电子细胞所在的二维阵列规模为 c 列 r 行,进 1 加法器故障子集的固定型输入故障个数为 $[\log_2 c] + [\log_2 r]$,固定型输出故障的个数为 $[\log_2 c] + [\log_2 r]$ 。

输入输出模块故障集的子集为 MUX 故障子集,每个 MUX 故障子集有 4 个固定型输入故障、2 个固定型配置故障和 2 个翻转型配置故障,输入输出模块故障集还包括输入输出模块 $4w$ 个固定型输出故障。

实际上,由于配置的选择作用,对于功能模块来说,其能够影响细胞输出的前端电路故障约占其故障总数的 25%,因此功能模块双模冗余检测故障检测率如式(7)所示,基因存储模块编码检测故障检测率如式(8)所示。

表 3 基本逻辑单元的硬件资源消耗

Table 3 Hardware consumption of basic logic units

基本逻辑单元	MOS 管个数
NAND	4
AND	4
NOR	4
OR	6
NXOR	9
XOR	9
DFF	24

个数 n_{d-fa} 为

$$n_{d-fa} = \left\lceil \frac{[\log_2 c] + [\log_2 r]}{d} \right\rceil - 1 \quad (10)$$

另外,还需要 d 个异或门和 $d - 1$ 个与门,消耗 MOS 管个数为

$$n_{MOS} = 48d \left\lceil \frac{[\log_2 c] + [\log_2 r]}{d} \right\rceil - 33d - 6 \quad (11)$$

输入输出模块检测电路硬件资源消耗分为输入编码电路和输出编码电路 2 部分,其中,输入编码电路又分为转接输入信号编码电路和功能信号输入编码电路 2 部分。

对于转接输入信号编码电路,其每个输入对应 2 位校验基因,因此,输入信号转接校验基因长度为 $8w$ 位。为简化校验电路,先针对各组输入分别设计校验运算电路,每组校验运算电路使用

与门 8 个,异或门 2 个,1 位半加器 2 个,1 位全加器 2 个和 2 位全加器 1 个。对各组 3 位全加器输出的 berger 校验信息进行剩余码编码需要 d 位全加器的个数 n'_{d-fa} 为

$$n'_{d-fa} = \left\lceil \frac{3w}{d} \right\rceil - 1 \quad (12)$$

同理,还需要 d 个异或门和 $d-1$ 个与门,消耗 MOS 管的个数为

$$n''_{MOS} = 288w + 48d \left\lceil \frac{3w}{d} \right\rceil - 33d - 6 \quad (13)$$

功能信号输入编码检测电路需要增加功能校验基因 16 位,时序校验基因 1 位,功能信号余数校验基因 d 位,输入筛选基因为 $4w$ 位,筛选部分需要与门 $4w$ 个,功能校验检测部分需要异或门的个数为 $4w$,余数校验部分需要 1 个 DFF,1 个 2 选 1 数据选择器, d 个与门, MOS 管消耗个数共计

$$n'''_{MOS} = 60w + 6d + 44 \quad (14)$$

输入输出模块输出编码电路每组输出需要 1 位半加器 2 个和 1 位全加器 1 个,进行剩余码编码需要 d 位全加器的个数为

$$n''''_{d-fa} = \left\lceil \frac{3w}{d} \right\rceil - 1 \quad (15)$$

另外,还需要 d 个非门,共计消耗 MOS 管个数 n''''_{MOS} 为

$$n''''_{MOS} = 78w + 48d \left\lceil \frac{3w}{d} \right\rceil - 46d \quad (16)$$

TRC 级联检测部分需要 TRC 电路个数为 $2d-1$,MOS 管个数为 $72d-36$ 。

选择不同输入输出模块宽度和剩余码模的胚胎电子细胞与经典胚胎电子细胞的硬件资源消耗比如表 4 所示。

由表 4 可以看出,随着输入输出模块宽度和剩余码模的增大,胚胎电子细胞检测模块的硬件资源消耗也会增大,但增长幅度并不大。因此,联合编码自检方法对于胚胎电子细胞,特别是输入输出模块宽度较小的胚胎电子细胞来说较为适用。

表 4 不同输入输出模块宽度和剩余码模的胚胎电子细胞与经典胚胎电子细胞硬件资源消耗比

Table 4 Hardware consumption ratio of embryonic electronic cell with different I/O router widths and residue code modules to classical embryonic electronic cell

输入输出 模块宽度	胚胎电子细胞与经典胚胎电子细胞硬件资源消耗比/%		
	剩余码模为 1	剩余码模为 3	剩余码模为 7
2	193	197	201
3	197	201	204
4	201	204	207

4 仿真实验

仿真实验选择 s27 电路作为目标电路。s27 电路是北卡罗来纳州微电子中心 (Microelectronics Center of North Carolina, MCNC) 发布的标准测试电路中的时序逻辑电路,其有 4 个输入,1 个输出。将 s27 电路映射到 3×4 胚胎电子阵列,工作细胞有 6 个,空闲细胞有 6 个,输入输出模块宽度为 2。s27 电路映射结果如图 7 所示。图中:10、11、12 和 13 为目标电路 s27 的 4 个输入端,0 为 s27 电路的输出端,C 细胞为空闲细胞,N 细胞为工作细胞,D 细胞为具有输出延时信号功能的细胞。为降低硬件资源消耗剩余码的模选择 3,则各细胞基因如表 5 所示。

对电路进行故障注入实验,分别在每个细胞的不同位置注入故障,记录各个模块的故障检测情况和自检模块的故障自检情况,计算不同模块的故障检测率 f_{DR} 和自检模块的自检率 f_{SDR} 。仿真结果如表 6 所示。

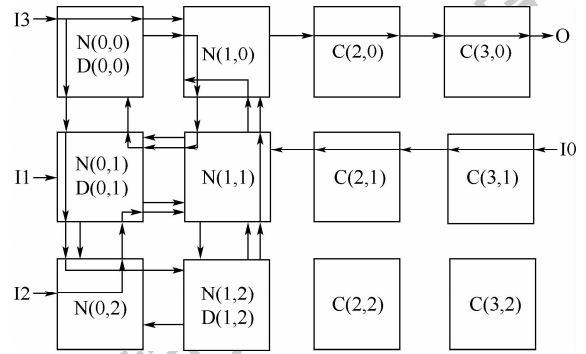


图 7 s27 电路基于胚胎阵列的映射结果
Fig. 7 s27 circuit mapping results based on embryonic array

表 5 s27 电路各胚胎电子细胞的基因

Table 5 Gene of embryonic electronic cells of s27 circuit

细胞坐标	基因
(0,0)	1_8515_610F_82_7_020C_3C0_0899
(0,1)	0_5542_9466_99_4_004E_13B_FDF0
(0,2)	2_5555_6996_0A_0_0000_649_0000
(1,0)	1_5555_6996_00_0_0000_000_0000
(1,1)	0_1608_E1EE_4D_B_082F_616_8878
(1,2)	2_5150_966B_8B_4_C0B3_EC1_FFFD
(2,0)	1_5555_6996_0A_0_0000_649_0000
(2,1)	0_5555_6996_00_0_0000_000_0000
(2,2)	2_6454_F08E_84_4_1430_E89_9918
(3,0)	1_5450_E996_00_7_30F0_4BF_8000
(3,1)	2_5555_6996_00_0_0000_000_0000
(3,2)	3_5555_6996_00_0_0000_000_0000

表6 s27 电路各胚胎电子细胞的故障检测率

Table 6 Fault detection rate for embryonic electronic cells of s27 circuit

坐标	$f_{DR}/\%$			$f_{SDR}/\%$		
	LUT	DFF	输入输出模块	地址产生模块	基因存储模块	自检模块
(0,0)	100	100	100	100	100	100
(0,1)	100	100	100	100	100	100
(0,2)	100		100	100	100	100
(1,0)	100		100	100	100	100
(1,1)	100		100	100	100	100
(1,2)	100	100	100	100	100	100
(2,0)	100		100	100	100	100
(2,1)	100		100	100	100	100
(2,2)	100		100	100	100	100
(3,0)	100		100	100	100	100
(3,1)	100		100	100	100	100
(3,2)	100		100	100	100	100

总体上看,剩余码/berger 码联合编码自检方法的故障检测率非常高,可以达到 100%,但这只是针对胚胎电子细胞输出端可观测的故障,对于某些在输出端不可观的故障,检测电路将输出正常信号,此时,虽然胚胎电子细胞内部可能存在故障,但是并不影响胚胎电子细胞的正常功能,这种情况认为胚胎电子细胞是无故障的。另外,联合编码自检方法中胚胎电子细胞自检模块的自检率比较高,基本可以达到 100%。

联合编码自检方法检测模块的硬件资源消耗约等于经典胚胎电子细胞的硬件资源消耗。由于采用的输入输出模块的宽度为 2,剩余码模为 3,此时胚胎电子细胞的硬件资源消耗相当于没有采用检测方法的经典细胞的 197%。对于采用 hamming 码基因存储模块编码检测方法的细胞,每条基因 45 位,需要增加 6 位校验位,其硬件消耗约为经典细胞的 113%。功能模块双模冗余需要增加 16 位 LUT 功能配置校验基因,其硬件资源消耗约为经典细胞的 136%。

分别将 3 种检测方法应用于实验电路中的不同细胞,计算 3 种方法对每个细胞的故障检测率,再取平均值作为检测方法对于整个胚胎电路的故障检测率。3 种检测方法的检测性能对比如表 7 所示。

表7 不同检测方法的检测性能

Table 7 Detection performance of different check methods

检测方法	平均故障检测率/%	硬件资源消耗比/%
基因存储模块编码检测	51	113
功能模块双模冗余	65	136
联合编码自检方法	100	197

通过表 7 可以看到,联合编码自检方法硬件资源消耗虽然较大,但故障检测率可以达到 100%,这主要是由于出现在胚胎电子细胞输入输出模块转接部分和地址产生模块的故障被检测出来,提升了联合编码自检方法的检测率。联合编码自检方法可以稳定检测出影响胚胎电子细胞输出的故障,检测性能较好。

5 结论

本文设计实现了基于剩余码/berger 码联合编码的胚胎电子细胞自检方法,并对自检方法的故障检测率和硬件资源消耗进行了分析,方法优点总结如下:

1) 联合编码自检方法对电路输入的规模没有限制,可以实现不同规模的胚胎电子细胞编码设计,设计流程与具体的电子细胞结构及阵列结构无关,可适用于多种修复策略,避免了细胞间故障检测带来的布局布线问题,通用性强。

2) 联合编码利用信息冗余,在硬件资源消耗没有明显增长的情况下,使用尽可能少的电路元件,避免了细胞检测的延时大幅增加。

3) 联合编码自检方法的故障检测率很高,在本文实验中,对于影响胚胎电子细胞输出的固定型故障和翻转型故障检测率可以达到 100%。

总的来说,基于剩余码/berger 码联合编码的胚胎电子细胞自检方法,虽然在电路硬件资源消耗方面有所增加,但是设计方法简单,可在线检测故障,既能检测细胞自身故障,又能进行检测电路的自检,提高了检测的故障覆盖率。

参考文献 (References)

[1] 王涛,蔡金燕,孟亚峰,等. 胚胎电子细胞阵列中空闲细胞的配置[J]. 航空学报,2017,38(4):320266.
WANG T, CAI J Y, MENG Y F, et al. Configuration of idle cells in embryonic electronic cell array[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4):320266 (in Chinese).

[2] ANGE D, SIPPER M, MARCHAL P. Embryonic electronics [J]. BioSystems, 1999, 51(3):145-152.

[3] 张睿,王友仁. 应用设计过程的胚胎硬件细胞单元粒度优化方法[J]. 航空学报,2016,37(11):3502-3511.
ZHANG Z, WANG Y R. Cell granularity optimization method of embryonics hardware in application design process [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11):3502-3511 (in Chinese).

[4] 李岳,王南天,钱彦岭. 原核细胞仿生自修复电路设计[J]. 国防科技大学学报,2012,34(3):154-157.
LI Y, WANG N T, QIAN Y L. Self-healing circuit design inspired by prokaryotic cell [J]. Journal of National University of

- Defense Technology, 2012, 34(3):154-157 (in Chinese).
- [5] 徐佳庆, 窦勇, 吕启, 等. 电子组织: 一种具有自适应能力的可重构仿生硬件结构[J]. 计算机研究与发展, 2012, 49(9):2005-2017.
- XU J Q, DOU Y, LV Q, et al. eTissue: An adaptive reconfigurable bio-inspired hardware architecture[J]. Journal of Computer Research and Development, 2012, 49(9):2005-2017 (in Chinese).
- [6] BRADLEY D, ORTEGA-SANCHEZ C, TYRRELL A M. Embryonics + immunotronics: A bio-inspired approach to fault tolerance[C] // Proceedings of 2nd NASA/DoD Workshop on Evolvable Hardware. Piscataway: IEEE Press, 2000:215-223.
- [7] 李丹阳, 蔡金燕, 孟亚峰, 等. 基于双模冗余的胚胎电子细胞阵列在线故障检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6):1112-1122.
- LI D Y, CAI J Y, MENG Y F, et al. Online fault detection based on dual modular redundancy for embryonics array[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6):1112-1122 (in Chinese).
- [8] MANGE D, SANCHEZ E, STAUFFER A, et al. Embryonics: A new methodology for designing field-programmable gate arrays with self-repair and self-replicating[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration (VLSI) Systems, 1998, 6(3):387-399.
- [9] BRADLEY D, TYRRELL A M. The architecture for a hardware immune system[C] // Proceedings of 3rd NASA/DoD Workshop on Evolvable Hardware. Piscataway: IEEE Press, 2001:193-200.
- [10] PRODAN L, UDRESCU M, VLADUTIU M, et al. Self-repairing embryonic memory arrays[C] // Proceedings of 6th NASA/DoD Conference on Evolvable Hardware. Piscataway: IEEE Press, 2004:130-137.
- [11] YANG S S, WANG Y R. A new self-repairing digital circuit based on embryonic cellular array[C] // Proceedings of 2006 8th International Conference on Solid State and Integrated Circuit Technology. Piscataway: IEEE Press, 2006:1997-1999.
- [12] 郝国锋, 王友仁, 张岩, 等. 可重构硬件芯片级故障定位与自主修复方法[J]. 电子学报, 2012, 40(2):384-388.
- HAO G F, WANG Y R, ZHANG Z, et al. In-chip fault localization and self-repairing method for reconfigurable hardware[J]. Acta Electronica Sinica, 2012, 40(2):384-388 (in Chinese).
- [13] FUJIAWARA H. Logic testing and design for testability[M]. Cambridge: MIT Press, 1985:1-10.
- [14] WANG L T, WU C W, WEN X Q. VLSI test principles and architectures: Design for testability[M]. Amsterdam: Elsevier, 2006:37-104.
- [15] 王继业. 数字电路在线故障检测方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012:2-17.
- WANG J Y. Research on on-line detecting methods of faults reside in digital circuits[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012:2-17 (in Chinese).
- [16] ABRAMOVICI M, BREUER M A, FREDMAN A D. 数字系统测试和可测性设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004:4-175.
- ABRAMOVICI M, BREUER M A, FRIEDMAN A D. Digital systems testing and testable design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004:4-175 (in Chinese).
- [17] 李丹阳, 蔡金燕, 孟亚峰, 等. 基因循环存储模块的SEU自检[J]. 半导体技术, 2016, 41(4):312-318.
- LI D Y, CAI J Y, MENG Y F, et al. SEU self-checking of gene cyclic memory module[J]. Semiconductor Technology, 2016, 41(4):312-318 (in Chinese).
- [18] 邢克飞, 杨俊, 王跃科. FPGA运算单元单粒子错误的Berger/余数联合结果校验法[J]. 宇航学报, 2011, 32(9):2045-2050.
- XING K F, YANG J, WANG Y K. A Berger and remainder combined result checking approach for errors in FPGA's operation units induced by single event effect[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(9):2045-2050 (in Chinese).
- [19] HILDER J A, WALKER J A, TYRRELL A M. Optimising variability tolerant standard cell libraries[C] // Proceedings of 2009 IEEE Congress on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2009:2273-2280.

作者简介:

王博 男, 硕士研究生。主要研究方向: 电子装备故障检测与自修复。

孟亚峰 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 电子系统可靠性分析与设计、电子系统仿生自修复设计。

A residue codes and berger codes combined coding self-check method for embryonic electronic cell

WANG Bo, MENG Yafeng*

(Department of Electronic and Optical Engineering, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: According to embryonic electronic cell self-check demand, the residue code and berger code relationships between operands and results are analyzed based on basic logic and arithmetic operations. Aimed at address generator and I/O router, embryonic electronic cell equality operation is analyzed between inputs and outputs. With single fault detected by residue code and multiple bits unidirectional fault detected by berger code, a residue and berger combined coding self-check method is proposed. The process and realization of the proposed method are presented, and the checker is designed. Embryonic electronic cell fault detection rate, self-detection rate and hardware resource consumption based on the proposed method are analyzed. A simulation experiment is presented based on a sequential logic circuit to verify fault detection ability and self-check ability of the proposed method to various modules of embryonic electronic cell.

Keywords: embryonic electronic; residue codes; self-check; online fault detection; self-repair

Received: 2018-10-29; **Accepted:** 2019-01-18; **Published online:** 2019-02-21 10:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1420.007.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61372039)

* **Corresponding author.** E-mail: myfrad@163.com

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》 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47卷第4期 2021年4月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.4 April 2021

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 Qinp ing

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

中国标准连续出版物号: ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价: 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596212