北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2020-07
Vol.46 No.7

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

第 46 卷　第 7 期　（总第 329 期）　2020 年 7 月

目　　次

一种鲁棒性增强的机载网络流量分类方法 …… 吕娜，周家欣，陈卓，刘鹏飞，高维廷（1237）
基于改进前景理论的航空货运联盟博弈分析 …… 闫妍，张锦，唐秋宇（1247）
基于勒让德正交多项式法的反射/透射特性研究 …… 何存富，任晢文，吕炎，高杰，王硕，宋国荣（1258）
自动化飞行训练评估中的战机机动动作识别 …… 孟光磊，张慧敏，朴海音，梁宵，周铭哲（1267）
复杂低空物流无人机路径规划 …… 张启钱，许卫卫，张洪海，邹依原，陈雨童（1275）
面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型 …… 卫宗敏（1287）
菱形翼布局太阳能无人机螺旋桨滑流影响研究 …… 赵炜，黄江流，周洲，张顺家，毕鹏（1296）
一种参数区间交叉类型的目标识别方法 …… 李双明，关欣，赵静，吴斌（1307）
基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法 …… 陈齐乐，郝新红，闫晓鹏，乔彩霞，王雄武（1317）
反导预警相控阵雷达网目标分配方法 …… 杨善超，田康生，吴卫华，刘文俭，周广涛（1325）
数字开关液压系统管路压力波传播建模与分析 …… 陈晓明，朱玉川，吴昌文，高强，江裕雷（1335）
星座分布式自主定轨中信息融合方法比较研究 …… 杨静，魏若愚（1345）
航天器非奇异自适应终端滑模姿轨联合控制 …… 潘菲，朱宏玉（1354）
基于神经网络的 OFDM 信道补偿与信号检测 …… 刘步花，丁丹，杨柳（1363）
火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测方法 …… 王岩，王华，崔村燕，段永胜，赵蓓蕾（1371）
高效率的特征型紧致 WENO 混合格式 …… 骆信，吴颂平（1379）
基于受限参变率的飞翼无人机舵面阵风减缓控制 …… 孙逸轩，白俊强，刘金龙，孙智伟（1387）
激光雷达复材型面测量精度分析方法 …… 潘鑫，张俐，何凯（1398）
基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法 …… 郭达维，刘莉，陈余军，李文光，程松（1405）
基于 CGAN 的避扰通信决策网络离线式训练方法 …… 江民民，李大朋，邱昕，慕福奇，柴旭荣，孙志浩（1412）
面向订单的航空制造业多工厂生产与运输综合计划模型 …… 沈广亚，李立恒，张宁（1422）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 200 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 21 * 2020-07

（**编　辑**　张　嵘　张欣蔚　孙　芳　王艳梅　贺　伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

北航学报 赠阅

Vol. 46 No. 7 (Sum 329) July 2020

CONTENTS

A robustness-enhanced traffic classification method in airborne network
…… LYU Na, ZHOU Jiaxin, CHEN Zhuo, LIU Pengfei, GAO Weiting (1237)
Game analysis of airline freight alliance based on improved prospect theory
…… YAN Yan, ZHANG Jin, TANG Qiuyu (1247)
Reflection/transmission characteristics based on Legendre orthogonal polynomial method
…… HE Cunfu, REN Zhewen, LYU Yan, GAO Jie, WANG Shuo, SONG Guorong (1258)
Recognition of fighter maneuver in automatic flight training evaluation
…… MENG Guanglei, ZHANG Huimin, PIAO Haiyin, LIANG Xiao, ZHOU Mingzhe (1267)
Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace
…… ZHANG Qiqian, XU Weiwei, ZHANG Honghai, ZOU Yiyuan, CHEN Yutong (1275)
A multi-dimensional comprehensive evaluation model of mental workload for complex flight missions
…… WEI Zongmin (1287)
Effects of propeller slipstream on diamond joined-wing configuration solar-powered UAV
…… ZHAO Wei, HUANG Jiangliu, ZHOU Zhou, ZHANG Shunjia, BI Peng (1296)
A methodology for target recognition with parameters of interval cross type
…… LI Shuangming, GUAN Xin, ZHAO Jing, WU Bin (1307)
Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging
…… CHEN Qile, HAO Xinhong, YAN Xiaopeng, QIAO Caixia, WANG Xiongwu (1317)
Target assignment method for phased array radar network in anti-missile early warning
…… YANG Shanchao, TIAN Kangsheng, WU Weihua, LIU Wenjian, ZHOU Guangtao (1325)
Modeling and analysis of pressure wave propagation inside pipeline of digital switched hydraulic system
…… CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan, WU Changwen, GAO Qiang, JIANG Yulei (1335)
Comparative study on information fusion methods in constellation distributed autonomous orbit determination
…… YANG Jing, WEI Ruoyu (1345)
Spacecraft non-singular adaptive terminal sliding mode attitude-orbit coupling control
…… PAN Fei, ZHU Hongyu (1354)
Channel compensation and signal detection of OFDM based on neural network
…… LIU Buhua, DING Dan, YANG Liu (1363)
Prediction method of shock wave peak overpressure generated by air explosion of rocket
…… WANG Yan, WANG Hua, CUI Cunyan, DUAN Yongsheng, ZHAO Beilei (1371)
An efficient characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme
…… LUO Xin, WU Songping (1379)
Gust alleviation control for flying-wing UAV by control surface based on limited parameter variation rate
…… SUN Yixuan, BAI Junqiang, LIU Jinlong, SUN Zhiwei (1387)
Method of accuracy analysis for composite material surface measurement by lidar
…… PAN Xin, ZHANG Li, HE Kai (1398)
Conceptual design method of reconfigurable spacecraft based on visualization model
…… GUO Dawei, LIU Li, CHEN Yujun, LI Wenguang, CHENG Song (1405)
An offline training method using CGAN for anti-jamming communication decision network
…… JIANG Minmin, LI Dapeng, QIU Xin, MU Fuqi, CHAI Xurong, SUN Zhihao (1412)
An integrated planning model for production and transportation in make-to-order multi-site aviation manufacturing industry
…… SHEN Guangya, LI Liheng, ZHANG Ning (1422)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0475

一种鲁棒性增强的机载网络流量分类方法

全下文载

吕娜*，周家欣，陈卓，刘鹏飞，高维廷
（空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077）

摘 要：针对机载网络高度动态、高度不稳定造成流量监测设备难以在有限的监测周期内完成完整数据流负载特征的提取，限制了基于深度学习的流量分类方法的应用问题，提出了一种鲁棒性增强的机载网络流量分类方法。通过数据预处理及缺失样本处理方法将数据流映射为灰度矢量集合，基于完整的数据流训练数据集实现鲁棒性增强的长时递归卷积神经网络（RE-LRCN）分类模型的训练，在线上分类阶段，通过分类模型实现样本缺失数据流负载空间特征及数据流时序特征的提取，并进行数据流分类。通过在数据包缺失的流量测试数据集上的实验结果表明，所提方法可以有效抑制数据包缺失对分类准确性能的恶化。

关 键 词：机载网络；流量分类；深度学习；特征提取；鲁棒性
中图分类号：TN915.851
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1237-10

机载网络作为航空集群等新型作战系统的信息交互纽带[1-2]，通过为多样化业务流提供传输服务，可以保证平台间高效协同地执行作战任务[3-4]。在复杂多变的战场环境下，不同类型的业务流往往具有不同的信息价值及服务质量（Quality of Service，QoS）需求[5]。同时，由于机载网络具有网络拓扑高度动态、链路不稳定等特点，导致其可用带宽受限。因此，为不同类型的业务流配置相应的流量控制策略，成为优化网络带宽使用，提升网络性能，使机载网络通信能力高度收敛于作战需求的关键手段。这也使得机载网络流量类型的准确分类具有重要意义。

数据流的业务类型通常可由其应用层标注信息直接确定，因此通过对应用层协议的解析可以直接实现业务类型判断。然而，对于数据流中间转发节点而言，应用层协议的解析过程将造成数据流处理过程复杂，转发效率降低，数据传输实时性、保密性无法保证等问题；这也使得现有的流量分类方法更多基于传输层端口号、数据包有效负载等非应用层特征与业务类型之间的映射关系实现。该类流量分类方法虽然突破了对应用层协议解析的要求，但由于其所依赖的特征相对单一，且与业务类型之间并不具有严格的映射关系，其识别准确性存在局限，难以适用于大规模、多业务类型的复杂网络。

随着人工智能的兴起，基于机器学习的流量分类方法开始受到广泛关注[6-7]。基于机器学习的流量分类方法主要分为浅层学习方法和深度学习方法。其中，浅层学习方法基于经典机器学习算法，对人为提取的流量特征进行学习从而训练生成分类器[6]。然而对流量特征的人为选取加大了训练集构造的工作量，且选取的特征具有较强的主观性，难以保证所选特征集最优，在一定程度上限制了分类准确性能的提升。为降低训练工作量，进一步提升分类准确性，近年来相关研究者将深度学习引入流量分类[7-10]。该类方法以神经

收稿日期：2019-09-02；**录用日期**：2019-11-25；**网络出版时间**：2019-12-24 15:01
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191224.1322.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61701521，61703427）
*通信作者. E-mail：lvnn2007@163.com

引用格式：吕娜，周家欣，陈卓，等. 一种鲁棒性增强的机载网络流量分类方法[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1237-1246. LYU N，ZHOU J X，CHEN Z，et al. A robustness-enhanced traffic classification method in airborne network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1237-1246 (in Chinese).

北航学报 赠阅

网络模型为代表,通过将数据流负载映射为多维图像视觉特征,并利用深度学习模型的图像识别原理实现数据流业务类型的判别,具有准确性较高的优势。此外,由于深度学习模型具有特征自主提取的能力,因此在训练过程中,仅需提供相对完备的数据流样本训练集,深度学习模型即可基于数据流的物理层特征实现分类器的自主训练,避免了对不同传输体制下流量传输特征的人为分析,在降低训练工作量的同时,具有较强的适应性,可有效适用于包含多种传输体制、多种业务类型的异构化复杂网络。

不同于稳定的地面有线网络,机载网络链路变化频繁、丢包率较高、传输时延不稳定等特点造成流量监测设备往往难以在有限的监测周期内获取较为完整的数据流负载信息。采用深度学习方法时,缺失的数据包将造成数据流负载空间特征失真,从而严重影响分类准确性能。为突破基于负载空间特征分类方法的分类性能瓶颈,相关研究在数据流负载空间特征之外,将数据流的时序特征引入了流量识别问题[11-12]。实验结果表明,数据流的时序特征也可作为流量分类问题的重要特征维度之一,从而为数据包缺失条件下的分类问题提供新的思路。

针对机载网络高丢包率条件下的流量分类问题,本文提出了一种高鲁棒性的机载网络流量分类方法,并设计了鲁棒性增强的长时递归卷积神经网络(Robustness-Enhanced Long-term Recursive Convolutional neural Network, RE-LRCN)分类模型。在分类模型线下训练阶段,通过数据预处理将数据流负载映射为多个灰度矢量,分别利用卷积神经网络与长短时记忆(Long Short Term Memory, LSTM)网络实现数据流负载空间特征及数据流时序特征的提取,完成 RE-LRCN 的训练。在线上分类阶段,采用基于双向序列缺失样本填充算法对线上采集的数据流样本中缺失的数据包进行灰度值填充,基于已训练的 RE-LRCN 分类模型实现流量类型的判别。实验结果表明,RE-LRCN 分类模型可以在数据包缺失的条件下有效保证流量分类的准确性。

1 数据集与数据预处理

机载网络具有网络拓扑高度动态、网络状态高度不稳定的特点,造成其网络流量的分布呈现以下特点:①传输过程中的丢包率较高,数据流时间序列中可能存在大量的缺失数据包;②传输的时延较大,单条数据流完成传输的持续时间较长,因此无法保证数据流经过某监测节点时,数据包的到达顺序与数据包序号保持一致[3]。另外,机载网络的作战应用背景对流量分类的实时性提出了更高的要求,需要在较短的监测时间下,基于有限的数据流特征的条件下实现流量分类。

1.1 数据集构造

为实现分类器的训练并验证分类准确性,采集了在某次机载网络仿真实验过程中产生的机载网络数据流样本,并根据所属业务类型,将采集到的全体数据流样本划分为 4 类:图像视频类数据流(A 类)、态势信息类数据流(B 类)、语音类数据流(C 类)及指挥控制类数据流(D 类)[5]。在此基础上,提取全体数据流样本的完整字节信息,构建了基于有效负载的机载网络原始流量数据集,命名为 AN_Set。AN_Set 中的样本分布情况如表 1 所示。

在此基础上,将 AN_Set 数据集划分为训练数据集(Training Set, Tr_Set)与测试数据集(Testing Set, Te_Set)。其中,训练数据集中的样本数量占 AN_Set 数据集总样本数量的 70%,其流量样本均包含了完整的数据包序列;测试数据集占全体样本数量的 30%。为模拟实际机载网络环境下网络传输稳定性较差、丢包率较高的特点,对测试数据集进行了进一步的处理,按照 1%、2% 及 5% 的丢包率,对其全体样本的数据包进行随机剔除,并分别得到 3 个子测试数据集,分别命名为 Te_Set_1、Te_Set_2、Te_Set_3。

表 1 AN_Set 中数据流样本分布

Table 1 Distribution of data flow samples in AN_Set

类别	数量	比例/%
A	3 113	25.53
B	3 671	30.10
C	2 265	18.57
D	3 146	25.80
合计	12 195	100

1.2 数据预处理方法

数据预处理过程就是将数据流样本所包含的负载特征映射为可被分类器识别的数据类型。本文采用的数据预处理方法是基于文献[8]中提出的方法,将数据流负载视作该流的原始特征,首先对采用传输控制协议(Transmission Control Protocol, TCP)类数据流,按照数据包顺序号进行重组,对于非 TCP 类数据流则按照固定时间间隔顺序捕获,然后将数据流有效负载(字节)转换为数值化特征,并以灰度形式填充至灰度矢量中。

为满足机载网络环境下流量分类的实时性要

北航学报 赠阅

求,需要在采集到的部分数据包的条件下实现流量的分类。文献[13]中的实验结果表明,位于数据流前部的数据包所含的负载特征更具有代表性。因此,为实现数据流样本的早期识别,本文以数据流样本中位于前部的数据包构成的前部子流为对象进行数据预处理。数据预处理流程如图 1 所示。

在数据预处理过程中,首先设置一个 n 元前部子流截取窗口,该窗口对每一条数据流样本的前 n 个数据包进行采集并提取其全部负载,然后将该数据流样本的 n 元前部子流中每个数据包有效负载的前 m 个字节映射为一个 m 元的灰度矢量 $\boldsymbol{B}_i$,将 n 个数据包所映射的灰度矢量构成一个灰度矢量集合 $\boldsymbol{A}_{\text{out}}=\{\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2,\cdots,\boldsymbol{B}_n\}$。对于部分所含字节数低于 m 的数据包样本,在其所映射的灰度矢量中的空缺字节位填充 0 作为灰度值。

此外,由于网络中数据流样本长度各异,也可能造成部分数据流样本所含数据包数量低于截取窗口大小。同时,在分类器进行数据流在线识别的过程中,由于机载网络链路的不稳定性,将不可避免地出现部分数据流样本不完整的情况。对于该类数据流样本中缺失的数据包,按照该数据包在数据流中的排列顺序,在灰度矩阵中保留其所对应的灰度矢量填充的位置,将其初始化为全零矢量,并定义为待定灰度矢量。采用基于双向序列的样本填充算法进行处理,该算法将在 1.3 节中进行详细介绍。

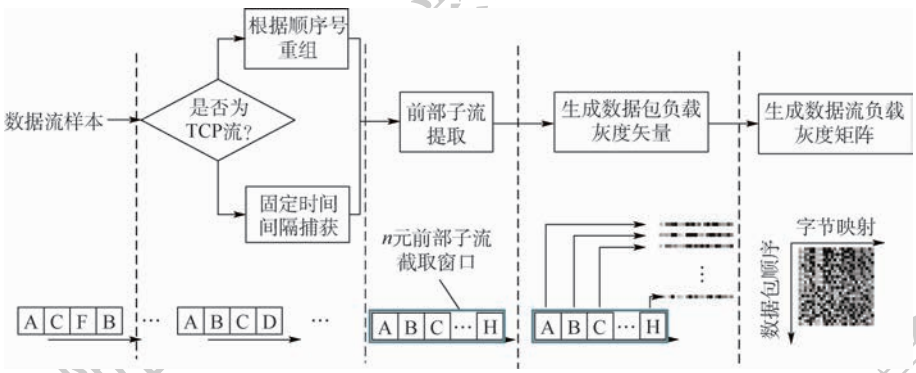


图 1　数据预处理方法

Fig. 1　Data preprocessing method

1.3　缺失样本的处理

现有基于深度学习的流量分类方法大多针对地面有线网络,具有较高的稳定性与较低的时延,因此,无论在数据集构造还是数据流的线上分类过程中,流量监测设备都可以采集到较为完整的数据流时间序列,并基于采集得到的时间序列特征实现流量分类。然而机载网络高时延、不稳定特点造成流量监测设备难以在较高的实时性要求下采集到完整的数据流负载特征,因此,需要通过缺失样本填充算法对数据流时间序列样本中的缺失数据包进行补全。

首先,对样本填充算法中需要的一些变量进行定义。设数据流样本经过数据预处理后得到一个 n 元的灰度矢量集合 $\boldsymbol{A}_{\text{out}}=\{\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2,\cdots,\boldsymbol{B}_n\}$,$\boldsymbol{B}_i=[b_i^1,b_i^2,\cdots,b_i^m]$ 表示该样本前部子流数据包所映射的灰度矢量,b_i^j 为该样本前部子流第 i 个数据包中的第 j 个字节映射的灰度值。在此基础上,定义 2 个集合:①有效灰度矢量集合 $\boldsymbol{\Omega}$,包含了一条数据流样本中被前部子流截取窗口采集到的全体数据包所映射的灰度矢量;②待定灰度矢量集合 $\boldsymbol{\Gamma}$,包含了数据预处理阶段保留的缺失数据包所对应的待定灰度矢量。为对数据流样本前部子流中的缺失数据包进行填充,基于时间序列缺失值处理方法[14],设计了基于双向序列的样本填充算法。

算法 1　基于双向序列的样本填充算法。

输入:数据流样本映射的灰度集合 $\boldsymbol{A}_{\text{out}}=\{\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2,\cdots,\boldsymbol{B}_n\}$。

输出:$\boldsymbol{A}_{\text{out}}$,$\boldsymbol{M}_{1\times n}$。

$\boldsymbol{M}_{1\times n}=\text{zeros}(n)$

for $i=1:n$

　if $\boldsymbol{B}_i\in\boldsymbol{\Gamma}$

　　$\boldsymbol{M}[i]=1$

　　for $j=1:m$;

$$b_i^j=\text{normlize}\left(\sum_{\substack{1\leqslant l\leqslant n,\\ \boldsymbol{B}_l\in\boldsymbol{\Omega}}} b_l^j\exp(-2|l-i|)\right)$$

　　end for

　　$\boldsymbol{\Omega}=\boldsymbol{\Omega}\cup\{\boldsymbol{B}_i\}$

　　$\boldsymbol{\Gamma}=\boldsymbol{\Gamma}-\{\boldsymbol{B}_i\}$

　end if

　update $(\boldsymbol{A}_{\text{out}})$

end for

北航学报 赠阅

该算法采用平滑的方法对灰度矩阵中缺失的灰度矢量(待定灰度矢量)进行填补。待定灰度矢量中任意一个元素的取值为灰度矩阵中已确定取值的灰度矢量在对应位置灰度值的加权和。在此基础上,采用指数衰减的形式确定各灰度矢量对当前待定灰度矢量的贡献,有效灰度矢量与当前待定灰度矢量的距离越远,其贡献越低。该算法最终输出完成灰度填充的灰度矩阵 $\boldsymbol{A}_{\text{out}}$ 及缺失值标识矢量 $\boldsymbol{M}_{1\times n}$。

2 鲁棒性增强的长时递归卷积神经网络

2.1 整体模型构建

RE-LRCN 的流量分类整体模型如图 2 所示,其结构包括数据预处理层、负载空间特征提取网络、时序特征提取网络及输出层。该模型以数据流样本的原始负载信息为输入,通过对负载特征的自主提取与分析,实现对数据流样本所属业务类型标签(本文中为 1.1 节所述数据集 AN_Set 中的 A、B、C、D 四类业务类型标签)的分类。

1) 数据预处理层。对输入的数据流原始样本进行数据包重排序、前部子流截取、灰度矢量映射及缺失样本处理等操作。输出为数据流样本映射的灰度矢量集合 $\boldsymbol{A}_{\text{out}}=\{\boldsymbol{B}_1,\boldsymbol{B}_2,\cdots,\boldsymbol{B}_n\}$ 及缺失值标识矢量 $\boldsymbol{M}_{1\times n}$。

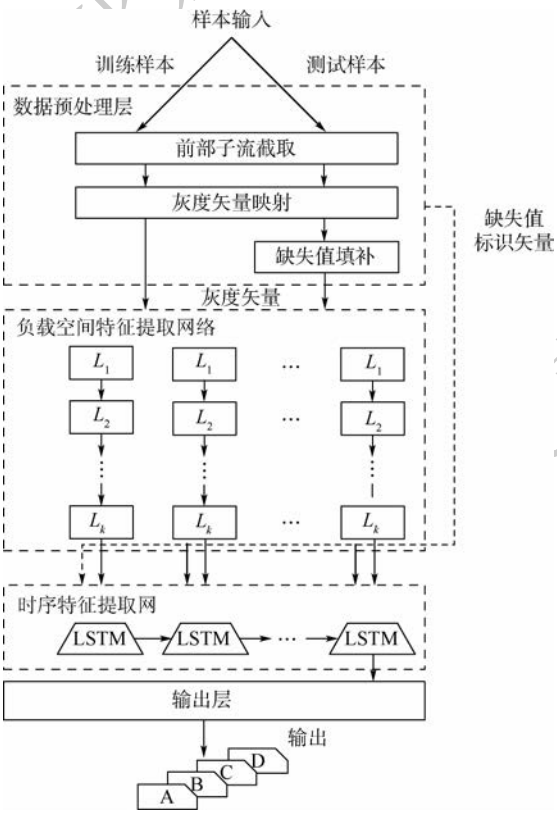


图 2 鲁棒性增强的长时递归卷积神经网络模型

Fig. 2 Model of RE-LRCN

2) 负载空间特征提取网络。由 n 个 k 层一维卷积神经网络构成,其中 $L_j(j=1,2,\cdots,k)$ 表示一维卷积神经网络第 j 层结构。负载空间特征提取网络分别以数据流样本中按序排列的数据包所映射的灰度矢量 $\boldsymbol{B}_i$ 为输入,实现数据包的负载空间特征的提取,并输出各数据包的高维负载空间特征矢量 $\boldsymbol{s}_i$。

3) 时序特征提取网络。由 n 个 LSTM 单元串联构成,以各数据包的高维负载空间特征矢量 $\boldsymbol{s}_i$ 及缺失值标识矢量 $\boldsymbol{M}_{1\times n}$ 为输入,提取数据流的时序特征矢量 $\boldsymbol{t}_i$ 至输出层,最终生成该数据流的类别标签。

2.2 数据流负载空间特征提取

数据包是数据流中承载负载信息的基本单元,因此对数据流负载空间特征的提取基于数据包层面。数据流样本经过数据预处理环节之后生成了一个灰度矢量集合,每个灰度矢量对应于一个数据包,其包含了该数据包前 m 个字节所包含的全部空间信息。通过卷积神经网络,实现该数据流负载空间特征的有效提取。

标准的卷积神经网络模型包括输入层、卷积层、池化层及全连接层。其中,输入层主要实现输入数据的预处理及训练样本的筛选;卷积层由卷积核与激活函数构成,通过对上一层特征面的扫描实现隐含局部空间特征的提取;池化层位于卷积层之间,通过对特征面的池化下采样实现对特征面数据量的压缩;全连接层位于卷积神经网络末端,根据前部网络结构所提取到的空间特征进行样本所属类型的判别并输出预测标签。常用的卷积神经网络结构中通常具有 2~3 层全连接层,RE-LRCN 分类模型的特征提取网络仅保留单层全连接层结构,用于将前部网络结构提取到的样本的多个特征面/特征矢量转换为单个特征矢量。

由于数据包中的负载以字节流的形式出现,因此选取一维卷积神经网络中的卷积层、池化层及单层全连接层构成的网络结构,实现空间特征的提取。数据流负载空间特征提取网络的结构如表 2 所示。

数据流样本经过数据流负载空间特征提取网络后,将输出 n 个 10×1 的数据包高维负载空间特征矢量 $\boldsymbol{s}_i$,每个 $\boldsymbol{s}_i$ 对应该数据流样本中前部子流的一个数据包。

2.3 数据流时序特征提取

LSTM 网络作为一种改进循环神经网络,通过记忆单元可实现时序特征的有效提取[15],目前

北航学报 赠阅

表 2　数据流负载空间特征提取网络的结构

Table 2　Structure of data flow loading spatial feature extraction network

层数	类型	输入	窗口大小	窗口数量	步长	边缘填充	输出
1	卷积层 + 激活函数	(28 × 1) × 1	3 × 1 × 1	3	1	边缘一致	(28 × 1) × 3
2	最大池化层	(28 × 1) × 3	3 × 1 × 3	1	3	边缘一致	(10 × 1) × 3
3	卷积层 + 激活函数	(10 × 1) × 3	3 × 1 × 3	6	1	边缘一致	(10 × 1) × 6
4	最大池化层	(10 × 1) × 6	3 × 1 × 6	1	3	边缘一致	(4 × 1) × 6
5	全连接层	(4 × 1) × 6		10			10 × 1

在文本识别、视频分析及行为识别领域取得广泛应用[16-17]。RE-LRCN 中数据流时序特征的提取基于 LSTM 网络。为在数据流样本缺失条件下实现数据流时序特征的提取,在 LSTM 网络常规结构的基础上构建了低样本缺失敏感的 LSTM 网络,通过引入惩罚因子机制,对缺失数据流样本对 LSTM 时序特征提取的贡献进行控制。

低样本缺失敏感的 LSTM 网络结构如图 3 所示,其包括基本的 LSTM 单元及惩罚因子控制模块(Penalty Factor Control Model,PFCM)。由 n 个 LSTM 单元依次串联,构成 LSTM 单向网络结构,其以各数据包负载空间特征向量 $\boldsymbol{s}_i$ 为输入,实现数据流时序特征矢量 $\boldsymbol{t}_i$ 的提取。PFCM 模块以缺失值标识矢量 $\boldsymbol{M}_{1\times n}$ 为输入,对惩罚因子 p_i 进行维持与控制。

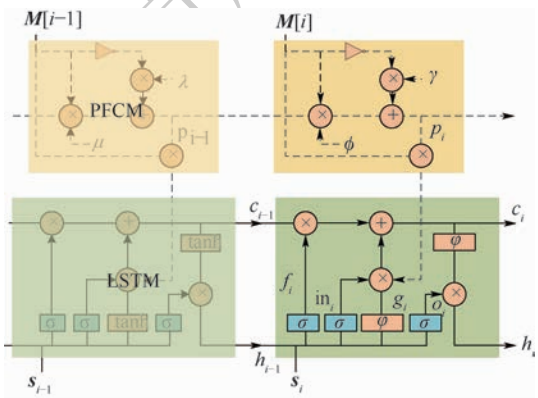


图 3　低样本缺失敏感的 LSTM 网络结构

Fig. 3　Structure of LSTM network with low sample loss sensitivity

2.3.1　LSTM 单元结构

首先对时序特征提取网络中的 LSTM 单元进行设计。如图 3 所示,$c_i \in \mathbf{R}^N$ 表示 LSTM 单元中的记忆单元,实现对时序特征的提取与维持;h_i 表示当前时刻 LSTM 单元的输出状态。LSTM 单元结构主要由输入节点 $g_i \in \mathbf{R}^N$、输入门 $\mathrm{in}_i \in \mathbf{R}^N$、遗忘门 $f_i \in \mathbf{R}^N$、输出门 $o_i \in \mathbf{R}^N$ 构成。其中,输入节点 g_i 根据当前输入 $\boldsymbol{s}_i$ 与前一时刻状态 h_{i-1},通过双曲激活函数 $\varphi(x)$ 映射为[-1,1]范围的系数,从而确定当前时刻的输入 $\boldsymbol{s}_i$ 对于时序特征提取过程中的贡献。双曲激活函数表达式如下:

$$\varphi(x) = \frac{e^{x} - e^{-x}}{e^{x} + e^{-x}} \tag{1}$$

输入门 in_i、遗忘门 f_i 及输出门 o_i 根据当前输入 $\boldsymbol{s}_i$ 与前一时刻状态 h_{i-1},通过 S 型曲线激活函数 $\sigma(x)$ 映射为[0,1]范围内的系数,分别确定输入节点 g_i 对当前时刻记忆单元 c_i 的实际贡献程度、前一时刻记忆单元 c_{i-1} 到当前时刻记忆单元 c_i 的继承程度及前一时刻记忆单元 c_{i-1} 到当前时刻输出状态 h_i 的通过程度。S 型曲线激活函数表达式如下:

$$\sigma(x) = (1 + e^{-x})^{-1} \tag{2}$$

基于以上概念,当前时刻 LSTM 单元的记忆单元 c_i 取值通过式(3)确定:

$$c_i = f_i \cdot c_{i-1} + \mathrm{in}_i \cdot g_i \cdot p_i \tag{3}$$

c_i 包括 2 个部分:①前一时刻记忆单元输出与当前时刻遗忘门输出的乘积;②当前时刻输入门、输入节点及缺失值惩罚因子的乘积。为限制缺失样本对记忆单元的贡献程度,在输入门提供的通过系数的基础上,进一步引入了惩罚因子,惩罚因子的确定将在 2.3.2 节中介绍。

此外,当前时刻输出状态 h_i 取值通过式(4)确定:

$$h_i = o_i \cdot \varphi(c_i) \tag{4}$$

h_i 取值表示当前 LSTM 单元的输出,该输出可作为下一个 LSTM 单元的输入之一。

2.3.2　惩罚机制

1.3 节中通过缺失样本填充算法,对单个数据流样本中的缺失数据包样本所对应的灰度矢量进行了填充。然而,该算法仅通过对灰度矩阵的平滑实现缺失灰度矢量的填充,无法获取对应数据包实际的负载空间特征,因此,应相应降低该类数据包对应的高维负载空间特征在数据流时序特征提取过程中的贡献。本文在 LSTM 网络基础上引入了惩罚机制,通过限制缺失样本对记忆单元的贡献程度,优化数据流时序特征的提取过程。

惩罚机制的实现基于 PFCM 单元,PFCM 单元相互串联构成 PFCM 网络,其与 LSTM 网络平

北航学报 赠阅

行,维持对惩罚因子 p_i 取值的控制。PFCM 单元对惩罚因子取值的控制流程通过如图 4 所示流程实现。

各 PFCM 单元以缺失值标识矢量 $\boldsymbol{M}_{1\times n}$ 为输入,输出为各级 LSTM 单元所对应的惩罚因子 p_i,参数 γ 与 ϕ 分别表示惩罚因子衰减参数与惩罚因子上调参数。对于每一个数据流样本,先对惩罚因子初始值进行初始化,之后对每一个 PFCM 单元,根据输入的缺失值标识矢量取值确定惩罚因子的衰减与上调。若输入的缺失值标识为 1,即该时刻对应的数据包为丢失数据包,此时对惩罚因子进行指数衰减操作,并输出此时的惩罚因子实现对 LSTM 输入门的控制;若输入的缺失值标识为 0,表明此时对应的数据包为实际采集到的数据包,此时对惩罚因子进行加性上调,直至惩罚因子升至初始值 1。

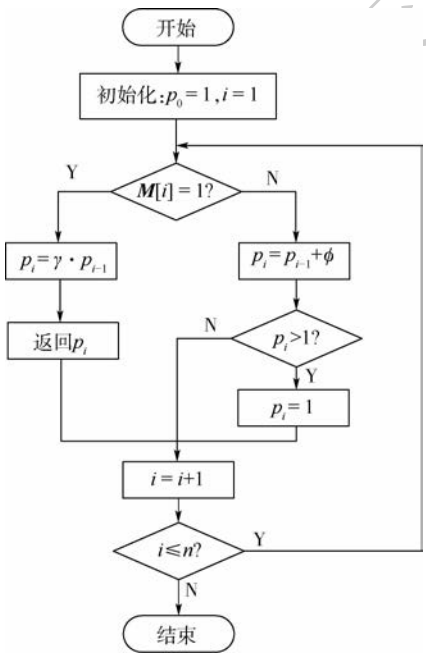


图 4 惩罚机制流程

Fig. 4 Flowchart of penalty mechanism

3 仿真结果与分析

3.1 实验环境配置及评价指标

本文所选取的实验硬件环境为一台内存为 4 GB,搭载 1.8 GHz 主频处理器的 64 位 Win 10 操作系统 PC。软件环境为 1.13.1 版本的 Tensorflow 框架及 5.3.0 版本的 Anaconda3 环境。使用 1.1 节中构造的训练数据集 Tr_Set 对 RE-LRCN 分类模型进行训练,并以 1.1 节中构造的 3 个子测试数据集(Te_Set_1、Te_Set_2、Te_Set_3)对分类器的分类准确性能进行验证。分类器线下训练阶段及线上分类阶段的相关参数设置如表 3 所示。

表 3 实验相关参数设置

Table 3 Experimental parameter setting

参数	数值
输出灰度矢量尺寸	28 × 1
前部子流截取窗口大小	28
负载空间特征提取网络训练轮次 e_1	50
负载空间特征提取网络学习率 η_1	0.5
时序特征提取网络训练轮次 e_2	50
时序特征提取网络学习率 η_2	0.3
惩罚因子衰减参数 γ	0.5
惩罚因子上调参数 ϕ	0.2

本文主要对分类器的分类准确性指标进行评估。选取的 3 个准确性指标分别为:类可信度 λ_i、类覆盖度 μ_i 及整体分类准确率 ξ。设分类器在对一个 n 分类问题的验证过程中,i 类样本被正确分类的数量为 TP_i,其他任意类样本被错误分类为 i 类样本的数量为 FP_i,i 类样本被错误分类为其他类别样本的数量为 FN_i,则 3 项准确性指标分别表示如下:

$$\lambda_i = \frac{\mathrm{TP}_i}{\mathrm{TP}_i + \mathrm{FP}_i} \tag{5}$$

$$\mu_i = \frac{\mathrm{TP}_i}{\mathrm{TP}_i + \mathrm{FN}_i} \tag{6}$$

$$\xi = \frac{\sum_{i=1}^{n} \mathrm{TP}_i}{\sum_{i=1}^{n} (\mathrm{TP}_i + \mathrm{FN}_i)} \tag{7}$$

3.2 基于数据流时序特征的流量分类性能分析

首先以样本数据完整的测试数据集 Te_Set 验证基于数据流时序、空间特征的流量分类性能。针对所依赖特征维度,可将现有基于深度学习的流量分类器分为:基于空间特征的分类器模型、基于时序特征的分类器模型及基于时/空间特征的分类器模型。其中,基于空间特征的分类器模型以卷积神经网络模型(记为 CNN)为代表;基于时序特征的分类器模型以 LSTM 网络模型为代表;基于时/空间特征的分类器模型以 RE-LRCN 模型及文献[11]提出的基于层次化时空特征的流量分类模型(记为 HAST)为代表。4 种方法均采用本文提出的预处理方法,其中在 CNN 方法中采用二维卷积神经网络模型,因此将全体灰度矢量按照数据包到达先后顺序拼接为一个 $n\times m$ 的灰度矩阵;而在 LSTM 方法与 RE-LRCN 方法中,由于在提取时序特征的过程中均需以数据包为单位,因此其输入为 n 个 m 元灰度矢量(本文中设

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

置 $m=n=28$),LSTM 方法直接对预处理得到的灰度矢量进行时序特征的提取,而 RE-LRCN 方法则首先实现对数据流负载空间特征的提取,得到高维负载空间特征矢量后,再对数据流时序特征提取。在 4 类分类器进行线上分类过程中,数据流样本被正确分类所需数据包个数占被全体正确分类数据流样本所含数据包总数比例的统计结果均在 15% 以下,这是由于 4 类分类器均采用了 2.2 节中设计的数据预处理方法,对于任意一条数据流样本,均以其前 m(本仿真实验中 $m=28$)个数据包构成的数据流前部子流作为特征提取对象。该统计结果表明,采用本文提出的数据预处理方法可以实现部分大流量早期分类,从而满足机载网络流量处理的实时性需求。

4 种分类器的分类准确性能对比如图 5 所示。通过对比可以发现,基于多维度特征的分类模型的分类准确性能优于基于单一维度特征的分类模型。其中,以 CNN 模型为代表的基于负载空间特征的流量分类模型准确性能略优于以 LSTM 网络为代表的基于数据流时序特征的分类模型,其整体分类准确率接近 90%。相对于基于单一维度特征的分类模型,基于多维度特征的分类模型通过同时提取数据流空间、时序特征,实现了分类准确性能的有效提升,整体分类准确率均达到 90% 以上。其中,HAST 分类模型通过对数据流、数据包 2 个层次的负载空间特征的提取及基于数据包到达时间的数据流时序特征提取,获得了最优的分类准确性能,其整体分类准确率达到 95.28%。而 RE-LRCN 分类模型通过对数据包层次负载空间特征及时序特征的提取,其整体分类准确率为 91.80%,略低于 HAST 模型。图 5(b)、图 5(c)分别为 4 种分类模型下各类流量的类覆盖度及类可信度,其分布趋势与 4 种方法的整体分类准确率相似,同时,可以观察到基于多维特征的分类模型下,各类流量的类可信度与类覆盖度分布更为平稳。

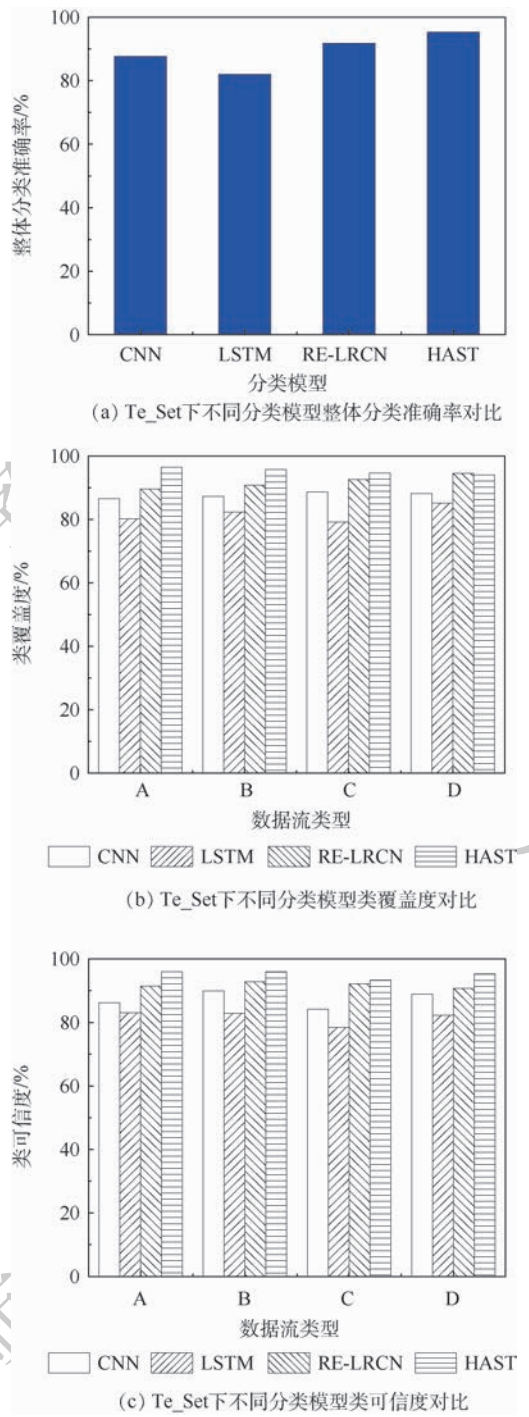


图 5　不同分类模型下测试数据集的分类准确性能对比

Fig. 5　Comparison of classification veracity performance under different classification models in Te_Set

3.3　机载网络环境下流量分类准确性能对比分析

为验证 RE-LRCN 分类模型在实际机载网络环境下的分类准确性能,分别以经过数据包随机剔除处理后的样本数据不完整的机载网络数据流测试数据集(Te_Set_1、Te_Set_2、Te_Set_3),测试 RE-LRCN 分类模型在不同丢包率条件下的分类准确性能。

本文选取了几种常用的基于深度学习的流量分类方法作为对照,包括基于离差标准化卷积神经网络的流量分类方法(MMN-CNN)[9]、HAST 方法[11]及基于普通长时递归卷积神经网络的方法[12](LRCN)。在以上对照方法中,对于缺失数据包样本,均采用本文提出的平滑方法进行填充,训练与测试过程如图 6 所示。

图 7 为不同流量分类方法下,不同测试数据集的整体分类准确率对比。可以发现,随着丢包率的提升,不同方法下获得的整体分类准确率

北航学报 赠阅

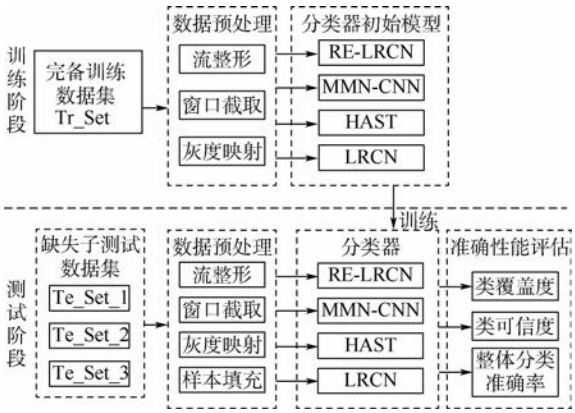


图 6 样本缺失条件下分类模型训练及测试过程

Fig. 6 Training and testing process of classification model with loss of samples

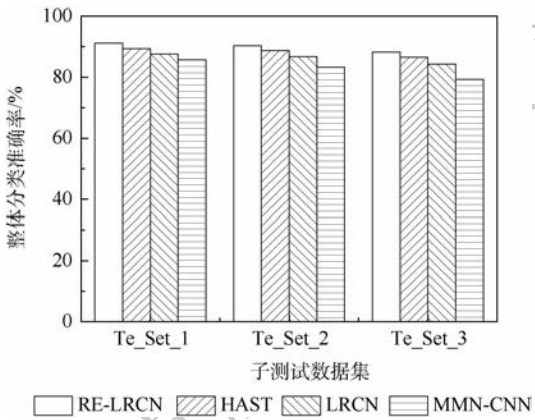


图 7 样本缺失条件下不同分类模型整体分类准确率对比

Fig. 7 Comparison of overall classification precision among different classification models with loss of samples

呈现下降趋势，随着丢包率由 1% 提升至 5%，4 种分类方法的整体分类准确率均下降 4% 左右。这表明数据流中的数据包样本丢失现象对分类模型的分类准确性能具有较为明显的影响。而在 4 种分类模型中，RE-LRCN 分类模型在数据包缺失的条件下可以获得最优的分类准确性能，其在 1%、2% 与 5% 的丢包率下分别可以获得 91.17%、90.33% 与 88.17% 的整体分类准确率，接近于理想测试数据集无丢包条件下 91.80% 的整体分类准确率。而原始的 LRCN 分类模型在 3 个子测试数据集下的整体分类准确率较 RE-LRCN 分类模型分别低3.54%、3.6% 与 3.84%；而 HAST 分类模型虽然在理想测试数据集下能够获得最优的分类准确性能，但由于其提取了多个维度的数据流特征，导致其高度拟合理想测试数据集，而在数据包样本缺失的测试数据集下的泛化性能较差，因而随着丢包率的提升，其分类准确性能出现显著恶化。基于数据流负载空间特征的 MMN-CNN 分类模型虽在理想测试数据集下的分类性能较好，但其在数据包样本缺失条件下的分类性能恶化最为严重，在 5% 的丢包率条件下，其整体分类准确率降至 79.32%。

图 8 进一步展示了不同丢包率条件下，各流量分类模型所获得的类覆盖度与类可信度对比。其中，图 8(a) ~ 图 8(c) 为各流量分类模型在不同子测试数据集下的类覆盖度对比。图8(d) ~

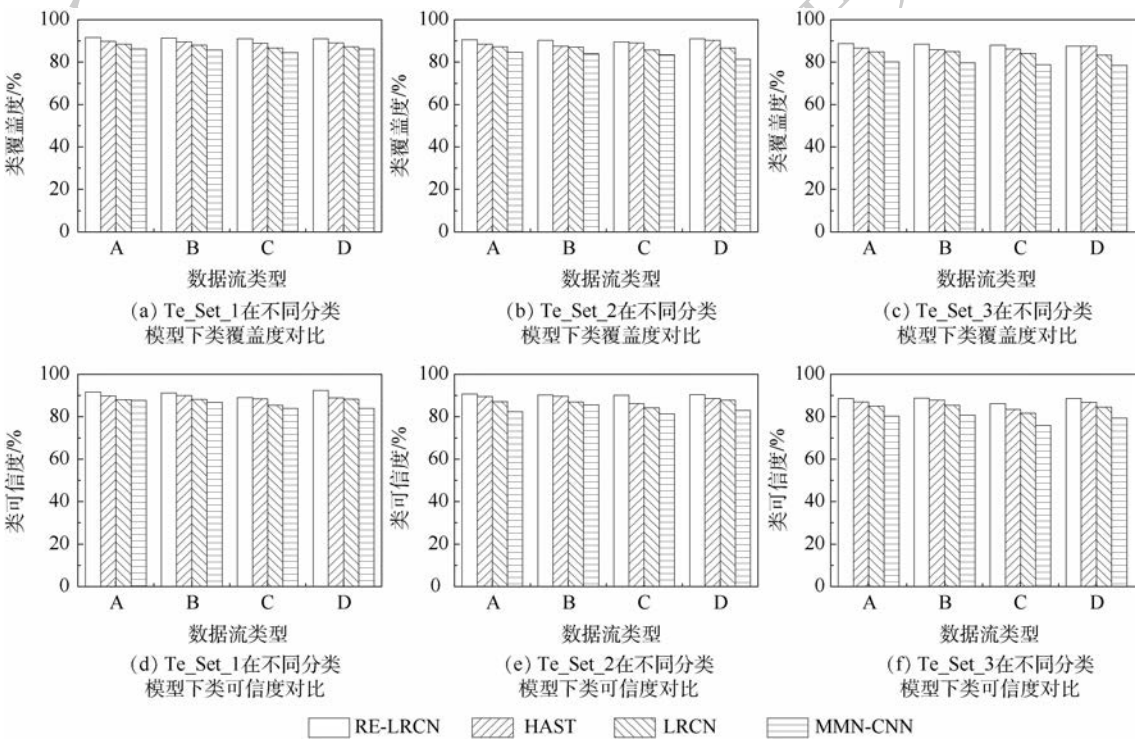


图 8 样本缺失条件下不同分类模型类可信度与类覆盖度对比

Fig. 8 Comparison of precision and recall among different classification models with loss of samples

北航学报 赠阅

图 8(f)为类可信度的对比。可以发现,随着子测试数据集丢包率的提升,各类流量分类模型所获得的类覆盖度与类可信度的整体变化趋势与图 7 所示的整体分类准确率的变化趋势相同,均有所下降。其中,RE-LRCN 分类模型所获得的类覆盖度与类可信度在 4 种分类模型中最优,与原始的 LRCN 分类模型相比,通过惩罚因子机制,限制对缺失数据包样本对记忆单元的贡献值,在 3 个子测试数据集中,使 4 类数据流的平均类覆盖度分别提升 3.61%、3.57% 与 3.85%,平均类可信度分别提升 3.60%、3.77% 与 3.89%。MMN-CNN 分类模型随丢包率的提升,其类覆盖度与类可信度衰减较为严重,其原因在于该模型基于二维卷积神经网络对数据流负载空间特征进行了提取,而数据包样本的缺失导致数据流映射的灰度图中的部分灰度矢量失真,从而严重影响分类模型的判别。

4　结　论

1) RE-LRCN 分类模型通过时间、空间 2 个维度的特征提取,可以在完备的网络流量数据集中获取较为理想的分类准确性能。通过在完备的网络流量数据集上的仿真结果表明,在所选的 4 种分类模型中,RE-LRCN 分类模型的整体分类准确率可达到 91.80% 的整体分类准确率,仅次于同样采用时、空间特征提取的 HAST 分类模型。

2) 在数据包缺失环境下,RE-LRCN 分类模型具有更高的鲁棒性。在丢包率分别为 1%、2% 与 5% 的机载网络流量测试数据集上,RE-LRCN 分类模型分别获得 91.17%、90.33% 与 88.17% 的整体分类准确率,高于本文中所选的对照分类模型。

3) 随着流量数据集中丢包率的提升,各类分类模型的分类准确性能均呈现一定程度的衰减,RE-LRCN 分类模型对数据集缺失的敏感度相对较低,在所选的 4 类分类模型中,分类准确性能衰减程度最低。

4) RE-LRCN 分类模型将特征提取对象固定为一条数据流的前部子流段,在一定程度上提升了分类判决的实时性,但由于限制了数据包样本的提取,因此在一定程度上影响了分类准确性能。

参考文献 (References)

[1] 霍大军. 网络化集群作战研究[M]. 北京:国防大学出版社,2013:66-68.
HUO D J. Operation of network swarm[M]. Beijing: National Defense University Press,2013:66-68(in Chinese).

[2] 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[M]. Scientia Sinica(Technologica),2019,49(3):277-287(in Chinese).

[3] CAO X B,YANG P,MOHAMED A,et al. Airborne communication networks:A survey[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications,2018,36(9):1907-1926.

[4] 吕娜,杜思深,张岳彤,等. 数据链理论与系统[M]. 北京:电子工业出版社,2018:7-9.
LV N,DU S S,ZHANG Y T,et al. Theory and system of data link[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry,2018:7-9(in Chinese).

[5] 梁一鑫,程光,郭晓军,等. 机载网络体系结构及其协议栈研究进展[J]. 软件学报,2016,27(1):96-111.
LIANG Y X,CHENG G,GUO X J,et al. Research progress on architecture and protocol stack of the airborne network[J]. Journal of Software,2016,27(1):96-111(in Chinese).

[6] NGUYEN T T,ARMITAGE G. A survey of techniques for internet traffic classification using machine learning[J]. IEEE Communications Surveys & Tutorials,2009,10(4):56-76.

[7] SHAFIQ M,YU X,LAGHARI A A,et al. Network traffic classification techniques and comparative analysis using machine learning algorithms[C]//2016 2nd IEEE International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway: IEEE Press,2016:2451-2455.

[8] 李勤,师维,孙界平,等. 基于卷积神经网络的网络流量识别技术研究[J]. 四川大学学报(自然科学版),2017,54(5):959-964.
LI Q,SHI W,SUN J P,et al. The research of network traffic identification based on convolutional neural network[J]. Journal of Sichuan University (Natural Science Edition),2017,54(5):959-964(in Chinese).

[9] 王勇,周慧怡,俸皓,等. 基于深度卷积神经网络的网络流量分类方法[J]. 通信学报,2018,39(1):14-23.
WANG Y,ZHOU H Y,FENG H,et al. Network traffic classification method basing on CNN[J]. Journal on Communications,2018,39(1):14-23(in Chinese).

[10] SHI H,LI H,DAN Z,et al. An efficient feature generation approach based on deep learning and feature selection techniques for traffic classification[J]. Computer Networks,2018,132:81-98.

[11] WEI W,SHENG Y,WANG J,et al. HAST-IDS:Learning hierarchical spatial-temporal features using deep neural networks to improve intrusion detection[J]. IEEE Access,2018,6(99):1792-1806.

[12] ZOU Z,GE J,ZHENG H,et al. Encrypted traffic classification with a convolutional Long short-term memory neural network[C]//2018 IEEE 20th International Conference on High Performance Computing and Communications. Piscataway: IEEE Press,2018:329-334.

[13] TONG W,ZHEN H,WEI W,et al. Early-stage internet traffic identification based on packet payload size[J]. Journal of Southeast University(English Edition),2014,30(3):289-295.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[14] 范竣翔,李琦,朱亚杰,等. 基于RNN的空气污染时空预报模型研究[J]. 测绘科学,2017,42(7):76-83.
FAN J X,LI Q,ZHU Y J,et al. A spatio-temporal prediction framework for air pollution based on deep RNN[J]. Science of Surveying and Mapping,2017,42(7):76-83(in Chinese).

[15] GREFF K,SRIVASTAVA R K,KOUTNÍK J,et al. LSTM:A search space odyssey[J]. IEEE Transactions on Neural Networks & Learning Systems,2016,28(10):2222-2232.

[16] DONAHUE J,HENDRICKS L A,ROHRBACH M,et al. Long-term recurrent convolutional networks for visual recognition and description[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence,2014,39(4):677-691.

[17] LIU J,SHAHROUDY A,XU D,et al. Spatio-temporal LSTM with trust gates for 3D human action recognition[C]// European Conference on Computer Visio. Berlin:Springer,2016:816-833.

作者简介:

吕娜 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空数据链。

周家欣 男,硕士研究生。主要研究方向:军事航空通信。

A robustness-enhanced traffic classification method in airborne network

LYU Na*, ZHOU Jiaxin, CHEN Zhuo, LIU Pengfei, GAO Weiting

(School of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: The highly dynamic and highly unstable characteristics of the airborne network make it difficult for traffic monitoring equipment to extract the complete data flow load characteristics within a limited monitoring period, thus limiting the application of the deep learning based traffic classification method. Aimed at this problem, a robustness-enhanced airborne network traffic classification method is proposed. First, data stream samples are mapped to gray vector sets by data preprocessing and missing sample processing methods. Then, the Robustness-Enhanced Long-term Recursive Convolutional neural Network (RE-LRCN) classification model is trained based on the complete traffic training set. Finally, in the online classification stage, the loading space features of packets-sample deficient data flows and timing features of data flows are extracted and the traffic is classified with the RE-LRCN model. The experiment results on the packets-sample deficient test set show that the proposed method can effectively suppress the deterioration of the accuracy of classification due to the missing of packet samples.

Keywords: airborne network; traffic classification; deep learning; feature extraction; robustness

北京航空航天大学学报

Received: 2019-09-02; **Accepted**: 2019-11-25; **Published online**: 2019-12-24 15:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191224.1322.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61701521,61703427)

* **Corresponding author**. E-mail: lvnn2007@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0468

基于改进前景理论的航空货运联盟博弈分析

闫妍[1], 张锦[1,2,*], 唐秋宇[1]
(1. 西南交通大学 交通运输与物流学院, 成都 610031;
2. 西南交通大学 综合交通运输智能化国家地方联合工程实验室, 成都 610031)

摘 要: 航空货运联盟的应用有助于航空公司的业务经营,航空公司通过低运营成本,提高服务质量,使得用户获得较大的满足感。以航空货运联盟为基础,探讨不同航空公司在航空货运联盟中有关航线运输业务自营或外包的决策问题。考虑前景理论中的损失厌恶,采用改进的风险价值函数刻画航空公司的成本损失;建立得益矩阵,并通过动态演化博弈分析决策过程。结果表明:当自营成本分摊系数越大,外包成本分摊系数、风险损失系数和风险凹凸系数越小,固定成本越大,飞机的单位运输成本越小,收益率越大时,S 航空公司若货运量大于其他航空公司,则宜采取业务自营,反之,则业务外包;当自营成本分摊系数越小,外包成本分摊系数越大时,S 航空公司选择自营概率越大;当 S 航空公司货运量越大时,其选择自营概率越大;其他航空公司自营概率越大,S 航空公司自营概率越小。

关 键 词: 航空货运联盟; 业务自营; 业务外包; 动态演化博弈; 改进前景理论
中图分类号: F062.9; V2-9
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1247-11

近年来,中国航空货运发展迅速,货邮吞吐量增长趋势明显,但仍存在着航空货运成本高、资源配置及利用率低的问题。因此,研究航空货运联盟下的航空货运参与方的选择行为,对促进航空货运联盟及降低成本、提高效率与利用率有着重要意义。航空货运联盟成员间合理地分担成本成为研究热点问题。本文通过分析航空货运联盟参与主体的成本及效益的分摊问题,重点研究航空货运联盟参与方效益博弈行为决策问题。

目前,国内外大多学者对航空货运联盟的研究主要集中在航空货运联盟对航空公司[1]及旅客的影响[2]、对网络的影响[3]、联盟网络自身的稳定性[4]、航线网络优化研究[5]及收益与成本分配分析[6]等方面。在收益及成本分配方面,一般情况,联盟主体之间通过提前制定特殊比例分摊协议(SPAs),实现对航线的收益共享准则[7]。各成员在联盟航线的价值取决于收益分配机制,预先确定的收益分配机制会影响成员间的分配决策和预期收益。另一种是根据实际业务进行收益与成本的分配,顾颖菁和朱金福[8]采用讨价还价动态博弈法,研究航空货运联盟航线运营主体与业务主体在信息共享与否下的价格问题,建立按比例分配的多阶段议价模型。丛晓妮等[9]结合联盟风险影响下的 Shapley 值分配方法,对联盟的收益进行公平、合理的分配。郑士源和王浣尘[10]利用动态合作博弈方法,研究航空企业的竞争与联盟问题,运用联盟均衡寻找最稳定的方案。Wright 等[11]建立 2 个成员的马尔可夫博弈模型,分析各成员的行为对联盟收益管理与分配机制的影响。文军[12]讨论了航空货运联盟收益分配机

收稿日期: 2019-09-02; **录用日期**: 2020-01-03; **网络出版时间**: 2020-01-17 17:09
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1340.002.html
基金项目: 国家社会科学基金(17XGL013)
* **通信作者**. E-mail: zhjswjtu@home.swjtu.edu.cn

引用格式: 闫妍, 张锦, 唐秋宇. 基于改进前景理论的航空货运联盟博弈分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1247-1257. YAN Y, ZHANG J, TANG Q Y. Game analysis of airline freight alliance based on improved prospect theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1247-1257 (in Chinese).

北航学报 赠阅

制,并以合作博弈为基础,构建航空货运联盟基于代码共享的委托代理模型,分析航空收益的分配机制。Kimms 和 Çetiner[13] 研究了基于合作博弈论中多参与成员及运作多航段网络的航空货运联盟的收益共享机制。Topaloglu[14] 设计了多航段联盟网络自身的舱位控制方法和收益共享机制,对航空公司的舱位容量进行控制,分析航空货运联盟的收益分配。目前,已有航空货运联盟收益分配的研究主要从指定协议及博弈论等方面进行分析。在已有的博弈论研究中对于前景理论的考虑较少,因此本文利用改进损失厌恶的前景理论来对动态博弈进行分析,有效刻画博弈双方在风险条件下的收益问题。对前景理论[10,15-19]的研究主要有基于损失厌恶的、累积前景理论[20]、禀赋效应、有限理性等方面。

以改进的基于损失厌恶的前景理论为基础,分析航空货运联盟参与方在不同决策行为下的得益矩阵,计算复制动态方程及相关参数的影响,并通过动态演化博弈分析各参数对航空货运联盟的影响。通过实际案例,分析不同情况下的均衡条件及演化趋势。通过对比分析在不同情况下的货运量及自营成本分摊系数、外包成本分摊系数对航空公司联盟选择的决策影响。基于损失厌恶改进的前景理论,在实际建模过程中,该方法是解决当存在任意参与方无法顺利完成自己负责运营的航空业务,将造成风险损失的情况,因此研究假设各参与方都存在对风险非常厌恶的情况。

1 模型假设与建立

1.1 模型假设

本文中研究的博弈问题,参与一方为联盟体中的 S 航空公司,另一方为联盟体中的其他航空公司。联盟自营是指联盟体内的多方参与者,从自身角度出发,对不同航段上的运输选择行为采取业务自营。相反,联盟外包是指运输选择行为采取业务外包。航空公司参与航空货运联盟,可通过降低成本、提高业务量,提升收益。对于 S 航空公司来说,当加入航空货运联盟时,可选择航线上的运输业务自营或者业务外包 2 种策略。其他航空公司对 S 航空公司的决策也可采取运输业务自营或者业务外包 2 种策略。当其他航空公司选择运输业务自营时,S 航空公司可采取运输业务自营或者业务外包 2 种策略,双方采取的策略主要由不同策略预期得益决定,预期越大采取的策略概率就越大,其中 $x,y(0\leqslant x,y\leqslant 1)$ 分别表示联盟下双方支持运输业务选择自营的概率。

1.2 改进的前景理论

基于 Kahneman 和 Tversky[21] 提出的前景理论,Rieger 和 Bui[22] 提出风险厌恶型的前景理论,研究改进的前景理论。文献[21-22]提出的反映风险损失程度的权重函数同样适用于本文研究。应用前景理论是刻画无人运输时的损失成本,因此对刻画风险价值函数进行改进。

利用权重函数[21-22],反映风险损失的程度:

$$\pi(p)=\begin{cases}\pi^{+}(p)=\dfrac{p^{\xi}}{[p^{\xi}+(1-p)^{\xi}]^{1/\xi}}\\ \pi^{-}(p)=\dfrac{p^{\tau}}{[p^{\tau}+(1-p)^{\tau}]^{1/\tau}}\end{cases}\tag{1}$$

式中:p 为基于运量的选择概率,与飞机的载重、实际的运量有关;ξ 和 τ 表示权重的大小,也反映了决策者对待收益和风险的不同态度,权重值越大,决策者越喜爱收益或者厌恶风险。

文献[22]中提出价值函数为

$$v(u)=\begin{cases}u^{g_1} & u\geqslant 0\\ -\lambda(-u)^{g_2} & u<0\end{cases}$$

式中:u 为收益或损失的价值,当 $u<0$ 时,反映损失价值部分;g_1、g_2 为描述对收益和损失的风险态度,本文令 $g_1=1$,$g_2=1$;λ 为损失厌恶系数。

本文考虑决策者对损失价值是敏感型的,因此重点对风险价值函数损失部分进行刻画。且当 $\lim\limits_{u\to 0}v(u)<0$,$u<0$ 表示丝毫的风险损失概率都会产生一定的风险损失价值,如图 1所示。

利用改进的风险价值函数,刻画风险损失:

$$v(C_W)=\begin{cases}\lambda_1 C_W & C_W\geqslant 0\\ -\vartheta[1+\lambda_2(-C_W)] & C_W<0\end{cases}\tag{2}$$

因此,风险损失价值模型为

$$V=\sum v(C_W)\pi(p)\tag{3}$$

式中:ϑ 为风险损失系数,可反映决策者对损失的敏感度,$\vartheta>1$ 表示决策者对于损失更敏感,$\vartheta\leqslant 1$ 则表示决策者对于损失不大敏感;λ_1、λ_2 分

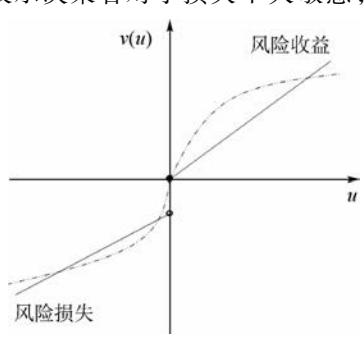


图 1 风险价值函数

Fig. 1 Var function

北航学报 赠阅

别为风险价值函数在收益和损失时的凹凸系数,$0<\lambda_1,\lambda_2<1$;C_W 为无人运输的损失成本。

1.3　模型建立

研究航空货运联盟下的所有航空公司对航段运输自营与外包的选择。S 航空公司与其他航空公司之间得益矩阵如表 1 所示。表中:t 为单位运量与运距的收益系数;C_P 为航空公司的飞机固定成本,包括装卸搬运等成本;C_T 为单位运输费用;d 为运输距离;D_1 为其他航空公司的货运量;D_2 为 S 航空公司的货运量;α 为航空公司运输业务自营时的成本分摊系数,$0<\alpha<1$;β 为航空公司运输业务外包时的成本分摊系数,$\beta>1$;$A_1\sim A_8$ 为航空公司业务无法正常完成时的风险损失值。

表 1　S 航空公司与其他航空公司博弈的得益矩阵

Table 1　Game benefit matrix of S airline and other airlines

其他航空公司	S 航空公司	
	运输业务自营	运输业务外包
运输业务自营	$\begin{pmatrix}A_1+tC_TdD_1-\\(C_P+C_TdD_1),\\A_2+tC_TdD_2-\\(C_P+C_TdD_2)\end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix}A_3+tC_TdD_1-\\(C_P+\alpha C_TdD_1),\\A_4+tC_TdD_2-\\\beta C_TdD_2\end{pmatrix}$
运输业务外包	$\begin{pmatrix}A_5+tC_TdD_1-\\\beta C_TdD_1,\\A_6+tC_TdD_2-\\(C_P+\alpha C_TdD_2)\end{pmatrix}$	(A_7,A_8)

1)当博弈的策略组合为(自营,自营)时,其他航空公司需要承担的运输成本为 $C_1=C_P+C_TdD_1$,S 航空公司需要承担的运输成本为 $C_2=C_P+C_TdD_2$,且此时发生货物无人运输的概率为 $P_1=0$,因此 $A_1=\pi(P_1)v(C_W)=0$,$A_2=\pi(P_1)v(C_W)=0$。

2)当博弈的策略组合为(自营,外包)时,其他航空公司需要承担的运输成本为 $C_3=C_P+\alpha C_TdD_1$,S 航空公司需要承担的运输成本为 $C_4=\beta C_TdD_2$,且此时其他航空公司发生货物无人运输的概率为 $P_1=0$,S 航空公司发生货物无人运输的概率与其他航空公司货运量相关,为 $P_2=D_2/Q$,Q 为飞机的最大载重量,因此,$A_3=\pi(P_1)v(C_W)=0$,$A_4=\pi(P_2)v(C_W)$。

3)当博弈的策略组合为(外包,自营)时,其他航空公司需要承担的运输成本为 $C_3=\beta C_TdD_1$,S 航空公司需要承担的运输成本为 $C_4=C_P+\alpha C_TdD_2$,且此时其他航空公司发生货物无人运输的概率为 $P_3=D_1/Q$,S 航空公司发生货物无人运输的概率为 $P_1=0$,因此 $A_5=\pi(P_3)v(C_W)$,$A_6=\pi(P_1)v(C_W)=0$。

4)当博弈的策略组合为(外包,外包)时,此时其他航空公司发生货物无人运输的概率为 $P_4=1$,S 航空公司发生货物无人运输的概率为 $P_4=1$,因此 $A_7=\pi(P_4)v(C_W)$,$A_8=\pi(P_4)v(C_W)$。

2　航空公司间的博弈分析

通过将损失效应的前景理论引入复制动态建立的过程中,使博弈方联系紧密,从而得出不同情况下的选择策略。根据表 1 建立的模型,改进复制动态方程为[23]

$$F(x)=\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}=x(1-x)\{y\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}-A_7-C_P+(t-\alpha)C_TdD_1\}\tag{4}$$

$$F(y)=\frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}=y(1-y)\{x\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}-A_8-C_P+(t-\alpha)C_TdD_2\}\tag{5}$$

利用 Jacobian 矩阵的局部稳定分析法分析复制动态方程,该系统的 Jacobian 矩阵为

$$\boldsymbol{J}=\begin{bmatrix}M&N\\G&F\end{bmatrix}\tag{6}$$

式中:$M=(1-2x)\{y\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_1\}-A_7-C_P+(t-\alpha)C_TdD_1\}$;$N=x(1-x)\cdot\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$;$G=y(1-y)\cdot\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$;$F=(1-2y)\cdot\{x\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}-A_8-C_P+(t-\alpha)C_TdD_2\}$。

则矩阵 $\boldsymbol{J}$ 的行列式为

$$\begin{aligned}\det\boldsymbol{J}=&(1-2x)\{y\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_1\}-A_7-C_P+(t-\alpha)C_TdD_1\}\cdot\\&(1-2y)\{x\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_2\}-A_8-C_P+(t-\alpha)C_TdD_2\}-\\&x(1-x)\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}\cdot\\&y(1-y)\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}\end{aligned}\tag{7}$$

矩阵 $\boldsymbol{J}$ 的迹为

$$\begin{aligned}\mathrm{tr}\,\boldsymbol{J}=&(1-2x)\{y\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_1\}-A_7-C_P+(t-\alpha)C_TdD_1\}+\\&(1-2y)\{x\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}-\\&A_8-C_P+(t-\alpha)C_TdD_2\}\end{aligned}\tag{8}$$

2.1　其他航空公司的稳定性分析

对式(4)求导,可得

$$\frac{\mathrm{d}F(x)}{\mathrm{d}x}=(1-2x)\{y\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_1\}-A_7-C_P+(t-\alpha)C_TdD_1\}\tag{9}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1）若 $y=[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$，$0\leqslant[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}\leqslant 1$ 时，恒有 $\frac{dF(x)}{dx}=0$ 成立，所有 $x\in[0,1]$ 都是稳定均衡解。

2）$0<y<[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$ 时，则 $x^*=0$ 与 $x^*=1$ 是 x 的 2 个稳定状态点，但是 $x^*=0$ 为稳定策略点，此时 S 航空公司选择自营概率小于 $[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_1\}$，系统内部经过长期的演化，S 航空公司采取自营策略的概率为 $x=1$。

3）$[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}<y<1$ 时，则 $x^*=0$ 与 $x^*=1$ 是 x 的 2 个稳定状态点，但是 $x^*=1$ 为稳定策略点，此时 S 航空公司选择自营概率大于 $[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$ 时，系统内部经过长期的演化，S 航空公司采取自营策略的概率为 $x=0$。

2.2 S 航空公司的稳定性分析

对式(5)求导，可得

$$\frac{dF(y)}{dy}=(1-2y)\{x\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}-A_8-C_P+(t-\alpha)C_TdD_2\} \tag{10}$$

1）若 $x=[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$，$0\leqslant[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}\leqslant 1$ 时，恒有 $\frac{dF(y)}{dy}=0$ 成立，所有 $y\in[0,1]$ 都是稳定均衡解。

2）$0<x<[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$ 时，$y^*=0$ 与 $y^*=1$ 是稳定状态点，其中 $y^*=0$ 是演化稳定策略点，此时其他航空公司选择自营概率小于 $[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_2\}$，系统内部经过长期的演化，其他航空公司采取自营策略的概率为 $y=1$。

3）$[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}<x<1$ 时，$y^*=0$ 与 $y^*=1$ 是稳定状态点，其中 $y^*=1$ 是演化稳定策略点，此时其他航空公司选择自营概率大于 $[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$ 时，系统内部经过长期的演化，其他航空公司采取自营策略的概率为 $y=0$。

2.3 系统稳定性分析

根据对系统的稳定性分析，存在 5 个均衡点 $A(0,0)$，$B(1,0)$，$C(0,1)$，$D(1,1)$ 与 $E(a,b)$，其中，$a=[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$，$b=[A_7+C_P-(t-\alpha)\cdot C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$。

根据局部稳定分析法确定 5 个均衡点的稳定性，如表 2 所示。表中：ESS 为稳定点。

在平面 $F=\{(x,y)\,|\,0\leqslant x,y\leqslant 1\}$ 描述博弈双方选择自营或外包的演化博弈过程，如图 2 所示。在图 2 中，该动态演化博弈系统有 2 个演化稳定均衡点 $B(1,0)$ 与 $C(0,1)$，即是（外包，自营）和（自营，外包）。此时博弈双方的策略选择是：S 航空公司选择外包策略，其他航空公司选择自营策略；S 航空公司选择自营策略，其他航空公司选择外包策略。此外，还有一个鞍点 $E(a,b)$（其中，$a=[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_2\}$，$b=[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$）和 2 个不稳定点 $A(0,0)$ 与 $D(1,1)$。结合图 2 可以看出，A、

表 2 五个均衡点的局部稳定性分析

Table 2 Local stability analysis of five equilibrium points

均衡点	行列式符号	迹符号	局部稳定性
$A(0,0)$	+	+	不稳定
$B(1,0)$	+	−	ESS
$C(0,1)$	+	−	ESS
$D(1,1)$	+	+	不稳定
$E(a,b)$	−	0	鞍点

注：$a=[A_8+C_P-(t-\alpha)C_TdD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_TdD_2\}$，$b=[A_7+C_P-(t-\alpha)C_TdD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_TdD_1\}$。

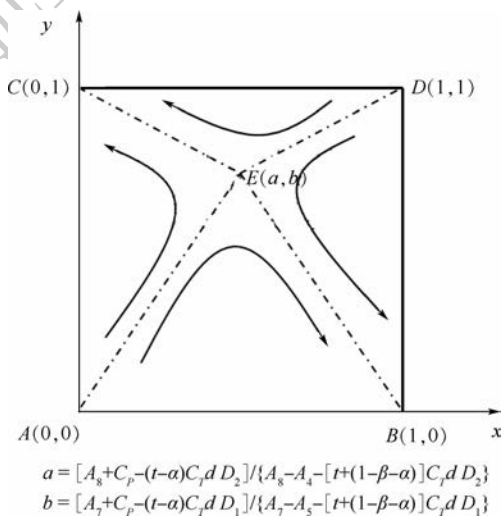


图 2 演化博弈过程

Fig. 2 Evolutionary game process

北航学报 赠阅

E、D 三点间连线构成了博弈方之间演化的分界线。如果初始状态落在折线的左上方,将收敛于 $C(0,1)$,此时 S 航空公司选择外包策略,其他航空公司选择自营策略;如果初始状态落在折线的右下方,将收敛于 $B(1,0)$,此时 S 航空公司选择自营策略,其他航空公司选择外包策略。

博弈演化的概率取决于四边形 $CAED$ 的面积大小和四边形 $BAED$ 的面积大小,记作 S_{CAED} 和 S_{BAED}。

由图 2 得

$$S_{CAED}=\frac{1}{2}\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}+1-[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}\}$$

因此,需要根据 S_{CAED} 面积的大小来讨论该博弈模型中的不同变量对航空公司业务自营或业务外包的选择影响。

命题 1　S 航空公司自营成本分摊系数 α 越大时,当 $D_1\leqslant D_2$,S_{CAED} 的面积越大,S 航空公司自营的意愿就越大;当 $D_1>D_2$,S_{CAED} 的面积越小,S 航空公司自营的意愿就越小。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\alpha}=\frac{1}{2}\{(C_T dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]\cdot C_T dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2-(C_T dD_1)/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}+\{[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]C_T dD_1\}/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2\}$$

由于 $(C_T dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]C_T dD_2\}/\{(A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2$ 是 D 的增函数,当 $D_1\leqslant D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\alpha}\geqslant 0$,$S_{CAED}$ 是 α 的绝对单调递增函数,此时随着其他航空公司自营概率的增加,S_{CAED} 面积将会变大,S 航空公司选择自营的概率将增大;反之当 $D_1>D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\alpha}<0$,$S_{CAED}$ 是 α 的绝对单调递减函数,此时随着其他航空公司自营概率变大,S_{CAED} 面积将会减少,S 航空公司选择外包的概率将增大。　**证毕**

命题 2　S 航空公司外包成本分摊系数 β 越大时,当 $D_1\leqslant D_2$,S_{CAED} 的面积越小,S 航空公司自营的意愿就越小;当 $D_1>D_2$,S_{CAED} 的面积越大,S 航空公司自营的意愿就越大。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\beta}=\frac{1}{2}\{\{[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]C_T dD_1\}/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]C_T dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2\}$$

由于 $\{[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]C_T dD_1\}/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2$ 是 D 的减函数,当 $D_1\leqslant D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\beta}\leqslant 0$,$S_{CAED}$ 是 β 的绝对单调递减函数,随着其他航空公司自营概率变大,S_{CAED} 面积将会减少,S 航空公司选择外包的概率将增大;当 $D_1>D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial\beta}>0$,因此 S_{CAED} 是 β 的绝对单调递增函数,随着其他航空公司自营概率的变大,S_{CAED} 面积将会变大,S 航空公司选择自营的概率将增大。　**证毕**

命题 3　固定成本 C_P 增大时,当 $D_1\leqslant D_2$,S_{CAED} 面积变大,S 航空公司自营的意愿就越大;当 $D_1>D_2$,S_{CAED} 面积越小,S 航空公司自营的意愿就越小。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_P}=\frac{1}{2}\{1/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}-1/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}\}$$

由于 $1/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}$ 是 D 的增函数,当 $D_1\leqslant D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_P}\geqslant 0$,此时 S_{CAED} 是 C_P 的绝对单调递增函数,随着其他航空公司自营概率的增大,S_{CAED} 面积将会增大,S 航空公司选择自营的概率将增大;当 $D_1>D_2$ 时,$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_P}<0$,此时 S_{CAED} 是 C_P 的绝对单调递减函数,随着其他航空公司自营概率增大,S_{CAED} 面积将会减少,S 航空公司选择外包的概率将增大。　**证毕**

命题 4　单位运输费用 C_T 增大时,当 $D_1\leqslant D_2$,S_{CAED} 的面积越小,S 航空公司自营的意愿就越小;当 $D_1>D_2$,S_{CAED} 的面积越大,S 航空公司自营的意愿就越大。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_T}=\frac{1}{2}\{[(t-\alpha)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}+[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2(t+1-\beta-\alpha)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}^2-[(t-\alpha)dD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}-[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1(t+$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$1-\beta-\alpha)dD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_1\}^2\}$

由于$[(t-\alpha)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}+[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2\ (t+1-\beta-\alpha)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2$是 D 的减函数，当 $D_1 \leqslant D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_T} \leqslant 0$，此时 S_{CAED}是 C_T 的绝对单调递减函数，随着其他航空公司自营概率的增多，S_{CAED}的面积减少，S 航空公司选择外包的概率变大；当 $D_1 > D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial C_T} > 0$，此时 S_{CAED}是 C_T 的绝对单调递增函数，随着其他航空公司自营概率增多，S_{CAED}的面积增大，S 航空公司选择自营的概率增大。 **证毕**

命题 5 单位运量与运距的收益系数 t 增大时，当 $D_1 \leqslant D_2$，S_{CAED}的面积越大，S 航空公司自营的意愿就越大；当 $D_1 > D_2$，S_{CAED}的面积越小，S 航空公司自营的意愿就越小。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial t}=\frac{1}{2}\{-(C_T dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}+\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]\cdot dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha]C_T]dD_2\}^2+(C_T dD_1)/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_1\}-\{[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]dD_1\}/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2\}$$

由于$\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)C_T]dD_2\}^2+(C_T dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}$是 D 的增函数，当 $D_1 \leqslant D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial t} \geqslant 0$，此时 S_{CAED}是 t 的绝对单调递增函数，随着其他航空公司自营概率的增多，S_{CAED}的面积将会增大，S 航空公司选择自营的概率将增大；当 $D_1 > D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial t} < 0$，此时 S_{CAED}是 t 的绝对单调递减函数，随着其他航空公司自营概率的增多，S_{CAED}的面积将会减少，S 航空公司选择外包的概率将增大。 **证毕**

命题 6 风险损失系数 ϑ 增大时，当 $D_1 \leqslant D_2$，S_{CAED}面积越小，S 航空公司自营的意愿越小；当 $D_1 > D_2$，S_{CAED}的面积越大，S 航空公司自营的意愿越大。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \vartheta}=\frac{1}{2}\{[\lambda_2 C_W-1)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)\cdot C_T dD_2]\cdot(\lambda_2 C_W-1)dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2-[(\lambda_2 C_W-1)dD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}+[A_7+C_P-(t-\alpha)\cdot C_T dD_1(\lambda_2 C_W-1)dD_1]/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2\}$$

由于$[(\lambda_2 C_W-1)dD_2]/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)C_T]dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]\cdot(\lambda_2 C_W-1)dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}^2$是 D 的增函数，当 $D_1 \leqslant D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \vartheta} \geqslant 0$，此时 S_{CAED}是 ϑ 的绝对单调递增函数，随着其他航空公司自营概率的增多，S_{CAED}的面积将会增大，S 航空公司选择自营的概率变大；当 $D_1 > D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \vartheta} < 0$，此时 S_{CAED}是 ϑ 的绝对单调递减函数，随着其他航空公司自营概率增多，S_{CAED}的面积减少，S 航空公司选择外包的概率增大。 **证毕**

命题 7 风险凹凸系数 λ_2 增大时，当 $D_1 \leqslant D_2$，S_{CAED}面积越小，S 航空公司自营的意愿越小；当 $D_1 > D_2$，S_{CAED}的面积越大，S 航空公司自营的意愿越大。

证明

$$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \lambda_2}=\frac{1}{2}\{(\vartheta C_W dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]\vartheta C_W dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2-(\vartheta C_W dD_1)/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}+\{[A_7+C_P-(t-\alpha)C_T dD_1]\vartheta C_W dD_1\}/\{A_7-A_5-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_1\}^2\}$$

由于$(\vartheta C_W dD_2)/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]\cdot C_T dD_2\}-\{[A_8+C_P-(t-\alpha)C_T dD_2]\vartheta C_W dD_2\}/\{A_8-A_4-[t+(1-\beta-\alpha)]C_T dD_2\}^2$是 D 的增函数，当 $D_1 \leqslant D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \lambda_2} \geqslant 0$，此时 S_{CAED}是 λ_2 的绝对单调递增函数，随着其他航空公司自营概率的增多，S_{CAED}的面积将会增大，S 航空公司选择自营的概率将增大；当 $D_1 > D_2$ 时，$\frac{\partial S_{CAED}}{\partial \lambda_2} < 0$，此时 S_{CAED}是 λ_2 的绝对单调递减函数，随着其他航空公司自营概率增多，S_{CAED}的面积减少，S 航空公司选择外包的概率将增大。 **证毕**

2.4 选择概率模型

S 航空公司在航段上选择运输业务自营或业务外包的概率与其获得的收益相关。当 S 航空公司选择运输业务自营时，收益为 $R_1=P_x[tdD_2-(C_P+C_T dD_2)]+(1-P_x)[tdD_2-(C_P+$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$\alpha C_T dD_2)]$;若当 S 航空公司选择运输业务外包时,收益为 $R_2 = P_x(A_4 + tdD_2 - \beta C_T dD_2) + (1 - P_x)A_8$。此时 S 航空公司选择运输业务自营的概率 $P_{S1} = \dfrac{R_1}{R_1 + R_2}$,运输业务外包的概率 $P_{S2} = \dfrac{R_2}{R_1 + R_2}$。

命题 8　对于任意给定的 C_P、C_T、d、t、Q、C_W、ϑ、λ_2、τ、D_1、D_2、α、β,选择概率 P_{S1}^*、P_{S2}^*唯一。

证明　1)选择概率 P_{S1}^*唯一。

将概率 $P_{S1} = \dfrac{R_1}{R_1 + R_2}$经过转化,可得$(1 - P_{S1}) \cdot R_1 = P_{S1} R_2$。

因为 $\dfrac{\mathrm{d}(1 - P_{S1})R_1}{\mathrm{d}P_{S1}} < 0$,故$(1 - P_{S1})R_1$是 P_{S1}的严格递减函数;又$\dfrac{\mathrm{d}(P_{S1}R_2)}{\mathrm{d}P_{S1}} > 0$,故 $P_{S1}R_2$ 是 P_{S1}的严格递增函数;则左边与右边仅相交于一个点,因此 P_{S1}^*存在唯一性。

2)选择概率 P_{S2}^*唯一。

将概率 $P_{S2} = \dfrac{R_2}{R_1 + R_2}$经过转化,可得$(1 - P_{S2}) \cdot R_2 = P_{S2} R_1$。

因为 $\dfrac{\mathrm{d}(1 - P_{S2})R_2}{\mathrm{d}P_{S2}} < 0$,故$(1 - P_{S2})R_2$是 P_{S2}的严格递减函数;又$\dfrac{d(P_{S2}R_1)}{\mathrm{d}P_{S2}} > 0$,故 $P_{S2}R_1$ 是 P_{S2}的严格递增函数;则左边与右边仅相交于一个点,因此 P_{S2}^*存在唯一性。　**证毕**

命题 9　选择概率 P_{S1}^*、P_{S2}^*与 D_1、D_2 满足以下关系:①选择概率 P_{S1}^*是 D_1 的递减函数;②选择概率 P_{S2}^*是 D_1 的递增函数;③选择概率 P_{S1}^*是 D_2 的递增函数;④选择概率 P_{S2}^*是 D_2 的递减函数。

证明　令 P_{S1}对 D_1 求导,化简得

$$\frac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}D_1} = \frac{P_x}{(R_1 + R_2)^2} \cdot \frac{\mathrm{d}A_4}{\mathrm{d}D_1}$$

因为$\dfrac{\mathrm{d}A_4}{\mathrm{d}D_1} < 0$,$\dfrac{P_x}{(R_1 + R_2)^2} > 0$,则$\dfrac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}D_1} < 0$,因此,选择概率 P_{S1}^*是 D_1 的严格递减函数;同理,可证明②成立。

令 P_{S1}对 D_2 求导,化简得

$$\frac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}D_2} = \frac{1}{(R_1 + R_2)^2}\left(\frac{\mathrm{d}R_1}{\mathrm{d}D_2}R_2 - \frac{\mathrm{d}R_2}{\mathrm{d}D_2}R_1\right)$$

因为$\dfrac{\mathrm{d}R_1}{\mathrm{d}D_2} > 0$,$\dfrac{\mathrm{d}R_2}{\mathrm{d}D_2} < 0$,且$\dfrac{1}{(R_1 + R_2)^2} > 0$,因此选择概率 P_{S1}^*是 D_2 的严格递增函数;同理,可证明④成立。　**证毕**

命题 10　选择概率 P_{S1}^*、P_{S2}^*与 α、β 满足以下关系:①选择概率 P_{S1}^*是 α 的减函数;②选择概率 P_{S2}^*是 α 的增函数;③选择概率 P_{S1}^*是 β 的增函数;④选择概率 P_{S2}^*是 β 的减函数。

证明　令 P_{S1}对 α 求导,化简得

$$\frac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}\alpha} = \frac{1}{R_1 + R_2}[-(1 - P_x)C_T dD_2]$$

因为$(1 - P_x)C_T dD_2 > 0$,且$\dfrac{1}{R_1 + R_2} > 0$,因此,选择概率 P_{S1}^*是 α 的严格递减函数;同理,可证明②成立。

令 P_{S1}对 β 求导,化简得

$$\frac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}\beta} = \frac{P_x C_T dD_2}{(R_1 + R_2)^2}$$

因为 $P_x C_T dD_2 > 0$,且$\dfrac{1}{(R_1 + R_2)^2} > 0$,因此,选择概率 P_{S1}^*是 α 的严格递增函数;同理,可证明④成立。　**证毕**

命题 11　选择概率 P_{S1}^*、P_{S2}^*与 P_x 满足以下关系:①选择概率 P_{S1}^*是 P_x 的递减函数;②选择概率 P_{S2}^*是 P_x 的递增函数。

证明　令 P_{S1}对 P_x 求导,化简得

$$\frac{\mathrm{d}P_{S1}}{\mathrm{d}P_x} = \frac{1}{(R_1 + R_2)^2}\left(\frac{\mathrm{d}R_1}{\mathrm{d}P_x}R_2 - \frac{\mathrm{d}R_2}{\mathrm{d}P_x}R_1\right)$$

由于$\dfrac{\mathrm{d}R_1}{\mathrm{d}P_x} < 0$,为严格的递减函数;$\dfrac{\mathrm{d}R_2}{\mathrm{d}P_x} = A_4 + tdD_2 - \beta C_T dD_2 - A_8$,其中,$A_4 + tdD_2 - \beta C_T dD_2 > 0$,$A_8 < 0$,则$\dfrac{\mathrm{d}R_2}{\mathrm{d}P_x} > 0$,为严格的递增函数,且$\dfrac{1}{(R_1 + R_2)^2} > 0$。因此,选择概率 P_{S1}^*是 P_x 的严格递减函数;同理,可证明②成立。　**证毕**

3　数值分析

航空公司自营时的某航段飞机固定成本为 $C_P = 25\,000$ 元,单位运输费用为 $C_T = 330$ 元/(t·10^2 km),运输距离为 $d = 900$ km,单位运量与运距的收益系数 $t = 2.5$,飞机的最大载重量 $Q = 30$ t;D_1 为其他航空公司的货运量,D_2 为 S 航空公司的货运量,α 为运输业务自营时的成本分摊系数,$0 < \alpha < 1$,β 为运输业务外包时的成本分摊系数,$\beta > 1$,无人运输的损失成本为 $C_W = -100$ 元/(t·10^2 km),决策者对于损失的敏感度为 $\vartheta = 2.5$,风险价值函数在损失时的凹凸大小为 $\lambda_2 = 0.8$,权重的大小为$\tau = 0.9$。根据动态演化博弈中复制动

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

态方程计算不同情形下的均衡点,如表 3 所示。

图 3 ~ 图 5 分别为在 S 航空公司低货运量下,不同其他航空公司货运量、自营成本分摊系数、外包成本分摊系数对其他航空公司选择概率 P_x 与 S 航空公司选择概率的影响关系。图 6 ~ 图 8 分别为在 S 航空公司高货运量下,不同其他航空公司货运量、自营成本分摊系数、外包成本分摊系

表 3 不同情形下的均衡点

Table 3 Equilibrium points under different conditions

固定参数	变动参数	E 点	演化方向
$D_1=10$ t $D_2=20$ t $\alpha=0.6$	$\beta=1.1$	(0.8474,0.6473)	(0,1)
	$\beta=1.2$	(0.8897,0.6797)	
	$\beta=1.3$	(0.9365,0.7154)	
	$\beta=1.4$	(0.9884,0.7550)	
$D_1=10$ t $D_2=20$ t $\beta=1.4$	$\alpha=0.1$	(0.9909,0.8082)	(1,0)
	$\alpha=0.3$	(0.9901,0.7900)	
	$\alpha=0.5$	(0.9890,0.7679)	
	$\alpha=0.7$	(0.9877,0.7407)	
	$\alpha=0.9$	(0.9861,0.7061)	
$D_1=10$ t $\alpha=0.6$ $\beta=1.4$	$D_2=5$ t	(0.2750,0.6083)	(0,1)
	$D_2=10$ t	(0.7024,0.6584)	
	$D_2=15$ t	(0.8673,0.7120)	(1,0)
	$D_2=20$ t	(0.9884,0.7550)	
$D_2=20$ t $\alpha=0.6$ $\beta=1.4$	$D_1=5$ t	(0.9490,0.2753)	(0,1)
	$D_1=10$ t	(0.9884,0.7550)	
	$D_1=20$ t		不在范围内
	$D_1=25$ t		

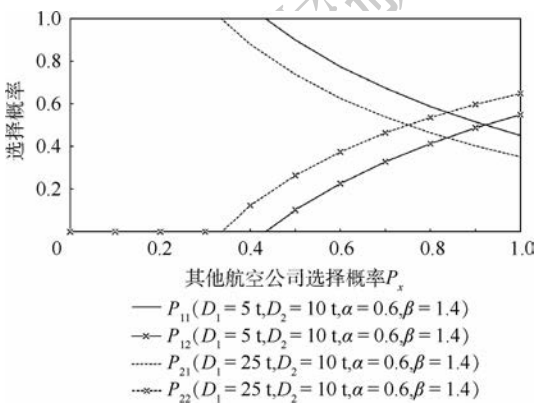


图 3 其他航空公司货运量对选择概率的影响(低运量)

Fig. 3 Influence of freight volume of other airlines on selection probability under low traffic volume

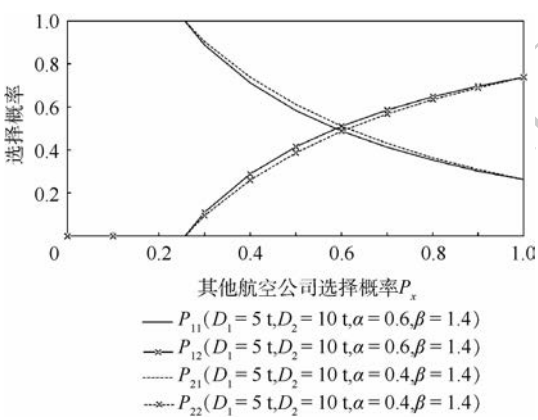


图 4 自营成本分摊系数对选择概率的影响(低运量)

Fig. 4 Influence of self-operating cost allocation coefficient on selection probability under low traffic volume

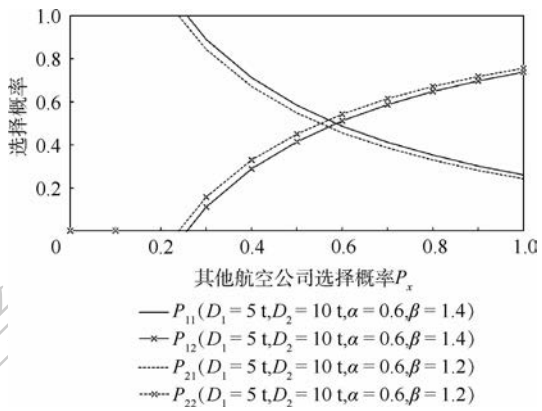


图 5 外包成本分摊系数对选择概率的影响(低运量)

Fig. 5 Influence of outsourcing cost allocation coefficient on selection probability under low traffic volume

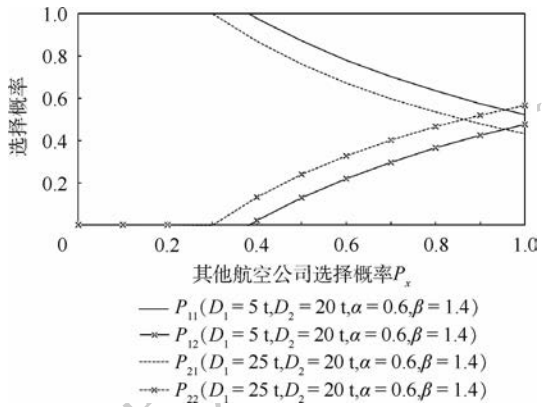


图 6 其他航空公司货运量对选择概率的影响(高运量)

Fig. 6 Influence of freight volume of other airlines on selection probability under high traffic volume

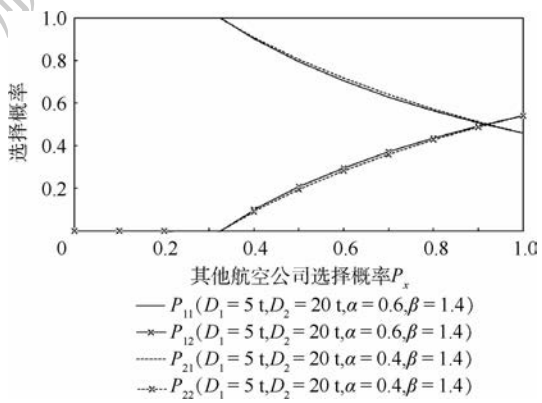


图 7 自营成本分摊系数对选择概率的影响(高运量)

Fig. 7 Influence of self-operating cost allocation coefficient on selection probability under high traffic volume

北航学报 赠阅

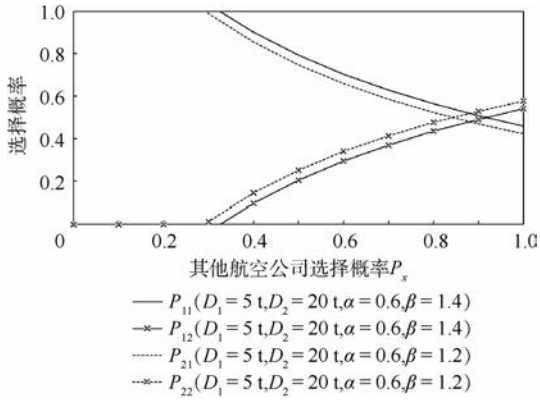


图 8　外包成本分摊系数对选择概率的影响(高运量)

Fig. 8　Influence of outsourcing cost allocation coefficient on selection probability under high traffic volume

数对其他航空公司选择概率 P_x 与 S 航空公司选择概率的影响关系。图 3 ~ 图 8 中:P_{11} 表示其他航空公司选择业务自营的概率,P_{12} 表示其他航空公司选择业务外包的概率,P_{21} 表示 S 航空公司选择业务自营的概率,P_{22} 表示 S 航空公司选择业务外包的概率。

通过对比图 3 ~ 图 5 可知,当自营成本分摊系数越小,外包成本分摊系数越大时,S 航空公司选择自营的概率越大;S 航空公司货运量越大,其他航空公司货运量越小时,S 航空公司选择自营的概率就越大;其他航空公司选择自营概率越大时,S 航空公司选择自营的概率就越小。分别对比图 3 ~ 图 8,可知当货运量越大时,S 航空公司选择自营的概率也越大。

4　结　论

通过利用改进损失效应前景理论在博弈双方的得益矩阵,并通过动态演化博弈,计算不同参数对博弈双方运输业务自营或业务外包选择的影响,最终通过算例对动态演化的趋势进行分析,并确定在不同条件下,航空公司间联盟选择的策略,可得到以下结论:

1)应用改进的损失效应前景理论在航空货运联盟选择的效益与成本的建模中,创新了航空货运联盟效益与成本的理论分析方法,且改进的损失效应前景理论有效地避免了航空货运联盟中存在的运输无法完成的事故问题。

2)当自营分摊的成本系数越大,外包分摊的成本系数、风险损失系数和风险凹凸系数越小时,固定成本越大、飞机的单位运输费用越小、收益率越大时,S 航空公司若业务量大于其他航空公司,则宜采取业务自营;反之,则业务外包。

3)自营的成本分摊系数越小、外包的成本分摊系数越大时,则 S 航空公司选择业务自营的概率就越大。

4)当 S 航空公司货运量越大时,S 航空公司选择业务自营的概率就越大。

5)其他航空公司选择业务自营的概率越大时,则 S 航空公司选择业务自营的概率就越小。

参考文献(References)

[1] KOTTAS A T, MADAS M A. Comparative efficiency analysis of major international airlines using data envelopment analysis: Exploring effects of alliance membership and other operational efficiency determinants[J]. Journal of Air Transport Management, 2018, 70: 1-17.

[2] ALDERIGHI M, GAGGERO A A. Flight cancellations and airline alliances: Empirical evidence from Europe[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2018, 116: 90-101.

[3] COBEÑA M, GALLEGO Á, CASANUEVA C. Diversity in airline alliance portfolio configuration[J]. Journal of Air Transport Management, 2019, 75: 16-26.

[4] LORDAN O, KLOPHAUS R. Measuring the vulnerability of global airline alliances to member exits[J]. Transportation Research Procedia, 2017, 25: 7-16.

[5] 王苗苗. 联盟环境下航空公司航线网络优化研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
WANG M M. Research on optimization of airline network in alliance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016(in Chinese).

[6] 陈征. 航空货运联盟的收益共享模型研究[D]. 北京:北京理工大学, 2015.
CHEN Z. A research of revenue sharing model of airline alliance[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015(in Chinese).

[7] 顾颖菁. 航空货运联盟收益管理研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
GU Y J. Research on revenue management of airline alliance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017(in Chinese).

[8] 顾颖菁, 朱金福. 基于议价模型的航空货运联盟动态转让价格研究[J]. 华东交通大学学报, 2017, 34(3): 53-59.
GU Y J, ZHU J F. Research on transfer price of airline alliance based on bargaining model[J]. Journal of East China Jiaotong University, 2017, 34(3): 53-59(in Chinese).

[9] 丛晓妮, 肖瑶, 李实萍. 考虑航空战略联盟风险因素的 Shapley 值收益分配模型[J]. 工业工程, 2018, 21(4): 75-84.
CONG X N, XIAO Y, LI S P. A Shapley value revenue distribution model considering risk factors of aviation strategic alliance[J]. Industrial Engineering Journal, 2018, 21(4): 75-84(in Chinese).

[10] 郑士源, 王浣尘. 基于动态合作博弈理论的航空货运联盟稳定性[J]. 系统工程理论与实践, 2009, 29(4): 184-192.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ZHENG S Y, WANG H C. Airline alliance stability based on dynamic cooperative game theory[J]. Systems Engineering—Theory & Practice, 2009, 29(4): 184-192(in Chinese).

[11] WRIGHT C P, GROENEVELT H, SHUMSKY R A. Dynamic revenue management in airline alliances[J]. Transportation Science, 2010, 44(1): 15-37.

[12] 文军. 航空货运联盟形成机理及协调管理中若干问题研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2008.
WEN J. Research on some issues of the formation mechanism and coordination management about airline alliance[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2008(in Chinese).

[13] KIMMS A, ÇETINER D. Approximate nucleolus-based revenue sharing in airline alliances[J]. European Journal of Operational Research, 2012, 220(2): 510-521.

[14] TOPALOGLU H. A duality based approach for network revenue management in airline alliances[J]. Journal of Revenue and Pricing Management, 2012, 11(5): 500-517.

[15] 陈福集, 黄亚驹. 基于前景理论的商业化网媒行为监管演化博弈分析[J]. 现代情报, 2017, 37(6): 3-8.
CHEN F J, HUANG Y J. Evolutionary game analysis of commercial network behavior regulation based on prospect theory[J]. Journal of Modern Information, 2017, 37(6): 3-8(in Chinese).

[16] 赵泽斌, 满庆鹏. 基于前景理论的重大基础设施工程风险管理行为演化博弈分析[J]. 系统管理学报, 2018, 27(1): 109-117.
ZHAO Z B, MAN Q P. Evolutionary game analysis of risk management behavior in major infrastructure projects based on prospect theory[J]. Journal of Systems & Management, 2018, 27(1): 109-117(in Chinese).

[17] 付光辉, 董健, 潘欣维. 信息传递下的物业行业监管——基于前景理论的演化博弈分析[J]. 工程管理学报, 2018, 32(5): 119-123.
FU G H, DONG J, PAN X W. The supervision of the property industry under information transmission—evolutionary game analysis based on prospect theory[J]. Journal of Engineering Management, 2018, 32(5): 119-123(in Chinese).

[18] 张在旭, 刘志阳, 马莹莹. 政府监管下的企业安全生产行为研究——基于前景理论的演化博弈分析[J]. 数学的实践与认识, 2018, 48(4): 70-78.
ZHANG Z X, LIU Z Y, MA Y Y. Evolutionary game analysis on safety production behavior supervision of enterprises based on prospect theory[J]. Mathematics in Practice and Theory, 2018, 48(4): 70-78(in Chinese).

[19] 洪巍, 王虎. 政府监管下的网络推手与意见领袖合谋行为研究——基于前景理论的演化博弈分析[J]. 经济与管理, 2019(3): 18-25.
HONG W, WANG H. Research on conspiracy of internet marketer and opinion leader under government regulation[J]. Economy and Management, 2019(3): 18-25(in Chinese).

[20] 吴洁, 吴小桔, 李鹏, 等. 基于累积前景理论的联盟企业知识转移演化博弈分析[J]. 运筹与管理, 2017, 26(3): 92-99.
WU J, WU X J, LI P, et al. Evolutionary game analysis of knowledge transfer in industry alliance based on cumulative prospect theory[J]. Operations Research and Management Science, 2017, 26(3): 92-99(in Chinese).

[21] TVERSKY A, KAHNEMAN D. Advances in prospect theory: Cumulative representation of uncertainty[J]. Journal of Risk and Uncertainty, 1992, 5(4): 297-323.

[22] RIEGER M O, BUI T. Too risk-averse for prospect theory?[J]. Modern Economy, 2011, 2(4): 691-700.

[23] 闫妍, 刘永慧, 马啸来, 等. 基于政府补贴的城乡配送末端网点博弈分析[J]. 工业工程与管理, 2018, 23(2): 130-137.
YAN Y, LIU Y H, MA X L, et al. The game theory of terminal distribution network in urban and rural based on government subsidies[J]. Industrial Engineering and Management, 2018, 23(2): 130-137(in Chinese).

作者简介:

闫妍 女, 博士研究生。主要研究方向: 航空物流网络系统优化与设计。

张锦 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 物流系统规划与优化、供应链管理。

唐秋宇 女, 硕士研究生。主要研究方向: 综合交通物流网络系统优化。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Game analysis of airline freight alliance based on improved prospect theory

YAN Yan[1], ZHANG Jin[1,2,*], TANG Qiuyu[1]

(1. School of Transportation and Logistics, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China; 2. National United Engineering Laboratory of Integrated and Intelligent Transportation, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: The application of the airline freight alliance helps the airline's business operations, and the airlines improve the quality of service through low operating costs, so that users get a greater sense of satisfaction. Based on the airline freight alliance, this paper discusses the decision-making of different airlines in the airline freight alliance about the self-operation or outsourcing of air route transport operation. In the model, considering the loss aversion in prospect theory, the improved var function is used to describe the cost loss of airlines. The benefit matrix of both sides of the game is established, and the decision-making process is analyzed by dynamic evolutionary game. The results show that, when the cost coefficient of self-operation allocation is larger, the cost coefficient of outsourcing allocation, the risk loss coefficient and the risk concave-convex coefficient are smaller, the fixed cost is larger, and the unit transportation cost of aircraft is smaller, the yield rate is larger, and S airline should adopt business self-operation if their business volume is larger than other airlines; otherwise, it should outsource its own business. The smaller self-operating cost sharing coefficient and the larger outsourcing cost sharing coefficient, the larger self-operating probability of S airline. The larger the freight volume of S airline, the larger self-operating probability of S airline. The larger self-operating probability of other airlines, the smaller self-operating probability of S airline.

Keywords: airline freight alliance; business self-operation; business outsourcing; dynamic evolutionary game; improved prospect theory

北京航空航天大学学报

Received: 2019-09-02; **Accepted**: 2020-01-03; **Published online**: 2020-01-17 17:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1340.002.html

Foundation item: National Social Science Fund of China (17XGL013)

* **Corresponding author**. E-mail: zhjswjtu@home.swjtu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0434

基于勒让德正交多项式法的反射/透射特性研究

全下文载

何存富，任哲文，吕炎*，高杰，王硕，宋国荣
（北京工业大学 机械工程与应用电子技术学院，北京 100124）

摘 要：为研究薄层材料力学性能的声学检测方法，基于勒让德正交多项式法，利用液/固边界条件与波动控制方程，构建线性无关方程组并求解了界面处的反射/透射系数。分析截止项阶数对求解结果的影响，寻找不同频厚积下截止项阶数的临界值，并根据该临界值求解反射/透射系数的角度谱与频谱，与传递矩阵法进行了比较，以此验证了该理论模型的准确性。超声波斜入射薄层材料板并形成 Lamb 波，其达到稳态时的频散特性与反射特性存在内在联系，根据 Snell 定律并运用勒让德正交多项式法求解频率-相速度-反射系数三维曲面，与 Disperse 得到的频散曲线仿真结果进行比较，证明该理论模型对反射系数的求解结果符合 Lamb 波频散特性。通过采集无试样时的参考信号，降低了声波传播过程中衰减对实验结果的影响。搭建了反射与透射实验系统，对不同入射角度下反射与透射系数的频谱进行了测量并与相应的理论结果进行了对比，验证了该理论所得结果的准确性。实现了声反射/透射系数的非勘根求解，为薄层材料力学性能的无损检测提供了理论基础与实验指导。

关 键 词：勒让德正交多项式法；斜入射；反射/透射系数；频散特性；薄层材料
中图分类号：TB52+2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1258-09

随着现代工业设备向大型化、轻量化、高速化方向的发展，保证轻量化大型工件在高温高压、高速重载及强腐蚀等工况环境下的应用。对于只存在基体部分及含有覆层的薄层材料，在材料体积和质量较少改变的前提下，有效提高和改进材料的耐腐蚀、抗疲劳、抗压、耐高温及电磁屏蔽等性能，在航空航天、化学工业、管道运输、机械制造、电子信息及生物医学等领域得到广泛应用[1-5]。薄层材料在恶劣环境存在失效风险，如涂覆在航空航天器燃气涡轮发动机上用于提高寿命的热障涂层，其材料性能在使用过程中会发生改变，造成涂层失效及寿命降低，进而，引发安全隐患和经济损失[6-7]。因此，对薄层材料的力学性能进行定量表征成为相关学者重点关注的问题。

自 Lemons 和 Quate[8] 成功研制了世界上首台机械扫描超声显微镜起，Weglein 和 Wilson[9] 提出声特征曲线——$V(z)$曲线测得薄膜厚度后，并将超声显微镜应用到薄层材料特征参数的定征中。随后，声波反射系数被引入到相关理论计算中，Atalar[10] 首先通过角频法进行理论分析和推导，建立了反射系数和 $V(z)$ 曲线间的关系。Xu 和 Ourak[11] 用低频点聚焦换能器测量了各种基体材料和叠层结构的反射系数谱，得到待测样本的复 $V(z)$ 曲线，经信号处理后，重构了样本的反射系数，结果表明，实验测量结果与理论计算结果相吻合，证明运用反射系数谱可对薄层材料特性参数进行定征。

目前，反射系数谱的求解方法主要有基于子

收稿日期：2019-08-12；**录用日期**：2019-12-06；**网络出版时间**：2019-12-23 15:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191223.1433.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11872082,51875010）；国家重点研发计划（2018YFF01012300）
* **通信作者**. E-mail: lvyan@bjut.edu.cn

引用格式：*何存富，任哲文，吕炎，等. 基于勒让德正交多项式法的反射/透射特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1258-1266. HE C F，REN Z W，LYU Y，et al. Reflection/transmission characteristics based on Legendre orthogonal polynomial method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1258-1266 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

波理论的传递矩阵和全局矩阵 2 种方法。Nayfeh 和 Chimenti[12] 将传递矩阵法应用于层状各向异性复合材料介质中波的传播。Kundu 和 Mal[13] 根据 Dunkin[14] 提出的 Delta 算子得到 Delta 矩阵法。Rokhlin 和 Wang[15] 将刚度矩阵形式用于传递矩阵法,得到一种相对稳定的刚度矩阵法。Lowe[16] 对传统的传递矩阵法进行改进得到较为稳定的全局矩阵法。Lefebvre 等[17] 基于正交多项式展开法求解弹性动力学问题,利用勒让德正交多项式展开法,通过正交多项式的正交特性,将特征方程转化为特征值问题。因此,勒让德正交多项式展开法有作为一种新方法被用于反射/透射系数求解的可能性。

本文为得到声反射/透射系数的稳定准确求解方法,基于勒让德正交多项式展开法,对液浸条件下,薄铝板液/固界面的声反射与声透射系数求解方法、截止项阶数 M 对理论运算结果的影响等开展理论分析和实验研究。该方法将波动特性的求解问题转化为线性特征值问题,简化了求解过程;同时,通过提高截止项阶数 M,解决了传递矩阵法和全局矩阵法在大频厚积时的不稳定问题,为航空航天领域薄层材料的力学性能检测提出了一种新方法。

1　理论计算

1.1　波动控制方程

为了研究薄层材料力学性能的声学测量方法,需要建立理论推导模型,对被测试件的声反射系数 R 与声透射系数 T 进行计算。图 1 为液浸环境下,正交各向同性板在液/固边界处的入射波、反射波和透射波传播示意图,其中声波入射角度为 θ,薄层材料板厚为 h。

正交各向同性材料应力与应变关系的本构方程为

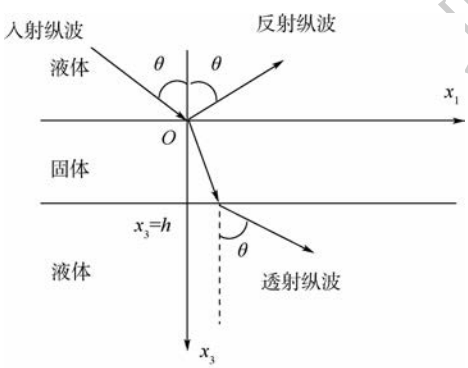


图 1　入射波、反射波和透射波传播示意图

Fig. 1　Schematic diagram of incident wave, reflected wave and transmitted wave propagation

$$\begin{bmatrix}\sigma_{11}\\ \sigma_{22}\\ \sigma_{33}\\ \sigma_{23}\\ \sigma_{13}\\ \sigma_{12}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{11}&C_{12}&C_{13}&0&0&0\\ C_{21}&C_{22}&C_{23}&0&0&0\\ C_{31}&C_{32}&C_{33}&0&0&0\\ 0&0&0&C_{44}&0&0\\ 0&0&0&0&C_{55}&0\\ 0&0&0&0&0&C_{66}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ \varepsilon_{33}\\ 2\varepsilon_{23}\\ 2\varepsilon_{13}\\ 2\varepsilon_{12}\end{bmatrix} \tag{1}$$

无体力条件下的运动方程为

$$\varepsilon_{ij}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\qquad i,j=1,2,3 \tag{2}$$

小变形时的几何关系为

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j}=\rho\frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2}\qquad i,j=1,2,3 \tag{3}$$

位移分量为

$$\begin{cases}u_1=U(x_3)\,\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}\\ u_3=W(x_3)\,\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}\end{cases} \tag{4}$$

式中:C_{IJ} 为弹性常数;ρ 为密度;u_i 为 x_i 方向位移分量;k 为 x_1 方向波数;ω 为角频率;σ_{ij} 和 ε_{ij} 分别为应力和应变;$U(x_3)$ 和 $W(x_3)$ 分别为质点在 x_1 和 x_3 方向位移分量中的振幅。

板材上下边界范围为 $[0,h]$,考虑截止项阶数 M、展开系数 p_m^i($i=1,2,3$;$m=0,1,\cdots,M$)及勒让德正交多项式的正交完备区间 $[-1,1]$,对其进行正交归一化得到勒让德多项式组为

$$Q_m(x_3)=\sqrt{\frac{2m+1}{h}}P_m\left(\frac{2x_3-h}{h}\right) \tag{5}$$

式中:P_m 为归一化后的 m 阶勒让德正交多项式。用勒让德正交多项式将振幅 $U(x_3)$ 和 $W(x_3)$ 进行展开,并结合式(1)~式(5),可得到波动控制方程为

$$\left[C_{11}\mathrm{i}^2k^2\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1Q_m(x_3)+\mathrm{i}kC_{13}\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3Q_m'(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}+\left[C_{55}\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1Q_m''(x_3)+C_{55}\mathrm{i}k\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3Q_m'(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}=-\rho\omega^2\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1Q_m(x_3)\,\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)} \tag{6a}$$

$$\left[C_{55}\mathrm{i}k\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1Q_m'(x_3)+C_{55}\mathrm{i}^2k^2\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3Q_m(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}+\left[C_{31}\mathrm{i}k\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1Q_m'(x_3)+C_{33}\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3Q_m''(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}=-\rho\omega^2\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3Q_m(x_3)\,\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)} \tag{6b}$$

式中:$Q_m'(x_3)$ 和 $Q_m''(x_3)$ 分别为 $Q_m(x_3)$ 对 x_3 的一阶和二阶偏导。

1.2　边界条件及矩阵方程

在空间坐标平面内,设 x_3 轴、x_1 轴方向波数比

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

值为 α,$\alpha=1/\tan\theta=\cot\theta$,则液体负载下斜入射平面波的传播分量为$(1,0,\alpha)$,平面波传播方向与质点偏振方向相同,入射纵波、反射纵波及透射纵波的偏振分量分别为$(1,0,\alpha)$、$(1,0,-\alpha)$和$(1,0,\alpha)$。

平面波在液/固上边界处($x_3=0$)的位移分量${}^1u_3^{\mathrm{w}}$,以及 x_1 和 x_3 方向声压${}^1p_1$和${}^1p_3$为

$$\begin{cases}{}^1u_3^{\mathrm{w}} = A_0\alpha\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1+\alpha x_3-ct)} - A_{\mathrm{R}}\alpha\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1-\alpha x_3-ct)}\\ {}^1p_3 = K_{\mathrm{w}}(1+\alpha^2)\left[\mathrm{i}kA_0\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1+\alpha x_3-ct)} + \mathrm{i}kA_{\mathrm{R}}\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1-\alpha x_3-ct)}\right]\\ {}^1p_1 = 0\end{cases} \tag{7}$$

式中:c 为声波在 x_1 方向的波速;K_{w} 为液体压缩系数;A_0 和 A_{R} 分别为入射波和反射波的振幅。

利用勒让德正交多项式展开,则固体中的位移分量 u_i 与应力分量 σ_{31} 和 σ_{33} 分别为

$$\begin{cases}u_i = \sum_{m=0}^{M} p_m^i Q_m(x_3)\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)} \qquad i=1,3\\ \sigma_{31} = \left[C_{55}\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1 Q_m'(x_3) + C_{55}\mathrm{i}k\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3 Q_m(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}\\ \sigma_{33} = \left[C_{31}\mathrm{i}k\sum_{m=0}^{\infty}p_m^1 Q_m(x_3) + C_{33}\sum_{m=0}^{\infty}p_m^3 Q_m'(x_3)\right]\mathrm{e}^{\mathrm{i}(kx_1-\omega t)}\end{cases} \tag{8}$$

平面波在液/固下边界处($x_3=h$)的位移分量${}^2u_3^{\mathrm{w}}$ 与 x_1、x_3 方向声压${}^2p_1$和${}^2p_3$分别为

$$\begin{cases}{}^2u_3^{\mathrm{w}} = A_{\mathrm{T}}\alpha\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1+\alpha x_3-ct)}\\ {}^2p_3 = K_{\mathrm{w}}(1+\alpha^2)\mathrm{i}kA_{\mathrm{T}}\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(x_1+\alpha x_3-ct)}\\ {}^2p_1 = 0\end{cases} \tag{9}$$

式中:A_{T} 为透射波的振幅。

在液/固上下边界处,固体中的位移分量和应力分量,以及液体中的声压均需满足连续性条件,且切向应力为 0,则

$$\begin{cases}u_3 = {}^1u_3^{\mathrm{w}}, \sigma_{33} = {}^1p_3, \sigma_{31} = 0\\ u_3 = {}^2u_3^{\mathrm{w}}, \sigma_{33} = {}^2p_3, \sigma_{31} = 0\end{cases} \tag{10}$$

利用勒让德多项式对正交各向同性板位移解展开后,包含 $2(M+1)$ 个未知系数 $p_m^i(i=1,3)$ 及 A_{R} 和 A_{T},故求解过程需要构建 $2(M+1)+2$ 个线性无关方程组。利用式(10)中 6 个边界条件,再由波动方程(6a)和(6b)两侧同乘勒让德多项式组 $Q_m(x_3)$ 的共轭复数 $Q_m^*(x_3)$并从 0 到 h 进行积分,构建 $2(M-1)$个线性无关方程。令:

$$u(j,m,l) = \int_0^h Q_j^*(x_3)\frac{\partial^l Q_m(x_3)}{\partial x_3^l}\mathrm{d}x_3 \tag{11}$$

式中:l 为偏导阶数。

则经积分运算后,控制方程(6a)可拆分为

$$\begin{cases}A_{11}^{j,m,n} = C_{11}\mathrm{i}^2k^2u(0,m,0) + C_{55}u(0,m,2) + \rho\omega^2u(0,m,0)\\ A_{12}^{j,m,n} = \mathrm{i}kC_{13}u(0,m,1) + C_{55}\mathrm{i}ku(0,m,1)\\ A_{21}^{j,m,n} = C_{11}\mathrm{i}^2k^2u(1,m,0) + C_{55}u(1,m,2) + \rho\omega^2u(1,m,0)\\ A_{22}^{j,m,n} = \mathrm{i}kC_{13}u(1,m,1) + C_{55}\mathrm{i}ku(1,m,1)\end{cases} \tag{12a}$$

控制方程(6b)可拆分为

$$\begin{cases}B_{11}^{j,m,n} = C_{55}\mathrm{i}ku(0,m,1) + C_{31}\mathrm{i}ku(0,m,1)\\ B_{12}^{j,m,n} = \mathrm{i}^2k^2C_{55}u(0,m,0) + C_{33}u(0,m,2) + \rho\omega^2u(0,m,0)\\ B_{21}^{j,m,n} = C_{55}\mathrm{i}ku(1,m,1) + C_{31}\mathrm{i}ku(1,m,1)\\ B_{22}^{j,m,n} = \mathrm{i}^2k^2C_{55}u(1,m,0) + C_{33}u(1,m,2) + \rho\omega^2u(0,m,0)\end{cases} \tag{12b}$$

式中:$A_{ij}^{j,m,n}$、$B_{ij}^{j,m,n}$分别为波动方程 6(a)、6(b)的拆分形式。

利用基于勒让德多项式展开式获取的矩阵方程(13),可对正交各向同性薄层材料板的反射系数 R 及透射系数 T 进行数值计算,反射系数$R=A_{\mathrm{R}}/A_0$,透射系数 $T=A_{\mathrm{T}}/A_0$。

$$\begin{bmatrix}0 & Q_m(0) & \alpha & 0\\ C_{31}\mathrm{i}kQ_m(0) & C_{33}Q_m'(0) & -K_{\mathrm{w}}(1+\alpha^2)\mathrm{i}k & 0\\ C_{55}Q_m'(0) & C_{55}\mathrm{i}kQ_m(0) & 0 & 0\\ A_{11} & A_{12} & 0 & 0\\ A_{21} & A_{22} & 0 & 0\\ B_{11} & B_{12} & 0 & 0\\ B_{21} & B_{22} & 0 & 0\\ 0 & Q_m(h) & 0 & -\alpha\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(\alpha h)}\\ C_{31}\mathrm{i}kQ_m(h) & C_{33}Q_m'(h) & 0 & -K_{\mathrm{w}}(1+\alpha^2)\mathrm{i}k\mathrm{e}^{\mathrm{i}k(\alpha h)}\\ C_{55}Q_m'(h) & C_{55}\mathrm{i}kQ_m(h) & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p_m^1/A_0\\ p_m^3/A_0\\ A_{\mathrm{R}}/A_0\\ A_{\mathrm{T}}/A_0\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\alpha\\ K_{\mathrm{w}}(1+\alpha^2)\mathrm{i}k\\ 0\\ 0\\ 0\\ 0\\ 0\\ 0\\ 0\\ 0\end{bmatrix} \tag{13}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2　数值算例与讨论

2.1　截止项阶数临界值

利用矩阵方程求解反射系数 R 或透射系数 T,勒让德多项式截止项阶数 M 的选取会对计算准确性产生影响。通常,截止项阶数越高,其计算结果越趋近于真实值,但运算量也会随之增加。实际检测时,应在满足运算结果准确性的前提下,同时考虑计算效率,故而,截止项阶数 M 可根据应用条件的不同,选取不同的截止项阶数。

以单层铝板为例求解反射系数,分析不同截止项阶数 M 对反射系数频谱的影响。材料厚度 $h=1$ mm,密度 $\rho=2\,700$ kg/m^3,弹性常数 $C_{11}=C_{22}=C_{33}=105.81$ GPa、$C_{12}=C_{13}=C_{23}=54.58$ GPa、$C_{44}=C_{55}=C_{66}=25.61$ GPa。水中纵波波速 $c_w=1\,490$ m/s,密度 $\rho_w=1\,000$ kg/m^3。利用 Mathematica 软件平台编写程序,计算入射角为 20°时,不同截止项阶数 M 时反射系数频谱,如图 2 所示。其中,图 2(a)选取的频厚积范围是 0 ~ 3 MHz · mm,图 2(b)的频厚积范围是 3 ~ 6 MHz · mm。

从图 2 所示的计算结果可得,在相对较小频厚积范围(0 ~ 3 MHz · mm)内,截止项阶数临界值 $M=5$ 即可满足计算精度需求,而在相对较大频厚积范围(3 ~ 6MHz · mm)内,截止项阶数临界值 $M=8$ 才能满足计算精度要求。

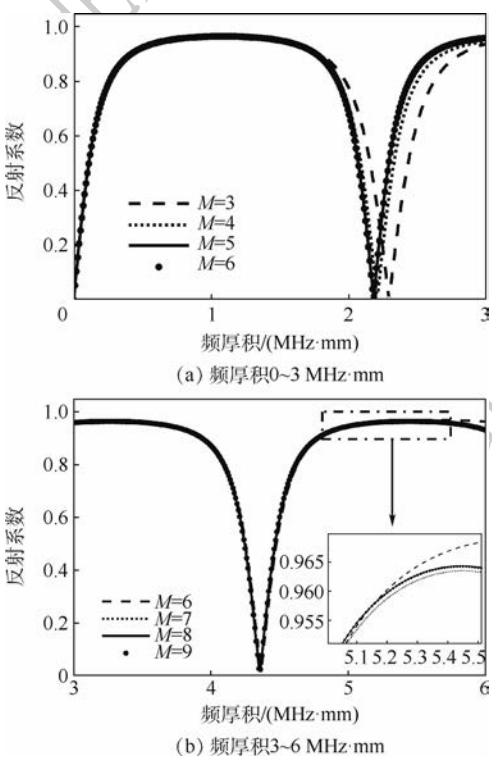


图 2　不同截止项阶数 M 下的反射系数频谱

Fig. 2　Reflection coefficient spectrum under different cut-off order M

在确定截止项阶数临界值后,利用勒让德正交多项式展开法对 1 mm 铝板的反射/透射系数角度谱进行求解,将结果与传递矩阵法结果进行对比,验证其准确性。当入射波频率 $f=1$ MHz,选取截止项阶数 $M=5$,运算结果如图 3 所示。

由图 3(a)和图 3(b)的对比结果可以得出,在截止项阶数 M 大于或等于对应情况临界值时,勒让德正交多项式法计算结果能够准确反映算例中的反射与透射特性。

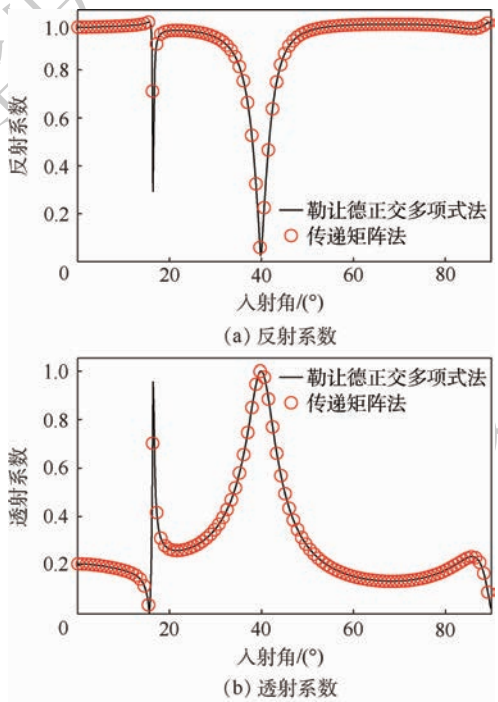


图 3　铝板反射/透射系数角度谱

Fig. 3　Angle spectrum of reflection/transmission coefficient of aluminum plate

2.2　反射特性与 Lamb 波频散特性关系

图 4 为斜入射平面波在液体负载与薄层材料中的传播示意图。当声波由液体负载斜射入($\theta\neq0°$)薄层材料板时,在液/固界面处会存在反射与透射现象,而透射波在薄层材料板的上下表面处又会多次发生反射现象,最终叠加形成沿 x_1

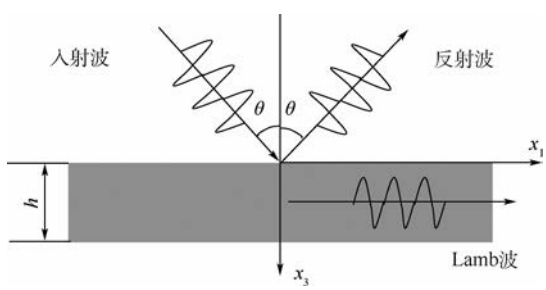


图 4　入射波、反射波与 Lamb 波传播示意图

Fig. 4　Schematic diagram of incident wave, reflected wave and Lamb wave propagation

北航学报 赠阅

方向传播的 Lamb 波。根据 Snell 定律，可以在已知液体中平面波入射角度 θ 及波速 c_w 的情况下，求出 Lamb 波稳态时的波速 c，如式(14)所示。因此在斜入射平面波的传播过程中，根据其入射频率 f 及角度 θ，可用 Lamb 的频散特性对液/固界面处的反射特性求解准确性进行验证。

$$c = c_w / \sin\theta \tag{14}$$

取截止项阶数 $M=8$，利用勒让德正交多项式展开法对反射系数进行计算。图 5 为厚度 1 mm 薄铝板在液浸条件下的频率-角度-反射系数三维曲面，该曲面反映了不同入射频率 f 与入射角度 θ 对反射系数的影响。当反射系数为极小值时，入射平面波在薄层材料板内部形成 Lamb 波并沿 x_1 方向传播，其中包含了多种模态形式。

根据式(14)中入射角度 θ 和 Lamb 波波速 c 的转化关系，对频率-角度-反射系数三维曲面进行重构，最终得到如图 6(a)所示的频率-波速-反射系数曲面，将该曲面与 Lamb 波频散曲线进行叠加对比，如图 6(b)所示，其中实线为 Disperse 仿真结果，彩色背景为频率-波速-反射系数曲面俯视图。通过对比可以得出，勒让德正交多项式法求得的反射系数符合薄板中 Lamb 波频散特性变化规律，该结果不仅提出了一种基于反射系数

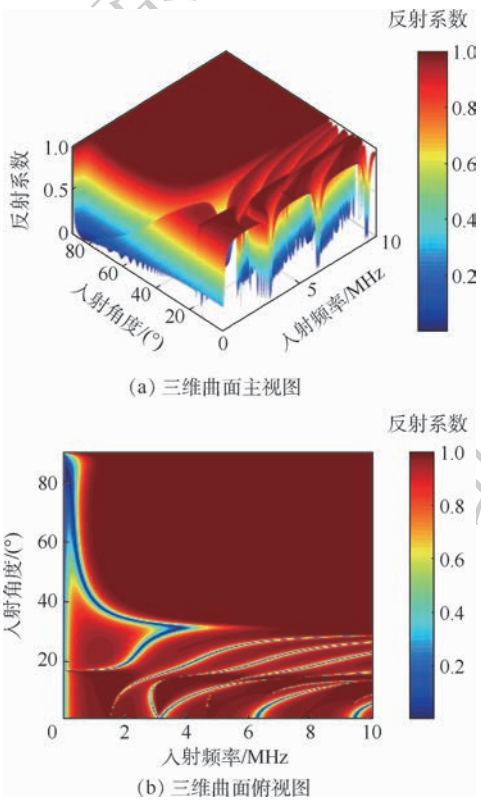


图 5 1 mm 薄铝板频率-角度-反射系数曲面

Fig. 5 Frequency-angle-reflection coefficient surface of 1 mm thin aluminum plate

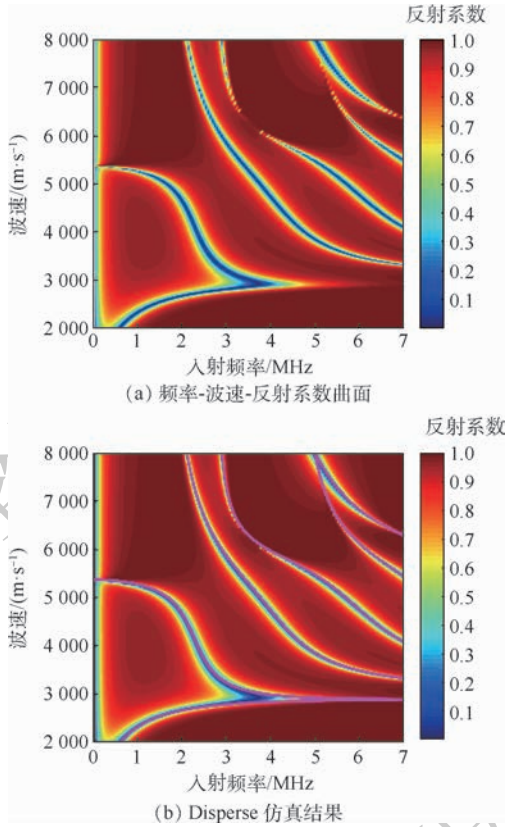


图 6 频率-波速-反射系数曲面与频散曲线对比

Fig. 6 Comparison of frequency-wave velocity-reflection coefficient surface and dispersion curve

的 Lamb 波频散曲线求解方法，同时也验证了勒让德正交多项式法对反射系数求解的准确性。

3 实验测量

3.1 反射实验系统及结果分析

采用尺寸为 80 mm × 80 mm × 1 mm 的薄层铝板作为被测试件，利用如图 7 所示的斜入射反射/透射系数检测系统，通过“一激一收”方式实现水浸条件下的反射/透射系数测量。该系统由函数发生器完成激励信号的参数调节，利用中心频率为 1 MHz、标称晶片尺寸为 25 mm 的大直径未聚焦超声换能器实现信号的激励与接收功能，经由检测系统中的自制夹具与运动平台，控制声波的入射角与反射角在实验过程中保持相等。借助数字示波器完成信号的观察调节与数据采集，最终通过数据分析处理，得到不同入射角度下的反射系数频谱图。系统可实现常规材料、薄层材料及涂层材料的斜入射反射特性无损检测，并通过机械结构使实验中声波传播路径与理论模型相一致，从而保证了检测结果的准确性。

在实验过程中，超声换能器由于制作工艺限制，实际中心频率会与标称值有差异，因此需要对

北航学报 赠阅

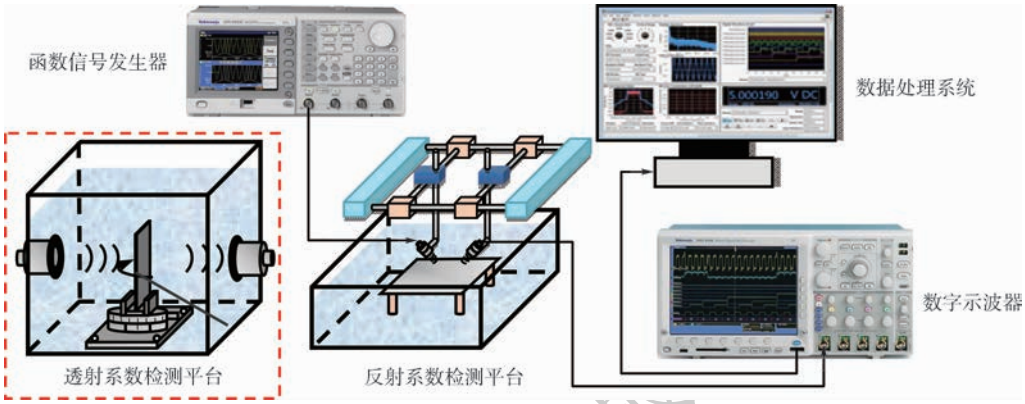


图 7　斜入射反射/透射系数检测系统示意图

Fig. 7　Schematic diagram of obliquely incident reflection/transmission coefficient detection system

其实际性能参数进行测量。以铝块为标准试件,测量超声换能器的脉冲激励响应。图 8 为超声换能器的时频特性分析,其实际中心频率为 0.9 MHz,有效带宽(−6 dB)应在 0.6 ~ 1.4 MHz 之间。因此,应选取有效带宽范围附近的实验结果与理论分析进行对比验证。

声波在传播过程中,会随着传播介质的不同,拥有不同程度衰减,这种衰减会对实验结果造成影响,本实验设置无试样时的直达声信号为参考信号,用于校正因衰减引起的实验结果偏差问题。无试样参考信号是在相同的激励/接收条件下,与反射实验中信号水声距一致但沿直线传播的信号,该信号包含了声波在传播过程中因介质和扩散引起的衰减。图 9(a)为无试样参考信号在传播过程中的时域信号,对其进行傅里叶变换得到如图 9(b)所示的参考频域信号。同理,对如图 9(c)所示入射角为 25°的时域信号进行信号处理后,可得图 9(d)所示的反射频域信号。

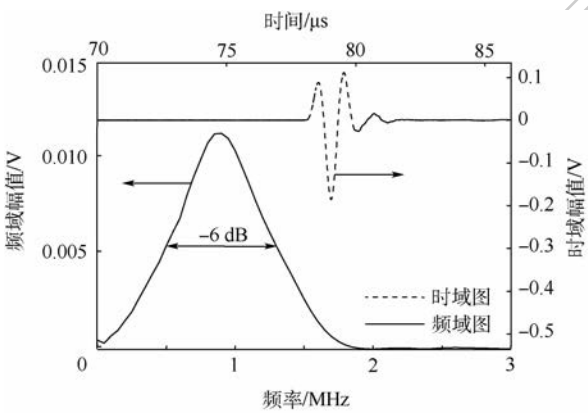


图 8　超声换能器时频分析

Fig. 8　Ultrasonic transducer time-frequency analysis

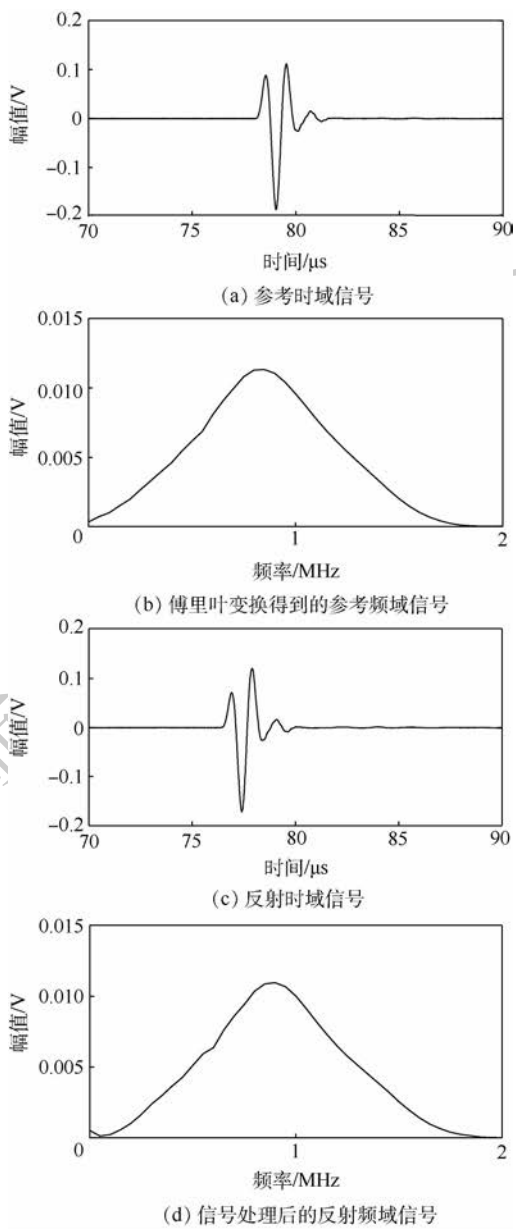


图 9　参考与反射频域信号

Fig. 9　Reference and reflected frequency domain signal

北航学报 赠阅

由式(15)可得反射系数的频域信号。在斜入射过程中,当入射角达到被测材料的第一临界角时,纵波会发生全反射,更有利于声波反射特性的研究。因此,选取入射角度 θ 时,应大于铝的第一临界角 14.66°。

$$R(f) = \frac{R'(f)}{U(f)} \tag{15}$$

式中:$R(f)$ 为频域反射系数;$R'(f)$ 为反射频域信号;$U(f)$ 为参考频域信号。

令截止项阶数 $M=5$,利用勒让德正交多项式法对不同入射角度下 1 mm 铝板的频域反射系数进行计算,图 10 为入射角度 θ 分别为 25°、35°及 42°时的频域反射系数实验结果与理论计算结果对比。可以看出,数值计算与实验结果吻合程度良好,这不仅证明了勒让德正交多项式法对反射系数的计算结果准确稳定,同时也验证了设置无试样参考信号的数据处理方法,可以有效降低或消除声衰减对反射系数实验结果的影响。

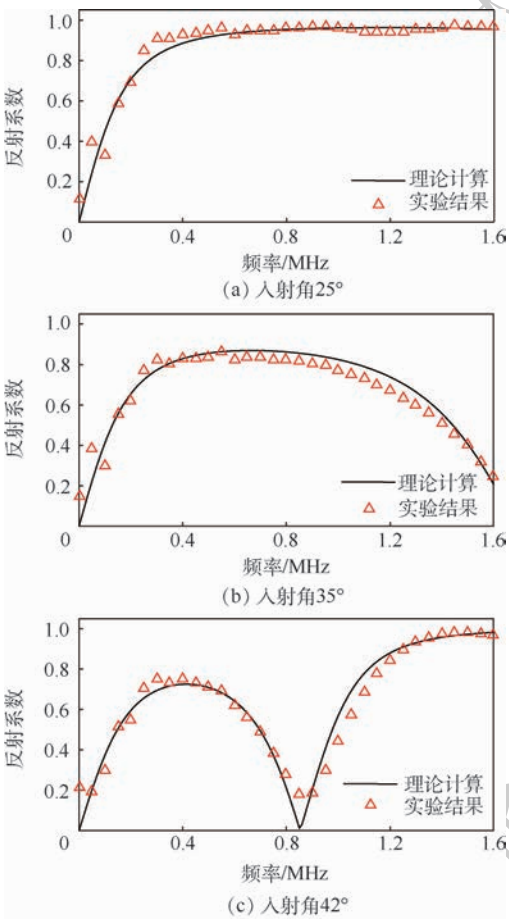


图 10 反射系数理论、实验频谱对比

Fig. 10 Theoretical and experimental spectrum comparison of reflection coefficient

3.2 透射实验系统及结果分析

透射实验系统与反射实验系统在信号激励/接收与数据处理部分相仿,主要差异体现在检测平台部分。图 7 中虚线框内为斜入射透射系数检测平台示意图,同样采用“一激一收”的方式,将激励和接收的超声换能器分别置于被测试件两侧,分别固定于构建检测环境的矩形水槽对应缸壁上,使其到被测试件中轴线距离相等且传播路径垂直于中轴线。

如图 11 所示,通过透射系数检测平台中的旋转平台和可调厚度夹具实现入射角度 θ 调节功能。令放置被测试件时的接收信号为透射时域信号,未放置时的接收信号为参考时域信号,分别对其进行傅里叶变换,得到透射频域信号 $T'(f)$ 和参考频域信号 $U(f)$,根据式(16)进行数据处理,最终得到频域透射系数 $T(f)$。

$$T(f) = \frac{T'(f)}{U(f)} \tag{16}$$

令入射角度 θ 小于第一临界角,当截止项阶数 $M=5$,图 12(a)、(b)、(c)分别为入射角度为 0°、5°、10°时的频域透射系数理论实验对比图,透射系数的理论计算与实验结果吻合程度良好。

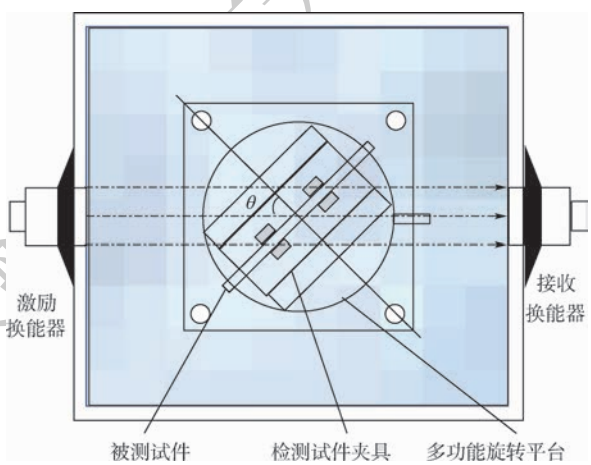


图 11 透射系数检测平台俯视图

Fig. 11 Top view of transmission coefficient detection platform

北航学报 赠阅

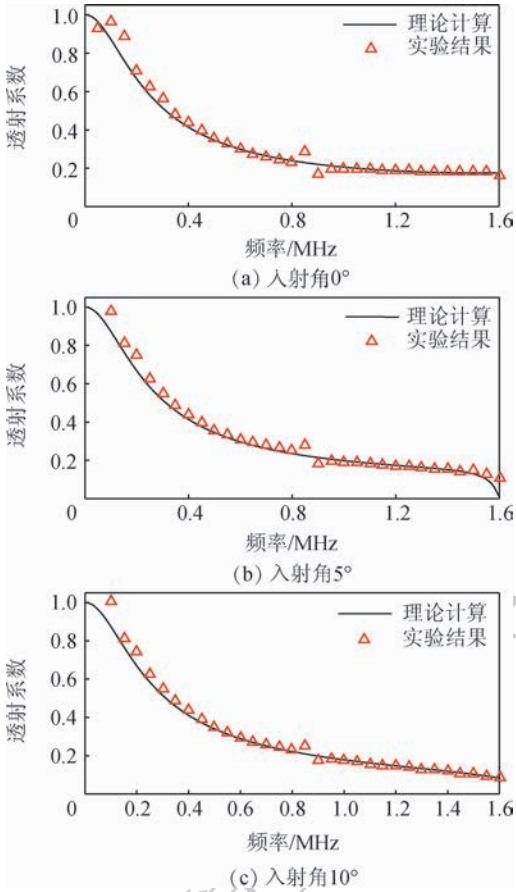


图 12　透射系数理论、实验频谱对比

Fig. 12　Theoretical and experimental spectrum comparison of transmission coefficient

4　结　论

本文运用勒让德正交多项式求解了液/固界面处的声反射与声透射特性,通过 Lamb 波频散特性与实验测量对理论模型进行验证,证明了该方法在航空航天领域能够对薄层材料的力学性能进行声学测量,得到:

1)液浸条件下,基于勒让德正交多项式法对位移幅值进行展开,考虑边界条件及波动控制方程,求解薄层材料液/固边界处的声反射/透射特性;该方法无需进行勘根运算,通过截止项阶数 M 可控制计算的收敛性。

2)借助勒让德正交多项式法分析了入射角度 θ 及入射频率 f 对反射/透射系数的影响,得到反射/透射系数的角度谱与频谱;当截止项阶数 M 大于不同频厚积对应的临界值时,该理论模型所得结果与传递矩阵法结果基本吻合。

3)求解频率-波速-反射系数曲面,与 Lamb 波频散曲线的 Disperse 仿真结果对比可知,求得反射特性符合薄板中 Lamb 波频散特性变化规律,同时证明了该理论模型能够准确表征被测材料的反射特性。

4)设置无试样参考信号,降低衰减对反射/透射系数测量结果的影响,运用反射与透射实验系统得到不同入射角度 θ 对应的频域反射/透射系数,实验结果与勒让德正交多项式法计算结果吻合良好。

参考文献(References)

[1] 戴达煌. 薄膜与涂层现代表面技术[M]. 长沙:中南大学出版社, 2008:1-39.
DAI D H. Film and coating modern surface technology[M]. Changsha:Central South University Press, 2008:1-39(in Chinese).

[2] 陈学定. 表面涂层技术[M]. 北京:机械工业出版社, 1994:209-235.
CHEN X D. Surface coating technology[M]. Beijing:Mechanical Industry Press, 1994:209-235(in Chinese).

[3] 塞缪尔·贝纳维德斯. 航空航天腐蚀控制[M]. 北京:化学工业出版社, 2014:2-14.
BENAVIDES S. Corrosion control in the aerospace industry[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2014: 2-14(in Chinese).

[4] 肖志河,高超,白杨,等. 飞行器雷达隐身测试评估技术及发展[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(10):1873-1879.
XIAO Z H, GAO C, BAI Y, et al. Aircraft radar stealth test and evaluation technology and progress[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(10):1873-1879(in Chinese).

[5] 张雯,易敏,沈志刚,等. 氧化物涂层对航天器材料原子氧剥蚀的防护[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 39(8):1704-1708.
ZHANG W, YI M, SHEN Z G, et al. Protection against atomic oxygen erosion of oxide coatings for spacecraft materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 39(8):1704-1708(in Chinese).

[6] 郭洪波,宫声凯,徐惠彬. 先进航空发动机热障涂层技术研究进展[J]. 中国材料进展, 2009, 28(9):18-26.
GUO H B, GONG S K, XU H B. Progress in thermal barrier coatings for advanced aeroengines[J]. Progress in China's Materials, 2009, 28(9):18-26(in Chinese).

[7] SERAFFON M, SIMMS N J, NICHOLLS J R, et al. Performance of thermal barrier coatings in industrial gas turbine conditions[J]. Materials at High Temperatures, 2011, 28(4):309-314.

[8] LEMONS R A, QUATE C F. Acoustic microscope-scanning version[J]. Applied Physics Letters, 1974, 24(4):163-165.

[9] WEGLEIN R D, WILSON R G. Characteristic material signatures by acoustic microscopy[J]. Electronics Letters, 1978, 14(12):352-354.

[10] ATALAR A. An angular:Pectrum approach to contrast in reflection acoustic microscopy[J]. Journal of Applied Physics, 1978, 49(10):5130-5139.

[11] XU W J, OURAK M. Angular measurement of acoustic reflection

北航学报 赠阅

coefficient for substrate materials and layered structures by $V(z)$, technique [J]. NDT & E International, 1997, 30(2): 75-83.

[12] NAYFEH A H, CHIMENTI D E. Ultrasonic wave reflection from liquid-coupled orthotropic plates with application to fibrous composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1988, 55(4): 863-870.

[13] KUNDU T, MAL A K. Elastic waves in a multilayered solid due to a dislocation source[J]. Wave Motion, 1985, 7(5): 459-471.

[14] DUNKIN J W. Computation of modal solutions in layered elastic media at high frequencies[J]. Bulletin of the Seismological Society of America, 1965, 55(2): 335-358.

[15] ROKHLIN S I, WANG L. Stable recursive algorithm for elastic wave propagation in layered anisotropic media: Stiffness matrix method[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2002, 112(3): 822-834.

[16] LOWE M J S. Plate waves for the NDT of diffusion bonded titanium[D]. London: Imperial College London, 1992.

[17] LEFEBVRE J E, ZHANG V, GAZALET J, et al. Legendre polynomial approach for modeling free-ultrasonic waves in multilayered plates[J]. Journal of Applied Physics, 1999, 85(7): 3419-3427.

作者简介：

何存富 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：现代测控技术与方法、智能仪器与虚拟仪器、无损检测新技术、计算机测试与控制技术等。

任哲文 男，硕士研究生。主要研究方向：现代测控技术与方法。

吕炎 男，博士，副教授，硕士生导师。主要研究方向：超声无损检测、力学性能检测、声学传感器、有限元分析、智能传感器与结构健康监测。

Reflection/transmission characteristics based on Legendre orthogonal polynomial method

HE Cunfu, REN Zhewen, LYU Yan*, GAO Jie, WANG Shuo, SONG Guorong

(College of Mechanical Engineering and Applied Electronics Technology, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: Study on acoustic testing method for mechanical properties of thin layer materials. Based on Legendre orthogonal polynomial method, linear independent equations are constructed and the reflection/transmission coefficient of acoustic waves at the interfaces is calculated using liquid/solid boundary conditions and wave control equations. The method analyzes the influence of the cut-off order on the solution result, and finds the critical value of the order under different frequency and thickness products, then calculate the reflection/transmission coefficient based on the cut-off order. The calculation results obtained by the Legendre orthogonal polynomial method are compared with those obtained by the transfer matrix method, and the accuracy of the theoretical model is verified. Ultrasonic waves' oblique incidence into a thin-layer material forms a Lamb wave. The dispersion characteristics at the steady state are intrinsically linked to the reflection features. According to Snell's law, the three-dimensional surface of the frequency-velocity-reflection coefficients is calculated using the Legendre orthogonal polynomial method. This result is compared with the dispersion curves simulated by Disperse. It is proved that the solving result is consistent with the Lamb wave dispersion characteristics. The influence of attenuation on the experimental results during the propagation of the acoustic wave is reduced by collecting the reference signal which is the directly obtained wave without a sample. A reflection and transmission experimental system was built to measure the frequency spectrum of reflection and transmission coefficients at different incident angles. The experimental results are compared with the theoretical results, and the accuracy of the results obtained by the theory is verified. A solving methodology without root-finding algorithm for acoustic reflection/transmission coefficients is realized. This method provides a theoretical basis and experimental guidance for the non-destructive testing of the mechanical properties of thin-layer materials.

Keywords: Legendre orthogonal polynomial method; oblique incidence; reflection/transmission coefficient; dispersion characteristics; thin-layer material

Received: 2019-08-12; **Accepted**: 2019-12-06; **Published online**: 2019-12-23 15:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191223.1433.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872082, 51875010); National Key R&D Program of China (2018YFF01012300)

* **Corresponding author**. E-mail: lvyan@bjut.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0445

自动化飞行训练评估中的战机机动动作识别

全下文载

孟光磊[1,*]，张慧敏[1]，朴海音[2]，梁宵[1]，周铭哲[1]
（1. 沈阳航空航天大学 自动化学院，沈阳 110136； 2. 中航工业沈阳飞机设计研究所，沈阳 110035）

摘 要：针对战机飞行员自动化飞行训练评估对于机动动作的在线识别需求，提出了一种改进的基于动态贝叶斯网络的机动动作识别方法。首先，分析了仪表、简单特技和复杂特技飞行科目的机动动作特征。然后，根据战机飞行过程中机动动作与特征参数的因果关系，建立了机动动作识别动态贝叶斯网络模型，克服了传统方法需要滚转角信息，在实际飞行训练中难以通过雷达探测实时获取的缺点。同时，通过设计模型在线调用机制，有效降低了计算复杂度。实验结果表明，所提方法对于战机机动动作识别率高、实时性好，能够满足在线应用需求。

关 键 词：机动动作识别；动态贝叶斯网络；飞行训练评估；在线识别；在线调用机制
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1267-08

军用战机具有速度快、机动性强、战术动作灵活多样的特点，对于飞行员训练有着很高的要求。目前，飞行员的训练方式包括模拟机训练和实际飞行训练2种，采用的评估方法主要是由教练员根据经验进行评价。随着人工智能技术的进步，对于研发自动化飞行训练评估系统，减少人为因素误判，降低飞行训练成本的需求愈发明确。本文重点研究战机机动动作在线识别方法，通过实时通报战机的机动动作，并输出飞行动作过程中关键阶段的航行诸元，为自动化的飞行训练评估奠定基础。

目前，战机机动动作识别采用的方法主要有4类：①基于专家系统的机动动作识别方法[1-2]；②基于概率图模型的机动动作识别，如隐马尔可夫模型(Hidden Markov Model，HMM)[3]、贝叶斯网络模型(Bayesian Network，BN)[4-6]；③神经网络[7-8]；④利用飞行参数数据进行离线识别的模糊支持向量机方法[9]。文献[1]基于领域专家的先验知识建立了飞行动作识别知识库，该方法对于仪表科目的识别率较高，但对于简单特技科目和复杂特技科目的识别率下降明显。文献[3]建立了战机机动动作识别的动态贝叶斯网络模型，该方法对于复杂机动动作具有较高的识别率，但是计算复杂度较高，难以在线应用，而且需要的滚转角信息在实际飞行训练中难以通过探测手段获取。文献[7]采用神经网络算法进行机动识别，但是需要大量的训练样本来提高机动动作识别准确率。文献[9]采用的模糊支持向量机方法与传统方法相比，提高了识别率。

为满足实际飞行训练过程中对战机机动动作的在线识别需求，本文提出了一种新型的动态贝叶斯网络模型。通过综合分析战机飞行过程中各类参数的变化，选取了在机动动作执行中占主要影响的飞行参数，克服了传统方法需要滚转角信息的缺

收稿日期：2019-08-16；**录用日期**：2019-10-25；**网络出版时间**：2019-11-07 11:45
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191107.1013.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61503255）；航空科学基金（2016ZD54015）；沈阳市中青年科技创新人才支持计划（RC180174）
* **通信作者**. E-mail：mengguanglei@yeah.net

引用格式：孟光磊，张慧敏，朴海音，等. 自动化飞行训练评估中的战机机动动作识别[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1267-1274. MENG G L，ZHANG H M，PIAO H Y，et al. Recognition of fighter maneuver in automatic flight training evaluation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1267-1274 (in Chinese).

北航学报 赠阅

点,具有实际应用价值。在推理过程中,设计了在线调用机制,解决了传统贝叶斯网络算法因多次迭代推理导致的计算复杂、识别速度慢的问题。

1 战机机动动作特征分析

战机飞行机动训练包含 3 类科目:仪表、简单特技和复杂特技[1]。典型战机机动动作说明如表 1 所示。

战机飞行过程中伴随着各种参数的变化,包括飞行高度、飞行速度、俯仰角、滚转角、航向角、迎角和侧滑角等。由于飞机滚转角不能通过雷达探测手段在线获取,因此选取对机动动作影响最大的飞行高度、航向角、飞行高度变化率、航向角变化率和飞行速度作为战机机动动作识别的主要特征[10]。飞行高度 H 是指在地面坐标系下飞机质心离地的垂直高度;航向角 φ 是指机体坐标轴 x_b 在水平面上的投影与地面坐标轴 x_g 间的夹角,机头右偏航时为正。地面坐标系、机体坐标系、飞行高度 H、航向角 φ 和飞行速度 V_k 定义如图 1 所示。

通过对各类机动动作的姿态变化规律进行分析,并结合大量的实际飞行数据进行验证,总结出如表 2 所示的各类机动动作对应上述 5 种参数的变化特征。表中所有自然连续的随机变量,如高度、速度等,通过把它们的取值变化范围划分成几个合理的区间来离散化,从而和定性描述的变化特征形成一一对应的关系。

表 1 典型战机机动动作说明

Table 1 Description of typical fighter maneuvers

动作类别	动作名称	动作说明
仪表	盘旋	水平面内作等速圆周飞行
	急跃升	迅速升高高度
	俯冲	迅速降低高度、增大速度
	水平匀速直线飞行	保持高度、速度不变
	水平加速直线飞行	保持高度、速度增大
	水平减速直线飞行	保持高度、速度减小
简单特技	半滚倒转	滚转 180°后向下俯冲至航向角突变 180°
	斤斗	以期望法向过载向上拉起至期望高度后向下俯冲至初始状态
	半斤斗翻转	以期望法向过载向上拉起至期望高度后平飞
复杂特技	“S”形急转	改变航向、高度保持
	战斗转弯	改变飞行方向、高度升高
	眼镜蛇机动	飞机达到最大迎角保持高度飞行

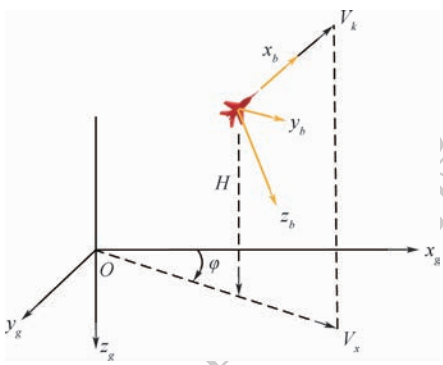


图 1 坐标系及飞行参数

Fig. 1 Coordinate system and flight parameters

表 2 战机机动动作参数特征分析

Table 2 Characteristic analysis of fighter maneuver parameters

机动动作	飞行高度	飞行高度变化率	航向角	航向角变化率	飞行速度
左盘旋	保持	保持	变小	保持	保持
右盘旋	保持	保持	变大	保持	保持
急跃升	升高	先增大后减小	保持	保持	变小
俯冲	降低	先减小后增大	保持	保持	变大
水平匀速直线飞行	保持	保持	保持	保持	保持
水平加速直线飞行	保持	保持	保持	保持	变大
水平减速直线飞行	保持	保持	保持	保持	变小
半滚倒转	降低	先减小后增大	突变	突变	变大
斤斗	先升高后降低	先增大后减小	突变	突变	先减小后增大
半斤斗翻转	先升高后保持	先增大后减小	突变	突变	变小
“S”形急转	保持	保持	先减小后增大/先增大后减小	先减小后增大/先增大后减小	保持
战斗转弯	升高	先增大后减小	变大/变小	先增大后减小/先减小后增大	变小
眼镜蛇机动	先升高后保持	先增大后减小	保持	保持	变小

北航学报 赠阅

2　战机机动动作识别模型构建

2.1　网络结构建立

在飞行训练过程中,飞行参数的变化是实时且连续的,动态贝叶斯网络可以对跟随时间演化的过程进行表示,从而能够在线监测战机在一段时间内飞行参数特征的变化情况[11]。针对不确定性问题,可以根据观测节点概率推理出其他节点概率[12],因此,本文选用动态贝叶斯网络建立机动动作识别模型。

将选定的 5 个参数作为动态贝叶斯网络模型的观测节点,根节点为机动动作的识别结果。依照飞行参数的特征划分及其与机动动作之间的依赖关系确立网络中间节点,进而建立了如图 2 所示的战机机动动作识别动态贝叶斯网络模型。图中:MR 表示决策节点,MY 为航向分类结果,VK 为飞行速度,YAW 为航向角,MA 为高度分类结果,YAR 为航向角变化率,ALT 为飞行高度,ALR 为飞行高度变化率。

此网络模型共分 4 层,底层根据战机的飞行高度和飞行高度变化率进行推理,将典型机动动作按照高度特征进行分类;第二层加入航向角和航向角变化率,对底层的推理结果进行细化,识别出水平直线类机动动作和其他类机动动作;第三层加入飞行速度信息,对水平直线类机动动作进行速度区分;顶层得到每种机动动作的识别概率,对应概率最大的即为识别机动动作结果。各个节点的状态集如表 3 所示。

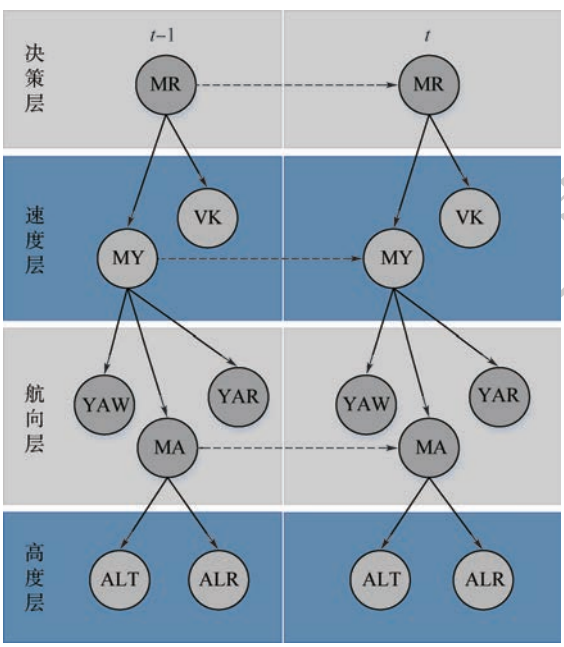


图 2　战机机动动作识别动态贝叶斯网络模型

Fig. 2　Dynamic Bayesian network model for fighter maneuver recognition

表 3　节点状态集说明

Table 3　Description of node state set

特征参数	状态集
飞行高度(ALT)	保持(ALT_M)、升高(ALT_U)、降低(ALT_D)、先升高后降低(ALT_UD)、先升高后保持(ALT_UM)
飞行高度变化率(ALR)	保持(ALR_M)、先增大后减小(ALR_UD)、先减小后增大(ALR_DU)
航向角(YAW)	变小(YAW_D)、突变(YAW_V)、先减小后增大(YAW_DU)、先增大后减小(YAW_UD)
航向角变化率(YAR)	保持(YAR_M)、突变(YAR_V)、先减小后增大(YAR_DU)、先增大后减小(YAR_UD)
飞行速度(VK)	保持(VK_M)、变大(VK_U)、变小(VK_D)、先减小后增大(VK_DU)
高度分类结果(MA)	高度保持类机动(MA_M)、高度上升类机动(MA_U)、高度下降类机动(MA_D)、高度先升高后下降类机动(MA_UD)、高度先升高后保持类机动(MA_UM)
航向分类结果(MY)	左盘旋、右盘旋、急跃升、俯冲、半滚倒转、斤斗、半斤斗翻转、“S”形急转、战斗转弯、眼镜蛇机动、水平匀速直线飞行、水平加速直线飞行、水平减速直线飞行
决策节点(MR)	左盘旋、右盘旋、急跃升、俯冲、半滚倒转、斤斗、半斤斗翻转、“S”形急转、战斗转弯、眼镜蛇机动、水平匀速直线飞行、水平加速直线飞行、水平减速直线飞行

2.2　网络参数设定

动态贝叶斯网络推理的实质是进行概率计算。此网络模型中的条件概率及状态转移概率均基于领域专家知识确定。

以高度分类结果 MA 为例,其条件概率表(Condition Probability Table,CPT)如表 4 所示。

表 4　高度分类结果 CPT

Table 4　CPT of altitude classification results

MA	p(ALT | MA)	p(ALR | MA)
MA_M	(0.26,0.185,0.185,0.185,0,185)	(0.38,0.31,0.31)
MA_U	(0.185,0.26,0.185,0.185,0.185)	(0.31,0.38,0.31)
MA_D	(0.185,0.185,0.26,0.185,0.185)	(0.31,0.31,0.38)
MA_UD	(0.185,0.185,0.185,0.26,0.185)	(0.31,0.38,0.31)
MA_UM	(0.185,0.185,0.185,0.185,0.26)	(0.31,0.38,0.31)

3　模型在线调用与推理

基于建立的战机机动动作识别模型,根据当前的特征提取结果更新网络观测节点状态,推理得到目标节点的概率分布。具体的战机机动动作识别流程如图 3 所示。

3.1　模型在线调用机制

传统的利用动态贝叶斯网络实现战机机动动作识别的过程复杂,每个迭代周期都需要重新结合转移概率计算识别概率,由于大量的运算,导致识别时间延长。分析可知,当动态贝叶

北航学报 赠阅

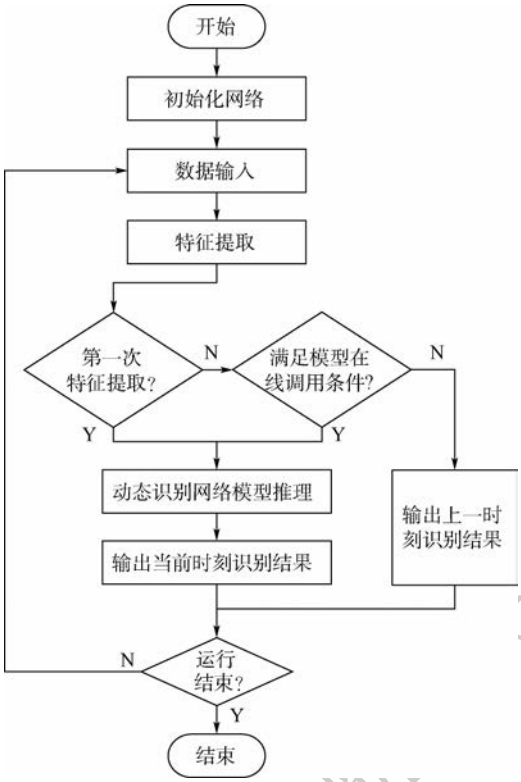


图 3 战机机动动作识别流程

Fig. 3 Fighter maneuver recognition flowchart

斯网络模型已收敛,且机动动作参数特征未发生改变时,进行迭代推理对识别结果没有影响,在此种情况下不需要更新上一时刻推理结果,从而可以使识别时间大大减少。因此,为了降低计算复杂度、提高系统运行速度和识别实时性,本文设计了战机机动动作识别模型的在线调用机制。

当系统运行中满足以下 2 个条件之一时,系统才进行模型推理,更新机动动作识别概率。

1) 动态贝叶斯网络模型未收敛。在每个定时器周期内对识别概率进行判断,当出现某机动动作识别概率大于 90% 的情况时,视网络模型处于收敛状态,否则标记网络模型未收敛。

2) 战机机动动作特征提取结果发生变化。

3.2 动态识别网络模型推理算法

动态识别网络模型的推理过程分为 4 个步骤:

步骤 1 根据当前时刻观测信息,计算机动动作识别概率。依据条件独立性假设,将网络模型划分为起点是根节点,终点是相应观测节点的独立推理链路。根据当前时刻观测信息更新每条链路的推理结果,再将各条链路的推理结果相乘得到综合当前时刻证据信息的机动动作识别概率。

$$p(\mathrm{MR}_t \mid e_t) = p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{ALT}_t, \mathrm{ALR}_t, \mathrm{YAW}_t, \mathrm{YAR}_t, \mathrm{VK}_t) = p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{ALT}_t) p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{ALR}_t) p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{YAW}_t) \cdot p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{YAR}_t) p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{VK}_t) \tag{1}$$

步骤 2 根据上一时刻推理结果,更新机动动作识别概率。当前观测信息下的链路推理结果与上一时刻的识别结果共同影响机动动作的最终识别结果。

根据贝叶斯公式,可求解条件概率分布。

$$p(e_t \mid \mathrm{MR}_t) = \frac{p(\mathrm{MR}_t \mid e_t) p(\mathrm{ALT}_t, \mathrm{ALR}_t, \mathrm{YAW}_t, \mathrm{YAR}_t, \mathrm{VK}_t)}{p(\mathrm{MR}_t)} \tag{2}$$

由式(1)、式(2)的计算结果,可得到综合历史证据信息的机动动作识别概率分布。

$$p(\mathrm{MR}_t \mid e_{1:t}) = \frac{p(e_t \mid \mathrm{MR}_t) \sum_{\mathrm{MR}_{t-1}} p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{MR}_{t-1}) p(\mathrm{MR}_{t-1} \mid e_{1:t-1})}{\sum_{\mathrm{MR}_t} p(e_t \mid \mathrm{MR}_t) \sum_{\mathrm{MR}_{t-1}} p(\mathrm{MR}_t \mid \mathrm{MR}_{t-1}) p(\mathrm{MR}_{t-1} \mid e_{t-1})} \tag{3}$$

步骤 3 判断收敛性。当网络处于收敛状态时,不再进行迭代,否则继续进行网络推理。

步骤 4 确定识别结果。选择计算概率最大的机动动作为当前时刻的识别结果。

4 仿真实验

为验证战机机动动作在线识别方法的有效性,进行了仿真实验,将战机的飞行高度、飞行高度变化率、航向角、航向角变化率和飞行速度数据实时输入识别系统,通过特征提取和模型推理得到机动动作识别结果。实验结果给出了计算复杂度和识别准确率的对比分析。

4.1 在线调用算法复杂度分析

在处理器为 Intel(R) Core(TM) i7-6700 CPU@ 3.4 GHz、内存(RAM)为 16.0 GB、64 位操作系统配置下,开展仿真实验,分析本文方法的计算复杂度,实验飞行轨迹如图 4 所示。

经过对输入数据进行特征提取可知,在初始飞行阶段,战机的飞行高度、飞行高度变化率、航向角变化率和飞行速度的特征提取结果为保持,航向角特征提取结果为变小,按照此特征进行推理,识别结果为左盘旋;此特征提取结果维持到第 24.05 s,战机的飞行高度、航向角和飞行速度的特征提取结果发生改变,系统启用在线调用机制持续推理,直至动态贝叶斯网络收敛,此时识别结果为急跃升;至第 37.05 s,战机的飞行高度、航向角和飞行速度特征提取结果发生改变,进行模型推理,得

北航学报 赠阅

到识别结果为左盘旋；至第 54.05 s，除航向角变化率外的其他特征均发生改变，更新识别结果为俯冲；至第 64.05 s，除飞行速度以外的其他特征发生改变，经模型推理，识别得到“S”形急转机动动作。识别过程中具体的特征提取情况如图 5所示。

将特征提取结果作为网络的证据节点信息，按照模型推理算法步骤进行网络推理，中间节点 MA 各状态随时间变化的推理概率如图 6 所示，时间坐标轴变比例缩放，在特征提取结果发生改变处时间单位长度为 1 s，直至推理概率收敛。由图 6 分析可知，在特征提取结果发生改变时，节点各状态的推理概率迅速发生改变，直至接近收敛处收敛速度有所变缓。

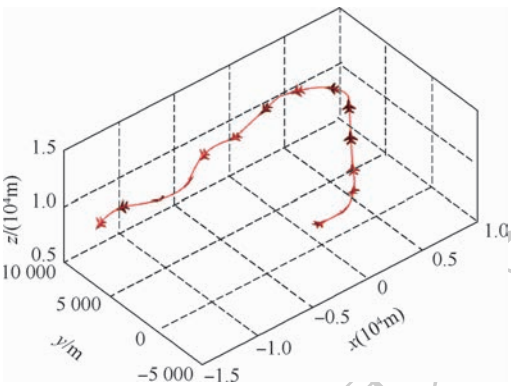


图 4　飞行轨迹仿真

Fig. 4　Flight path simulation

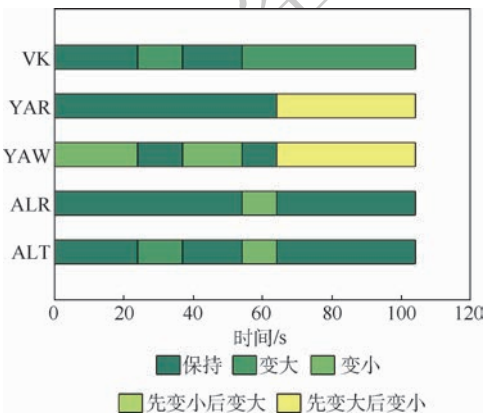


图 5　识别过程特征提取结果

Fig. 5　Feature extraction results in recognition process

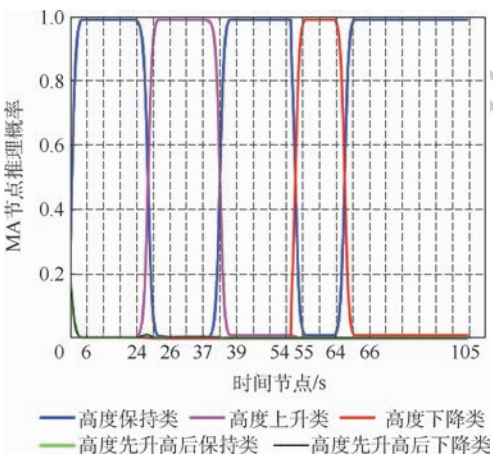


图 6　推理过程中 MA 节点推理概率

Fig. 6　Probability of MA node in reasoning process

在识别过程中，加入在线调用机制的识别方法与传统的贝叶斯网络识别方法相比，避免了不必要的推理过程，使计算时间减少了 76.9%。具体推理过程中有无在线调用机制下的识别迭代次数对比如图 7 所示。模型推理的定时器周期设定为 50 ms，在线调用机制作用下的模型解算都能在规定周期内完成，具有良好的实时性。

战机机动动作识别概率如图 8 所示。图中采样时间坐标轴变比例缩放，当特征提取结果发生改变时，即在 24 s、37 s、54 s、64 s 处，坐标轴单位长度为 1 s；至网络收敛，即出现机动动作识别概率达到 0.9 时，坐标轴单位长度为 10 s，直至下一次特征提取结果发生改变。图 8 中的机动动作编号 1 ~ 13 代表表 2 中从上至下的 13 种机动动作。

分析可知，在特征提取结果发生改变后，算法对左盘旋、急跃升和俯冲的识别均能在短时间内完成。对“S”形急转的识别初始阶段，由于航向特征提取结果为变大，右盘旋的识别概率有所增加。后由于航向特征提取完全，“S”形急转的识别概率升高直至网络收敛。

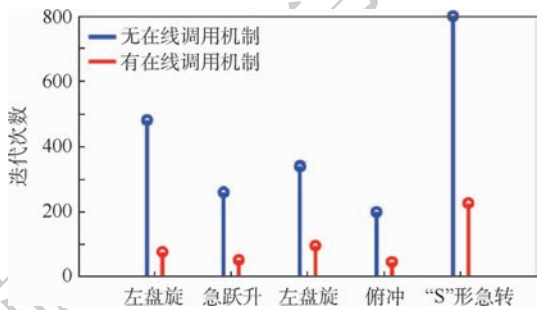


图 7　迭代次数对比

Fig. 7　Comparison of iteration times

4.2　战机机动动作识别率对比

根据战机机动动作飞行高度变化特性，将飞行高度划分为高空层、中间层及低空层，每类高度层中可执行的典型机动动作如表 5 所示。根据飞行过程中的飞行高度变化，同时考虑各机动动作的衔接合理性，利用蒙特卡罗模拟实验对飞行高度层中可选用的机动动作进行随机调用[13-14]。

对 8 000 组实验数据进行识别，得出本文方法对仪表类动作识别率为 99.7%、简单特技类动作识别率为 98.4%、复杂特技类动作识别率为 97.2%，与其他 2 种方法的识别率对比结果如图 9所示。

北航学报 赠阅

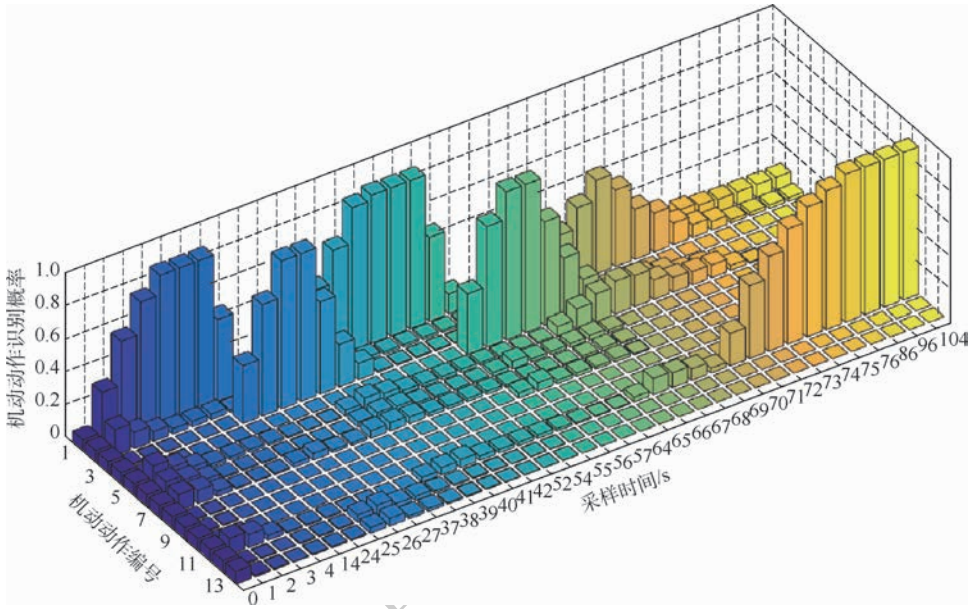


图 8 战机机动动作识别概率

Fig. 8 Flighter maneuver recognition probability

表 5 飞行高度层与机动动作合理性选择

Table 5 Flight level and maneuver reasonable choice

飞行高度层	机动动作名称
高空层(10 000 ~ 20 000 m)	左盘旋、右盘旋、俯冲、水平匀速直线飞行、水平加速直线飞行、水平减速直线飞行、半滚倒转、斤斗、半斤斗翻转、“S”形急转、战斗转弯、眼镜蛇机动
中间层(3 000 ~ 10 000 m)	左盘旋、右盘旋、急跃升、水平匀速直线飞行、水平加速直线飞行、水平减速直线飞行、“S”形急转、战斗转弯、眼镜蛇机动
低空层(1 000 ~ 3 000 m)	左盘旋、右盘旋、急跃升、水平匀速直线飞行、水平加速直线飞行、水平减速直线飞行

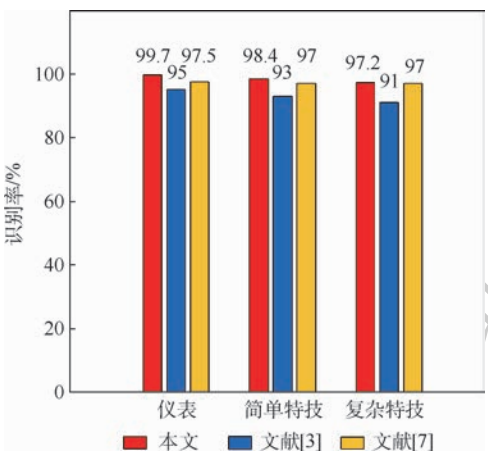


图 9 识别率对比

Fig. 9 Comparison of recognition rate

由此看出,具有在线调用机制的动态贝叶斯网络识别算法与传统贝叶斯网络识别算法[3]相比,各类机动动作识别率均有明显提高;与神经网络算法[7]中得到的识别率数据进行直接对比,各类机动动作识别率略有提高,但文献[7]中识别简单和复杂特技类的机动动作数目较少,而且此模型需要大量的数据样本进行模型训练。

5 结 论

本文就战机的机动动作在线识别问题做出了深入地分析和研究,通过仿真实验对比,结果显示本文方法对于战机机动动作的识别率高、实时性好,能够满足在线应用需求,为实现自动化的飞行训练评估奠定了基础。

1)本文方法与传统贝叶斯网络识别算法相比,以战场中可以直接在线获取到的信息为推理依据,因此,其既可以应用于自动化飞行训练评估,也可以推广至空战态势评估和空战决策领域,为预测目标飞行轨迹及评估目标作战意图威胁提供支撑[15-19]。

2)本文方法对于战机机动动作具有较高的识别率。在进行8000次实验条件下,对3类机动动作的识别率为:仪表类99.7%、简单特技类98.4%、复杂特技类97.2%。

3)本文提出的战机机动动作识别贝叶斯网络模型在线调用机制免去了传统贝叶斯网络识别算法中不必要的推理过程,使计算复杂度得到较大程度的降低,满足了在线应用的实时性需求。

参考文献(References)

[1] 倪世宏,史忠科,谢川,等. 军用战机机动飞行动作识别知识库的建立[J]. 计算机仿真,2005,22(4):23-26.
NI S H,SHI Z K,XIE C,et al. Establishment of avion in flight maneuver action recognizing knowledge base [J]. Computer

北航学报 赠阅

Simulation,2005,22(4):23-26(in Chinese).

[2] 谢川,倪世宏,张宗麟,等.一种基于知识的特技飞行动作快速识别方法[J].计算机工程,2004,30(12):116-118.
XIE C,NI S H,ZHANG Z L,et al. A knowledge-based fast recognition method of acrobatic maneuver[J]. Computer Engineering,2004,30(12):116-118(in Chinese).

[3] 孟光磊,陈振,罗元强.基于动态贝叶斯网络的机动动作识别方法[J].系统仿真学报,2017,29(S1):140-145.
MENG G L,CHEN Z,LUO Y Q. Maneuvering action identify method based on dynamic Bayesian network[J]. Journal of System Simulation,2017,29(S1):140-145(in Chinese).

[4] HUANG C Q,DONG K S,HUANG H Q,et al. Autonomous air combat maneuver decision using Bayesian inference and moving horizon optimization[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2018,29(1):86-97.

[5] XU X M,YANG R N,FU Y. Situation assessment for air combat based on novel semi-supervised naive Bayes[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2018,29(4):768-779.

[6] SCHREIER M,WILLERT V,ADAMY J. An integrated approach to maneuver-based trajectory prediction and criticality assessment in arbitrary road environments[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems,2016,17(10):2751-2766.

[7] RODIN E Y,AMIN M. Maneuver prediction in air combat via artificial neural networks[J]. Computers & Mathematics with Applications,1992,24(3):95-112.

[8] TOLEDO A,TOLEDO-MOREO R. Maneuver prediction for road vehicles based on a novel neuro-fuzzy dynamic architecture[J]. Robotics and Autonomous Systems,2010,58(12):1316-1320.

[9] 杨俊,谢寿生.基于模糊支持向量机的飞机飞行动作识别[J].航空学报,2005,26(6):84-88.
YANG J,XIE S S. Fuzzy support vector machines based recognition for aeroplane flight action[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2005,26(6):84-88(in Chinese).

[10] LI X H,WANG W S,ZHANG Z,et al. Effects of feature selection on lane-change maneuver recognition:An analysis of naturalistic driving data[J/OL]. Journal of Intelligent and Connected Vehicles,2018:85-98(2018-10-01)[2019-08-15]. https://doi.org/10.1108/JICV-09-2018-0010.

[11] 曲婉嘉,徐忠林,袁昱纬.基于动态贝叶斯网络的对空情报雷达打击效果评估[J].战术导弹技术,2016(5):93-100.
QU W J,XU Z L,YUAN Y W. Air intelligence radar battle damage assessment based on dynamic Bayesian networks[J]. Tactical Missile Technology,2016(5):93-100(in Chinese).

[12] 于劲松,沈琳,唐荻音,等.基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价[J].北京航空航天大学学报,2016,42(1):35-40.
YU J S,SHEN L,TANG D Y,et al. Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(1):35-40(in Chinese).

[13] 何旭,景小宁,冯超.基于蒙特卡洛树搜索方法的空战机动决策[J].火力与指挥控制,2018,43(3):34-39.
HE X,JING X N,FENG C. Air combat maneuver decision based on MCTS method[J]. Fire and Command Control,2008,43(3):34-39(in Chinese).

[14] QUAN T,FIRL J. Online maneuver recognition and multimodal trajectory prediction for intersection assistance using nonparametric regression[C]// IEEE Intelligent Vehicles Symposium. Piscataway:IEEE Press,2014:14452218.

[15] 童奇,李建勋,童中翔,等.基于机动识别的空战意图威胁建模与仿真[J].现代防御技术,2014,42(4):174-184.
TONG Q,LI J X,TONG Z X,et al. Air combat intention threat modeling and simulation based on maneuver recognition[J]. Modern Defense Technology,2014,42(4):174-184(in Chinese).

[16] 钟友武,柳嘉润,申功璋.自主近距空战中敌机的战术动作识别方法[J].北京航空航天大学学报,2007,33(9):1056-1059.
ZHONG Y W,LIU J R,SHEN G Z. Recognition method for tactical maneuver of target in autonomous close-in air combat[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(9):1056-1059(in Chinese).

[17] 高阳阳,余敏建,韩其松,等.基于改进共生生物搜索算法的空战机动决策[J].北京航空航天大学学报,2019,45(3):429-436.
GAO Y Y,YU M J,HAN Q S,et al. Air combat maneuver decision-making based on improved symbiotic organisms search algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(3):429-436(in Chinese).

[18] ZHONG L,TONG M A,ZHONG W. Sequential maneuvering decisions based on multi-stage influence diagram in air combat[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2007,18(3):551-555.

[19] MA Y,MA X,SONG X. A case study on air combat decision using approximated dynamic programming[J]. Mathematical Problems in Engineering,2014,2014:1-10.

作者简介:

孟光磊　男,博士,副教授。主要研究方向:空战智能决策、飞行训练品质评估。

张慧敏　女,硕士研究生。主要研究方向:飞行训练品质评估。

朴海音　男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:空战智能决策、飞行训练品质评估。

梁宵　男,博士,副教授。主要研究方向:无人机航路规划、空战智能决策。

周铭哲　男,硕士研究生。主要研究方向:空战智能决策。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Recognition of fighter maneuver in automatic flight training evaluation

MENG Guanglei[1,*], ZHANG Huimin[1], PIAO Haiyin[2], LIANG Xiao[1], ZHOU Mingzhe[1]

(1. School of Automation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;
2. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: An improved online recognition method for fighter maneuver based on dynamic Bayesian network is proposed for automatic flight training evaluation. First, the maneuver characteristics of instrument, simple stunt and complex stunt flight are analyzed. Then, according to the causal relationship between maneuver and characteristic parameters during flight process of fighter, a dynamic Bayesian network model for maneuver recognition is established, which overcomes the shortcomings of traditional methods, such as the need for roll angle information which is difficultly obtained in real time through radar detection in actual flight training. At the same time, the computational complexity is reduced by designing the online invocation mechanism of the model. Experimental results show that this method has high fighter maneuver recognition rate and good real-time performance, and can meet the needs of online application.

Keywords: maneuver recognition; dynamic Bayesian network; flight training evaluation; online recognition; online invocation mechanism

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-16; **Accepted**: 2019-10-25; **Published online**: 2019-11-07 11:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191107.1013.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61503255); Aeronautical Science Foundation of China (2016ZD54015); Shenyang Support Program for Young and Middle-aged Scientific and Technological Innovation Talents (RC180174)

* **Corresponding author**. E-mail: mengguanglei@yeah.net

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0455

全下文载

复杂低空物流无人机路径规划

张启钱，许卫卫，张洪海*，邹依原，陈雨童

（南京航空航天大学 民航学院，南京 211106）

摘 要：针对复杂低空物流无人机路径规划问题，考虑空域环境、运输任务等内外限制，以飞行时间、能耗及危险度最小为目标函数，建立多限制条件物流无人机路径规划模型，设计启发算法以快速解算路径。采用栅格法对规划环境表征，引入物流无人机性能约束确保路径可飞。针对 A* 算法存在的问题及物流无人机航空运输特色，引入栅格危险度因子、货物质量惩罚系数，增加飞行时间、能耗等代价以提升避障能力、降低成本。为匹配所提启发算法解算效率与精度，采用动态加权法对函数赋权。为筛除冗余路径点及保证平稳飞行，采用双向交叉判断法等对原路径优化平滑。为验证所提路径规划模型及启发算法的有效性，对比 4 种算法规划结果，分析栅格粒度大小与代价权重值对结果的影响。在既定的运输环境及物流无人机性能约束下，研究结果表明：所提算法与 A* 算法相比，保证了物流无人机飞行安全、能耗少，将飞行时间由 406 s 降至 386 s，降低了 5%；飞行路径点数为 129 个、栅格危险度因子为 11.69，降低了姿态改变次数，保证了运输安全；当栅格粒度大小为 5 m，代价权重值为 0.4、0.1、0.5 时，采用所提算法规划的路径最佳。

关 键 词：航空运输；路径规划；A* 算法；物流无人机；复杂低空；栅格危险度；双向交叉判断法

中图分类号：V279.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1275-12

北京航空航天大学学报

无人机作为科技创新的重要产业处于井喷式发展时期。由于技术日臻成熟，各型别无人机应用领域不断扩大，如军事侦查、农林生产、物流运输[1]。虽然其在物流领域的应用处于起步阶段，但各国进行了前沿性研究且成功案例较多。国内外学者对军用无人机研究深入[2-3]，涉及民用无人机则较少，且主要对巡检、药物喷洒等路径进行规划[4-5]。国内学者研究物流无人机管控居多[6]，国外学者则关注其路径规划，解决如何将货物送至多个分快递站问题[7-8]，但却很少研究分站点间具体运输的路径。实际应用中，物流无人机自身及环境复杂，其路径是货物安全、经济、快捷送至目的地的重要保障，可降低运营成本、提升流转效率，故研究物流无人机路径规划技术有重要现实意义。

现有对复杂低空物流无人机路径规划的研究较少。Byung 等[7]融合无人机物流系统飞行时间有限、货物对性能影响大等特点，提出基于混合整数线性规划的无人机运输路径模型，设计启发式算法解算路径；Boualem 等[8]考虑无人机在人道救援物流方面的应用，提出在载荷和能耗约束下无人机运输物品总成本最小的优化模型；Scott 等[9]验证了无人机运输医疗物资可行性，提出 2 个面向医疗服务的无人机物流配送模型；周

收稿日期：2019-08-26；**录用日期**：2019-10-12；**网络出版时间**：2019-10-17 15:21
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191017.1438.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61573181，71971114）；南京航空航天大学研究生创新基地（实验室）开放基金（kfjj20180726）
* **通信作者**. E-mail：honghaizhang@nuaa.edu.cn

引用格式：张启钱，许卫卫，张洪海，等. 复杂低空物流无人机路径规划[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1275-1286.
ZHANG Q Q，XU W W，ZHANG H H，et al. Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1275-1286 (in Chinese).

北航学报 赠阅

浪[10]提出“配送车 + 无人机”配送及路径优化问题,构建了不同运输路径优化模型,采用遗传算法等求解模型;翁丹宁[11]、吴永鑫[12]探讨无人机物流配送的短板及未广泛用于市场的原因,分析物流无人机的优势并研究了影响其配送的因素;Jiang 等[13]考虑无人机性能建立带时间窗的无人机物流任务分配模型,设计改进粒子群算法进行求解;Dorling 等[14]推导并证明多旋翼无人机能耗与载荷呈线性变化,建立无人机路径规划的混合整数线性模型;Torabbeigi 等[15]构建并验证无人机电量消耗率随载重的变化函数,采用最小集覆盖法对物流无人机路径规划进行建模,提出一种变预处理算法以提高求解模型的速度;Goss 等[16]建立考虑无人机物理特性和执飞任务特点的无人机性能模型,采用四旋翼无人机测试并验证模型的正确性;Abeywickrama 等[17]研究无人机机动行为的电量消耗,考虑不同场景及条件对无人机能耗的影响,提出涵盖无人机飞行全过程的能耗模型。

纵观已有成果,部分将物流无人机路径规划问题简化为道路车辆路径规划问题,未体现无人机空中运动特点及性能约束[12-15];部分在规划物流无人机路径时未考虑实际飞行环境且未将任务要求、能耗、货物质量等影响要素组合考虑,规划结果不理想[7-8,10]。现有研究面向飞行行为、宏观路径规划,考虑的路径影响要素单一有限;而低空环境下物流无人机路径规划空间复杂,路径搜索需结合外部环境与自身限制,且对搜索效率要求高。同时物流无人机路径规划与执行其他任务的路径规划不同,其航空物流特点导致规划考虑的因素更全面、具体,如何将这些因素综合考虑以进行路径规划亟待研究。

本文从物流无人机飞行安全和运输效率角度出发,以最小化路径飞行时间、能耗及危险度作为目标函数,构建在满足无人机运输货物过程中自主安全避障的前提下,减小运行成本的物流无人机路径规划模型,设计基于 A* 算法的路径快速搜索策略,以获得最佳的货物配送路径。

1 物流无人机路径规划问题建模

1.1 问题描述与相关假设

某区域有多个分快递站且都配备物流无人机,利用无人机完成快递站间货物运输任务。假设物流无人机均为可垂直起降的充电旋翼式无人机,且对货物载重、能耗等有限制。为确保货物安全快捷运输至分快递站,要求对其路径进行科学规划以降低运输风险及成本。已知物流无人机有 2 种运输模式:①每次为单个分快递站(即目的派送点)提供服务后返回配送中心(即起始派送点);②为多个分快递站提供服务后再返回配送中心。本文采取第 1 种模式研究单架物流无人机从起始派送点到目的派送点运输代价最小的安全避障路径规划技术。

1.2 飞行环境建模

常采用函数模拟法和地形高程数据对地形地物建模。前者通过解析公式对实际地形进行计算机模拟,如文献[18]中的函数,但该方法太过理想化,利用函数产生的地形与真实地形存在差距,这对于以安全为主的物流运输场景不适用;后者通过对已有地理信息数据进行插值处理获得逼近真实环境的地形。除避开地形地物外,各地政府部门对无人机的活动范围也进行限定,规定了一系列无人机禁飞区、限飞区和危险区等[19]。

1.3 栅格法规划环境表征

栅格法将环境划分为单元格,依据其中是否存在障碍物分类:若存在地形地物等障碍,则为障碍栅格并赋值 1;否则,为自由栅格并赋值 0。采用栅格法扩展路径点需考虑栅格粒度大小设置,即栅格边长。栅格粒度过大导致规划的路径偏离理论最优解,过小则导致规划时计算量大。由于栅格中心点是物流无人机飞行路径点且路径需满足无人机性能约束,因此栅格粒度大小需和性能限制匹配。

设运输任务规划环境是长、宽、高分别为 x、y、z 的长方体区域,记为 $OABC\text{-}O'A'B'C'$,以 O 为原点建立三维直角坐标系。其中,OA 长度为 x,AA' 长度为 y,OC 长度为 z。考虑环境信息及物流无人机性能确定栅格粒度大小 l。按以下 2 步确定栅格坐标。

步骤 1 对 $OABC\text{-}O'A'B'C'$ 沿 OO' 进行 m 等分,过等分点作平行于 $OABC$ 面的平面,得 $m-1$ 个平面 γ_j($j=1,2,\cdots,m$)。其中,$m=\mathrm{int}(y/l)$,$\mathrm{int}()$ 为取整函数。

步骤 2 对上述任一平面 γ_j,沿 OA 进行 u 等分,沿 OC 进行 h 等分。其中 $u=\mathrm{int}(x/l)$,$h=\mathrm{int}(z/l)$。此时 γ_j 便离散成 $u\times h$ 个平面栅格,$OABC\text{-}O'A'B'C'$ 被离散成 $m\times u\times h$ 个立体栅格,则物流无人机待扩展路径点可标记为 $p(i,j,k)$,$i=1,2,\cdots,m$,$j=1,2,\cdots,u$,$k=1,2,\cdots,h$。

图 1 为规划环境栅格化示意图。

北航学报 赠阅

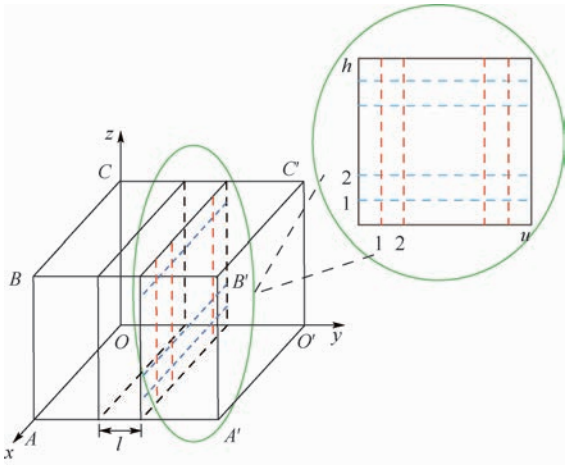


图 1　规划环境栅格化

Fig. 1　Grid of planning environment

1.4　多限制条件物流无人机路径规划模型

物流无人机货物运输需考虑多方面影响要素，本文综合考虑物流无人机性能约束与任务要求，从运输的安全性、经济性和快捷性等角度建立多限制条件物流无人机路径规划模型。

1.4.1　性能约束

1）最远航程、最小路径段长度

物流无人机路径中相邻两飞行路径点间距离不能小于最小路径段长度，约束为

$$\forall l_i \geqslant l_{\min} \quad i = 1,2,\cdots,\rho \tag{1}$$

式中：l_i 为各路径段航程；ρ 为路径段数；$l_{\min}$ 为最小路径段长度。

物流无人机飞行航程为各路径段航程之和。物流无人机单次货物运输航程应不大于其最远航程，约束为

$$\sum_{i=1}^{\rho} l_i \leqslant L_{\max} \tag{2}$$

式中：$L_{\max}$ 为最远航程。

2）最大转弯角、最大爬升角

最大转弯角对水平面内运动限制，约束其从当前路径点只能改变一定角度至下一路径点，本质上限制最小转弯半径。最大爬升角则对物流无人机的升降运动限制，约束其从当前路径点爬升至下一路径点时的角度。假设物流无人机机动飞行后相邻两路径点坐标为 $p_i(x_i, y_i, z_i)$ 和 $p_{i+1}(x_{i+1}, y_{i+1}, z_{i+1})$，讨论如下：

① 若 $z_i = z_{i+1}$，物流无人机完成转弯操作，计算转弯角 β 如式(3)所示，应满足：$0 \leqslant \beta \leqslant \beta_{\max}$，其中，$\beta_{\max}$ 为最大转弯角。

$$\beta = \arccos\left(\left((x_i - x_{i-1})(x_{i+1} - x_i) + (y_i - y_{i-1}) \cdot (y_{i+1} - y_i)\right) \Big/ \left(\sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2} \cdot \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}\right)\right) \tag{3}$$

② 若 $z_i \neq z_{i+1}$，物流无人机完成爬升操作，应满足：

$$0 \leqslant \frac{|z_{i+1} - z_i|}{\sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}} \leqslant \tan \mu_{\max} \tag{4}$$

式中：$\mu_{\max}$ 为最大爬升角。

3）飞行高度

物流无人机受制造水平及货物载重限制存在飞行升限，路径点 $p_i(x_i, y_i, z_i)$ 满足：

$$\forall z_i \leqslant H_{\max} \tag{5}$$

式中：$H_{\max}$ 为飞行高度最大值。

4）飞行能耗及最大货物载重

每块电池在充满电后只能维持一段飞行时间，物流无人机须在电量消耗完前尽快将货物运输至目的派送点，应满足：

$$E_{\text{consume}} \leqslant E_{\text{total}} \tag{6}$$

式中：E_{consume} 为实际飞行能耗；E_{total} 为电池总电能。

物流无人机不能无限制装载货物，货物载重满足：

$$Q \leqslant Q_{\max} \tag{7}$$

式中：Q 为实际货物载重；$Q_{\max}$ 为最大货物载重。

1.4.2　路径规划模型构建

该模型以物流无人机安全避障飞行为目的，在满足任务要求的前提下缩短飞行时间、降低能耗，其目标函数是物流无人机的飞行时间、能耗及危险度最小，约束条件如上所述，模型如下：

$$\min z = a_1 t_{\text{fly}} + a_2 E_{\text{consume}} + a_3 D \tag{8}$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} \forall l_i \geqslant l_{\min}, i = 1,2,\cdots,\rho \\ \sum_{i=1}^{\rho} l_i \leqslant L_{\max} \\ 0 \leqslant \beta \leqslant \beta_{\max} \\ 0 \leqslant \dfrac{|z_{i+1} - z_i|}{\sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}} \leqslant \tan \mu_{\max} \\ \forall z_i \leqslant H_{\max} \\ E_{\text{consume}} \leqslant E_{\text{total}} \\ Q \leqslant Q_{\max} \\ t_{\text{fly}} \leqslant T = t_2 - t_1 \end{cases} \tag{9}$$

式中：t_{fly}、D 分别为飞行时间、路径危险度；a_1、a_2、a_3 分别为飞行时间、能耗、危险度的系数；T 为完成任务可用总时间；t_1 为起始派送点起飞时刻；t_2 为到达目的派送点最晚时刻。

式(8)为目标函数；式(9)中前 7 个式子为物流无人机性能约束；最后一个式子为物流无人机货物运输任务约束，表示物流无人机应在规定时间内完成任务。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 算法设计

2.1 A* 算法原理及流程

A* 算法通过估计代价函数 $f(n)$ 选择待扩展路径点 n，通常考虑的代价是航程，即要求获得飞行总航程最短的路径，表达式为

$$f(n) = g(n) + h(n) \tag{10}$$

式中：$g(n)$ 为起始派送点 S 至待扩展路径点 n 的实际飞行航程，称为实际代价函数；$h(n)$ 为待扩展路径点 n 至目的派送点 G 的预估飞行航程，称为启发式函数。

A* 算法的原理及实施流程参见文献[20]，本文不再赘述。

2.2 算法设计方案

直接套用 A* 算法求解上述模型时存在以下问题：①函数 $g(n)$ 及 $h(n)$ 仅计算航程，却没考虑能耗、飞行时间等因素，不符合实际应用；②忽略自由栅格位置的差异而同等看待，低空环境及障碍物对路径点选择的影响未体现；③未考虑无人机物理性能、机动行为对路径代价的影响；④函数 $f(n)$ 未体现无人机货物载重；⑤待扩展路径点时前期和后期的效率、精度不匹配；⑥规划的路径存在冗余路径点且不平滑。

为适用本文模型，采用以下方案设计求解算法：①物流无人机飞行航程相比于车辆运输距离已大大缩短，因此航程不是计算的重点。物流无人机飞行由电池供电且目的派送点接收货物有时间限制，所以对飞行时间及能耗等代价进行考虑。此外，爬升时高度差导致的能耗与平飞相同距离能耗不同[16]，故不同操作的成本代价也应分开计算。②低空安全飞行是物流无人机运输货物的首要目标，为有效躲避地形地物、恶劣气象等障碍，定义栅格危险度因子概念，用新方式对数字栅格环境存储，并在 $g(n)$ 中新增栅格危险度因子以确保扩展更安全、稳定的路径点。③考虑所载货物对物流无人机性能、路径有影响，定义货物质量惩罚系数，对飞行时间、能耗等代价进行惩罚。④$h(n)$ 采用执行任务时间和电量表示，将其表达为从当前路径点预计到达目的派送点的时间和能耗与剩余可飞时间和电量的差值，该值大小反映完成运输任务成本的高低。⑤A* 算法中，当待扩展路径点靠近目的派送点时 $h(n)$ 变小，导致其在 $f(n)$ 中所占比例减小，启发效率降低，此时可对 $h(n)$ 适当增加比重，但这导致前期搜索范围小而无法搜索最优路径。因此，设计动态权重系数对 $g(n)$ 和 $h(n)$ 加权以权衡算法搜索效率和精度。⑥为筛除原路径中冗余路径点，采用双向交叉判断法对路径点对连线构成的路径段和障碍物进行相交检测以获得精简路径，并利用样条曲线插值对精简路径处理得到物流无人机连续平滑路径。

2.3 具体设计

2.3.1 新增栅格危险度因子

A* 算法利用 0-1 矩阵对栅格环境存储，这将自由栅格同等看待，在搜索路径点时这些区域被选中的概率相等，导致搜索的路径安全性差。实际情况中，虽然某些栅格不对物流无人机造成危害，但由于栅格所处位置不同造成无人机在不同栅格中飞行所受危险度有差异。本文对原标记为 1 的栅格不做改变，而对标记为 0 的栅格将其值重新标为危险度因子。定义栅格危险度因子来衡量路径点周围环境对该点的危险程度，公式如下：

$$d = \frac{N_{\text{obstacle}}}{N_{\text{surround}}} \tag{11}$$

式中：d 为栅格危险度因子；N_{obstacle} 为该栅格周围障碍栅格数；N_{surround} 为周围总栅格数。

本文称对自由栅格差异化而非同一化处理的方法为非二值存储法，此法能保留原始威胁信息。图 2 为栅格危险度因子计算示意图，黑、白栅格分别代表障碍栅格和自由栅格。式(12)为 A* 算法 0-1 矩阵存储结果，式(13)为非二值存储法存储结果。

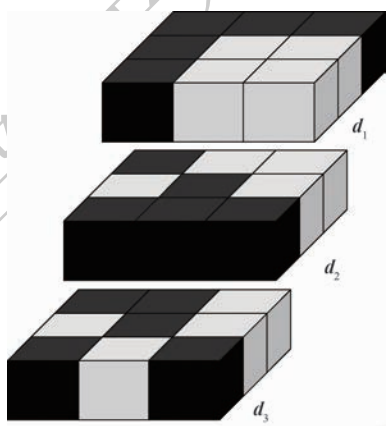


图 2 栅格危险度因子计算

Fig. 2 Calculation of grid risk

$$\boldsymbol{d}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{12a}$$

$$\boldsymbol{d}_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \tag{12b}$$

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{d}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{12c}$$

$$\boldsymbol{d}'_1 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0.59 & 0.45 \\ 1 & 0.55 & 0.43 \end{bmatrix} \tag{13a}$$

$$\boldsymbol{d}'_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0.53 & 0.45 \\ 0.71 & 1 & 0.47 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \tag{13b}$$

$$\boldsymbol{d}'_3 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0.43 \\ 0.73 & 1 & 0.55 \\ 1 & 0.64 & 1 \end{bmatrix} \tag{13c}$$

2.3.2　添加货物质量惩罚系数

物流无人机不同机动行为对能耗是不同的[16]，所以函数 $g(n)$ 将水平和升降运动能耗分开计算且不考虑起降能耗。假设物流无人机水平运动能耗为距离的 λ 倍，垂直运动能耗为高度差的 r 倍，$g(n)$ 表达式为

$$g(n) = g(n-1) + \alpha_1 \cdot t(n-1,n) + \alpha_2[\lambda(|x_n - x_{n-1}| + |y_n - y_{n-1}|) + r|z_n - z_{n-1}|] \tag{14}$$

式中：α_1、α_2 分别为飞行时间、能耗代价的权重系数；λ 为单位距离水平运动能耗；r 为单位距离垂直运动能耗；$p_n(x_n, y_n, z_n)$、$p_{n-1}(x_{n-1}, y_{n-1}, z_{n-1})$ 为相邻路径点坐标；$t(n-1,n)$ 为飞行时间，计算式为

$$t(n-1,n) = \frac{|x_n - x_{n-1}| + |y_n - y_{n-1}| + |z_n - z_{n-1}|}{v} \tag{15}$$

其中：v 为物流无人机飞行速度。

文献[7]证明物流无人机飞行时间、能耗等随货物载重增加而线性增加，故可假设货物质量惩罚系数与货物质量呈正比关系，如下：

$$\tau(Q) = \frac{\tau_{\max} - 1}{Q_{\max}} Q + 1 \tag{16}$$

式中：$\tau(Q)$ 为货物质量惩罚系数；$\tau_{\max}$ 为惩罚系数最大值。

A* 算法扩展路径点时选择标记值为 0 的栅格，为适用非二值存储法表征的环境，$g(n)$ 应计算路径点的危险度。当运输质量为 Q 的货物时，物流无人机在路径点 n 处 $g_Q(n)$ 表达式为

$$g_Q(n) = g_Q(n-1) + \alpha_1 \cdot \tau(Q) \cdot t(n-1,n) + \alpha_2 \cdot \tau(Q)[\lambda(|x_n - x_{n-1}| + |y_n - y_{n-1}|) + r|z_n - z_{n-1}|] + \alpha_3 \cdot D(n) \tag{17}$$

式中：α_3 为栅格危险度因子的权重系数，满足 $\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = 1$，调节该值大小可改变路径搜索中飞行时间、能耗和安全的相对重要性。

2.3.3　设计启发式函数

待扩展路径点应考虑剩余可用时间及电池电量，并将其与预估飞至目的派送点所需时间、电量作比较以获得估计成本值最小的路径点。

此时 $h_Q(n)$ 的表达式为

$$h_Q(n) = \left| t(n,G) + E(n,G) - \left[(T + E_{\text{total}}) - \left(g_Q(n) - \sum_{i=1}^{n} D(i) \right) \right] \right| \tag{18}$$

式中：$t(n,G)$、$E(n,G)$ 分别为从路径点 n 到目的派送点 G 的预计飞行时间及电量，计算式为

$$t(n,G) = \frac{|x_G - x_n| + |y_G - y_n| + |z_G - z_n|}{v} \tag{19}$$

$$E(n,G) = \lambda(|x_G - x_n| + |y_G - y_n|) + r|z_G - z_n| \tag{20}$$

其中：$p_G(x_G, y_G, z_G)$ 为目的派送点坐标。

2.3.4　动态赋权函数

A* 算法中 $g(n)$、$h(n)$ 对 $f(n)$ 的贡献度相等使得搜索慢，为保证算法在搜索精度达到要求的基础上提高效率，对 $g_Q(n)$ 权重动态赋值，记为

$$W(n) = \begin{cases} w_{\max} & w > w_{\max} \\ w & w_{\min} \leqslant w \leqslant w_{\max} \\ w_{\min} & w < w_{\min} \end{cases} \tag{21}$$

式中：$w_{\max}$、$w_{\min}$ 分别为 $g_Q(n)$ 权重系数的最大值、最小值；w 的计算式为

$$w = \frac{g_Q(n)}{\alpha_1 \cdot T + \alpha_2 \cdot E_{\text{total}}} \tag{22}$$

待扩展路径点前期 $W(n)$ 值小导致扩展范围小，为保证搜索精度规定了 $w_{\min}$；当路径点越靠近目的派送点时 $W(n)$ 值大导致搜索效率降低，则为保证搜索效率规定了 $w_{\max}$。

对 $h_Q(n)$ 设计权重 $W'(n)$，该值与待扩展路径点到目的派送点的飞行代价成正比，其计算式为

$$W'(n) = \frac{h_Q(n) + (|x_G - x_n| + |y_G - y_n| + |z_G - z_n|)}{\alpha_1 \cdot T + \alpha_2 \cdot E_{\text{total}}} \tag{23}$$

最终采用的 $f(n)$ 函数为式(24)，根据路径点变化的动态权重，在路径点扩展时到目的派送点代价小的将被置于 OPEN 列表前部且会被优先选中，故可在接近目标时提高速率。

$$f_Q(n) = W(n)g_Q(n) + W'(n)h_Q(n) \tag{24}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2.3.5 路径优化及平滑

路径转弯多表明物流无人机姿态改变次数多,利用双向交叉判断法筛除冗余路径点可减少路径点数,其思想是:当原路径中不相邻两路径点间连线构成的路径段不与障碍物交叉时,可剔除该两点间的冗余路径点。假设采用本文算法搜索的原路径为 Path,按如下步骤对该路径进行优化,操作示例如图 3 所示。

步骤 1 创建新列表 DELETE。

步骤 2 对 Path 中路径点按其高度划分为多段子路径 Path = $\{\text{subpath}_1, \text{subpath}_2, \cdots\}$,任一子路径可表示为 $\text{subpath}_i = \{p_1, p_2, \cdots, p_e\}$,$e$ 为该段路径点总个数。

步骤 3 对 subpath 中满足 $e > 2$ 条件的任一子路径进行操作:①共需进行 q 轮判断,其中 $q = e - 2$,并令 $i = 1$;②若 $i \leqslant q$,则跳至步骤 4 判断点 p_j 与 p_{j+e-i} 是否位于 DELETE 中($j = 1, 2, \cdots, i$),若 $i > q$,跳至步骤 6。

步骤 4 对上述每一路径点判断其是否位于 DELETE 列表中。若路径点 p_j 与 p_{j+e-i} 均不在 DELETE 中,则跳至步骤 5。

步骤 5 若路径点对间连线与障碍物不交叉,则该两点可直接连接,并将原段中两点间的其余点移入 DELETE,第 i 轮中路径点对全判断完后跳至步骤 3 中的②,令 $i = i + 1$。

步骤 6 对其余子路径循环执行步骤 3 ~ 步骤 5,直至所有路径点全判断完毕。

步骤 7 将位于 DELETE 的路径点在原 Path 中筛除,剩余路径点序列构成的路径即为精简路径。

利用双向交叉判断法得到的精简路径为一条折线飞行路径,但在复杂低空中物流无人机从起始派送点至目的派送点的路径应是连续的,故对路径再进行平滑处理。采用 B 样条曲线对精简路径插值拟合获得可飞的连续平滑路径,具体流程见文献[21]。

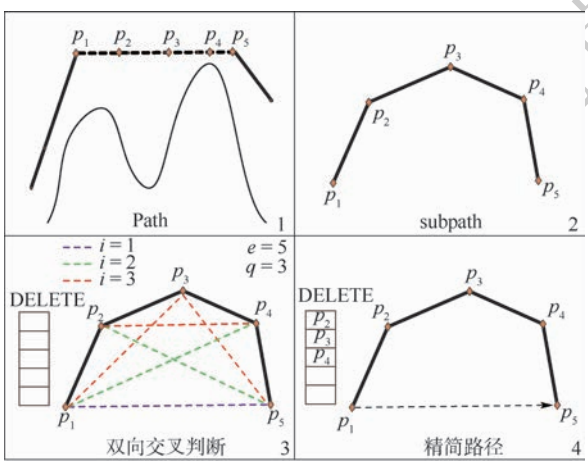


图 3 双向交叉判断法

Fig. 3 Bidirectional cross judgment method

2.4 算法实现

本文算法规划物流无人机路径的流程如图 4 所示,步骤如下:

步骤 1 获得物流无人机机动性能约束,起始派送点和目的派送点坐标,货物质量惩罚系数 $\tau(Q)$。

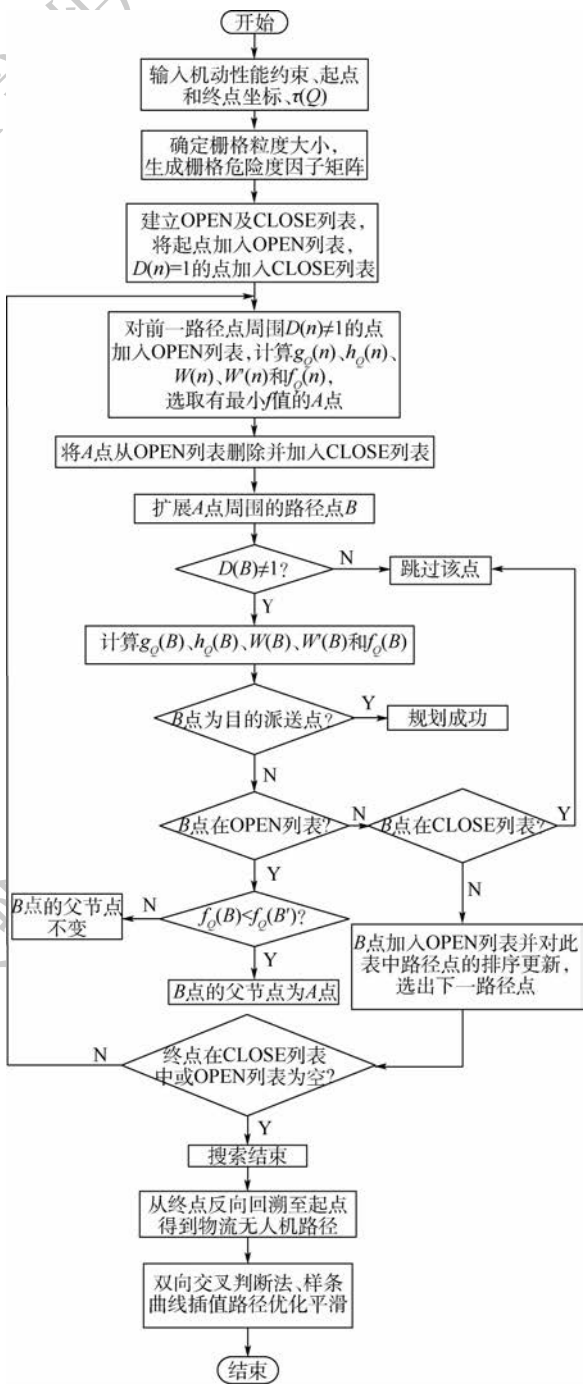


图 4 本文算法流程

Fig. 4 Flowchart of proposed algorithm

北航学报 赠阅

步骤 2　依据运输场景地图确定栅格粒度大小,采用非二值存储法生成栅格危险度因子矩阵。

步骤 3　建立 OPEN、CLOSE 列表,将起始派送点所在栅格加入 OPEN 列表,将障碍栅格加入 CLOSE 列表。

步骤 4　循环执行:

4.1　搜索前一路径点周围栅格危险度因子不为 1 的路径点并放入 OPEN 列表,计算其 $g_Q(n)$、$h_Q(n)$、$W(n)$、$W'(n)$和 $f_Q(n)$值,选择其中 $f_Q(n)$值最小的点为当前正扩展路径点并记作 A。

4.2　将 A 点移入 CLOSE 列表。

4.3　判断 A 点周围的路径点,若其危险度为 1 则跳过该点,否则记该点为 B 并求 $g_Q(B)$、$h_Q(B)$、$W(B)$、$W'(B)$和 $f_Q(B)$值,进行以下判断:

4.3.1　若 B 点已在 OPEN 列表,则确定 B 点的最优父节点。记对原先 B 点求得的估计成本值为$f_Q(B')$,若 $f_Q(B)<f_Q(B')$,B 点的父节点为 A 点;否则 B 点的父节点不变。

4.3.2　若 B 点已在 CLOSE 列表,则跳过 B 点。

4.3.3　若 B 点既不在 OPEN 列表也不在 CLOSE 列表,则将 B 点移入 OPEN 列表并在 OPEN 列表中对估计成本值的大小按升序排序,选出 $f_Q(n)$值最小的点为下一路径点。

步骤 5　当路径点到达目的派送点所在栅格或未扩展到目的派送点但 OPEN 列表为空时搜索结束,终止步骤 4。

步骤 6　从目的派送点通过各路径点的父节点反向移动回到起始派送点,便得物流无人机路径,并采用双向交叉判断法及样条曲线插值对该路径进行优化平滑。

3　仿真验证及分析

3.1　仿真环境及参数设置

为验证本文算法规划物流无人机路径的有效性,利用 Google 获取某区域 1 300 m × 1 300 m × 310 m 的地形高程数据,并将该区域作为此次物流无人机路径规划环境,部分数据见表 1,其中,第 2 行第 2 列表示(0,0)点处地形高程值(此处为 34.52 m),相邻单元格间的距离为 5 m,即第 i 行第 j 列单元格中数据代表坐标(5(i − 1),5(j − 1))处的高程值。采用 MATLAB 将此环境以图形化展示,如图 5 所示。由于目前直接面向顾客的无人机末端配送技术不成熟及相应基础设施建设不完备,本文规划的物流无人机路径仅用于两货物存储仓库间。为尽量真实模拟物流无人机最优飞行路径产生的过程,仿真实验具体参数按表 2 进行设置。

表 1　环境数据

Table 1　Environmental data

高程数据/m	1	2	3	4	…
1	34.52	34.54	34.47	34.65	…
2	34.96	35.00	34.56	34.74	…
3	35.10	35.10	34.73	34.88	…
4	35.09	35.10	34.87	34.99	…
⋮					

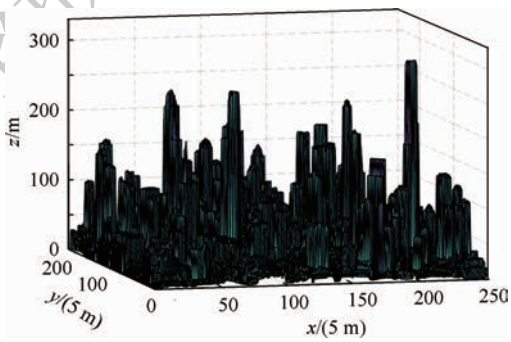


图 5　物流无人机路径规划环境

Fig. 5　Environment for path planning of logistics UAV

表 2　仿真参数

Table 2　Simulation parameters

参数	数值
最远航程[18] L_{max}/m	2 865
最大转弯角[18] β_{max}/rad	π/2
飞行高度最大值[18] H_{max}/m	120
飞行时间权重系数 α_1	0.3
能耗权重系数 α_2	0.4
栅格危险度因子权重系数 α_3	0.3
单位距离垂直运动能耗 r/(J·m^{-1})	340
单位距离水平运动能耗 λ/(J·m^{-1})	106
惩罚系数最大值[7] τ_{max}	3
起始派送点起飞时刻 t_1/h	0
起始点 S 坐标/m	(150,150,50)
栅格粒度大小 l/m	5
最小路径段长度[18] l_{min}/m	5
最大爬升角[18] μ_{max}/rad	π/2
总电能 E_{total}/kJ	307.2
实际货物载重 Q/kg	3
货物质量惩罚系数 $\tau(Q)$	1.75
飞行速度 v/(m·s^{-1})	5
$g_Q(n)$权重系数最小值[22] w_{min}	0.5
$g_Q(n)$权重系数最大值[22] w_{max}	0.8
最大货物载重[7] Q_{max}/kg	8
目的派送点最晚时刻 t_2/h	0.16
目的点 G 坐标/m	(1 100,1 100,40)

注:参数右上角标注文献表明该参数值参考对应文献中参数值赋值方法进行设置,应按实际应用而定。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3.2 仿真结果分析

采用本文算法及表 2 中参数设置得到物流无人机路径规划结果，如图 6 中绿色曲线所示。可知，该物流无人机安全平滑地从起始派送点飞行至目的派送点，且有效地对低空环境中的障碍物进行避让。为对比本文算法与 A* 算法规划性能的优劣，在上述各参数设置、路径规划环境保持不变的前提下，对该物流无人机路径利用 A* 算法进行规划，结果如图 6 中红色曲线所示，并从飞行路径的路径点数、航程、能耗等方面进行分析，数据如表 3 所示。可以看出，本文算法的各指标数据均优于 A* 算法，且路径点数变化率最大，降低了 42.9%，表明双向交叉判断法可有效减小路径点数，降低物流无人机姿态改变次数，保证了货物运输安全。

为进一步分析本文算法的规划性能，再采用人工势场法、未优化及平滑的改进算法对物流无人机的路径进行规划，各算法规划结果如图 7 所示（为便于观察，图中仅展示各路径），并将对比结果记录于表 4。由图 7 知，在图 7(a)中，各算法均可规划出路径，但 A* 算法及人工势场法规划的路径高度变换次数多，且人工势场法陷于局部最优；在图 7(b)中，未优化及平滑的改进算法规划的路径存在冗余路径点且不平滑。再结合表 3、表4分析，人工势场法在复杂环境下陷入局部最优解，故规划时间、路径点数、路径航程分别为本文算法的 6.5、1.6、1.2 倍；A* 算法未考虑物流无人机货物运输要求导致其路径长、能耗多，飞行时间约为本文算法的 1.1 倍；未优化及平滑的改进算法在规划时间上比本文算法短，原因在于双向交叉判断法、样条曲线插值都具有一定时间复杂度，但其路径点数、路径航程、危险度均比本文算法高，故规划时间变长属可接受范围。

通过以上分析得，本文算法路径规划结果在路径航程、能耗、危险度等方面都优于 A* 算法及人工势场法；物流无人机路径规划模型可优化无人机的货物运输时间和路径搜索结果，实现时间上飞行时间减少、空间上安全平滑避障，进而及时低风险地完成任务，这也表明引入栅格危险度因子、动态赋权估计成本函数等改进的合理性。

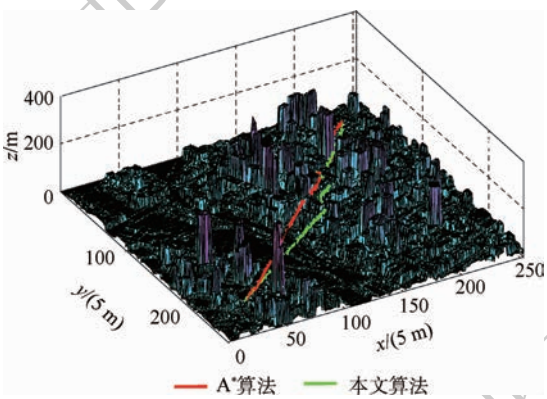


图 6 物流无人机路径规划结果

Fig. 6 Path planning results of logistics UAV

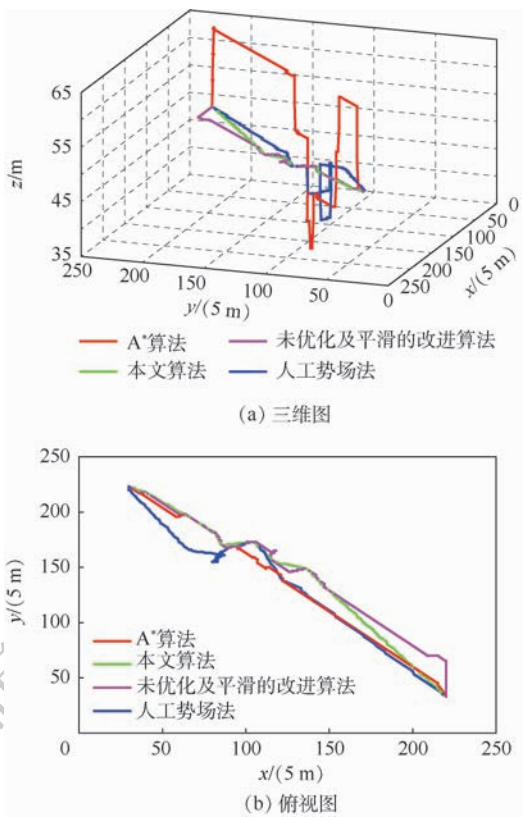


图 7 不同算法路径规划结果

Fig. 7 Path planning results of different algorithms

表 3 A* 算法和本文算法路径规划结果对比

Table 3 Comparison of path planning results between A* algorithm and proposed algorithm

参数	A* 算法	本文算法
路径点数	226	129
路径航程/m	2030	1930
能耗/kJ	236.2	204.5
飞行时间/s	406	386
规划时间/s	5.31	4.77

表 4 不同算法路径规划结果对比

Table 4 Comparison of path planning results among different algorithms

参数	人工势场法	未优化及平滑的改进算法	本文算法
规划时间/s	30.85	4.48	4.77
路径点数	202	258	129
路径航程/m	2230	2050	1930
栅格危险度因子	23.73	17.15	11.69

北航学报 赠阅

3.3　算法参数分析

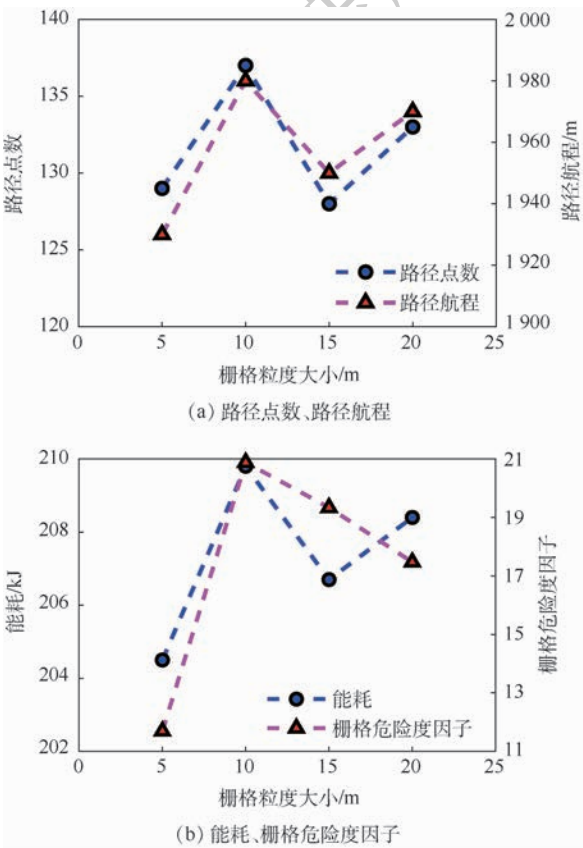
在求解物流无人机路径规划模型时，栅格粒度大小 l 和代价权重值组合 $\{\alpha_1,\alpha_2,\alpha_3\}$ 会对模型解算结果产生影响。本文采用对照实验法分析参数 l 和 $\{\alpha_1,\alpha_2,\alpha_3\}$ 的取值对路径规划结果的影响。

保持代价权重值组合如表 2 中设置不变，栅格粒度大小 l 分别取 5、10、15、20 m，在其他参数设置及规划环境相同的条件下进行多组对照实验，对各组实验规划出的路径数据记录于表 5 中，并画出各数据的变化趋势图，如图 8 所示。

表 5　栅格粒度大小对路径规划结果的影响

Table 5　Influence of grid length on path planning results

栅格粒度大小/m	路径点数	路径航程/m	能耗/kJ	栅格危险度因子
5	129	1 930	204.5	11.69
10	137	1 980	209.8	20.88
15	128	1 950	206.7	19.34
20	133	1 970	208.4	17.47



(a) 路径点数、路径航程

(b) 能耗、栅格危险度因子

图 8　栅格粒度大小的影响

Fig. 8　Influence of grid length

从表 5 得出，$l=5$ m 时，路径点数为 129，栅格危险度因子为 11.69；$l=15$ m 时，路径点数为 128，与 l 取 5 m 时接近，但其栅格危险度因子却比前者高 65%；l 分别为 10 m、20 m 时，路径点数、栅格危险度因子均明显高于 l 取 5 m 情况。由图 8 知，图 8(a)中，路径点数、路径航程随栅格粒度大小呈先增大后减小变化，但仍有上升趋势；图 8(b)中，能耗随栅格粒度大小有上升变化趋势，危险度则相反。经分析，栅格粒度太小变化时，l 越小，环境划设精细，待扩展路径点多，需要更多存储空间；l 越大，环境划设粗糙，效率提高，但难保证航程等成本小。综上所述，l 取 5 m 时可规划出结果最佳的飞行路径，因此选择性能较好的 5 m 为最优的栅格粒度大小设置。

同理，保持栅格粒度大小 $l=5$ m 设置不变，由于物流无人机路径对安全要求较高，故固定 α_3 为 0.5 不变，分析 α_1、α_2 取值对结果的影响，代价权重值组合取表 6 中设置，在其他参数设置及规划环境相同的条件下再进行多组对照实验，对各组实验规划出的路径数据记录于表 6 中，并画出其变化趋势图，如图 9 所示。

由图 9 知，各路径数据随代价权重值的取值不同有明显变化趋势。图 9(a)中，路径点数虽有起伏但呈下降趋势，路径航程变化幅度大且在实验 5 时取最小值；图 9(b)中，能耗呈先减小后增大趋势，且在实验 5 后增长率达 7.3%，危险度呈下降变化，且在实验 5 中取相对较小值。经分析，飞行时间权重 α_1 越大，路径点数相应变少，但能耗等有所增加；能耗权重 α_2 越大，能耗相应变少，但路径点数、危险度有增加趋势。综上，实验 5 中参数设置可平衡各路径代价，故选择 $\alpha_1=0.4$，$\alpha_2=0.1$，$\alpha_3=0.5$ 为最优的代价权重值组合。

表 6　代价权重值对规划结果的影响

Table 6　Influence of cost weight on planning results

实验组别	代价权重值 α_1	α_2	α_3	路径点数	路径航程/m	能耗/kJ	栅格危险度因子
1	0	0.5	0.5	141	2 010	220.1	21.58
2	0.1	0.4	0.5	128	1 950	206.7	19.34
3	0.2	0.3	0.5	135	1 990	210.3	10.50
4	0.3	0.2	0.5	124	1 930	209.5	9.53
5	0.4	0.1	0.5	114	1 930	211.6	6.31
6	0.5	0	0.5	109	2 010	227.1	5.47

北航学报 赠阅

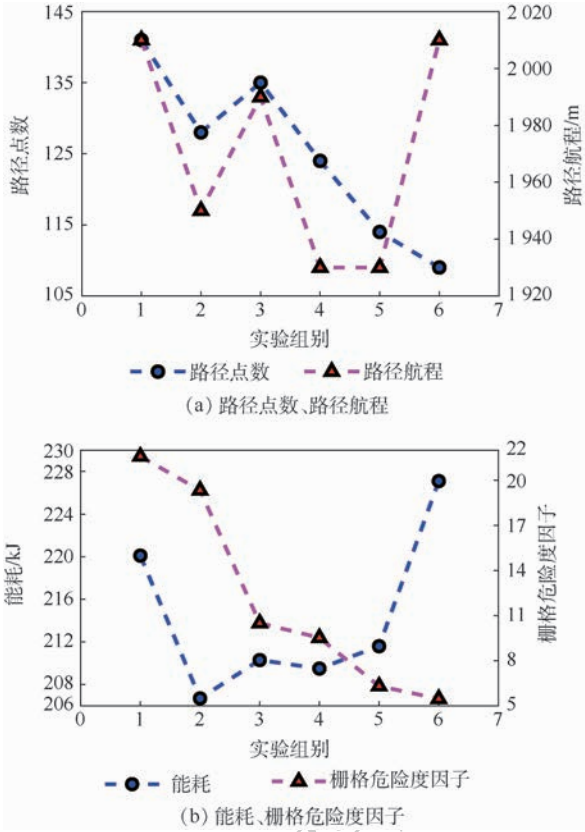


图 9 代价权重值的影响

Fig. 9 Influence of cost weight

4 结 论

1）引入物流无人机物理性能及任务约束，设计了考虑飞行时间、能耗及危险度的目标函数，建立多限制条件物流无人机路径规划模型；为快速解算该模型，设计 A* 算法并采用双向交叉判断法、样条曲线插值对原路径优化平滑。

2）以某区域地形高程数据进行仿真验证，结果表明，本文算法求解物流无人机路径规划模型时能在无人机安全避障的前提下，缩短规划时间，减少能耗与路径点数，提供可飞连续平滑的路径。

3）本文模型及算法可应用于物流无人机货物运输路径的规划，且规划结果受栅格粒度大小和代价权重值影响较大。在本文设置的运输路径规划环境下，当栅格粒度大小取 5 m，代价权重值取 0.4、0.1、0.5 时，路径规划结果最佳。

对低空物流无人机路径规划技术的研究目前较少，下一步的研究将从突发情况下物流无人机实时动态路径规划及多物流无人机协同货物运输路径规划进行。

参考文献（References）

[1] GOODCHILD A, TOY J. Delivery by drone: An evaluation of unmanned aerial vehicle technology in reducing CO_2, emissions in the delivery service industry[J]. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2017, 61: 58-67.

[2] ROBERGE V, TARBOUCHI M, LABONTE G. Fast genetic algorithm path planner for fixed-wing military UAV using GPU [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(5): 2105-2117.

[3] WU Z Y, LI J H, ZUO J M, et al. Path planning of UAVs based on collision probability and Kalman filter[J]. IEEE Access, 2018, 6: 34237-34245.

[4] PAPACHRISTOS C, KAMEL M, POPOVIĆ M, et al. Autonomous exploration and inspection path planning for aerial robots using the robot operating system[M]// KOUBAA A. Robot operating system (ROS). Berlin: Springer, 2018, 778: 67-111.

[5] 王宇，陈海涛，李煜，等. 基于 Grid-GSA 算法的植保无人机路径规划方法[J]. 农业机械学报，2017，48(7)：29-37.
WANG Y, CHEN H T, LI Y, et al. Path planning method based on Grid-GSA for plant protection UAV[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(7): 29-37(in Chinese).

[6] 郑翔. 无人机物流业发展的法律障碍和立法思考[J]. 北京交通大学学报(社会科学版)，2018，17(1)：136-142.
ZHENG X. The legal obstacles and countermeasures for unmanned aircraft logistics development[J]. Journal of Beijing Jiaotong University (Social Sciences Edition), 2018, 17(1): 136-142(in Chinese).

[7] BYUNG D S, KYUNGSU P, JONGHOE K. Persistent UAV delivery logistics: MILP formulation and efficient heuristic[J]. Computers & Industrial Engineering, 2018, 120: 418-428.

[8] BOUALEM R, CHRISTIAN W, GERALD R. A drone fleet model for last-mile distribution in disaster relief operations[J]. International Journal of Disaster Risk Reduction, 2018, 28: 107-112.

[9] SCOTT J E, SCOTT C H. Drone delivery models for healthcare [J]. International Journal of Healthcare Information Systems and Informatics, 2018, 13(3): 20-34.

[10] 周浪. 农村电商物流配送“配送车 + 无人机”路径优化研究[D]. 武汉：武汉理工大学，2017.
ZHOU L. Research on the route optimization of rural E-commercial distribution based on ‘vehicle-unmanned aircraft’ [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2017(in Chinese).

[11] 翁丹宁. 无人机物流配送的主要影响因素分析[J]. 企业改革与管理，2015(8)：170.
WENG D N. Analysis on the main influencing factors of UAV logistics distribution[J]. Enterprise Reform and Management, 2015(8): 170(in Chinese).

[12] 吴永鑫. 物流无人机在中国农村电商物流市场应用研究[D]. 深圳：深圳大学，2017.
WU Y X. The research of the application of the logistics unmanned aerial vehicle in the China’s rural electricity supplier logistics[D]. Shenzhen: Shenzhen University, 2017(in Chinese).

[13] JIANG X W, ZHOU Q, YE Y. Method of task assignment for UAV based on particle swarm optimization in logistics[C]// Proceedings of the 2017 International Conference on Intelligent

北航学报 赠阅

Systems, Metaheuristics & Swarm Intelligence. New York: ACM,2017:113-117.

[14] DORLING K, HEINRICHS J, MESSIER G G, et al. Vehicle routing problems for drone delivery[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems,2016,47(1):70-85.

[15] TORABBEIGI M, LIM G J, KIM S J. Drone delivery scheduling optimization considering payload-induced battery consumption rates[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2020, 97(3):471-487.

[16] GOSS K, MUSMECI R, SILVESTRI S. Realistic models for characterizing the performance of unmanned aerial vehicles [C]// 2017 26th International Conference on Computer Communication and Networks (ICCCN). Piscataway: IEEE Press, 2017:1-9.

[17] ABEYWICKRAMA H V, JAYAWICKRAMA B A, HE Y, et al. Comprehensive energy consumption model for unmanned aerial vehicles, based on empirical studies of battery performance [J]. IEEE Access,2018,6:58383-58394.

[18] 李月茹. 四旋翼无人机航迹规划算法研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2018.
LI Y R. The algorithm study of four-rotor UAV route planning [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018 (in Chinese).

[19] 徐晨晨,廖小罕,岳焕印,等. 基于改进蚁群算法的无人机低空公共航路构建方法[J]. 地球信息科学学报,2019,21(4):570-579.
XU C C, LIAO X H, YUE H Y, et al. Construction of a UAV low-altitude public air route based on an improved ant colony algorithm [J]. Journal of Geo-Information Science, 2019, 21(4):570-579 (in Chinese).

[20] 任逸晖. 一种新的 4D 航路规划算法及其仿真[D]. 西安:西安电子科技大学,2017.
REN Y H. A new kind 4D route planning algorithm and simulation[D]. Xi'an: Xidian University, 2017 (in Chinese).

[21] KELLER J, THAKUR D, LIKHACHEV M, et al. Coordinated path planning for fixed-wing UAS conducting persistent surveillance missions[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2017, 14(1):17-24.

[22] 刘源,王海泉. 基于理论最短距离变权重 A* 算法的路径规划[J]. 计算机测量与控制,2018,26(4):175-178.
LIU Y, WANG H Q. Path planning based on theoretical minimum distance of A* algorithm[J]. Computer Measurement & Control, 2018, 26(4):175-178 (in Chinese).

作者简介:

张启钱　男,博士,副研究员,硕士生导师。主要研究方向:交通运输规划与管理。

张洪海　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:交通运输规划与管理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace

ZHANG Qiqian, XU Weiwei, ZHANG Honghai*, ZOU Yiyuan, CHEN Yutong

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: To solve the problem of path planning for logistics UAV in the complex low-altitude airspace, internal and external restrictions such as airspace environment and transportation tasks were considered. Taking minimize flight time, energy consumption and path risk as the objective function, the multi-restricted transportation path planning model of logistics UAV was established. To plan the path quickly, an improved heuristic algorithm was designed. The grid method was used to model the environment. The performance constraints of UAV were introduced to ensure that UAV can follow the path. To solve the existing problems of the original algorithm and indicate the characteristics of logistics UAV air transportation, the concepts of grid risk and cargo weight penalty coefficient were introduced, and flight time and energy consumption were calculated to improve the obstacle avoidance ability and reduce the cost. The dynamic weighting method was used to assign the weight of the function to match the efficiency and accuracy of the algorithm. In order to delete redundant path points and ensure smooth flight, bidirectional cross judgment method was used to optimize and smooth the original path. In order to verify the effectiveness of the model and the algorithm, the results of four algorithms were compared. Meanwhile, the influence of grid length and cost weight on planning results was analyzed. With the constraints of the assumed environment and UAV performance, the study results indicate that, compared with the original algorithm, the proposed algorithm ensures the flight safety of logistics UAV with less energy consumption, and reduces the flight time from 406 s to 386 s, which is reduced by 5%. The number of flight path points is 129 and the grid risk is 11.69, which reduces the number of attitude changes and ensures the safety of transportation. When the grid length is 5 m and the cost weight is 0.4, 0.1 and 0.5, the path planned by the proposed algorithm is optimal.

Keywords: air transportation; path planning; A* algorithm; logistics UAV; complex low-altitude airspace; grid risk; bidirectional cross judgment method

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-26; **Accepted**: 2019-10-12; **Published online**: 2019-10-17 15:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191017.1438.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61573181, 71971114); Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Graduate Innovation Base (Lab) Open Fund (kfjj20180726)

* **Corresponding author**. E-mail: honghaizhang@nuaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0452

面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型

全下文载

卫宗敏*
(中国民航管理干部学院 航空安全管理系, 北京 100102)

摘 要: 针对多显示界面多飞行任务状态下的脑力负荷评价问题,设计了飞行仪表监控、飞行数字计算及飞行雷达探测3种不同类型的飞行任务,综合采用多种不同测评方法在飞行试验平台上开展脑力负荷实验测量和综合评价模型研究。实验结果表明:随着飞行任务类型的增多,NASA任务负荷指数(NASA-TLX)的主观评价分值显著增高;飞行正确探测率逐渐下降,反应时间显著延长;事件相关电位(ERP)测量技术中的P3a的峰值(在Fz电极处)逐步降低,心电(ECG)测量技术中的SDNN指标的数值逐步降低,眼电(EOG)测量技术中的眨眼次数没有显著变化。在此基础上,基于贝叶斯判别分析方法,建立了面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型,并将该综合评估模型与基于单一指标、双指标、三指标、四指标的模型进行了比较,结果显示:所提多维综合评估模型对于多显示界面多飞行任务中的显示界面脑力任务设计的等级分类预测准确率最高,其平均分类预测准确率为82.22%。所提多维综合评估模型为大型复杂系统中显示界面脑力任务设计提供了有效的量化方法和科学依据,有助于歼击机和运输类飞机设计人员优化显示界面脑力任务设计,并为相关型号飞机显示系统的适航审定工作提供新的验证工具。

关 键 词: 显示界面; 脑力负荷; 多飞行任务; 综合评估模型; 适航审定
中图分类号: V857.1; B842.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1287-09

随着电子信息技术的迅猛发展,越来越多的智能化、信息化等自动化技术应用于飞机驾驶舱设计之中。采用先进的自动化技术后,传统驾驶舱人机交互系统随之发生重大变化。飞行操纵系统和控制系统的高度自动化极大便捷了飞行操作任务[1-3]。因而,从飞机操纵角度而言,高度自动化的飞机驾驶舱系统有效地减轻了飞行员的体力工作负荷,在一定程度上有效促进了航空安全水平的提升。然而操纵水平的多样性和仪表显示系统界面信息的高度密集,同时也对飞行员的认知加工能力提出了新的要求,尤其是当系统所要求的认知加工能力越过某一限度后,加重的信息加工任务所引发的脑力负荷反而会影响飞行员对飞机的操纵[4-7]。

文献[8-10]的研究结果表明,事件相关电位(ERP)、心电(ECG)和眼电(EOG)3类生理测量法均能够有效反映平视显示器界面脑力负荷的变化,那么这些指标在多显示界面多飞行任务中的变化情况是怎么样的呢?

文献[11-13]研究结果表明,在多界面操作任务中,单一的生理测量可能不会提供合适的预测信息。例如, Ryu 和 Myung[11]在研究追踪和计算双任务作业中,发现EOG相关指标中的眨眼率随着追踪任务难度的增加而增加,但是不随着计算

收稿日期: 2019-08-22; **录用日期**: 2019-08-30; **网络出版时间**: 2019-09-19 08:45
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190918.1444.003.html
基金项目: 国家"973"计划(2010CB734104); 国家自然科学基金(61672076); 国防科技创新特区项目(18-H863-01-ZT-005-033-01); 民航安全能力建设项目(DFS20190402)
* **通信作者**. E-mail: weizongmin8411@163.com

引用格式: 卫宗敏. 面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1287-1295.
WEI Z M. A multi-dimensional comprehensive evaluation model of mental workload for complex flight missions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1287-1295 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

任务难度的增加而增加;心率变异性(HRV)的相关指标随着追踪任务难度的增加而减少,但是不随着计算任务难度而减少;脑电(EEG)的相关指标随着计算任务难度的增加而增加,但是对追踪任务不敏感。

为了全面探讨不同的生理指标对不同类型的飞行作业任务的敏感性,本文在前期 3 个实验结果的基础上[8-10],设计综合性实验,采用 EEG、ECG 和 EOG 三类生理测量法开展多显示界面多飞行任务状态下的脑力负荷问题研究,探讨这 3 类生理指标对于飞行仪表监控、飞行数字计算及飞行雷达探测任务的敏感性,在筛选敏感指标的基础上,结合主观评价方法、作业绩效测评方法,基于贝叶斯判别分析方法,建立面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型,以期为复杂系统中显示界面脑力任务设计提供科学依据。

1 实验方法

1.1 被 试

被试为北京航空航天大学在校研究生,共 15 人,均为男性,年龄均在 22 ~ 28 岁之间;所有被试视力或矫正视力均正常,听力正常,且均为右利手。在接受本实验任务前,所有被试均受过实验飞行任务的培训,熟练掌握实验操作方法。

1.2 实验任务

1.2.1 飞行仪表监控任务

飞行任务一为仪表监控任务,要求被试监视平视显示器(Head Up Display, HUD)上所呈现的飞行信息状态,其显示界面如图 1 所示。

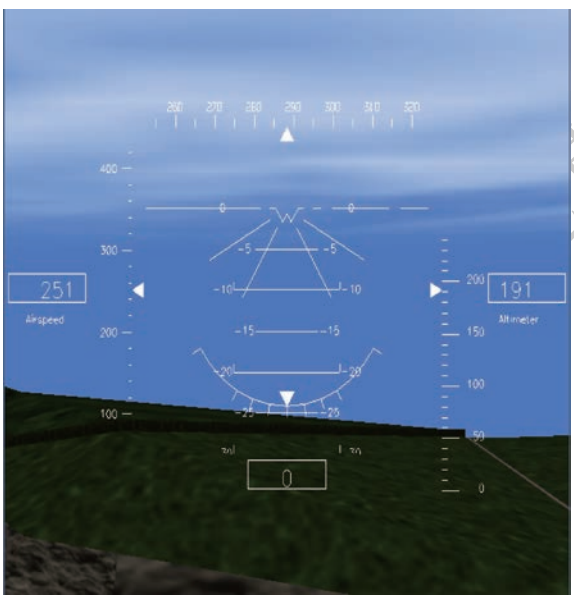


图 1 飞行仪表监控任务界面

Fig. 1 Fight instrument monitoring task interface

在被试进行飞行任务过程中,该仪表中的空速、俯仰和气压高度等 3 个飞行信息将随机出现异常,被试需要完成对异常信息的识别、判断及响应操作。对于这 3 个飞行信息,被试需要在实验前记忆 3 个信息的异常范围(飞行异常信息范围设置为:对照飞行任务下无异常信息呈现,高、低脑力负荷任务下,空速超过 400 n mile/h 为空速异常,俯仰角超过 20°为俯仰异常,气压高度超过 10 000 英尺为气压异常,1 英尺(ft) = 0.304 8 m)。

用 E-Prime 编程在实验所用界面上设置随机呈现的异常状态,每个异常信息的呈现时间 2 s,间隔时间随机,且同一时间内出现的异常信息不超过一个。异常信息在被试响应后(包括正检、错检)恢复正常,如被试未响应(漏检),异常信息在呈现一段时间(即扰动信息呈现时间)后自动恢复正常。

1.2.2 飞行数字计算任务

飞行任务二为数字计算任务,在该任务中要求被试在进行飞行任务的同时,监视下视显示器(Head Down Display, HDD)中显示的数字信息,该显示界面如图 2 所示。

在飞行任务中,该仪表中的数字信息显示界面将随机出现不同的距离值和速度值,这些数字的呈现时间为 4 s,间隔时间随机。被试需要通过心算方法对随机出现的距离值和速度值进行除法运算,当发现心算计算结果出现在仪表最下方的 4 个数字中时,按指定的反应键对计算结果做出选择反应。通过 E-Prime 编程的方法,采用外接的计算机系统自动记录被试的正确率和反应时间。



图 2 飞行数字计算任务界面

Fig. 2 Fight data calculation task interface

北航学报 赠阅

1.2.3　飞行雷达探测任务

飞行任务三为雷达探测任务,在该任务中要求被试在进行飞行任务的同时,监视雷达信息显示界面中显示的雷达信息,界面如图 3 所示。

在飞行任务中,该仪表中的信息显示界面将随机出现不同的小飞机图形目标,包括圆形、方形和三角形,这些图形的呈现时间为 4 s,间隔时间随机。当图形目标出现在扇形区域时,被试按指定的反应键对其做出选择反应。通过E-Prime编程由系统自动记录被试的绩效。

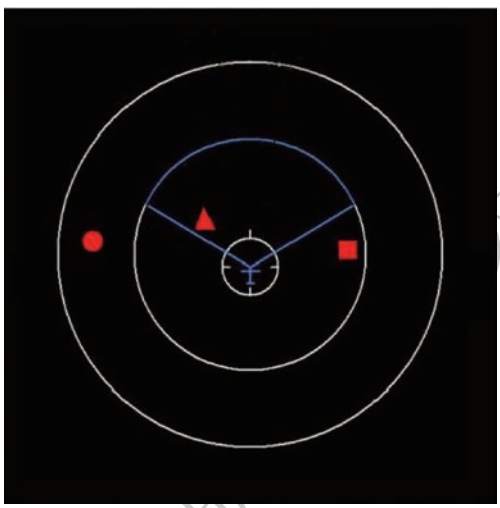


图 3　飞行雷达探测任务界面

Fig. 3　Fight radar information detection interface

1.3　实验设计

将被试随机排队,逐一开展实验。每完成一次实验便进行一次主观问卷调查,而后开展下一飞行实验任务。飞行任务分单、双、多 3 种任务复杂水平。

在单任务状态下,被试仅需要完成飞行任务一的实验任务,飞行任务二和飞行任务三中不会出现异常飞行信息。

在双任务状态下,飞行任务一和飞行任务二均会出现异常信息,被试优先完成飞行任务一,同时还需完成飞行任务二中的实验任务,飞行任务三中不会出现异常信息。

在多任务状态下,飞行任务一、飞行任务二及飞行任务三中均会出现异常信息,被试优先完成飞行任务一的任务,同时兼顾飞行任务二和飞行任务三。

本实验采用一种类似拉丁方设计的实验设计方法来平衡被试接受处理的顺序,以减少顺序对实验结果的干扰[14]。为了记录 3 类生理数据,整个实验期间所有被试均需佩戴相应的生理测量设备。每一任务间隔 15 min 左右,在此其间,每一被试均需完成 NASA 任务负荷指数(NASA-TLX)量表[15-16]。

2　实验结果

2.1　主飞行任务绩效测评结果

3 种不同难度飞行任务下,被试开展主飞行任务的绩效如表 1 所示。

单因素重复测量的方差分析表明,脑力负荷的主效应显著($P<0.001$)。更进一步,两两比较的结果表明,被试对异常信息的正确探测率在单任务脑力负荷状态下显著高于($P<0.001$)双任务状态,而反应时间则显著延长($P<0.001$);被试对异常信息的正确探测率在单任务脑力负荷状态下显著高于($P<0.001$)多任务状态,而反应时间则显著延长($P<0.001$);被试对异常信息的正确探测率在双任务脑力负荷状态下高于多任务状态,但未达到显著性水平,而反应时间则显著延长($P<0.05$)。

表 1　绩效指标的测量值

Table 1　Measured values of performance indexes

任务复杂水平	正确探测率/%	反应时间/ms
单任务	97.90 ± 1.15	842.55 ± 52.64
双任务	79.87 ± 9.45	965.14 ± 97.51
多任务	80.25 ± 10.39	1 008.09 ± 66.58

2.2　主观测评结果

基于 NASA-TLX 量表的主观评价结果如表 2 所示。

单因素重复测量的方差分析显示,飞行任务脑力负荷主效应显著($P<0.001$)。具体表现为:随着实验中飞行任务维度的逐步增多,NASA-TLX 的主观评价分值显著增高($P<0.001$)。

表 2　主观指标的测量值

Table 2　Measured values of subjective indexes

任务复杂水平	主观评价分值
单任务	61.60 ± 10.18
双任务	71.88 ± 7.77
多任务	78.96 ± 7.42

2.3　生理指标测评结果

3 类生理指标在 3 类不同脑力负荷飞行任务下的测量值如表 3 所示。

2.3.1　采用 ERP 评价 3 种不同任务的结果分析

对由偏差刺激所诱发的 MMN 成分,单因素重复测量的方差分析结果表明,脑力负荷主效应不显著($P=0.810$)。进一步成对比较结果显示,单、双、多 3 种维度任务脑力负荷状态下,由偏差刺激所诱发的MMN指标未达显著性水平($P>0.05$)。

北航学报 赠阅

表 3 生理指标的测量值

Table 3 Measured values of physiological indexes

任务复杂水平	MMN/μV（偏差刺激）	P3a/μV（偏差刺激）	MMN/μV（新异刺激）	P3a/μV（新异刺激）	SDNN	眨眼次数
单任务	−2.00 ±2.10	2.74 ±3.30	−4.73 ±2.05	3.64 ±2.76	49.33 ±14.28	107.93 ±56.64
双任务	−2.19 ±2.63	2.14 ±4.66	−2.71 ±3.81	5.53 ±2.68	45.07 ±12.02	105.06 ±39.25
多任务	−2.58 ±2.84	3.09 ±2.75	−2.89 ±3.39	6.82 ±3.62	39.53 ±10.64	101.66 ±46.77

对偏差刺激所诱发的 P3a 成分，单因素重复测量的方差分析结果表明，脑力负荷主效应不显著（$P=0.752$）。进一步成对比较结果显示，单、双、多3 种维度任务脑力负荷状态下，由偏差刺激所诱发的 P3a 指标均未达到显著性水平（$P>0.05$）。

对于由新异刺激所诱发的 MMN 成分，单因素重复测量的方差分析结果表明，脑力负荷的主效应不显著（$P=0.22$）。进一步成对比较结果显示，仅单任务脑力负荷条件下的 MMN 峰值显著低于（$P=0.049$）双任务脑力负荷条件下的 MMN 峰值，其余状态两两相比均未达到显著性水平。

对由新异刺激所诱发的 P3a 成分，单因素重复测量的方差分析结果表明，飞行脑力负荷的主效应显著（$P<0.05$）。具体表现形式为：在单任务飞行脑力负荷条件下的 P3a 峰值显著低于双任务脑力负荷条件下的 P3a 峰值和多任务脑力负荷条件下的 P3a 峰值，显著性水平分别为 $P=0.012$，$P=0.006$；双任务脑力负荷条件下 P3a 的峰值低于多任务脑力负荷条件下 P3a 峰值，但未达到显著性水平。

2.3.2 采用 ECG 评价 3 种不同任务的结果分析

对于 SDNN，单因素重复测量的方差分析结果表明，脑力负荷主效应显著（$P<0.001$）。成对比较结果显示，SDNN 成分的值在单任务状态下高于双任务状态（$P=0.071$），且显著高于多任务状态（$P<0.001$）；SDNN 成分的值在双任务状态下显著高于多任务状态（$P<0.05$）。

2.3.3 采用 EOG 评价 3 种不同任务的结果分析

对于眨眼次数，单因素重复测量的方差分析结果表明，脑力负荷主效应不显著（$P=0.815$）。进一步成对比较结果显示，单、双、多 3 种维度任务脑力负荷状态下，眨眼次数指标均未达到显著性水平（$P>0.05$）。

由此可见，SDNN 和 P3a 是对多界面多任务中飞行员脑力负荷变化敏感的指标，将可能进一步用于对不同维度任务下脑力负荷等级的划分。

3 建 模

3.1 建模方法

基于实验测量的分析结果，使用贝叶斯判别分析方法，构建面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型，并用于座舱显示界面脑力负荷等级的判定。

为了保证判别的全面性，本文采用一般判别分析法（全因素分析法），即判别模型中包括主观评价、飞行作业绩效、心率变异性的时域指标 SDNN 成分、ERP 指标 P3a 成分。

采用文献[10,14]的方法，在采用贝叶斯判别分析方法建模时，先计算所选样本的先验概率，在此基础上，采用判别函数分析调整先验概率，最终计算出所选样本属于某种类别的概率估计，进而确定该样本点所属类别。

3.2 模型的确立及使用说明

基于上述评价指标和数学方法，本文构建的综合评估模型如下：

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.222 & -0.664 & 0.232 & 255.570 & 279.203 & -255.259 \\ 0.180 & -0.325 & 0.421 & 226.945 & 285.836 & -247.952 \\ 0.112 & -0.144 & 0.533 & 229.526 & 292.738 & -263.507 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ 1 \end{bmatrix}$$

式中：y_1、y_2、y_3 分别为单、双、多任务脑力负荷水平的判别函数值；x_1 为 SDNN 数值；x_2 为 P3a 成分的峰值；x_3 为 NASA-TLX 主观评价分值；x_4 为对飞行异常信息操作的正确探测率；x_5 为异常信

北航学报 赠阅

息的反应时间。根据 x_1、x_2、x_3、x_4 和 x_5 的数值分别进行计算并比较 y_1、y_2、y_3 的值,y_1、y_2、y_3 的值分别代表低、中、高等级的脑力负荷水平。

3.3　模型判别预测准确率的检验

分别采用回代和交叉 2 种检验法,检验 3.2 节所构建模型的分类预测准确率。2 种检验方法的验证结果分别如表 4 和表 5 所示。

从表 4 和表 5 的比较结果可知,使用回代检验和交叉检验 2 种检验法的平均分类预测准确率分别为 82.22% 和 73.33%,其中对于低负荷与其他负荷之间的分类预测准确率均为 100%,对于中负荷和其他负荷之间的分类预测准确率分别为 66.67% 和 53.33%,对于高负荷和其他负荷之间的分类预测准确率分别为 80% 和 66.67%。

表 4　基于回代检验法的检验结果

Table 4　Validation results based on original validation method

被试编号	实际类别	预测类别	被试编号	实际类别	预测类别	被试编号	实际类别	预测类别
1	1	1	1	2	2	1	3	3
2	1	1	2	2	2	2	3	3
3	1	1	3	2	3	3	3	3
4	1	1	4	2	2	4	3	3
5	1	1	5	2	3	5	3	3
6	1	1	6	2	2	6	3	3
7	1	1	7	2	3	7	3	3
8	1	1	8	2	2	8	3	2
9	1	1	9	2	2	9	3	3
10	1	1	10	2	2	10	3	3
11	1	1	11	2	1	11	3	2
12	1	1	12	2	2	12	3	3
13	1	1	13	2	2	13	3	3
14	1	1	14	2	3	14	3	3
15	1	1	15	2	2	15	3	2

注:“1”表示低脑力负荷水平;“2”表示中脑力负荷水平;“3”表示高脑力负荷水平。

表 5　基于交叉检验法的检验结果

Table 5　Validation results based on cross validation method

被试编号	实际类别	预测类别	被试编号	实际类别	预测类别	被试编号	实际类别	预测类别
1	1	1	1	2	3	1	3	3
2	1	1	2	2	2	2	3	3
3	1	1	3	2	3	3	3	3
4	1	1	4	2	2	4	3	3
5	1	1	5	2	3	5	3	3
6	1	1	6	2	2	6	3	2
7	1	1	7	2	3	7	3	3
8	1	1	8	2	2	8	3	2
9	1	1	9	2	2	9	3	3
10	1	1	10	2	1	10	3	2
11	1	1	11	2	1	11	3	2
12	1	1	12	2	2	12	3	3
13	1	1	13	2	2	13	3	3
14	1	1	14	2	3	14	3	3
15	1	1	15	2	2	15	3	2

注:“1”表示低脑力负荷水平;“2”表示中脑力负荷水平;“3”表示高脑力负荷水平。

4　讨　论

4.1　各指标对 3 种任务脑力负荷变化的敏感性

前期开展的实验研究,主要是通过控制单一 HUD 中所显示的异常飞行信息的数量、呈现时间及间隔时间来设置飞行实验任务难度,进而控制被试的脑力负荷水平。而本文则是通过控制 HUD 和 HDD 中 3 块仪表的异常飞行信息显示,分别设置了仪表监控任务、数字计算任务及雷达探测任务,并将其组合为单、双、多 3 种不同难度的飞行实验任务来改变飞行作业的难度,进而控制显示界面下被试的脑力负荷水平,并测量不同脑力负荷水平下被试的飞行作业绩效(包括正确探测率和反应时间)、生理指标(心率变异性的时域指标 SDNN、眼电指标眨眼次数、脑电指标 P3a 在 Fz 电极处的峰值)和主观评价(NASA-TLX 量表)这 3 类评估指标。以此为基础,探讨多显示界面多飞行任务状态下被试的脑力负荷水平与各个评估指标之间的关系。结果显示,飞行作业正确探测率、反应时间、心率变异性指标 SDNN、脑电指标 P3a 在 Fz 电极处的峰值、NASA-TLX 量表主观评价分值这 5 个指标对多显示界面多飞行任务状态下被试的脑力负荷的变化显著敏感。

本文对被试 NASA-TLX 量表的分析结果表明,随飞行实验任务维度增多,其分值逐级性显著增加,这与前期研究中被试对 HUD 中异常信息探测任务的研究结果一致[8-10]。这一结果也充分说明,尽管任务类型与前期研究不同,但从实验被试主观感受来看,本文中所设置的不同维度的飞行实验,其施加给被试的脑力负荷的等级是存在差异的,符合实验预期。这一结果也说明 NASA-TLX 量表对于评估不同类型的脑力负荷的通用性。

本文被试对异常信息的准确响应绩效随任务维度(难度)的增加而降低,在单任务作业和双任务作业,以及单任务作业和多任务作业之间呈现出显著的差异性;在双任务作业和多任务作业之间,被试的正确探测率差异并不显著,这一结果与所测试的被试 ERP 指标中 P3a 成分的峰值变化情况类似。基于前期研究中对 P3a 的探讨[8],本文的结果表明,与单界面飞行作业任务相比,在多

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

界面飞行任务下被试注意朝向能力增强,但是其朝向注意能力的增强是在一定范围内的,并非无限制地增强,而注意朝向能力的增强,在某种程度上是以牺牲单一界面的注意资源分配为代价的。这一点从被试对主飞行任务中异常飞行信息的反应时间的测定也可获得验证,从平均反应时间数据的重复测量方差分析结果可以看出,随着任务维度的增多(脑力负荷的增加),反应时间显著降低。

前期的研究结果表明,眼电指标中的眨眼次数指标能够有效地反映飞行任务中单一显示界面脑力负荷水平[9]。而本文结果则显示,眨眼次数指标检测无法有效反映多显示界面飞行任务脑力负荷。这一研究结果可能是由于本文实验任务设置中的多显示界面任务所引起的,在多显示界面飞行任务中,被试需要大范围地扫视许多飞行仪表,而并非专注于某一仪表界面,影响眨眼次数的是单一仪表监控任务所导致的脑力负荷,而本文的实验任务可能需要对其他类型的眼电指标(如扫视轨迹、扫视幅度等)进一步开展后续研究。

本文同时探讨了心率变异性的时域指标 SDNN、ERP 指标 P3a 和 MMN 等生理指标对多显示界面下与飞行任务相关的脑力负荷的变化有显著的敏感性,研究结果表明,仅 SDNN 成分和 P3a 对多界面飞行任务相关的脑力负荷的变化有显著的敏感性,具体表现为:在增加了计算任务难度的飞行任务中,SDNN 数值降低,在 $P=0.05$ 水平上呈临界显著($P=0.071$)状态,P3a 峰值显著增大($P=0$);增加了雷达探测任务的飞行任务中,SDNN 数值显著降低($P=0.017$),P3a 峰值呈现出下降趋势,但并不显著($P>0.05$)。这一现象说明,单一生理指标无法有效反映多界面飞行任务中的脑力负荷问题,需结合多种测量指标和方法对其进行综合评估。

4.2 单指标与多指标模型评估结果之间的比较

抽取被试在 3 种不同脑力负荷状态下的各个单一测量指标判别脑力负荷,以及基于 3 种测量指标的综合评估模型判别脑力负荷,分别采用贝叶斯判别分析方法来评估其判别预测准确性,分析结果如表 6 所示。

表 6 单一测量指标评估与各类综合评估结果的比较

Table 6 Result comparison of single index assessment and multi-dimensional synthetic assessment

指标组合	评估指标	分类预测准确率/%			
		低	中	高	平均
单指标	NASA-TLX	66.67	53.33	66.67	62.22
	正确探测率	100.00	46.67	40.00	62.22
	反应时间	86.67	46.67	66.67	66.67
	SDNN	46.67	13.33	66.67	42.22
	P3a	53.33	26.67	53.33	44.44
双指标组合	NASA-TLX,正确探测率	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,反应时间	86.67	53.33	80.00	73.33
	NASA-TLX,SDNN	80.00	40.00	66.67	62.22
	NASA-TLX,P3a	66.67	53.33	66.67	62.22
	正确探测率,反应时间	100.00	40.00	66.67	68.89
	正确探测率,SDNN	100.00	33.33	46.67	60.00
	正确探测率,P3a	100.00	53.33	53.33	68.89
	反应时间,SDNN	86.67	46.67	80.00	71.11
	反应时间,P3a	93.33	26.67	46.67	55.56
	SDNN,P3a	60.00	46.67	40.00	48.89
三指标组合	NASA-TLX,正确探测率,反应时间	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,正确探测率,SDNN	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,正确探测率,P3a	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,反应时间,SDNN	80.00	53.33	73.33	68.89
	NASA-TLX,反应时间,P3a	93.33	46.67	66.67	68.89
	NASA-TLX,SDNN,P3a	80.00	40.00	66.67	62.22
	正确探测率,反应时间,SDNN	100.00	46.67	66.67	71.11
	正确探测率,反应时间,P3a	100.00	40.00	60.00	66.67
	正确探测率,SDNN,P3a	100.00	53.33	40.00	64.44
	反应时间,SDNN,P3a	93.33	46.67	53.33	64.44
四指标组合	NASA-TLX,正确探测率,SDNN,P3a	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,正确探测率,反应时间,SDNN	100.00	60.00	73.33	77.78
	NASA-TLX,正确探测率,反应时间,P3a	100.00	66.67	66.67	77.78
	NASA-TLX,反应时间,SDNN,P3a	86.67	60.00	73.33	73.33
	正确探测率,反应时间,SDNN,P3a	100.00	53.33	60.00	71.11
五指标组合	NASA-TLX,正确探测率,反应时间,SDNN,P3a	100.00	66.67	80.00	82.22

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

从总体分类预测准确来看,本文所建立的综合评估模型对面向复杂飞行任务的脑力负荷的分类预测准确率最高。该综合评估模型的分类预测准确率在 66.67% ~100% 之间,平均分类预测准确率为 82.22%。

采用单项指标的判别方法中,反应时间指标对脑力负荷水平的平均分类预测准确率最高,该指标的分类预测准确率在 46.67% ~86.67% 之间,平均分类预测准确率为 66.67%。采用双指标的判别方法中,正确探测率指标和 NASA-TLX 量表组合对脑力负荷水平的分类预测准确率最高,该组合的分类预测准确率在 66.67% ~100% 之间,平均分类预测准确率为 77.78%。采用三指标的判别方法中,正确探测率指标、NASA-TLX 量表与 SDNN 组合,正确探测率指标、NASA-TLX 量表与 P3a 组合,正确探测率指标、NASA-TLX 量表与反应时间指标组合,这 3 个组合对脑力负荷水平的分类预测准确率相同,均高于其他 7 种组合,其分类预测准确率在 66.67% ~100% 之间,平均分类预测准确率为 77.78%。采用四指标的判别方法中,正确探测率指标、NASA-TLX 量表、SDNN 与 P3a 组合,正确探测率指标、NASA-TLX 量表、反应时间指标与 P3a 组合,正确探测率指标、NASA-TLX 量表、反应时间指标与 SDNN 指标组合,这 3 个组合对脑力负荷水平的分类预测准确率相同,均高于其他种组合,其分类预测准确率在 60% ~100% 之间,平均分类预测准确率为 77.78%。

从表 6 的比较结果可以看出,采用基于面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型,对脑力负荷水平的分类预测准确率总体上高于采用各类单项和多项指标的分类预测准确率,这说明相对于基于单一指标的评估,采用多维综合评估模型对脑力负荷进行评估更为有效。

4.3 意　义

使用面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型,可对复杂飞行任务中飞行员的脑力负荷水平进行判别和预测,这为大型复杂系统中显示界面脑力任务设计提供了有效的量化方法和科学依据。

目前国家正在开发的新型号战斗机和大型运输类飞机,这些先进飞机驾驶舱信息显示界面综合化程度不断加大,因而驾驶舱显示界面设计的优劣,对于未来的高空作战需要和航空运输安全至关重要。本文所建立的数学模型,有助于在这类综合复杂显示界面的设计阶段对其进行相应的脑力负荷评价和不同显示方式设计方案的选择,进而有助于帮助战斗机设计人员和客机设计人员优化显示界面脑力任务设计,提升设计安全性,保障航空安全。

5 结　论

本文通过设计综合性实验(包括飞行仪表监控、飞行数字计算及飞行雷达探测任务),采用 ERP、ECG 和 EOG 三类生理测量法,开展多显示界面多飞行任务状态下的脑力负荷评价指标和评价模型研究,研究结果表明:

1)脑电指标(P3a 成分在 Fz 电极处的峰值),可较准确地反映多显示界面多飞行任务中的脑力计算任务难度的变化特性,心电指标(心率变异性指标 SDNN)能够有效反映多显示界面多飞行任务中的雷达探测任务难度的变化特性。

2)基于面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型,对多显示界面多飞行任务下操纵人员的脑力负荷水平的分类预测准确率总体上高于各类单项指标的评估。

3)本文提出的多维综合评估模型,可以有效判别预测多显示界面多飞行任务脑力任务设计的水平等级,平均分类预测准确率为 82.22%,为新型号战斗机和运输机的显示系统脑力任务设计方案的选择和评价提供了一种有效的方法。

参考文献(References)

[1] GUO X C, XIONG D Q, LIU Q F, et al. Experimental study on display format of target range for HUD of aircraft[C]// International Conference on Man-Machine-Environment System Engineering. Berlin: Springer, 2018: 509-514.

[2] 许为. 自动化飞机驾驶舱中人-自动化系统交互作用的心理学研究[J]. 心理科学, 2003, 26(3): 523-524.
XU W. The psychological research of the interfaces between flight crews and modern flight deck systems[J]. Journal of Psychological Science, 2003, 26(3): 523-524(in Chinese).

[3] 许为, 陈勇. 从驾驶舱设计和适航来减少由设计引发的飞行员人为差错的挑战和途径[J]. 民用飞机设计与研究, 2014(3): 5-11.
XU W, CHEN Y. Approaches to reducing design-induced pilot error based on flight deck design and certification[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2014(3): 5-11(in Chinese).

[4] KANTOWITZ B H, CAMPBELL J L. Pilot workload and flight deck automation[M]// PARASURAMAN R, MOULOUA M. Automation and human performance: Theory and applications. Boca Raton: CRC Press, 2018: 137-156.

[5] BORGHINI G, ASTOLFI L, VECCHIATO G, et al. Measuring neurophysiological signals in aircraft pilots and car drivers for the assessment of mental workload, fatigue and drowsiness[J].

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Neuroscience & Biobehavioral Reviews,2014,44:58-75.

[6] ORLANDI L, BROOKS B. Measuring mental workload and physiological reactions in marine pilots: Building bridges towards redlines of performance[J]. Applied Ergonomics,2018,69:74-92.

[7] YOUNG M S,BROOKHUIS K A,WICKENS C D,et al. State of science:Mental workload in ergonomics[J]. Ergonomics,2015,58(1):1-17.

[8] 卫宗敏,完颜笑如,庄达民. 飞机座舱显示界面脑力负荷测量与评价[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(1):86-91.
WEI Z M,WANYAN X R,ZHUANG D M. Measurement and evaluation of mental workload for aircraft cockpit display interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(1):86-91(in Chinese).

[9] WEI Z M,ZHUANG D M,WANYAN X R,et al. A model for discrimination and prediction of mental workload of aircraft cockpit display interface[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2014,27(5):1070-1077.

[10] 陆崑,卫宗敏,庄达民,等. 飞机驾驶舱显示界面脑力负荷判别预测生理模型[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(4):685-693.
LU K,WEI Z M,ZHUANG D M,et al. Integrated physiological model for mental workload assessment and prediction of aircraft flight deck display interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(4):685-693(in Chinese).

[11] RYU K,MYUNG R. Evaluation of mental workload with a combined measure based on physiological indices during a dual task of tracking and mental arithmetic[J]. International Journal of Industrial Ergonomics,2005,35(11):991-1009.

[12] BORGHINI G,ARICÒ P,GRAZIANI I,et al. Quantitative assessment of the training improvement in a motor-cognitive task by using EEG,ECG and EOG signals[J]. Brain Topography,2016,29(1):149-161.

[13] HOGERVORST M A,BROUWER A M,VAN ERP J B F. Combining and comparing EEG,peripheral physiology and eye-related measures for the assessment of mental workload[J]. Frontiers in Neuroscience,2014,8:322.

[14] 薛薇. SPSS 统计分析方法及应用[M]. 3 版. 北京:电子工业出版社,2013:298-299.
XUE W. SPSS statistical analysis and application[M]. 3rd ed. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2013:298-299(in Chinese).

[15] HART S G,STAVELAND L E. Development of NASA-TLX (task load index):Results of empirical and theoretical research[J]. Advances in Psychology,1988,52:139-183.

[16] 卫宗敏. 飞机驾驶舱显示界面脑力负荷实验测量与数学建模[D]. 北京:北京航空航天大学,2014:7-8.
WEI Z M. The experimental measurement and mathematical modeling of mental workload of aircraft cockpit display interface[D]. Beijing:Beihang University,2014:7-8(in Chinese).

作者简介:

卫宗敏 男,博士,讲师。主要研究方向:航空安全、适航技术、脑科学与人工智能、舱室设计与评估。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A multi-dimensional comprehensive evaluation model of mental workload for complex flight missions

WEI Zongmin*

(Department of Aviation Safety Management, Civil Aviation Management Institute of China, Beijing 100102, China)

Abstract: To solve the problems of mental workload assessment in multiple flight tasks of the aircraft cockpit multi-display interfaces, we design three different types of flight missions of the multi-display interfaces, i.e. flight monitor, flight calculation, and radar detection, to systematically develop the experimental measurement and the theoretical modeling of the mental workload via the conjunctive use of many kinds of measuring technique. Our experimental results reveal that, with increasing flight mission modes, the changes are: the subjective assessment scores of NASA-Task Load Index (NASA-TLX) increase significantly, the accuracy rate of the flight operation decreases gradually, and the response time becomes obviously longer; the value of the P3a component index in the Event-Related Potential(ERP) measurement technique at Fz electrode reduces gradually, the value of SDNN index in the Electrocardiogram (ECG) measurement also decreases gradually, and no obvious change in the number of blinks in the Electrooculogram (EOG) measurement is further confirmed. Based on the Bayesian discriminant analysis method, a multi-dimensional comprehensive evaluation model of mental workload for complex flight tasks was established, and the comprehensive evaluation model was compared with models based on a single indicator, dual indicators, three indicators, and four indicators. The results showed that the five-index model founded by the Bayesian-Fisher discrimination and classification method shows a much higher accuracy rate for the level discrimination and prediction results of mental workload in comparison with other index models. Its average discrimination accuracy rate is 82.22%. Obviously, This model provides an effective quantitative method and scientific basis for the display interface mental task design in large and complex systems, and helps fighter and transportation aircraft designers to optimize the display interface mental task design, but also provide a unique compliance verification tool for the airworthiness certification of flight deck display interface.

Keywords: display interface; mental workload; multi-flight missions; comprehensive evaluation model; airworthiness certification

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-22; **Accepted**: 2019-08-30; **Published online**: 2019-09-19 08:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190918.1444.003.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2010CB734104); National Natural Science Foundation of China (61672076); National High-tech Research and Development Program of China (18-H863-01-ZT-005-033-01); Civil Aviation Safety Capacity Building Project (DFS20190402)

* **Corresponding author**. E-mail: weizongmin8411@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0438

菱形翼布局太阳能无人机螺旋桨滑流影响研究

全下文载

赵炜[1,*]，黄江流[2]，周洲[3]，张顺家[1]，毕鹏[1]

（1. 上海机电工程研究所，上海 201109； 2. 上海航天动力技术研究所，上海 201109；
3. 西北工业大学 航空学院，西安 710072）

摘 要：为了探究螺旋桨滑流对低雷诺数菱形翼布局太阳能无人机气动特性的影响，采用动量源方法（MSM）与 k-k_L-ω 转捩模型求解雷诺平均 Navier-Stokes（RANS）方程对不同转速状态下菱形翼布局太阳能无人机的气动特性进行了准确模拟。并通过对比机翼表面流场结构与压力分布，分析了不同迎角下螺旋桨转速变化对菱形翼布局前后翼气动干扰的机理。研究表明：随着螺旋桨转速增大，小迎角下增升减阻效果明显，最大升阻比在 3 000 r/min 时提升了 18.4%。在小迎角时，前翼气流受到抽吸作用，升力增加，后翼受螺旋桨旋转气流影响，前缘出现大范围吸力区，压差阻力减小。在大迎角时，前翼影响不变，后翼前缘下表面吸力区范围及强度均减弱，前缘负升力区消失，增升效果改善，压差阻力增加。由于在不同迎角时，升力增量的主要贡献部件不同，导致无人机纵向静稳定裕度随着转速的提升而增大。菱形翼布局太阳能无人机通过合理设置螺旋桨位置与转速，可有效利用螺旋桨滑流提升气动性能。

关 键 词：菱形翼布局；太阳能无人机；螺旋桨滑流；低雷诺数；动量源方法（MSM）
中图分类号：V211
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1296-11

随着材料技术与能源技术的不断提高，太阳能无人机得到了迅速的发展，人们越来越接近永久飞行的目标。此类飞机低雷诺数效应显著，大大影响了气动效率。为了追求较高的飞行效率，往往采用大展弦比、轻翼载荷的气动布局，这导致其具有气动弹性问题突出的特点[1-4]。如美国的“太阳神”太阳能无人机[5]，其展弦比达到了30.4，在巡航状态平飞时，翼尖挠度能达到展长的25%。而在极限飞行状态下，其上反角可达到50°。严重的气弹问题一方面导致了气动效率的严重损失，另一方面也影响飞行性能与飞行安全[6-7]。针对这一问题，提出了一种菱形翼布局太阳能无人机。其前翼后掠，后翼前掠，前后翼相互搭接，形成一个框架结构，不仅能够有效提高飞机整体的扭转和弯曲刚度，减轻结构质量，还增加了太阳能电池片的铺设面积，提高巡航时间。然而菱形翼布局太阳能无人机具有严重的前后翼相互干扰问题，当采用螺旋桨进行驱动时，螺旋桨滑流对前后翼亦具有不同的气动干扰特性。这些因素都使得带桨状态下的菱形翼太阳能无人机绕流流场极为复杂。

目前，国内外学者针对菱形翼布局无人机的气动特性已经进行了广泛的研究。在国外 NASA Langley 中心基础气动研究风洞（BART）对美国空军提出的菱形翼传感器飞机同时进行了风洞试验和 CFD 数值模拟[8]。波音公司“鬼怪”工厂的 Ledoux 等[9]对菱形翼传感器无人机跨声速巡航时的气动特性进行了研究，并通过对前后翼的优

收稿日期：2019-08-12；**录用日期**：2019-09-20；**网络出版时间**：2019-09-27 10:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190927.0858.001.html
* **通信作者**. E-mail：zhaowei_0203@163.com

引用格式：*赵炜，黄江流，周洲，等. 菱形翼布局太阳能无人机螺旋桨滑流影响研究[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1296-1306. ZHAO W，HUANG J L，ZHOU Z，et al. Effects of propeller slipstream on diamond joined-wing configuration solar-powered UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1296-1306 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

化来实现减阻的目的。在国内,李光里等[10]对5种不同布局形式的菱形翼方案进行了风洞试验。吴光辉等[11]用CFD方法分别研究了后翼安装角、前后翼连接位置对一种盒式翼大型运输机纵向气动特性的影响规律。上述研究均是基于常规雷诺数范围亚声速干净构型菱形翼布局无人机展开,并未考虑低雷诺数条件下菱形翼布局的复杂流场特性,亦未对动力的影响特性进行分析研究。

此外,在低雷诺数螺旋桨滑流的数值模拟方面,国内外学者研究相对较少。Catalano[12]对雷诺数为35万时,螺旋桨滑流对FX63-137机翼的气动特性进行了研究。王科雷等[13]基于等拉力原则对分布式螺旋桨/单独桨滑流对机翼的气动影响进行了对比研究。王红波等[14]基于非定常面元/黏性涡粒子法对低雷诺数滑流气动干扰进行了研究。然而上述对螺旋桨滑流气动干扰问题的研究都是基于平直机翼简单算例进行的,且得出的结论不一。因此,有必要针对低雷诺数滑流问题开展进一步分析研究。

同时在上述研究中,对于螺旋桨这类旋转体的计算,主要采用基于准定常计算的多重参考坐标系方法以及基于非定常计算的滑移网格技术等方法。上述几种方法均需要真实螺旋桨模型参与计算,网格量较大,故需要消耗极大的计算资源与计算时间。而动量源方法(Momentum Source Method,MSM)[15-16]可以对螺旋桨实体模型进行简化,且具有较高的模拟精度。国外的O'Brien和Smith[17]基于此方法对直升机旋翼桨叶进行了数值模拟。国内的宋长红等[18]也采用该方法对直升机涵道尾桨进行了数值分析。上述研究均表明动量源方法对螺旋桨类旋转体具有较高的数值模拟精度。

因此,本文采用动量源方法对某菱形翼布局太阳能无人机具有低雷诺数效应、前后翼气动干扰及螺旋桨滑流对前后翼具有不同干扰特性的耦合复杂流场进行计算。研究螺旋桨与机翼之间的相互气动干扰,不同转速下螺旋桨滑流对全机气动力、展向载荷分布的影响,针对在不同迎角下螺旋桨滑流在增升减阻与增升增阻的不同影响特性,展开机翼表面的流场结构以及压力分布随迎角变化的分析研究。

1　计算模型

图1所示的菱形翼布局太阳能无人机由前翼(Frt-wing)、后翼(Aft-wing)、外翼(Out-wing)组成。前翼和后翼具有60°夹角,前翼和外翼具有6°上反角,后翼水平布置。各翼段均采用相同翼型,弦长为0.48 m,展长为14.4 m。此外,该无人机采用双螺旋桨驱动,螺旋桨安装位置为桨盘中心距离对称面1.7 m,距离后翼前缘0.5 m,所使用的螺旋桨为某型直径为0.6 m的双叶螺旋桨,以0°安装角安装于后翼相应位置。2个螺旋桨采用对转形式,左侧螺旋桨旋转方向为顺气流逆时针方向。

本文使用商业软件ICEM进行全结构网格建模,为了更好捕捉近壁面附面层的流动细节,近壁面网格y^+取0.5,整体网格量为550万。图2为ICEM-CFD建立的螺旋桨实体模型局部网格示意图。



图1　带动力构型菱形翼布局太阳能无人机

Fig. 1　Diamond joined-wing configuration solar-powered UAV with power

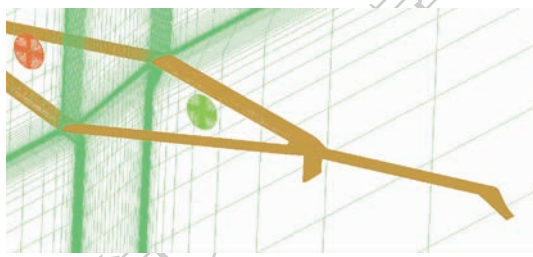


图2　螺旋桨实体模型局部网格示意图

Fig. 2　Schematic diagram of local grid of propeller solid model

2　数值模拟方法及试验验证

本文采取有限体积法结合动量源方法基于k-k_L-ω转捩模型对雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程进行求解。在控制方程中,采用二阶精度的Roe迎风离散格式对流通量项进行离散,采用二阶精度的中心差分格式对黏性通量项进行离散。采用隐式LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)进行时间推进。

2.1　动量源方法

动量源方法将真实螺旋桨简化成一个薄体圆盘。在前处理中将螺旋桨真实几何信息包含在叶素方法的几何信息上,在计算中通过获取真实流场中的速度信息并与叶素理论相结合,将真实螺

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

旋桨的载荷分布到网格节点上，并将其转化为动量源项加入到 Navier-Stokes 方程进行求解。在薄体动量源盘中加入动量源项之后，其动量方程变成如下形式：

$$\rho\frac{\partial u}{\partial t}+\rho u\frac{\partial u}{\partial x}+\rho u\frac{\partial u}{\partial y}+\rho w\frac{\partial u}{\partial z}=-\frac{\partial p}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z}+S_x \tag{1}$$

$$\rho\frac{\partial v}{\partial t}+\rho u\frac{\partial v}{\partial x}+\rho u\frac{\partial v}{\partial y}+\rho w\frac{\partial v}{\partial z}=-\frac{\partial p}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z}+S_y \tag{2}$$

$$\rho\frac{\partial w}{\partial t}+\rho u\frac{\partial w}{\partial x}+\rho u\frac{\partial w}{\partial y}+\rho w\frac{\partial w}{\partial z}=-\frac{\partial p}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x}+\frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y}+\frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z}+S_z \tag{3}$$

式中：S_x、S_y、S_z 为基于叶素理论推导的动量源项，其具体推导过程可参考文献[18]；u、v 和 w 分别为沿 x、y 和 z 轴 3 个方向的速度；τ_{xx}、τ_{yx}、τ_{zx}、τ_{xy}、τ_{yy}、τ_{zy}、τ_{xz}、τ_{yz} 和 τ_{zz} 为沿 x、y 和 z 轴 3 个方向的应力；ρ 为气体密度；p 为气体压强。

参考笔者课题组对某型直径为 0.406 4 m 的双叶螺旋桨地面条件不同来流速度、不同转速下的试验结果对动量源方法进行数值检验。试验状态分别为来流速度 $V=0$ m/s 与 $V=11.1$ m/s，试验高度均为海拔高度 450 m。图 3 为螺旋桨拉力数值模拟与试验结果对比。

由图 3 可知，在 2 种来流状态下，各个转速条件下，螺旋桨试验所测拉力值均与动量源方法数值模拟结果吻合良好。表明本文所采用的动量源方法在大量节省计算时间的情况下仍对螺旋桨具有较高的模拟精度。

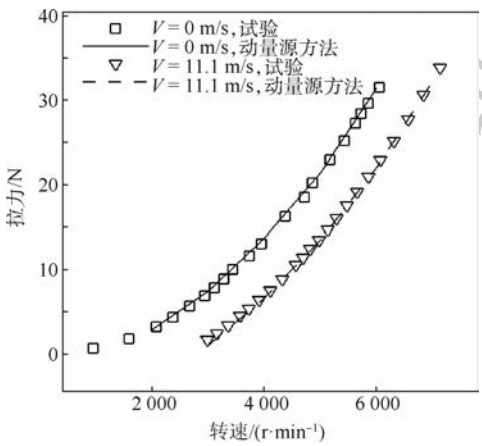


图 3 螺旋桨拉力对比

Fig. 3 Comparison of propeller thrusts

2.2 k-k_L-ω 转捩模型

在低雷诺数流动中，对近壁面附面层流动的准确模拟以及对转捩点位置的准确捕捉是整个模拟准确的关键。k-k_L-ω 转捩模型基于局部变量构造，其由 Walters 和 Cokljat[19] 将早期的层流动能方程拓展而来，通过引入“层流动能”来控制转捩的开始和发展。引入“分裂机制”来描述层流与湍流之间的相互作用。其包含了层流动能（k_L）、湍流动能（k_T）、比耗散率（ω）3 个运输方，其方程分别如下所示。

层流动能方程：

$$\frac{\mathrm{d}k_L}{\mathrm{d}t}=P_{k_L}-R_{\mathrm{BP}}-R_{\mathrm{NAT}}-D_L+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu\frac{\partial k_L}{\partial x_j}\right) \tag{4}$$

式中：P_{k_L} 为层流动能生成项；R_{BP} 为旁路转捩引起的湍流产生项；R_{NAT} 为自然转捩引起的湍流产生项；D_L 为层流动能耗散项；x_j 为时均距离；μ 为黏性系数。

湍流动能方程：

$$\frac{\mathrm{d}k_T}{\mathrm{d}t}=P_{k_T}+R_{\mathrm{BP}}+R_{\mathrm{NAT}}-\omega k_T-D_T+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\alpha_T}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k_T}{\partial x_j}\right] \tag{5}$$

式中：P_{k_T} 为湍流动能生成项；D_T 为湍流动能耗散项；α_T 为湍流标量扩散参数；σ_k 为常数。

比耗散率方程：

$$\frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t}=C_{\omega 1}\frac{\omega}{k_T}P_{k_T}+\left(\frac{C_{\omega R}}{f_W}-1\right)\frac{\omega}{k_T}(R_{\mathrm{BP}}+R_{\mathrm{NAT}})-C_{\omega 2}\omega^2+C_{\omega 3}f_\omega\alpha_T f_W^2\frac{\sqrt{k_T}}{d^3}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\alpha_T}{\sigma_\omega}\right)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right] \tag{6}$$

式中：$C_{\omega 1}$、$C_{\omega 2}$、$C_{\omega 3}$ 和 $C_{\omega R}$ 均为常数；f_W 和 f_ω 分别为阻尼函数和边界层运动学阻尼函数；σ_ω 为常数；d 为距离壁面的距离。

本文采用低雷诺数翼型 SD7037 对本文所采用的低雷诺数数值模拟方法进行验证。与美国伊利诺伊大学（UIUC）低湍流度亚声速风洞试验数据[20] 进行对比，计算状态与试验条件保持一致，取来流速度 $V=15$ m/s，高度为海拔高度 0 km，来流湍流度 $Tu_\infty=0.1\%$，基于弦长的雷诺数 $Re=3.0\times10^5$。计算迎角范围为 $-6°\sim16°$。图 4 为 CFD 计算结果与试验结果的对比，C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数。

由图 4 可以看出，CFD 计算结果与试验结果吻合良好，误差始终控制在 5% 以内。对阻力特

北航学报 赠阅

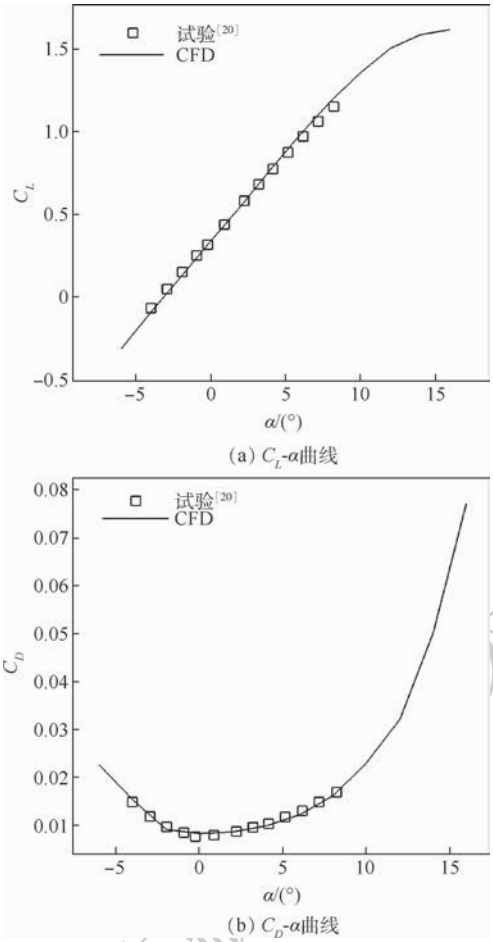


图 4　升阻力系数 CFD 与试验结果对比

Fig. 4　Comparison of lift and drag coefficients between CFD and test results

性的准确预测表明本文所采取的数值模拟方法可以较为准确地模拟流动分离、转捩、再附等特征。该方法可用于对菱形翼布局太阳能无人机的低雷诺数气动特性计算。

3　螺旋桨转速对菱形翼布局太阳能无人机基本气动特性影响

3.1　转速对气动力影响

基于图 1 所示的菱形翼布局太阳能无人机,分别针对干净构型及螺旋桨转速为 1 320、2 500 与 3 000 r/min 时滑流影响下的无人机进行数值模拟。当转速为 1 320 r/min 时螺旋桨所提供的拉力与无人机阻力相匹配,是本文的设计状态。计算状态取为来流速度 V = 12 m/s,计算高度为海拔高度 3 km。图 5 为菱形翼布局无人机在各个转速状况下的宏观气动力计算结果,C_M 和 K 分别为俯仰力矩系数和升阻比。

由图 5 可知,在全计算迎角范围内,螺旋桨滑

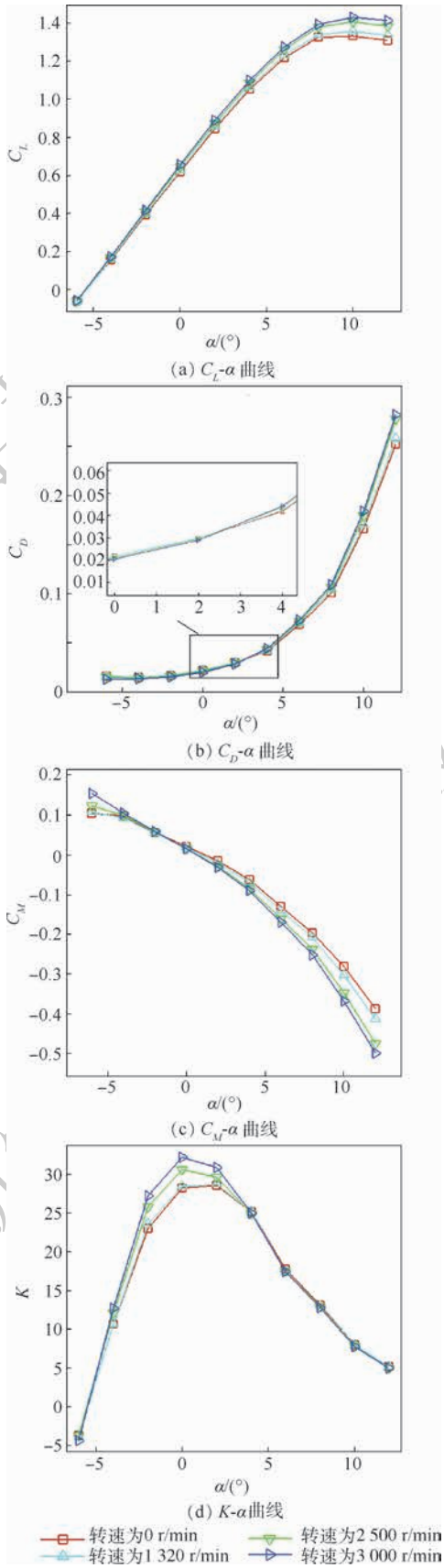


图 5　气动力系数随转速变化

Fig. 5　Variation of aerodynamic force coefficients with rotational speed

北航学报 赠阅

流对全机有一定的增升作用,且这种增升的效果随着计算迎角以及螺旋桨转速的增大而愈发明显。而阻力则在小迎角范围内小于干净构型,当迎角大于2°之后,滑流影响从减阻变化为增阻。并也表现出随转速与迎角的增大而趋势更加明显。同时,随着螺旋桨转速增大,无人机纵向静稳定性裕度增大。最大升阻比所对应的角度从2°逐渐前移到了0°,且最大升阻比也相应增大,从干净构型时的27.2增加到了3 000 r/min转速时的32.2,最大升阻比提升了18.4%。而在大迎角情况下,由于增升与增阻的共同效应,导致升阻比相比干净构型略微减小。

3.2 螺旋桨转速对展向升力分布影响

螺旋桨滑流将改变机翼表面载荷分布,从而显著影响展向升力分布。图6为0°迎角不同转速条件下的展向升力系数分布。

由图6可知,干净构型菱形翼布局无人机展向升力分布表现为:①在翼尖处由于受到翼尖涡下洗的影响,翼型剖面的升力系数较小,随着剖面逐渐远离翼尖处,翼尖效应逐渐减弱,升力系数逐渐增大。②在靠近前后翼连接处时,由于存在垂尾干扰以及连接处复杂外形影响,剖面的升力系数发生骤降。③随着剖面逐渐往菱形翼内部移动,前翼受到后翼的阻滞、连接处的干扰逐渐减弱,升力系数逐渐增加。④当距离进一步增大时,前翼出现典型的翼根效应,流管扩张,升力系数有略微下降。⑤后翼剖面的升力系数随着与连接处位置逐渐远离,连接处与前翼对其的干扰越来越小,升力系数逐渐增大。

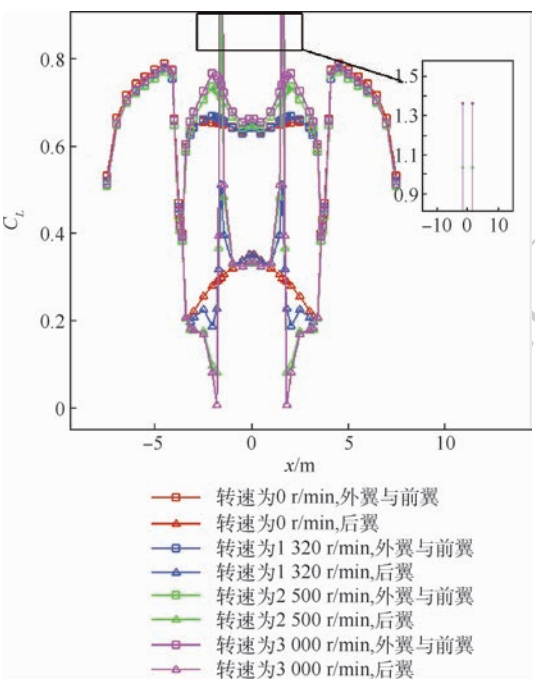


图6 展向升力系数分布

Fig. 6 Spanwise lift coefficient distribution

带桨状态无人机的展向升力系数分布与干净构型无人机相比,除了在螺旋桨滑流覆盖范围之外的绝大部分范围内相贴合。在螺旋桨滑流影响范围内,前翼由于受到气流加速的影响,升力系数相较于无动力状态有所增大。后翼由于受到螺旋桨气流旋转效应的影响,出现上下洗效应。在下洗侧升力系数有所减小,在上洗侧,升力系数显著增大。而随着远离螺旋桨影响区域,翼剖面的升力系数开始恢复至与干净构型一致。随着转速的增大,上述趋势更加明显,受螺旋桨滑流影响的区域也逐渐变大。

4 典型迎角流场结构分析

由第3节可知,在不同的迎角情况下,螺旋桨滑流对无人机的气动特性的影响有所不同。本文接下来将选取典型大小迎角进行细致分析研究。

4.1 0°迎角螺旋桨转速对流场结构影响

将4种不同转速0°迎角情况下的表面流场结构进行对比分析。图7为4种转速条件下的无

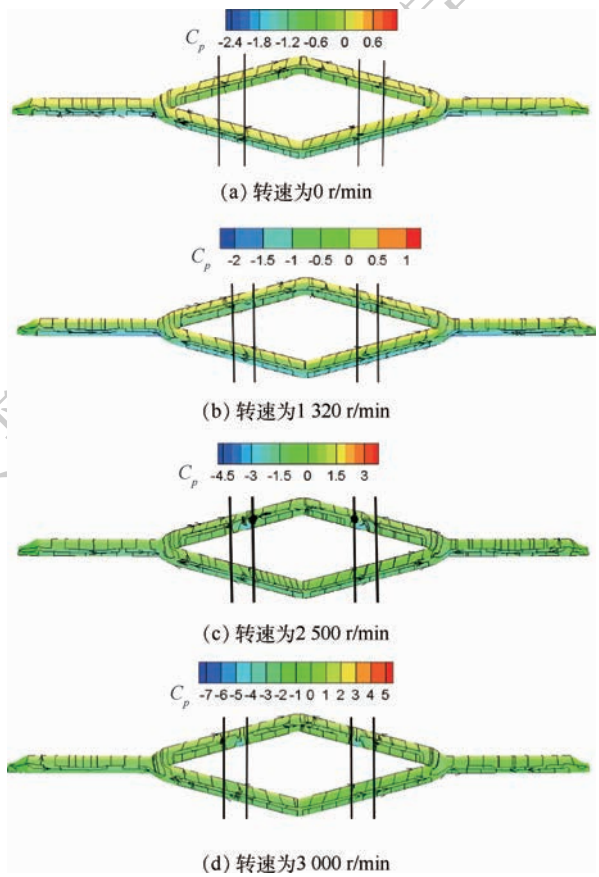


图7 0°迎角不同转速机翼表面流场结构

Fig7 Flow field structures of wing surface at different rotational speeds and 0° angle of attack

北航学报 赠阅

人机表面压力分布与极限流线图,图中黑线对应的为螺旋桨桨盘对应区域,C_p 为压力系数。

由图 7 可知,随着螺旋桨转速的增大,整体流场的结构没有明显的变化。只在螺旋桨桨盘所对应范围内有明显区别。从图中可以看出,前翼气流受螺旋桨抽吸作用,加速明显。随着螺旋桨转速的提升,其前缘的低压区不断向后延伸,且范围也越来越大。但是其流场结构、分离泡的位置及形态并未随着转速增大而发生明显改变。后翼除了受到螺旋桨对气流的加速作用外,还受到螺旋桨对气流的旋转作用。随着转速的增大,后翼流场结构变得越来越复杂,且滑流区范围也逐渐扩大。对于后翼流场结构受螺旋桨转速增大的改变,本文将截取后翼受螺旋桨滑流影响区域的局部翼段来进行分析。图 8 为后翼螺旋桨对应位置的局部极限流线与压力分布。

由图 8 可以看出,在螺旋桨后部,流线受螺旋桨旋转与加速效应明显。在受下洗气流影响的区域,机翼前缘出现局部高压区,但是沿弦向来看,其仍存在低压区后移的特点。这主要与螺旋桨对气流的加速效应有关。从图 8(b)可以看出,在低转速情况下,在机翼上表面受下洗气流影响区域,有效迎角减小,流动分离推迟。而在受上洗气流影响区,有效迎角增大,流动分离提前。这与层流分离泡随迎角的变化关系一致。而机翼下表面由于并不存在分离现象,故只表现出低压区后移,流线向低压区偏移的特点。

随着转速不断增大,上述趋势明显。机翼表面的低压区不断增大。对气流的能量注入也更加充沛,气流抵抗逆压梯度能力不断增强,表现出机翼受滑流影响区域层流分离现象逐渐消失。此外,由于滑流区域气流速度明显要高于周围,存在明显的剪切作用。且随着螺旋桨转速的增大,这种作用越来越明显,从而在速度剪切层内诱导出展向涡结构。

为了更好地了解螺旋桨前后翼表面压力分布,沿展向截取 3 个截面进行压力系数分布的比较。截面位置分别为距离桨盘中心为桨盘半径 R 处以及螺旋桨中心对称面,具体的截面位置如图 9 所示,A 为下洗侧,C 为上洗侧。截面压力系数分布如图 10 所示,c 为弦长,x/c 为沿弦长的相对位置。

由图 10 可知,3 个截面处前翼的压力分布随转速变化较为一致。均表现出翼型上表面随着转速的增大,受到气流加速的影响,动压增大,压力系数减小。而下翼面也有类似的现象。但是由于本文采用的菱形翼布局无人机前翼具有一定的上反角以及后掠角,故翼段各个截面所受气流的加速效果不尽相同。由于前翼上反,C 截面相对桨盘位置相对偏上,在垂向拥有较好的加速效果。同时由于前翼后掠,A 截面相对桨盘更近,在弦向加速效果最佳。在两者的综合影响下,A、B 截面加速效应相当,C 截面相对较差。

同时由于螺旋桨位于前翼后部,对前翼后缘的加速效应随着转速的增大而加强,后缘的压力系数明显减小。这也导致前翼的压差阻力随着转速的增大而增大。

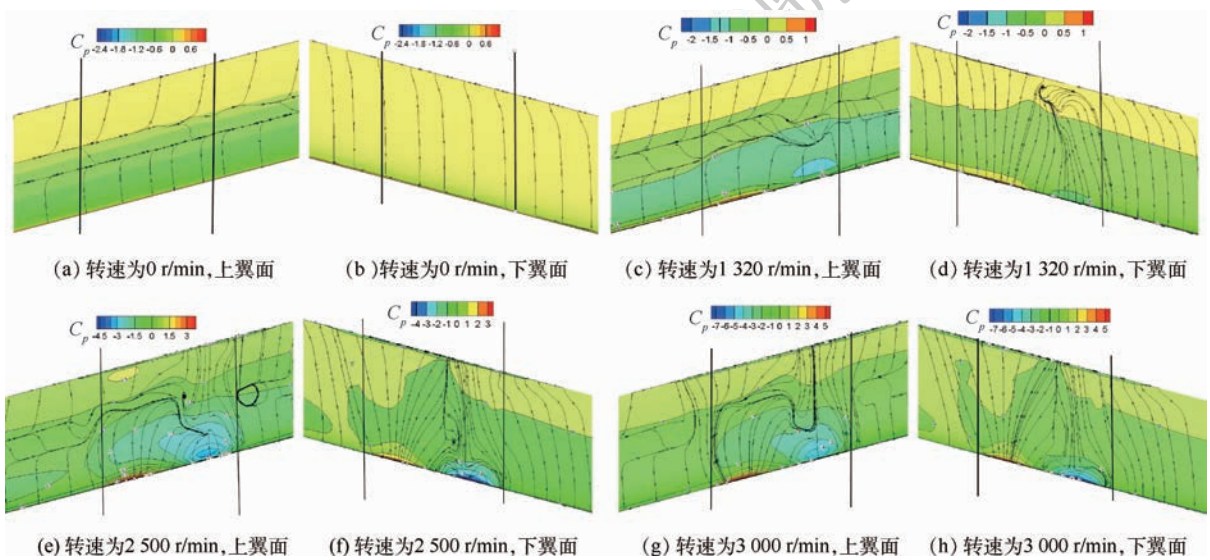


图 8　0°迎角不同转速后翼局部流场结构

Fig. 8　Flow field structures of part of Aft-wing surface at different rotational speeds and 0° angle of attack

北航学报 赠阅

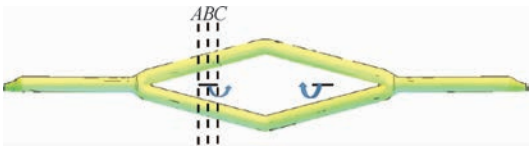


图 9 截面位置示意图

Fig. 9 Schematic diagram of section position

而后翼除了受到气流加速效应之外还有旋转作用。由于气流旋转效应的存在,使得在受上气流影响区域,上表面存在低压区,下表面存在高压区,从而使得升力系数增大。而受下洗气流影响区域则刚好相反。*A* 截面受下洗气流的影响,上表面吸力峰值明显减小,且后移。而下表面由于存在低压区,在气流经过驻点之后,压力系数迅速减小,达到一个峰值,使得下表面也沿弦向也存在一个逆压梯度。*B* 截面,气流的旋转效应减弱,在气流的加速效应下,其上下表面前缘均存低压区,且转速越高,低压区越明显。*C* 截面受到上洗气流的影响,前缘的吸力峰值明显变大,而下表面则无明显变化。这些变化均有利于减少后翼的压差阻力。

表 1 和表 2 分别列出了 0°迎角时,菱形翼布局太阳能无人机在各螺旋桨转速下组成部件的阻力系数和升力系数。

根据表 1 结果可知:①随着转速的增大,螺旋桨气流对前翼抽吸作用增强,后缘压力恢复到较低水平,使得前翼压差阻力略有增大。同时由于螺旋桨气流对前翼流场结构并未造成较大变化,对应的摩擦阻力也没有明显变化。②后翼受到气流加速及旋转影响,前缘吸力增强,有效减小了压差阻力,故压差阻力系数随着转速的增大而减小。螺旋桨做功为气流注入能量,气流抵抗逆压梯度的能力增强。因此随着螺旋桨转速的增大,后翼湍流流动逐渐增强,层流分离泡逐渐消失,摩擦阻力不断增大。③无人机的阻力随着转速的增大而减小,且阻力减小的主要贡献来自于后翼。

从表 2 可知,随着螺旋桨转速增大,对气流的加速效果明显,前后翼及总的升力均增大。从升力系数的分布上来看,后翼由于受到前翼下洗

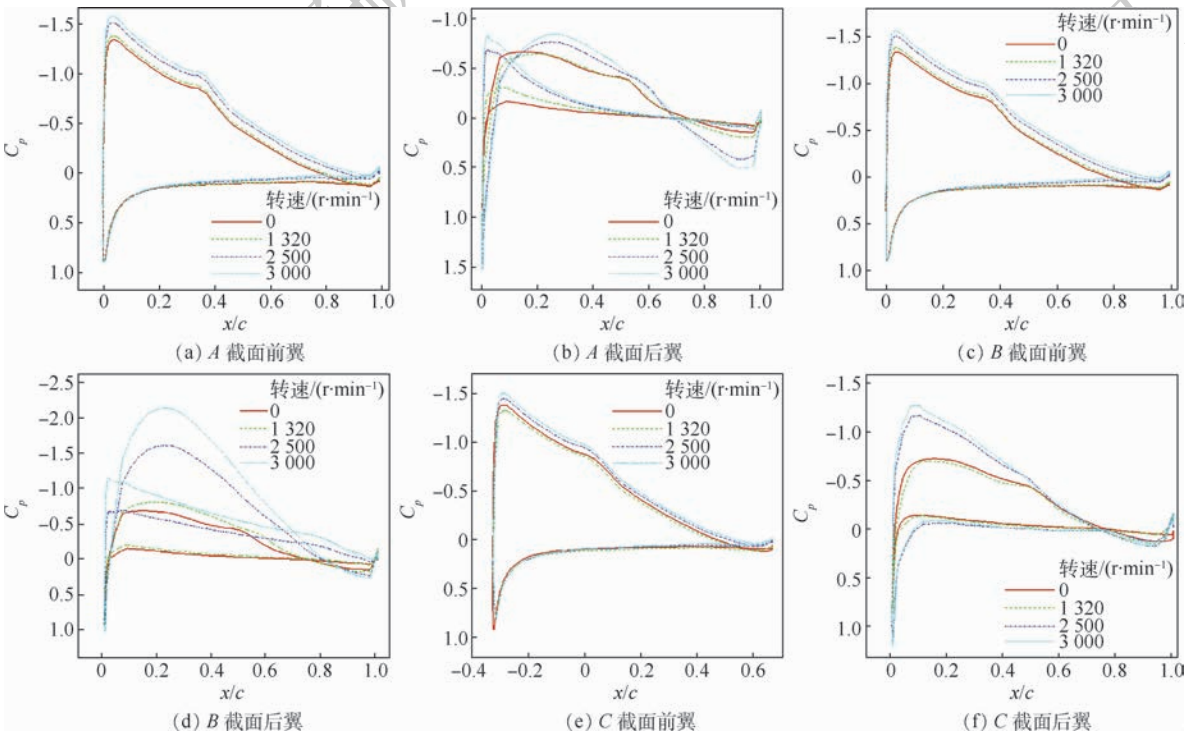


图 10 0°迎角截面不同转速压力系数分布对比

Fig. 10 Comparison of pressure coefficient distribution at different rotational speeds at 0° angle of attack sections

表 1 0°迎角时阻力系数随转速变化

Table 1 Variation of drag coefficient with rotational speed at 0° angle of attack

转速/(r·min⁻¹)	前翼压差阻力系数	前翼摩擦阻力系数	后翼压差阻力系数	后翼摩擦阻力系数	总阻力系数
0	0.003 839	0.001 753	0.004 900	0.001 821	0.021 912
1 320	0.003 813	0.001 762	0.004 844	0.001 888	0.021 997
2 500	0.003 999	0.001 791	0.003 506	0.002 297	0.021 097
3 000	0.003 998	0.001 796	0.002 571	0.002 575	0.020 390

北航学报 赠阅

表 2　0°迎角时升力系数随转速变化

Table 2　Variation of lift coefficient with rotational speed at 0° angle of attack

转速/(r·min^{-1})	前翼升力系数	后翼升力系数	总升力系数
0	0.230 38	0.089 69	0.619 4
1 320	0.234 64	0.093 24	0.627 0
2 500	0.249 49	0.099 22	0.645 7
3 000	0.252 16	0.102 24	0.656 0

气流的影响,其升力系数仅为前翼的 40% 左右。从升力系数增量上来看,后翼升力系数的增量也约占总升力系数增量的 40%。故在小迎角时,前翼是升力系数增量的主要贡献者。

4.2　10°迎角螺旋桨转速对流场结构影响

从 4.1 节可知,不同转速条件下,螺旋桨滑流对流场结构的影响主要位于后翼螺旋桨桨盘所对应区域。故此处不再对整机流场结构图进行展示,仅展示 10°迎角情况下后翼螺旋桨对应区域的流场结构图。图 11 为 10°迎角不同转速后翼局部流场结构。

由图 11 可知,在大迎角时,由于前翼流动发生大范围分离,尾流湍动能增加,此时处于尾流中的后翼层流分离现象已经消失,以全湍流动为主,且 4.1 节所述的展向涡消失。机翼下表面几乎都被高压区覆盖,且与小迎角时相比,下表面低压区范围较小,强度较弱。这造成了螺旋桨滑流在不同迎角下对升力与阻力的不同影响效应。本文将通过图 12 所示的 10°迎角压力系数分布来详细解释。

由图 12 可知:①前翼压力系数分布随转速变化与小迎角时较为一致,此处不再赘述。②气流旋转效应减弱。受下洗气流影响的 A 截面后翼,下翼面低压区强度及范围减弱。前缘负升力区消失,增升效果改善。③气流加速效应加强。后翼 B、C 2 个截面处均表现出上翼面压力系数减小,下翼面压力系数增大。这表明对气流的加速导致动压增大效果明显,增升显著。表 3 与表 4 分别列举了在 10°迎角时各转速下前后翼阻力系数与升力系数大小。

由表 3 可以得出:①在大迎角下,前翼气动力系数的变化趋势与小迎角时保持一致,均表现出随着转速的增大,压差阻力增大,摩擦阻力变化很小。②随着转速的增大,后翼下翼面吸力区消失,压差阻力增大。③由于螺旋桨转速提高,湍动能丰富度提高,湍流流动特性进一步增强,使得摩擦阻力增大。④前后翼压差阻力随转速的迅速增大,使得在大迎角下,整机阻力随螺旋桨转速的提高而提高,在很大程度上抵消了螺旋桨滑流增升所带来的优势。

由表 4 可以看出,升力变化趋势与 0°迎角时相同,均表现出随着转速的增大,前后翼的升力均有所增大。但是从升力增量的组成部分而言,由于后翼流场环境的改善,此时升力增量的 60% 来自于后翼,40% 来自于前翼。正是由于在大小迎角时,升力增量的主要贡献部件不同,导致在小迎角时,无人机受前翼升力增量偏大影响有抬头趋势。而在大迎角时则刚好相反。在这两者的共同作用下,无人机的纵向静稳定裕度增大。

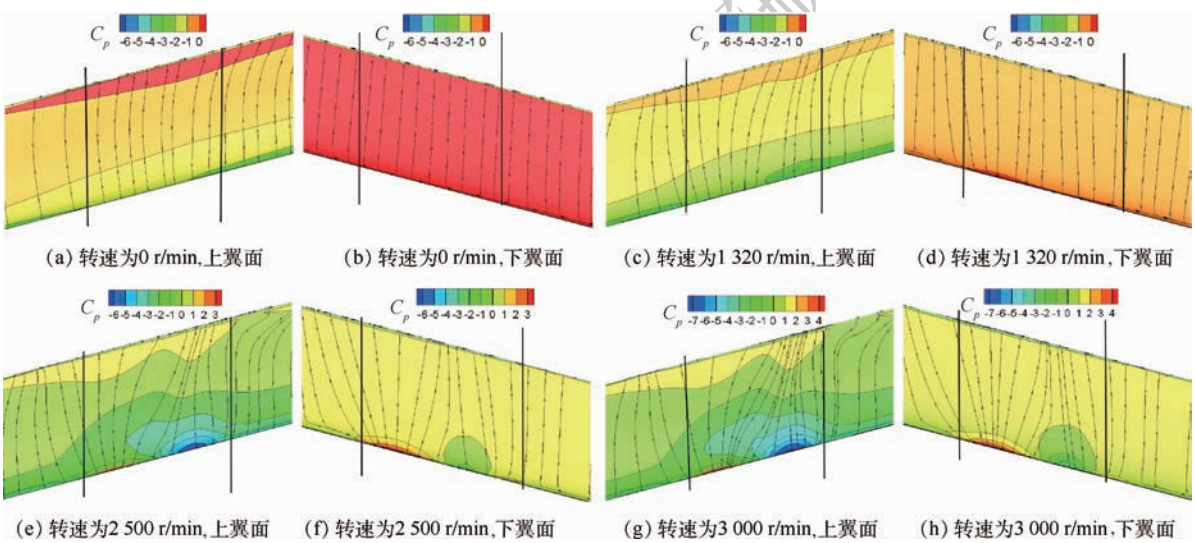


图 11　10°迎角不同转速后翼局部流场结构

Fig. 11　Flow field structures of part of Aft-wing surface at different rotational speeds and 10°angle of attack

北航学报 赠阅

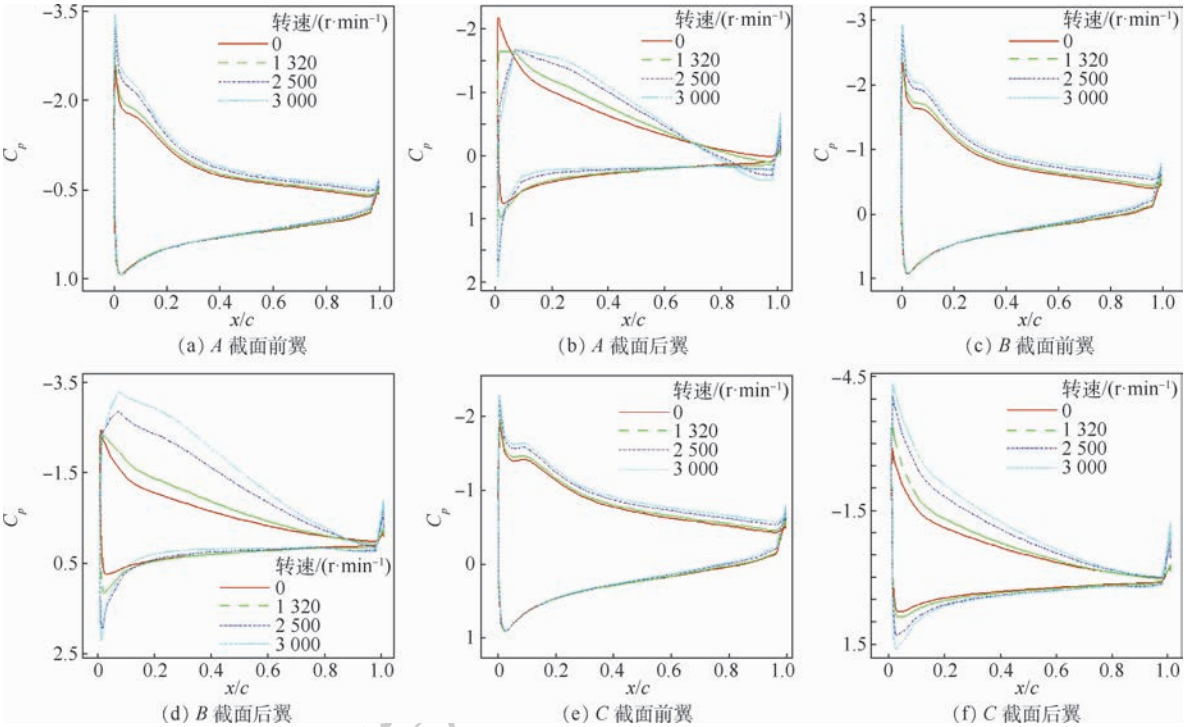


图 12 10°迎角截面不同转速压力系数分布对比

Fig. 12 Comparison of pressure coefficient distribution at different rotational speeds at 10° angle of attack sections

表 3 10°迎角时阻力系数随转速变化

Table 3 Variation of drag coefficient with rotational speed at 10° angle of attack

转速/(r·min⁻¹)	前翼压差阻力系数	前翼摩擦阻力系数	后翼压差阻力系数	后翼摩擦阻力系数	总阻力系数
0	0.063 059	0.000 427	0.031 366	0.002 735	0.166 405
1 320	0.063 946	0.000 426	0.033 562	0.003 096	0.170 390
2 500	0.066 266	0.000 414	0.038 269	0.004 258	0.179 118
3 000	0.066 766	0.000 409	0.040 468	0.004 909	0.183 049

表 4 10°迎角时升力系数随转速变化

Table 4 Variation of lift coefficient with rotational speed at 10° angle of attack

转速/(r·min⁻¹)	前翼升力系数	后翼升力系数	总升力系数
0	0.435 98	0.313 04	1.332 33
1 320	0.445 08	0.327 57	1.357 14
2 500	0.464 64	0.358 03	1.407 26
3 000	0.474 71	0.373 74	1.428 39

5 结 论

1）螺旋桨滑流在小迎角下表现出增升减阻的效果，在转速为 3 000 r/min 时，最大升阻比提升了 18.4%。而在大迎角下表现出增升增阻的效果，升阻比略微减小。且这 2 种趋势均随着转速的增大而愈发明显。

2）在小迎角时，后翼受螺旋桨气流旋转效应影响，前缘上下表面出现较强吸力区，导致压差阻力减小。螺旋桨对气流做功，后翼湍流流动增强，摩擦阻力增大。螺旋桨加速效应增大了动压，整体升力增大。

3）在大迎角时，螺旋桨旋转效应减弱，加速效应增强。后翼受下洗气流影响的前缘下翼面低压吸力区消失，增升效果较小迎角改善，压差阻力增大。

4）在不同迎角下，升力增量的主要贡献部件不同导致菱形翼布局无人机纵向静稳定裕度随转速增大而有所增大。

从计算结果可以看出，螺旋桨转速的增大在小迎角下对此种菱形翼布局无人机而言，可以有效增升减阻，且升力增量的主要贡献者为前翼，阻力减小的主要贡献者为后翼。前后翼的相互配合有效利用了螺旋桨滑流的影响，最大升阻比有较大提高。在后续的设计中，可以有效利用这种现象。尽量选择高转速螺旋桨，并通过设计前后翼的相对位置关系，螺旋桨的位置来使得前后翼在增升与减阻方面发挥各自的优势，从而取得一个最优的效果。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] 昌敏,周洲,郑志成. 太阳能飞机原理及总体参数敏度分析[J]. 西北工业大学学报,2010,28(5):792-796.
CHANG M,ZHOU Z,ZHENG Z C. Flight principles of solar-powered airplane and sensitivity of its conceptual parameters[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2010,28(5):792-796(in Chinese).

[2] 邓海强,余雄庆. 太阳能飞机的现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2006(1):28-30.
DENG H Q,YU X Q. Solar aircraft:Status and directions[J]. Aeronautical Science and Technology,2006(1):28-30(in Chinese).

[3] 刘强,刘强,白鹏,等. 不同雷诺数下翼型气动特性及层流分离现象演化[J]. 航空学报,2017,38(4):22-34.
LIU Q,LIU Q,BAI P,et al. Aerodynamic characteristics of airfoil and evolution of laminar separation at different Reynolds numbers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(4):22-34(in Chinese).

[4] 甘文彪,周洲,许晓平. 仿生全翼式太阳能无人机气动数值模拟[J]. 航空学报,2015,36(10):3284-3294.
GAN W B,ZHOU Z,XU X P. Aerodynamic numerical simulation of bionic full-wing typical solar-powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(10):3284-3294(in Chinese).

[5] NOLL T E,BROWN J M,PEREZ-DAVIS M E,et al. Investigation of the Helios prototype aircraft mishap. Volume I. Mishap report[R]. Washington, D. C.: NASA, 2004.

[6] 王伟,周洲,祝小平,等. 考虑几何非线性效应的大柔性太阳能无人机静气动弹性分析[J]. 西北工业大学学报,2014,32(4):499-504.
WANG W,ZHOU Z,ZHU X P,et al. Static aeroelastic characteristics analysis of a very flexible solar powered UAV with geometrical effect considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2014,32(4):499-504(in Chinese).

[7] DILLSAVER M J,CESNIK C E S,KOLMANOVSKY I V. Gust response sensitivity characteristics of very flexible aircraft[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA,2012:1-20.

[8] CHARLE T,GREGORY S. Comparsion of computation and experimental studies for a joined wing aircraft: AIAA-2002-0702[R]. Reston:AIAA,2002.

[9] LEDOUX S, VASSBERG J, FATTA G, et al. Aerodynamic cruise design of a joined wing sensorcraft: AIAA-2008-7190[R]. Reston:AIAA,2008.

[10] 李光里,李国文,黎军,等. 连接翼布局气动特性研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(4):513-519.
LI G L,LI G W,LI J,et al. The aerodynamic investigation of the joined-wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2006,24(4):513-519(in Chinese).

[11] 吴光辉,王妙香,张健. 盒式布局飞机的纵向气动参数优化研究[J]. 飞行力学,2007,25(4):5-7.
WU G H,WANG M X,ZHANG J. Research on longitudinal aerodynamic parameter optimize of a joined-wing configuration aircraft[J]. Flight Dynamics,2007,25(4):5-7(in Chinese).

[12] CATALANO F M. On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics[J]. Acta Polytechnica,2004,44(3):8-14.

[13] 王科雷,祝小平,周洲,等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报,2016,37(9):2669-2678.
WANG K L,ZHU X P,ZHOU Z,et al. A study of distributed electric propulsion slipstream aerodynamic effects at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(9):2669-2678(in Chinese).

[14] 王红波,祝小平,周洲,等. 基于非定常面元/黏性涡粒子法的低雷诺数滑流气动干扰[J]. 航空学报, 2017, 38(4):120412.
WANG H B,ZHU X P,ZHOU Z,et al. Aerodynamic interactions at low Reynolds number slipstream with unsteady panel/viscous vortex particle method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(4):120412(in Chinese).

[15] RAJAGOPALAN R G,LIM C K. Laminar flow analysis of a rotor in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society,1991,36(1):12-23.

[16] ZORI L A J,RAJAGOPALAN R G. Navier-Stokes calculations of rotor-airframe interaction in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society,1995,40(2):57-67.

[17] O'BRIEN M,SMITH M J. Analysis of rotor-fuselage interactions using various rotor models: AIAA-2005-468[R]. Reston: AIAA, 2005.

[18] 宋长红,林永峰,陈文轩,等. 基于动量源方法的涵道尾桨CFD分析[J]. 直升机技术,2009(1):6-11.
SONG C H,LIN Y F,CHEN W X,et al. CFD analysis for the ducted tail rotor based on momentum-source method[J]. Helicopter Technique,2009(1):6-11(in Chinese).

[19] WALTERS D K,COKLJAT D. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(12):320-327.

[20] LYON C A,BROEREN A P,GIGUERE P,et al. Summary of low-speed airfoil data-Vol. 3[M]. Virginia Beach: Soartech Publications,1997:279-286.

作者简介:

赵炜　男,硕士研究生,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计与气动特性研究。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Effects of propeller slipstream on diamond joined-wing configuration solar-powered UAV

ZHAO Wei[1,*], HUANG Jiangliu[2], ZHOU Zhou[3], ZHANG Shunjia[1], BI Peng[1]

(1. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;
2. Shanghai Space Propulsion Technology Institute, Shanghai 201109, China;
3. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the influence of propeller slipstream on the aerodynamic characteristics of low Reynolds number diamond joined-wing configuration solar-powered UAV with different rotational speeds. It was simulated accurately by solving the Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equation based on Momentum Source Method (MSM) and k-k_L-ω transition model. The mechanism of the propeller slipstream effects at different angles of attack and rotational speeds was analyzed by comparing the flow field structure and pressure distribution on the wing surface. The research shows that with the increase of the propeller rotational speed at low angle of attack, the propeller slipstream leads to the obvious increment of lift and decrement of drag. And the maximum lift-to-drag ratio is increased by 18.4% at 3 000 r/min. At low angle of attack, the air flow is accelerated by propeller, and it leads to increment of lift for the Frt-wing. And for the Aft-wing, the rotation of the air flow leads to decrement of pressure drag because of the emergence of low-pressure region at lower surface of leading edge. At high angle of attack, the effects of propeller to the Frt-wing are not changed. However for Aft-wing, the range and strength of low-pressure region at lower surface of leading edge decrease, which leads to the disappearance of negative lift area at leading edge as well as the notable increase of the lift and the pressure drag. Besides, since the main contribution components of lift increment are different at different angles of attack, the longitudinal static stability margin of UAV shows an enhancement with the increase of propeller rotational speed. The diamond joined-wing configuration solar-powered UAV can effectively utilize the slipstream of propeller to improve the aerodynamic performance by reasonably setting the position and speed of propeller.

Keywords: diamond joined-wing configuration; solar-powered UAV; propeller slipstream; low Reynolds number; Momentum Source Method (MSM)

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-12; **Accepted**: 2019-09-20; **Published online**: 2019-09-27 10:09
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190927.0858.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: zhaowei_0203@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0442

一种参数区间交叉类型的目标识别方法

全下文载

李双明[1,2], 关欣[1,*], 赵静[1], 吴斌[1]

(1. 海军航空大学, 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 92941 部队, 葫芦岛 125001)

摘 要: 针对参数区间为交叉类型的目标识别问题,提出了基于直觉模糊集和云模型的逼近理想点(TOPSIS)识别方法。构建了包含个体类和交叉类的目标数据库模型,根据云模型的多步估计算法,得到未知目标相对已知目标类的确定度,提出了确定度向隶属度和非隶属度的转化方法,基于直觉模糊熵计算特征属性的动态权重,形成了去模糊距离测度的 TOPSIS 识别方法,应用于辐射源信号识别。仿真结果表明,所提方法对参数区间交叉类型的目标正确识别率较高,具有一定的实际应用价值。

关 键 词: 区间交叉; 直觉模糊集; 云模型; 动态权重; 逼近理想点 (TOPSIS)
中图分类号: TN95; C934
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1307-10

目标识别技术是电子支援系统(ESM)、电子情报(ELINT)等电子侦察设备的关键技术,其识别方法分为基于特征信号层的识别方法[1-3]和基于特征数据层的识别方法[4],本文的研究内容为基于特征数据层的识别方法。由于测量误差、环境噪声、敌方非合作等相关因素,数据库中的数据往往是缺失的、不精确的和模糊的,即为不确定的数据,对此一些学者进行了相关研究,提出了模糊综合评判、粗糙集、灰关联、不完备信息、D-S 证据理论等识别方法。这些方法大多只能处理目标数据库中的特征属性值为标量值的情况。

当目标参数在某一区间范围内变化,或只能获得目标参数测量值的上下限时,那么用一个区间数来表示该特征更为合适,已有文献对区间类型的目标识别进行了相关研究。文献[5]将证据理论和区间灰关联算法应用到无线电信号的识别中,利用改进的证据融合算法,避免了冲突悖论带来的负面影响,实现了对未知噪声的正确识别;文献[6]针对数据库中已知类的特征属性值和未知类的测量值均为区间数的目标识别问题,提出了区间相离度的方法;文献[7]提出了区间证据理论的识别方法,把标量值作为一种特殊的区间数,能够对区间类型以及区间和标量混合类型的辐射源进行识别;文献[8]用区间神经网络的方法实现辐射源的识别,其局限性是训练网络时间长,当有新类数据时,还需要重新训练网络。尽管以上这些方法处理的是以区间数表达的识别问题,但对区间交叉类型的问题研究较少。为此,文献[9]在文献[10]方法的研究基础上,针对辐射源特征参数区间交叉的问题,提出了 DSm(Dezert-Smarandache)证据建模的改进识别方法,该方法把交多子焦元的基本信度赋值分配到单子焦元上,即对处在交叉区间内的未知雷达类进行识别时,把其隶属度分别叠加到相交的个体雷达上,识别结果是“非此即彼”。然而在实际情况下,对处于 2 类交叉区间的未知雷达进行识别时,无论隶属度大小如何,都不能确定该属于哪一类,所以对处于区间交叉内的雷达类进行识别时,文献[9]

收稿日期: 2019-08-16; **录用日期**: 2019-12-15; **网络出版时间**: 2019-12-30 15:45
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191230.1042.001.html
基金项目: 国防科技卓越青年科学基金 (2017-JCJQ-ZQ-003); 泰山学者工程专项经费 (ts201712072)
* **通信作者**. E-mail: gxtongwin@163.com

引用格式: *李双明, 关欣, 赵静, 等. 一种参数区间交叉类型的目标识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1307-1316. LI S M, GUAN X, ZHAO J, et al. A methodology for target recognition with parameters of interval cross type[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1307-1316 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

存在局限性。

不确定理论的创始人 Zadeh 教授在 1965 年首次提出模糊集理论[11]，并得到广泛研究和应用。1975 年，Zadeh 教授提出了区间模糊集[12-14]的概念，又先后提出了二型模糊集、模糊语义、n 型模糊集、模糊多重集[15]的相关概念，虽然模糊集理论能够较好刻画信息的模糊性，但只能反映信息的隶属程度，不能刻画信息的非隶属程度和犹豫程度。1986 年，Atanassov 提出了直觉模糊集，把对事物认识的程度分为隶属程度、非隶属程度和犹豫程度[16]，已经应用到模式识别[17-18]、聚类分析[19-21]等多个领域。针对以上问题，本文按照“非此非彼”的思路，对处在交叉区间内的目标识别视为一种犹豫情况，那么对未知类的认知程度应包括隶属程度、非隶属程度及犹豫程度三部分的信息，提出了基于直觉模糊集(IFS)和云模型的逼近理想点(TOPSIS)识别方法。

1 直觉模糊集理论

对直觉模糊集[16]的基础概念和去模糊化的距离测度简要介绍。

1.1 基础概念

定义 1 给定论域 X，则 X 上的一个直觉模糊集 A 为

$$A = \{\langle x, u_A(x), v_A(x) \mid x \in X\rangle\} \tag{1}$$

式中：$u_A: X \to [0,1]$ 和 $v_A: X \to [0,1]$ 分别为隶属度函数和非隶属度函数，且满足条件 $0 \leqslant u_A(x) + v(x) \leqslant 1$，实数 $u_A(x)$ 与 $v_A(x)$ 分别为 x 对直觉模糊集 A 的隶属度和非隶属度；$\pi_A(x) = 1 - u_A(x) - v_A(x)$ 为 x 属于 A 的犹豫度(犹豫指数)，反映了 x 隶属于 A 的不确定程度。称 $\langle u_A(x), v_A(x), \pi_A(x)\rangle$ 为直觉模糊数(IFV)。

1.2 去模糊距离测度

记直觉模糊数 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$，称 $D_S(A) = \sqrt{(u_A-1)^2 + v_A^2 + \pi_A^2}$ 为 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 与完全支持点 $\langle 1,0,0\rangle$ 之间的支持距离，称 $D_R(A) = \sqrt{u_A^2 + (v_A-1)^2 + \pi_A^2}$ 为 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 与完全拒绝点 $\langle 0,1,0\rangle$ 之间的拒绝距离，称 $D_H(A) = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + (\pi_A-1)^2}$ 为 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 与完全犹豫点 $\langle 0,0,1\rangle$ 之间的犹豫距离，称 $D_E(A) = \sqrt{(u_A-0.5)^2 + (v_A-0.5)^2 + \pi_A^2}$ 为 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 与完全均衡点 $\langle 0.5,0.5,0\rangle$ 之间的均衡距离。

定义 2 记直觉模糊数 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 和 $B\langle u_B, v_B, \pi_B\rangle$，其四元组特征分别为 $D(A) = (D_S(A), D_R(A), D_H(A), D_E(A))$ 及 $D(B) = (D_S(B), D_R(B), D_H(B), D_E(B))$，则 A 和 B 之间的均值距离定义为

$$\overline{D}(A,B) = |\overline{D}(A) - \overline{D}(B)| \tag{2}$$

式中：

$$\overline{D}(A) = \frac{1}{4}(D_S(A) + D_R(A) + D_H(A) + D_E(A)) \tag{3}$$

$$\overline{D}(B) = \frac{1}{4}(D_S(B) + D_R(B) + D_H(B) + D_E(B)) \tag{4}$$

定义 3 记直觉模糊数 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 和 $B\langle u_B, v_B, \pi_B\rangle$，其四元组特征分别为 $D(A) = (D_S(A), D_R(A), D_H(A), D_E(A))$ 及 $D(B) = (D_S(B), D_R(B), D_H(B), D_E(B))$，则 A 和 B 之间的相关距离表示为

$$\gamma(A,B) = \frac{C(D(A),D(B))}{\sqrt{\mathrm{var}(D(A)) \cdot \mathrm{var}(D(B))}} \tag{5}$$

式中：

$$C(D(A),D(B)) = \sum_{i=1}^{4} \{[(D(A))_i - \overline{D}(A)][(D(B))_i - \overline{D}(B)]\} \tag{6}$$

$$\mathrm{var}(D(A)) = \sum_{i=1}^{4} [(\overline{D}(A))_i - \overline{D}(A)]^2 \tag{7}$$

$$\mathrm{var}(D(B)) = \sum_{i=1}^{4} [(D(B))_i - \overline{D}(B)]^2 \tag{8}$$

式中：下标 i 为 $D(A)$、$D(B)$ 中元素的索引号。

定义 4 设直觉模糊数 $A\langle u_A, v_A, \pi_A\rangle$ 和 $B\langle u_B, v_B, \pi_B\rangle$，其四元组特征分别为 $D(A) = (D_S(A), D_R(A), D_H(A), D_E(A))$ 及 $D(B) = (D_S(B), D_R(B), D_H(B), D_E(B))$，则 A 和 B 之间的距离定义为

$$D(A,B) = \lambda \overline{D}(A,B) + (1-\lambda)\frac{1-\gamma(A,B)}{2} \tag{9}$$

式中：λ 为距离参数，$0 \leqslant \lambda \leqslant 1$；$\overline{D}(A,B)$ 和 $\gamma(A,B)$ 分别为对应的四元组均值距离和相关距离。

目标数据库往往是由一个个已知类型的样本所构成，其样本容量越多，识别的精度就越高。这种数据库的构建思路是传统的建模方法，本文针对区间交叉的目标识别，提出了一种新的数据库建模方法，详细过程见第 2 节。

2 构建参数区间交叉的数据库

设有 n 类已知目标，记第 i 类目标为 R_i ($i = 1,2,\cdots,n$)，称为个体类，$R = \{R_1, R_2, \cdots, R_n\}$ 为各

北航学报 赠阅

目标类组成的集合,其中每类目标有 m 个特征属性,记第 k 个特征属性为 $F_k(k=1,2,\cdots,m)$,$F=\{F_1,F_2,\cdots,F_m\}$ 为各特征属性组成的集合,每个特征属性的参数值为区间数,则目标类 R_i 在特征属性 F_k 上的参数值 $f_{ik}=[f_{ik}^{\mathrm{l}},f_{ik}^{\mathrm{u}}]$,满足 $f_{ik}^{\mathrm{u}}\geqslant f_{ik}^{\mathrm{l}}>0$,上标 l 表示下限,u 表示上限。若个体类 R_i 和个体类 R_j 在特征属性 F_k 上存在区间交叉,称为交叉类,记作 $R_i^{F_k}\cap R_j^{F_k}$,简记为 $R_{ij}^{F_k}$,同样也存在 3 类及多类目标参数区间相交叉的情况,记作 $R_i^{F_k}\cap R_j^{F_k}\cap\cdots\cap R_t^{F_k}$。在不加区别的情况,下文中的 R_i、$R_i\cap R_j$ 及 $R_i^{F_k}\cap R_j^{F_k}\cap\cdots\cap R_t^{F_k}$ 既可作为具体的目标类,也可作为直觉模糊集来看待。那么,由所有的个体类及交叉类就构成本文的目标数据库。

3　识别方法的形成

3.1　云模型数字特征的估计

云模型通过期望(E_{x})、熵(E_{n})、超熵(H_{e}) 3 个数字特征来表示一个概念,能够把不定性概念转换成定量的描述形式。在目标识别中,把每个特征属性作为一个概念,每一次的测量值作为该属性概念的一次实现,通过正向云模型,可得测量值在该概念下的确定度。本文中的 2 阶正态正向云模型描述如下:

步骤 1　生成以 E_{n} 为期望值,H_{e}^2 为方差的一个正态随机数 $E_{\mathrm{n}}'=\mathrm{NORM}(E_{\mathrm{n}},H_{\mathrm{e}}^2)$。

步骤 2　代入测量值 x,得到确定度 $c(x)$:

$$u(x)=\mathrm{e}^{\frac{-(x-E_{\mathrm{x}})^2}{2E_{\mathrm{n}}'^2}} \tag{10}$$

式中:E_{x}为数据库中目标特征属性值的期望值;E_{n}'为步骤 1 得到的正态随机数;x 为未知目标的测量值。

对于数字特征 E_{n} 及 H_{e}^2,文献[9-10]采用主观赋值的方法,其缺点是不能反映数据自身的变化规律,为此,本文基于目标数据样本放回抽样[22]的方法,对期望值(E_{x})、熵(E_{n})、超熵(H_{e})进行估计,方法如下。

输入:样本点 $x_1,x_2,\cdots,x_n$,参数 $m,r_i(i=1,2,\cdots,m)$。

输出:E_{x}、E_{n}、H_{e} 的估计值$\hat{E}_{\mathrm{x}}$、$\hat{E}_{\mathrm{n}}$、$\hat{H}_{\mathrm{e}}$。

步骤 1　计算 E_{x}的估计值,$\hat{E}_{\mathrm{x}}=\dfrac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}x_i$。

步骤 2　对样本 $x_1,x_2,\cdots,x_n$ 进行随机放回抽样,选出 m 组样本 $x_{i1},x_{i2},\cdots,x_{ir_i},r_i$ 为每组样本的大小,计算每组的样本方差:

$$\hat{y}_i^2=\frac{1}{r_i-1}\sum_{j=1}^{r_i}(x_{ij}-\hat{E}_{x_i})^2 \tag{11}$$

式中:$\hat{E}_{x_i}=\dfrac{1}{r_i}\sum_{j=1}^{r_i}x_{ij}$。

步骤 3　从$\hat{y}_1^2,\hat{y}_2^2,\cdots,\hat{y}_m^2$ 中估计$\hat{E}_{\mathrm{n}}^2$ 和$\hat{H}_{\mathrm{e}}^2$,得

$$\hat{E}_{\mathrm{n}}^2=\frac{1}{2}\sqrt{4(E(Y^2))^2-2D(Y^2)} \tag{12}$$

$$\hat{H}_{\mathrm{e}}^2=E(Y^2)-\hat{E}_{\mathrm{n}}^2 \tag{13}$$

式中:$\hat{y}_1^2,\hat{y}_2^2,\cdots,\hat{y}_m^2$ 的样本均值和样本方差分别为

$$E(Y^2)=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}\hat{y}_i^2 \tag{14}$$

$$D(Y^2)=\frac{1}{m-1}\sum_{i=1}^{m}(\hat{y}_i^2-E(Y^2))^2 \tag{15}$$

3.2　确定度向隶属度与非隶属度的转化方法

文献[9-10]直接把确定度作为隶属度,本文认为是有局限性的。本文从 D-S(Dampster-Shafer)理论的角度来解释,令个体目标类为识别框架,个体类和交叉类为焦元,如果把确定度作为未知类的隶属度分配给各个焦元,作为其基本概率分配,则在某特征属性上,所有基本概率的和并不会严格等于 1,违背了“D-S 理论中所有焦元的基本概率和为 1”这个限制性条件,也违背了直觉性。

设目标数据库有个体类 R_1、R_2、R_3 及交叉类 R_{12}、R_{13}、R_{23}共 6 类目标,只有一个特征属性为射频频率(RF),该未知目标对个体类和交叉类的确定度,分别记为 c_1、c_2、c_3、c_{12}、c_{13}、c_{23}。从命题逻辑上讲,c_1 可表示对命题“未知目标是 R_1”为真的肯定程度,c_{12}可表示对命题“未知目标既可能是 R_1 也可能是 R_2”为真的肯定程度,c_{13}可表示对命题“未知目标既可能是 R_1 也可能是 R_3”为真的肯定程度,那么 $c_{12}\vee c_{13}$能够表示对命题“未知目标是 R_1 类”非假的肯定程度,所以 c_1、c_{12}、c_{13}与未知目标对 R_1 的隶属度和非隶属是有密切联系的。基于广义 D-S 函数[23]理论,本文提出了由确定度向隶属度和非隶属度转换的新方法,为便于数学描述,下面给出了只有两两之间存在交叉的计算步骤,多类交叉的情况可类比推导。

步骤 1　计算未知目标在特征属性 F_k 上对目标类 R_{ij}的确定度 $c_{ij}^{F_k}$,当 2 类目标的参数区间没有交叉时,令 $c_{ij}^{F_k}$的值为零,因为 R_{ij}与 R_{ji}是相同的,其确定度 $c_{ij}^{F_k}=c_{ji}^{F_k}$,为了不重复计算,未知目标在特征属性 F_k 上对所有目标类的确定度写成上三角矩阵的形式,即

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{C}_{F_k}=(c_{ij}^{F_k})_{n\times n}=\begin{bmatrix}c_{11}^{F_k} & c_{12}^{F_k} & \cdots & c_{1n}^{F_k}\\ 0 & c_{22}^{F_k} & \cdots & c_{2n}^{F_k}\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ 0 & 0 & \cdots & c_{nn}^{F_k}\end{bmatrix} \tag{16}$$

本文称$\boldsymbol{C}_{F_k}$矩阵为在特征属性 F_k 上的确定度矩阵。

步骤 2 对确定度 $c_{ij}^{F_k}$进行归一化处理，归一化结果作为各目标类的概率分配，即

$$p_{ij}^{F_k}=\frac{c_{ij}^{F_k}}{\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n}c_{ij}^{F_k}} \tag{17}$$

则确定度矩阵$\boldsymbol{C}_{F_k}$通过式(17)可以转换成各目标类的概率分配矩阵：

$$\boldsymbol{P}_{F_k}=(p_{ij}^{F_k})_{n\times n}=\begin{bmatrix}p_{11}^{F_k} & p_{12}^{F_k} & \cdots & p_{1n}^{F_k}\\ 0 & p_{22}^{F_k} & \cdots & p_{2n}^{F_k}\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ 0 & 0 & \cdots & p_{nn}^{F_k}\end{bmatrix} \tag{18}$$

步骤 3 计算未知目标在特征属性 F_k 上对各目标类的隶属度和非隶属度分别为

$$u_{R_i}^{F_k}=p_{ii}^{F_k} \tag{19}$$

$$v_{R_i}^{F_k}=1-\left(\sum_{j\neq i}p_{ij}^{F_k}+\sum_{l\neq i}p_{li}^{F_k}+p_{ii}^{F_k}\right) \tag{20}$$

显然，由步骤 1 ~ 步骤 3 得到的隶属度和非隶属度满足直觉模糊集的限制条件：

$$0\leqslant u_{R_i}^{F_k}+v_{R_i}^{F_k}\leqslant 1 \tag{21}$$

由步骤 1 ~ 步骤 3，可以得到以直觉模糊数表示的决策矩阵为

$$\boldsymbol{D}=(\langle u_{R_i}^{F_k},v_{R_i}^{F_k},\pi_{R_i}^{F_k}\rangle)_{n\times m}=\begin{bmatrix}\langle u_{R_1}^{F_1},v_{R_1}^{F_1},\pi_{R_1}^{F_1}\rangle & \langle u_{R_1}^{F_2},v_{R_1}^{F_2},\pi_{R_1}^{F_2}\rangle & \cdots & \langle u_{R_1}^{F_m},v_{R_1}^{F_m},\pi_{R_1}^{F_m}\rangle\\ \langle u_{R_2}^{F_1},v_{R_2}^{F_1},\pi_{R_2}^{F_1}\rangle & \langle u_{R_2}^{F_2},v_{R_2}^{F_2},\pi_{R_2}^{F_2}\rangle & \cdots & \langle u_{R_2}^{F_m},v_{R_2}^{F_m},\pi_{R_2}^{F_m}\rangle\\ \vdots & \vdots & & \vdots\\ \langle u_{R_n}^{F_1},v_{R_n}^{F_1},\pi_{R_n}^{F_1}\rangle & \langle u_{R_n}^{F_2},v_{R_n}^{F_2},\pi_{R_n}^{F_2}\rangle & \cdots & \langle u_{R_n}^{F_m},v_{R_n}^{F_m},\pi_{R_n}^{F_m}\rangle\end{bmatrix} \tag{22}$$

3.3 动态权重

设本文特征属性的权重信息完全未知，对不同未知雷达进行识别时，因为测量值蕴含的信息是不同的，那么权重也应随之发生变化，其特征权重需要根据每次的测量数据进行动态调整，即本文的特征权重为动态权重。文献[10]计算权重的方法，权重值会出现远远大于 1 的错误结果，原因是公式的分母中会出非常小的数或甚至为零的情况。

定义 5[24] 设论域 $X=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\}$，A 为论域 X 上的一个直觉模糊集，则 A 的直觉熵为

$$E(A)=\sum_{i=1}^{n}(1-u_A(x_i)-v_A(x_i)) \tag{23}$$

根据熵理论，如果某特征属性的熵越小，对决策者而言，就越能提供更多有用的信息，那么该特征属性分配的权重就应该越大，反之就应该越小，可根据式(24)计算各特征属性的权重[25]：

$$w_k=\frac{1-H_k}{m-\sum_{k=1}^{m}H_k} \tag{24}$$

式中：$w_k\in[0,1]$，满足 $\sum_{k=1}^{m}w_k=1$；H_k 满足 $0\leqslant H_k\leqslant 1$，其表达式为

$$H_k=\frac{1}{n}E(F_k)=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(1-u_{R_i}^{F_k}-v_{R_i}^{F_k}) \tag{25}$$

通过第 2 节和第 3 节的研究内容，形成基于直觉模糊集和云模型的 TOPSIS 识别方法，方法步骤如下(步骤 4 和步骤 5 详见第 4 节内容)。

步骤 1 构建参数区间交叉的目标数据库。

步骤 2 计算未知目标类的隶属度、非隶属度及犹豫度。

1) 在目标数据库中放回抽样，估计云模型的数字特征，计算未知目标对个体类和交叉类的确定度。

2) 基于广义 D-S 函数的方法，把未知目标的确定度转换成直觉模糊集上的隶属度和非隶属度，得到直觉模糊信息表示的决策矩阵：

$\boldsymbol{D}=(\langle u_{R_i}^{F_k},v_{R_i}^{F_k},\pi_{R_i}^{F_k}\rangle)_{n\times m}$

步骤 3 基于直觉模糊信息熵的方法，完成特征属性权重的计算。

步骤 4 基于去模糊距离测度的 TOPSIS 识别方法，计算未知目标与理想解之间的接近度，接近度最大的即为识别的目标类。

步骤 5 针对识别结果的多义性，提出了最大相关系数和最大计分函数的处理方法。当步骤 4中的识别结果出现多义性后，计算相关系数或计分函数，取最大相关系数或最大得分的目标类为识别结果。

本文方法的完整识别流程如图 1 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

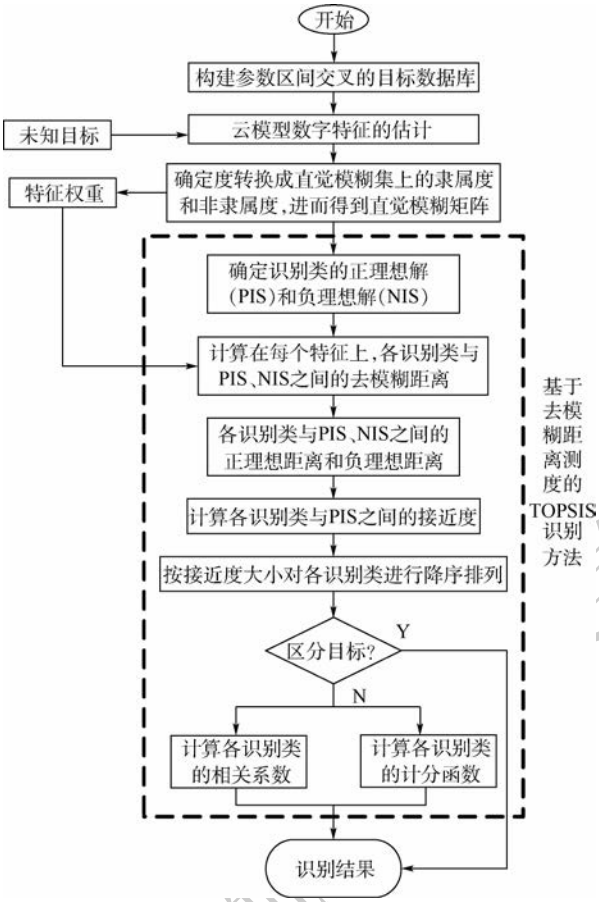


图 1　基于直觉模糊集和云模型的 TOPSIS 识别方法

Fig. 1　TOPSIS recognition method based on intuitionistic fuzzy set and cloud model

4　基于去模糊距离测度的 TOPSIS 识别方法

4.1　识别判定

尽管有多种直觉模糊距离公式的定义,但存在反直觉性[26-27],本文基于去模糊距离测度的 TOPSIS 识别方法进行决策,步骤如下:

步骤 1　确定识别类的正理想解(PIS)和负理想解(NIS),分别记为

$$R^+ = \{\langle F_k, 1, 0\rangle \mid F_k \in F\} \tag{26}$$

$$R^- = \{\langle F_k, 0, 1\rangle \mid F_k \in F\} \tag{27}$$

步骤 2　计算在特征属性上 F_k 识别类与正理想解和负理想解之间的距离,记为 $D^{F_k}(R_i, R^+)$ 与 $D^{F_k}(R_i, R^-)$。

步骤 3　根据 3.3 节计算的属性权重,用加权平均(WA)算子对各特征属性 F_k 上的 $D^{F_k}(R_i, R^+)$ 与 $D^{F_k}(R_i, R^-)$ 进行集结,得到各识别类与正理想解和负理想解之间的总距离分别为

$$D(R_i, R^+) = \sum_{k=1}^{m} w_k D^{F_k}(R_i, R^+) \tag{28}$$

$$D(R_i, R^-) = \sum_{j=1}^{m} w_k D^{F_k}(R_i, R^-) \tag{29}$$

步骤 4　计算识别类与正理想解之间的接近度为

$$S_i = \frac{D(R_i, R^-)}{D(R_i, R^+) + D(R_i, R^-)} \tag{30}$$

步骤 5　接近度最大的目标类为识别结果,即若 $S_j = \max(S_i)$,则识别结果为第 j 类目标。

4.2　多义性处理

下面引入 2 种基于直觉模糊相关系数和计分函数的多义性处理方法。

1)基于最大加权相关系数的多义性处理[28]。

加权相关系数为

$$U_i(R_i, R^+) = \frac{G_i(R_i, R^+)}{\sqrt{T^+(R_i)\,T_i(R^+)}} \tag{31}$$

式中:R_i 与理想解 R^+ 的相关性为

$$G_i(R_i, R^+) = \sum_{k=1}^{m} w_k \left(u_{R_i}^{F_k} u_{R^+}^{F_k} + v_{R_i}^{F_k} v_{R^+}^{F_k}\right) \tag{32}$$

R_i 与理想解 R^+ 的直觉能量分别为

$$T^+(R^+) = \sum_{k=1}^{m} w_k \left(\left(u_{R^+}^{F_k}\right)^2 + \left(v_{R^+}^{F_k}\right)^2\right) \tag{33}$$

$$T_i(R_i) = \sum_{k=1}^{m} w_k \left(\left(u_{R_i}^{F_k}\right)^2 + \left(v_{R_i}^{F_k}\right)^2\right) \tag{34}$$

由于

$$R^+ = \{\langle F_j, 1, 0\rangle \mid F_j \in F\} \tag{35}$$

故式(32)可以写成为

$$U_i(R_i, R^+) = \frac{G_i(R_i, R^+)}{\sqrt{T^+(R_i)\,T_i(R^+)}} = \frac{\sum_{k=1}^{m} w_k u_{R_i}^{F_k}}{\sqrt{\sum_{k=1}^{m} \left(\left(u_{R_i}^{F_k}\right)^2 + \left(v_{R_i}^{F_k}\right)^2\right)}} \tag{36}$$

判别准则:$i^* = \arg\max(U_i)$,即为识别结果第 i^* 类。

2)基于最大加权计分函数和精确函数的多义性处理。

计算步骤如下:

步骤 1　用 WA 算子对识别类在特征属性上的全部模糊数进行集结[29],得到集结模糊数,记为 $\alpha_{R_i} = \langle u_{\alpha_{R_i}}, v_{\alpha_{R_i}}\rangle$。

步骤 2　计算计分函数 $s_{R_i}(\alpha_{R_i}) = u_{\alpha_{R_i}} - v_{\alpha_{R_i}}$,取 s_{R_i} 最大对应的类别为识别结果;如果 2 个最大值相同,转入到步骤 3。

步骤 3　计算精确函数 $h_{R_i}(\alpha_{R_i}) = u_{\alpha_{R_i}} + v_{\alpha_{R_i}}$,取 h_{R_i} 最大对应的类别为识别结果。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

5 仿真实验

5.1 仿真环境

以雷达辐射源识别为例,对本文方法进行验证。选择雷达的特征属性为载频、脉冲重复周期和脉宽,建立表 1 所示的雷达数据库。从雷达数据库中随机抽取各雷达的真实样本,并叠加上测量误差构成测试样本数据,进行 1 000 次蒙特卡罗仿真实验。本文设计了 3 组仿真实验,具体见 5.2 节~5.4 节。

表 1 雷达数据库

Table 1 Radar database

序号	个体雷达类	射频频率 RF/MHz	脉冲重复周期 RPI/μs	脉宽 PW/μs
1	R_1	[4 940,5 160]	[3 680,3 750]	[0.6,1.2]
2	R_2	[5 000,5 220]	[3 630,3 700]	[0.2,0.5]
3	R_3	[5 100,5 420]	[3 580,3 650]	[0.4,0.7]
4	R_4	[5 400,5 520]	[3 730,3 800]	[0.6,0.9]
5	R_5	[5 480,5 620]	[3 490,3 600]	[1,1.4]
6	R_{12}	[5 000,5 160]	[3 680,3 700]	
7	R_{13}	[5 100,5 160]		[0.6,0.7]
8	R_{14}		[3 730,3 750]	[0.6,0.9]
9	R_{15}			[1,1.2]
10	R_{23}	[5 100,5 220]	[3 630,3 650]	[0.4,0.5]
11	R_{34}	[5 400,5 420]		[0.5,0.7]
12	R_{35}		[3 580,3 600]	
13	R_{45}	[5 480,5 520]		
14	R_{123}	[5 100,5 160]		
15	R_{134}			[0.6,0.7]

5.2 不同云模型的对比仿真实验

为验证本文云模型数字特征估计方法的优劣,分别与文献[9-10]云模型的建模方法进行比对,仿真时使用本文的识别方法,唯一区别是云模型的参数估计方法不同,测试样本由真实值叠加随机误差生成,误差服从零均值的高斯分布。

1) 本文云模型的参数设置。

设置 3 组参数,分别为:参数 1($r_i=5, m=100$);参数 2($r_i=10, m=100$);参数 3($r_i=5, m=50$)。

按均匀分布从每类雷达(包括个体类和交叉类)中随机抽取 200 个样本,对 200 个样本放回抽样。

2) 文献[10]云模型的参数设置。

文献[10]中云模型的数字特征计算如式(38)所示:

$$\begin{cases} E_x = (C_{max} + C_{min})/2 \\ E_n = (C_{max} - C_{min})/6 \\ H_e = k \end{cases} \tag{37}$$

式中:C_{max} 和 C_{min} 分别为区间的上限值和下限值;k 为常数。可见,文献[10]中云模型的超熵是一个主观设定的数值,设置 3 组参数,分别为:参数 1($k=0.02$);参数 2($k=0.5$);参数 3($k=3.5$)。

3) 文献[9]云模型的参数设置。

文献[9]中云模型的数字特征计算如式(38)所示:

$$\begin{cases} E_x = (C_{max} + C_{min})/2 \\ E_n = k(C_{max} - C_{min})/6 \\ H_e = lE_n \end{cases} \tag{38}$$

式中:C_{max} 和 C_{min} 分别为区间的上限值和下限值;k 和 l 为常数。可见,k 与 l 的不同取值将会影响云模型熵和超熵的大小,设置 3 组参数,分别为:参数 1($k=0.2, l=0.03$);参数 2($k=2, l=0.5$);参数 3($k=4, l=2$)。

仿真结果如表 2 所示。从表 2 中可见,设置不同的参数对识别结果及识别结果稳定性的影响是不同的。具体地讲,在识别率上,本文云模型是最高的,文献[9]中的结果略好于文献[10]中的结果;在识别结果的稳定性上,本文云模型是最稳定的,文献[10]识别结果的稳定性要优于文献[9]。在本文云模型数字特征估计中所使用的样本量上,尽管小样本的识别率要低于大样本的识别率,但也不是样本量越大,识别率就越高,参数 2 的识别率低于参数 1 的识别率,但样本量却是参数 1 的 2 倍,表明在样本量大小的选取上,可按照“适中”的规律来设置参数。

表 2 不同云模型的仿真结果

Table 2 Simulation results of different cloud models

模型	本文			文献[10]			文献[9]		
	参数 1	参数 2	参数 3	参数 1	参数 2	参数 3	参数 1	参数 2	参数 3
正确识别率/%	94.9	93.7	93.1	88	85.2	83.1	84.5	93.5	87.8

5.3 不同权重计算方法的对比仿真实验

本文云模型的参数设置为 5.2 节中的参数 1,测试样本由真实值叠加随机误差生成,生成过程和 5.2 节相同。基于本文识别方法,分别对本文权重计算方法、文献[10]权重计算方法和等权重方法进行仿真,仿真结果见表 3,权重变化曲线

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

见图 2 ~ 图 7,特征 1、2、3 分别代表射频频率、脉冲重复周期和脉宽。

表 3 中的识别结果说明,本文的权重方法要远远优于文献[10]的方法;从图 2 ~ 图 7 中可见,在权重值的变化曲线上,本文属性的权值相互分离,体现出了不同属性的重要性,依次为特征 1、特征 2 和特征 3,基本分布在等权值 1/3 上下,故识别率略优于等权重时的识别结果;而文献[10]中的权重出现错误值,只有特征 3 起分辨作用,验证了 3.3 节分析结果的合理性,说明没有充分利用另外 2 种特征属性的信息,导致了识别率低。

表 3　不同权重计算方法的仿真结果

Table 3　Simulation results of different weight calculation methods

权重计算方法	本文	文献[10]	等权重方法
正确识别率/%	94.2	65.4	93.5

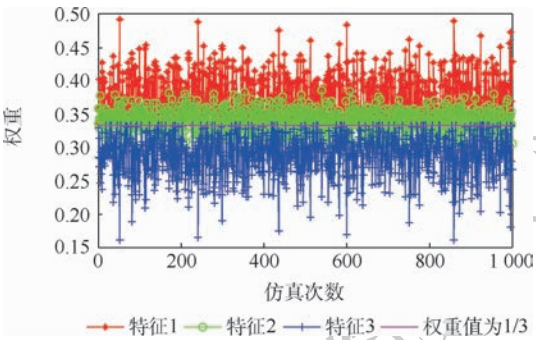


图 2　本文属性权重变化曲线

Fig. 2　Attribute weight variation curve in this paper

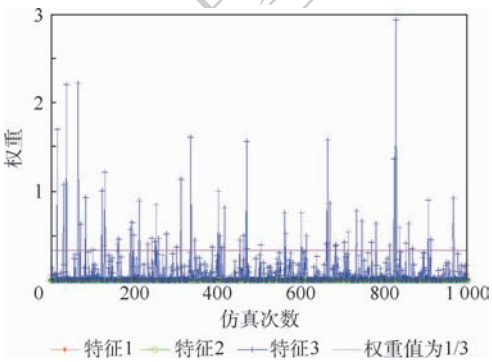


图 3　文献[10]R_1类的属性权重变化曲线

Fig. 3　Variation curve of attribute weight for R_1 class in Ref. [10]

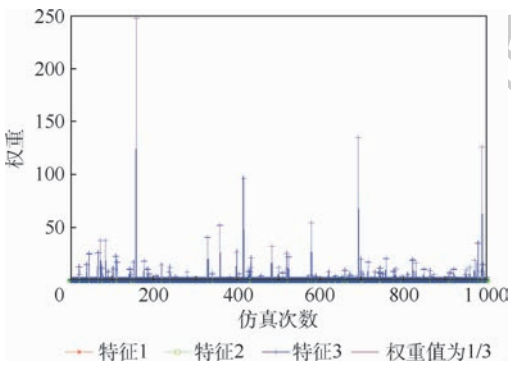


图 4　文献[10]R_2类的属性权重变化曲线

Fig. 4　Variation curve of attribute weight for R_2 class in Ref. [10]

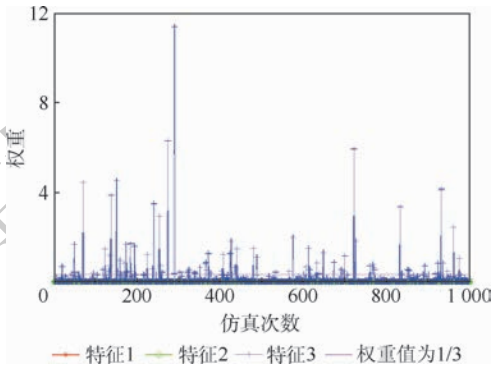


图 5　文献[10]R_3类的属性权重变化曲线

Fig. 5　Variation curve of attribute weight for R_3 class in Ref. [10]

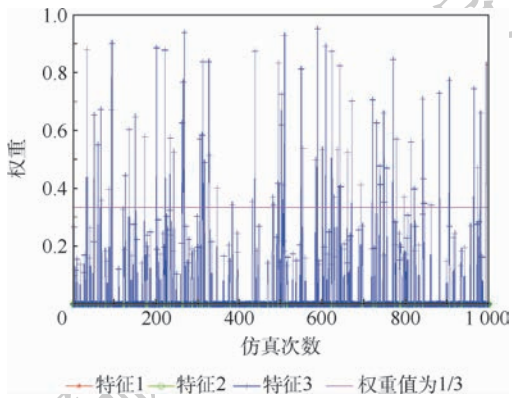


图 6　文献[10]R_4类的属性权重变化曲线

Fig. 6　Variation curve of attribute weight for R_4 class in Ref. [10]

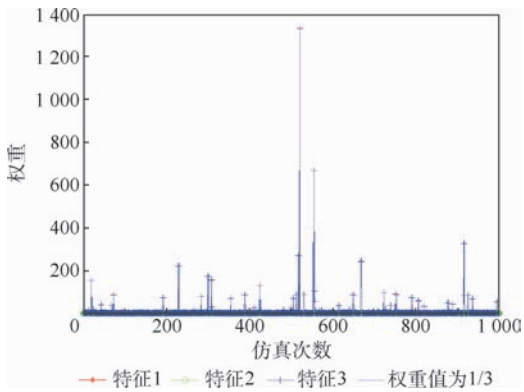


图 7　文献[10]R_5类的属性权重变化曲线

Fig. 7　Variation curve of attribute weight for R_5 class in Ref. [10]

北航学报 赠阅

5.4 不同识别方法的对比仿真实验

为验证本文识别方法的整体性能，与文献[9]方法进行对比仿真实验，云模型数字特征估计中的参数设置为 5.2 节中的参数 1，测试样本由真实值叠加随机误差生成。由于测量噪声干扰或测量设备故障等各种不确定因素的影响，会造成其真实值的测量值出现 2 种情况：一是测量值仍然在表 1 所示数据库的所属区间内；二是测量值在表 1 所示数据库的所属区间外（左侧或右侧）。为此，设置了 2 种仿真环境。

仿真环境 1：从表 1 中的数据库中按照均匀分布随机抽取数据，直接以此来作为测试样本，这种方式本质上也包含了误差因素，则测试样本必定落在数据库的所属区间内。

仿真环境 2：按照离散均匀分布让测试样本落在所属区间的左侧或右侧，测试样本由区间端点值减去（对应左侧端点）或加上（对应右侧端点）误差生成，误差分布与 5.2 节相同，按这种方式生成的测试样本必定在数据库的所属区间外。

不同仿真环境的仿真结果如表 4 和表 5 所示。表 5 中的情况 1 表示只有特征 1 上的测量值在所属区间外，另外 2 个测量值在所属区间内，其他以此类推。表 4 与表 5 表明本文识别方法要优于文献[9]方法。

表 4 仿真环境 1 的正确识别率

Table 4 Correct recognition rate of simulation environment 1

获取测量值的方式	正确识别率/%	
	本文方法	文献[9]方法
R_1 类区间内随机抽取	93.6	86.4
R_2 类区间内随机抽取	89.4	90.3
R_3 类区间内随机抽取	94.2	91.5
R_4 类区间内随机抽取	94.1	91.8
R_5 类区间内随机抽取	99.9	97.9
数据库区间内随机抽取	94.6	92.6

表 5 仿真环境 2 的正确识别率

Table 5 Correct recognition rate of simulation environment 2

获取测量值的方式	本文方法正确识别率/%			文献[9]方法正确识别率/%		
	情况 1	情况 2	情况 3	情况 1	情况 2	情况 3
R_1 类区间外随机抽取	82.3	46.6	78	69.3	42.7	44.3
R_2 类区间外随机抽取	69.9	54	75	78.8	62.6	55.3
R_3 类区间外随机抽取	69	68.7	80.7	73.3	64.9	49.4
R_4 类区间外随机抽取	74.3	73	87	63	55.6	50.7
R_5 类区间外随机抽取	97.1	98	99.7	90.5	87.3	75.3
数据库区间外随机抽取	78.8	68.5	85.3	75.8	61.5	57

5.5 方法复杂度

以运行 1 000 次的仿真时间作为衡量方法复杂度的指标，仿真中使用如下的计算机配置：Windows 7 操作系统，处理器为 Intel(R) Core(TM) i7-4770K CPU@ 3.50 GHz，安装内存(RAM)为 8.00 GB。其仿真时间只是用来比较不同方法的复杂度，不作为方法在工程应用中的识别时间，不同方法的正确识别率和总耗时见表 6。

在正确识别率上，本文结果是最优的；在耗时方面，文献[10]的结果是最优的，大约为本文和文献[9]的 50%，本文总耗时略高于文献[9]的总耗时。造成本文耗时多的主要原因是云模型的多步估计算法，因此本文虽然提高了正确识别率，但是以增加方法的耗时为代价的。在实际工程应用中，哪种方法最合适，需根据目标识别结果带来的威胁程度具体分析，如果目标错误识别会带来不可挽回的损失，宁愿牺牲方法时间也要争取较高的正确识别率，否则在满足一定准确识别率的基础上，以降低算法耗时为选择原则。

表 6 方法复杂度分析

Table 6 Analysis of method complexity

复杂度指标	本文	文献[10]	文献[9]
正确识别率/%	92.6	84.5	82.6
总耗时/s	0.482 378	0.244 235	0.438 067

通过 5.2 节 ~5.5 节的仿真结果分析，表明本文方法在处理数据区间相互交叉的辐射源识别问题上是有效可行的。

6 结 论

1）本文提出了基于直觉模糊集和云模型的 TOPSIS 识别方法，研究了参数区间交叉类型的目标识别问题。

2）所提方法利用直觉模糊集中的隶属度、非

北航学报 赠阅

隶属度和犹豫度充分地描述了目标识别中的肯定信息、否定信息和犹豫信息。

3）仿真结果证实了所提方法的有效性,可以将其推广到实际应用中。

本文的不足之处在于选择的属性参数为连续值,没有研究所提方法在离散值参数上的适用性,缺少对参数区间交叉较为严重时的适用性研究。这些不足之处是未来待研究的内容。

参考文献（References）

[1] LIU S K, YAN X P, LI P, et al. Radar emitter recognition based on sift position and scale features[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems-Ⅱ: Express Briefs, 2018, 65(12): 2062-2066.

[2] 周志文,黄高明,高俊. 基于协作表示 Boosting 的辐射源多传感器融合识别[J]. 控制与决策,2017,32(8):1481-1485.
ZHOU Z W, HUANG G M, GAO J. Emitter identification of multi-sensor fusion based on collaborative representation and Boosting[J]. Control and Decision, 2017, 32(8): 1481-1485 (in Chinese).

[3] 刘飞,何明浩,韩俊. 雷达辐射源信号识别特征参数集的构建方法[J]. 系统工程与电子技术,2018,40(8):1729-1735.
LIU F, HE M H, HAN J. Method of constructing characteristic parameter set used at radar emitter signal recognition[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(8): 1729-1735 (in Chinese).

[4] 关欣,郭强,张政超,等. 基于逆云模型的雷达辐射源识别方法[J]. 电子科技大学学报,2012,41(5):663-667.
GUAN X, GUO Q, ZHANG Z C, et al. Novel method for emitter recognition based on backward cloud model[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2012, 41(5): 663-667 (in Chinese).

[5] WANG H, GUO L L, LIN Y. Recognition method of software defined radio signal based on evidence theory and interval grey relation[C]// 2017 IEEE International Conference on Software Quality, Reliability and Security. Piscataway: IEEE Press, 2017: 233-237.

[6] 万树平. 不确定多传感器目标识别的区间相离度法[J]. 控制与决策,2009,24(9):1306-1309.
WAN S P. Method of interval deviation degree for uncertain multi-sensor target recognition[J]. Control and Decision, 2009, 2009, 24(9): 1306-1309 (in Chinese).

[7] 关欣,孙贵东,郭强,等. 基于区间数和证据理论的雷达辐射源参数识别[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(7):1269-1274.
GUAN X, SUN G D, GUO Q, et al. Radar emitter parameter recognition based on interval number and evidence theory[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(7): 1269-1274 (in Chinese).

[8] LIU H J, LIU Z, JIANG W L, et al. Approach based on combination of vector neural networks for emitter identification[J] IET Signal Process, 2010, 4(2): 1371148.

[9] 郭强,何友. 基于云模型的 DSm 证据建模及雷达辐射源识别方法[J]. 电子与信息学报,2015,38(7):1779-1785.
GUO Q, HE Y. DSm evidence modeling and radar emitter fusion recognition method based on cloud model[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2015, 37(8): 1779-1785 (in Chinese).

[10] 刘海军,柳征,姜文利,等. 一种基于云模型的辐射源识别方法[J]. 电子与信息学报,2009,31(9):2079-2083.
LIU H J, LIU Z, JIANG W L, et al. A method for emitter recognition based on cloud model[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2009, 31(9): 2079-2083 (in Chinese).

[11] ZADEH L A. Fuzzy sets[J]. Information and Control, 1965, 8(3): 338-353.

[12] ZADEH L A. The concept of a linguistic variable and its applications to approximate reasoning-Ⅰ[J]. Information Sciences, 1975, 8(3): 199-249.

[13] ZADEH L A. The concept of a linguistic variable and its applictions to approximate reasoning-Ⅱ[J]. Information Sciences, 1975, 8(4): 301-357.

[14] ZADEH L A. The concept of a linguistic variable and its applications to approximate reasoning-Ⅲ[J]. Information Sciences, 1975, 9(1): 43-80.

[15] YAGER R R. On the theory of bags[J]. International Journal of General Systems, 1986, 13(1): 23-37.

[16] ATANASSOV K T. Intuitionistic fuzzy sets[J]. Fuzzy Sets and Systems, 1986, 20(1): 87-96.

[17] CHEN S H, CHEN S M, LAN T H. A novel similarity measure between intuitionistic fuzzy sets based on the centroid points of transformed fuzzy numbers with applications to pattern recognition[J]. Information Sciences, 2016, 343-344: 15-40.

[18] CHEN S M, CHANG C H. A novel similarity measure between Atanassov's intuitionistic fuzzy sets based on transformation techniques with applications to pattern recognition[J]. Information Sciences, 2015, 291: 96-114.

[19] CHAIRA T. A novel intuitionistic fuzzy C means clustering algorithm and its application to medical images[J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(2): 1711-1717.

[20] WANG Z, XU Z S, LIU S H, et al. A netting clustering analysis method under intuitionistic fuzzy environment[J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(8): 5558-5564.

[21] KUO R J, LIN T C, ZULVIA F E, et al. A hybrid metaheuristic and kernel intuitionistic fuzzy c-means algorithm for cluster analysis[J]. Applied Soft Computing, 2018, 67: 299-308.

[22] WANG G Y, XU C L, LI D Y. Generic normal cloud model[J]. Information Sciences, 2014, 280: 1-15.

[23] 邢清华,刘付显. 直觉模糊集隶属度与非隶属度函数的确定方法[J]. 控制与决策,2009,24(3):393-397.
XING Q H, LIU F X. Method of determining membership and nonmembership function in intuitionistic fuzzy sets[J]. Contral and Pecision, 2009, 24(3): 339-397 (in Chinese).

[24] SONG Y F, WANG X D, WU W H, et al. Uncertainty measure for Atanassov's intuitionistic fuzzy sets[J]. Applied Intelligence, 2017, 47(4): 757-774.

[25] GERSTENKORN T, MANKO J. Correlation of intuitionistic fuzzy sets[J]. Fuzzy Sets and Systems, 1991, 44(1): 39-43.

[26] 孙贵东. 基于多粒度模糊信息的融合识别方法研究[D]. 烟

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

台:海军航空大学,2018:30-50.
SUN G D. Fusion recognition techniques based on multi-granularity fuzzy information[D]. Yantai:Naval Aviation University, 2018:30-50(in Chinese).

[27] LUO X, LI W M, ZHAO W. Intuitive distance for intuitionistic fuzzy sets with applications in pattern recognition[J]. Applied Intelligence, 2018, 48(9):2792-2808.

[28] YE J. Fuzzy decision-making method based on the weighted correlation coefficient under intuitionistic fuzzy environment[J]. European Journal of Operational Research, 2010, 205(1):202-204.

[29] XU Z H, YAGER R R. Some geometric aggregation operators based on intuitionistic fuzzy sets[J]. International Journal of General Systems, 2006, 35(4):417-433.

作者简介:

李双明 男,博士研究生。主要研究方向:目标识别技术。

关欣 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:信息融合、电子对抗及智能计算。

赵静 女,博士。主要研究方向:证据理论。

吴斌 男,博士研究生。主要研究方向:无线传感器网络。

A methodology for target recognition with parameters of interval cross type

LI Shuangming[1,2], GUAN Xin[1,*], ZHAO Jing[1], WU Bin[1]

(1. Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. Unit 92941 of PLA, Huludao 125001, China)

Abstract: Aimed at the problem of target recognition with parameters of interval cross type, the Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution (TOPSIS) method for target recognition based on intuitionistic fuzzy set and cloud model is proposed in this paper. The target database model including individual class and cross class is constructed. According to the multi-step estimation algorithm for cloud model, the certainty degree of an unknown target over a known target class is obtained, and the transformation algorithm from certainty degree to membership and non-membership degree is proposed. The dynamic attribute weight is calculated based on intuitionistic fuzzy entropy. The TOPSIS recognition decision method of defuzzification distance measure is formed. The simulation results indicate that the proposed method has a high accuracy rate for target recognition with parameters of interval cross type and thus has a certain practical application value, when applied to radar emitter recognition.

Keywords: interval cross; intuitionistic fuzzy set; cloud model; dynamic weight; Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution (TOPSIS)

Received: 2019-08-16; **Accepted**: 2019-12-15; **Published online**: 2019-12-30 15:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191230.1042.001.html

Foundation items: National Defense Science and Technology Excellence Youth Talent Fund (2017-JCJQ-ZQ-003); Taishan Scholar Engineering Special Fund (ts201712072)

* **Corresponding author**. E-mail: gxtongwin@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0451

基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法

全下文载

陈齐乐，郝新红*，闫晓鹏，乔彩霞，王雄武

（北京理工大学 机电学院，北京 100089）

摘 要：为提高混沌码调相与线性调频(CCPM-LFM)复合调制无线电引信的抗扫频式干扰性能，分析了扫频式干扰作用下复合调制无线电引信的响应，并提出了谐波系数幅值平均的抗干扰方法。在瞬时相关和谐波解调串联(ICHD)定距算法原理的基础上，采用快速傅里叶变换(FFT)算法提取谐波包络，并对多次FFT所得谐波系数幅值平均，充分利用混沌码的随机性和统计特性抑制干扰。理论和仿真结果表明：所提方法在不影响引信定距精度的前提下，能够有效抑制扫频干扰。

关 键 词：无线电引信；抗干扰方法；复合调制；谐波系数；统计特性
中图分类号：TJ43+4.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1317-08

无线电引信具有体积小、定距精度高、适宜全天候作战等特性，受到各国重视[1-2]。随着无线电引信对抗技术的发展，现代战场电磁环境日益复杂，无线电受到背景噪声和电子干扰的严重威胁[3-4]。其中，扫频式干扰作为一种常见的无线电引信电子干扰方式，通过载波频率在一定频带范围内快速扫描，结合了压制式干扰和瞄准式干扰的特征，对无线电引信的干扰效果显著[5]。连续波多普勒引信、连续波调频引信的静态扫频干扰对抗试验结果也验证了这一点[6]，无线电引信抗扫频式干扰性能应当受到重视。

为提高无线电引信在扫频式干扰作用下的可靠性，相关学者做了大量研究，并提出了许多抗干扰方法。抗干扰研究的一个方向是提取更多信号特征来区别干扰信号和真实目标回波信号。如利用频谱[7]、信息熵[8]及增量更新[9]等特征采用支持向量机对引信接收信号分类，或者利用调频谐波时序信息抑制干扰[10]，这些方法在不改变引信体制的前提下显著提高了引信抗干扰性能。抗干扰研究的另一个方向是设计新体制引信，增加引信发射波形带宽和调制特征，提高引信抗干扰性能。频率捷变[11]、多载波[12]、超宽带[13]及调相与调频复合调制[14]等多种新体制引信在抗干扰方面取得了显著效果。其中，混沌码调相与线性调频(CCPM-LFM)复合调制无线电引信(以下简称复合调制引信)兼具混沌码调相和线性调频的特性，具有优良的探测性能[15]，近几年逐渐受到重视，但复合调制引信的抗扫频式干扰性能较少研究。

本文针对复合调制引信抗扫频式干扰问题，首先分析了复合调制引信在扫频式干扰作用下的响应，并针对复合调制引信在干扰作用下输出服从随机分布的特点，在瞬时相关和谐波解调串联(ICHD)定距算法原理的基础上，利用相干累积的

收稿日期：2019-08-20；**录用日期**：2019-09-27；**网络出版时间**：2019-10-16 10:10
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191015.1722.004.html
基金项目：国家自然科学基金（61871414）；国家“973”计划（613196）
*通信作者. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式：陈齐乐，郝新红，闫晓鹏，等. 基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1317-1324. CHEN Q L，HAO X H，YAN X P，et al. Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1317-1324 (in Chinese).

北航学报 赠阅

方法提高引信抗干扰性能。采用快速傅里叶变换(FFT)算法代替带通滤波器提取谐波包络,并将多次 FFT 所得谐波系数幅值平均。仿真结果表明:本文方法在满足引信定距精度的前提下,能够有效抑制扫频干扰。

1 扫频式干扰作用下复合调制引信的响应

1.1 复合调制引信定距原理

复合调制引信原理如图 1 所示。调制信号生成模块产生频率为 f_m 的锯齿波调制信号,控制射频压控振荡器(VCO)产生锯齿波调频信号,混沌码生成模块产生非周期混沌码序列控制调相器对 VCO 产生的锯齿波调频信号相位调制,复合调制信号经环形器由收发天线辐射出去;目标回波信号同本地参考信号混频获得携带目标信息的复合调制差频信号,经视频放大、A/D 转换后送到信号处理模块获取目标距离信息。

若引信发射信号时间 t,复合调制发射信号 $s_t(t)$ 可表示为

$$s_t(t) = A_t \sum_{n=0}^{\infty}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v(t - kT_c - nPT_c) \mathrm{e}^{\mathrm{j}[2\pi f_0(t-nPT_c)+\pi\beta(t-nPT_c)^2]} \mathrm{rect}(t - nPT_c) \tag{1}$$

式中:A_t 为发射信号功率;f_0 为载波频率;$T = 1/f_m$ 为锯齿波调频周期;T_c 为混沌码码元宽度;$P = T/T_c$ 为一个调频周期时长内的混沌码数;调制频偏为 B,调频率为 $\beta = B/(PT_c)$;$\{c_{k,n} = \pm 1\}$ 表示混沌码,k 为任意调频周期内混沌码序号,n 为调频周期序号,$k = 0,1,\cdots,P-1$,$n = 0,1,\cdots,\infty$;不同调频周期对应的混沌码序列不同,$v(\cdot)$ 表示时宽为 T_c 的门函数,$\mathrm{rect}(\cdot)$ 表示时宽为 PT_c 的门函数。

假设引信同目标初始距离为 R,弹目径向相对运动速度为 v_0,则目标回波信号 $s_r(t)$ 可表示为

$$s_r(t,\tau) = A_e(\tau) s_t(t-\tau)$$

式中:$\tau = 2(R - v_0 t)/c$ 为目标回波信号时延,$c = 3\times10^8$ m/s 为光速;$A_e(\tau)$ 为衰减因子。

目标回波信号同本地参考信号混频后所得复合调制差频信号 $s_{id}(t,\tau)$ 可表示为

$$s_{id}(t,\tau) = \begin{cases} \dfrac{A_t A_e(\tau)}{2}\displaystyle\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v(t - kT_c - nPT_c - \tau)\cdot \\ \quad \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi\left[(f_0+B)\tau+\beta(\tau-T)(t-nPT_c)-\frac{1}{2}\beta\tau^2\right]} & 0 \leqslant t - nPT_c < \tau \\ \dfrac{A_t A_e(\tau)}{2}\displaystyle\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v(t - kT_c - nPT_c - \tau)\cdot \\ \quad \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi\left[f_0\tau+\beta\tau(t-nPT_c)-\frac{1}{2}\beta\tau^2\right]} & \tau \leqslant t - nPT_c < T \end{cases} \tag{2}$$

通常情况下,引信探测距离较近,目标回波信号时延 $\tau \ll T$,可以忽略复合调制差频信号频率非规则区,幅度归一化的复合调制差频信号可简化为

$$s_{id}(t,\tau) = \sum_{n=0}^{\infty}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v(t - kT_c - nPT_c - \tau)\cdot \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi\left[f_0\tau+\beta\tau(t-nPT_c)-\frac{1}{2}\beta\tau^2\right]} \tag{3}$$

复合调制引信采用 ICHD 获取目标距离信息。若引信预设起爆延时 τ_0,信号处理电路首先将模数转换后的复合调制差频信号同延时 τ_0 的混沌码作瞬时相关以保存混沌码的相关特性,令 $t_n = t - nPT_c$,瞬时相关所得信号 $s_{cor}(t_n)$ 可表示为

$$s_{cor}(t_n,\tau) = \left[\sum_{k=0}^{P-1} c_k v(t_n - kT_c - \tau_0)\right]\cdot \left[\sum_{k=0}^{P-1} c_k v(t_n - kT_c - \tau)\right] \mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi\left(f_0\tau+\beta\tau t_n-\frac{1}{2}\beta\tau^2\right)} \tag{4}$$

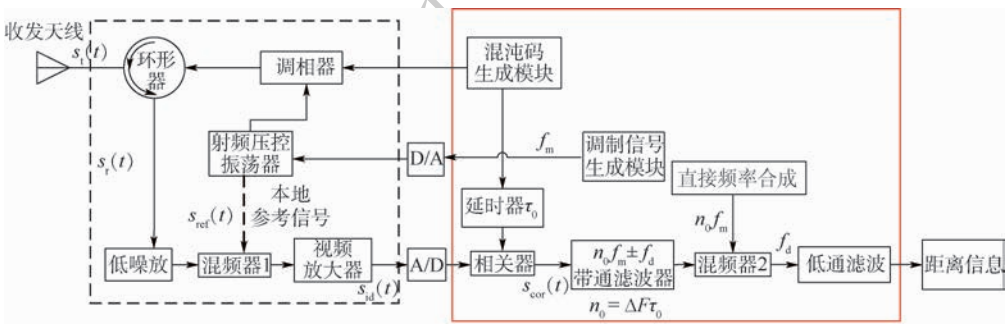


图 1 复合调制引信原理框图

Fig. 1 Functional block diagram of hybrid modulation fuze

北航学报 赠阅

$s_{cor}(t_n,\tau)$第 $m_0=\beta\tau_0$ 次谐波系数 $X(m_0,\tau)$ 满足：

$$X(m_0,\tau)=\int_0^T\left[\sum_{k=0}^{P-1}c_k v(t_n-kT_c-\tau_0)\right]\cdot\left[\sum_{k=0}^{P-1}c_k v(t_n-kT_c-\tau)\right]e^{j2\pi(f_0\tau+\beta\tau t_n-\frac{1}{2}\beta\tau^2)}\cdot e^{-j2\pi m_0 f_m t_n}dt_n=e^{j2\pi\left(f_0\tau-\frac{1}{2}\beta\tau^2\right)}\int_0^T s_t(t_n,\tau_0)\,s_t^*(t_n,\tau)dt_n \tag{5}$$

式中：$s_t^*(t_n,\tau)$ 表示发射信号的共轭。

$s_{cor}(t_n,\tau)$经带通滤波所获得的第 m_0 次谐波可表示为

$$s_{bp}(t_n,\tau)=e^{j2\pi(f_0\tau-\frac{1}{2}\beta\tau^2)}e^{j2\pi m_0 f_m t_n}\cdot\int_0^T s_t(t_n,\tau_0)\,s_t^*(t_n,\tau)dt_n \tag{6}$$

分析式(6)，复合调制差频信号同延时混沌码瞬时相关后，所得信号 m_0 次谐波幅度受引信发射信号自相关函数调制，当 $\tau=\tau_0$ 时，m_0 次谐波幅度为相关主瓣，而在其他位置为相关旁瓣。将 m_0 次谐波经二次混频、低通滤波后最终获得多普勒信号，多普勒信号继承了谐波幅度包络，通过对多普勒信号包络检波、门限比较获得目标距离信息。

1.2　扫频式干扰模型

扫频式干扰按照频率步进产生干扰信号，使得干扰信号能量可以集中在各个扫描频点[2]。设干扰机的扫频起始频率为 f_{j0}，扫频终止频率为 f_{jw}，扫频步长为 Δf，每个频点驻留时间为 T_{dw}，总扫描点数为 78，干扰信号 $s_j(t)$可表示为

$$s_j(t)=A_j e^{j2\pi f_j(u)+\varphi_j} \tag{7}$$

式中：$f_j(u)=f_{j0}+\Delta f\sum_{u=0}^{N-1}uP_{dw}(t-uT_{dw})$，$P_{dw}(\cdot)$表示时宽为 T_{dw}的门函数；A_j 为扫频载波幅值；φ_j为初始相位。

1.3　扫频式干扰对引信的作用结果

扫频式干扰信号进入引信接收机后，同本地参考信号混频，所得干扰差频信号 $s_{jid}(t)$可表示为

$$s_{jid}(t)=s_j(t)\times s_{ref}^*(t) \tag{8}$$

式中：$s_{ref}^*(t)$表示本地参考信号 $s_{ref}(t)$的共轭，本地参考信号 $s_{ref}(t)=A_t\sum_{n=0}^{\infty}e^{j[2\pi f_0(t-nPT_c)+\pi\beta(t-nPT_c)^2]}\mathrm{rect}(t-nPT_c)$ 为调频信号。

干扰差频信号同预定延迟混沌码作瞬时相关后，所得信号 $s_{jcor}(t)$可表示为

$$s_{jcor}(t)=\frac{A_jA_t}{2}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{k=0}^{P-1}c_{k,n}v(t-kT_c-nPT_c-\tau_0)\cdot e^{j[2\pi(f_0-f_j(u))(t-nPT_c)+\pi\beta(t-nPT_c)^2]}\mathrm{rect}(t-nPT_c) \tag{9}$$

一般情况下，干扰信号在各个频点的驻留时间 $T_{dw}\gg PT_c$，仍令 $t_n=t-nPT_c$，能量归一化后式(9)可简化为

$$s_{jcor}(t_n)=\sum_{k=0}^{P-1}c_{k,n}v(t_n-kT_c-\tau_0)e^{j[2\pi(f_0-f_j(u))t_n+\pi\beta t_n^2]} \tag{10}$$

分析式(10)，引信在干扰信号作用下所得干扰差频信号同延时混沌码瞬时相关后，所得信号为中心频率不断变化的复合调制信号，其中心频率同干扰信号瞬时频率有关，其频谱可表示为

$$X_{jcor}(m,u)=F\left\{\sum_{k=0}^{P-1}c_{k,n}v(t_n-kT_c-\tau_0)\right\}\odot F\left\{e^{j[2\pi(f_0-f_j(u))t_n+\pi\beta t_n^2]}\right\} \tag{11}$$

式中：$\odot$表示卷积；$F\{\cdot\}$表示傅里叶算子。

干扰差频信号经瞬时相关后，所得信号频谱为中心频率跳变的调频信号频谱同混沌码频谱的卷积。干扰作用下复合调制引信响应如图 2 所示。干扰差频信号随着干扰信号载波频率变化，其频带逐渐覆盖引信带通滤波器带，某次谐波能量进入带通滤波器。干扰信号能量远大于真实回波能量，使得引信输出信号幅值达到起爆门限，引信被干扰。

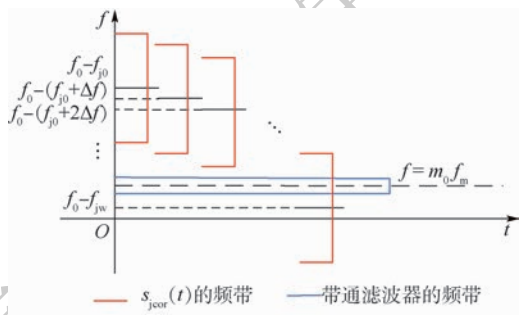


图 2　扫频式干扰效果示意图

Fig. 2　Schematic of sweep jamming effectiveness

2　基于谐波系数幅值平均的抗干扰方法

基于谐波系数幅值平均的抗干扰方法原理如图 3 所示。与 ICHD 定距算法相比，该方法在瞬时相关后，利用 FFT 算法提取谐波包络，每次 FFT 时长为 PT_c，然后将 G 次 FFT 所得谐波系数幅值平均，利用混沌码的统计特性实现抑制干扰。

2.1　基于 FFT 的谐波提取方法

由于弹目相对运动速度远远小于电磁波传播速度，一个调频周期时长弹目距离可以认为不变，目标回波信号时延可以建立如下离散模型：

北航学报 赠阅

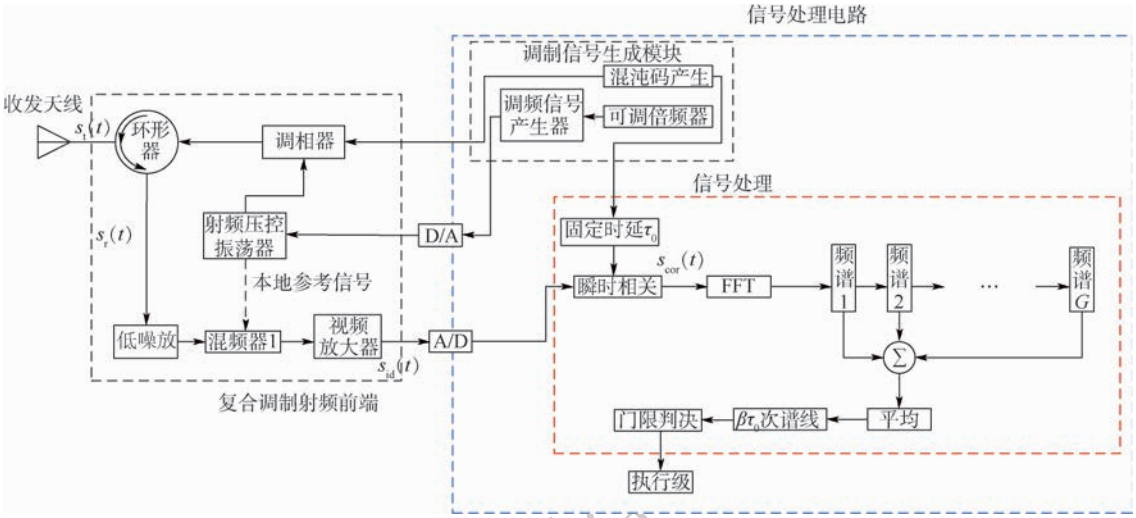


图 3 基于谐波系数幅值平均的抗干扰方法原理

Fig. 3 Schematic diagram of anti jamming method based on harmonic coefficient amplitude averaging

$$\tau_n = \frac{2R}{c} - n\delta \tag{12}$$

式中:$\delta = v_0 PT_c$。

在这种假设下,复合调制差频信号可被重新定义为

$$s_{id}(t_n, n\delta) = \sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v\left(t_n - kT_c - \frac{2R}{c} + n\delta\right) \cdot e^{j2\pi\left[f_0\frac{2R}{c} + \beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)t_n - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)^2\right]} \tag{13}$$

式(13)本质上是对式(4)中时延变量 τ 的离散采样,经瞬时相关后可得

$$s_{cor}(t_n, n\delta) = \left[\sum_{k=0}^{P-1} c_k v(t_n - kT_c - \tau_0)\right] \cdot \sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v\left(t_n - kT_c - \frac{2R}{c} + n\delta\right) \cdot e^{j2\pi\left[f_0\frac{2R}{c} + \beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)t_n - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)^2\right]} \tag{14}$$

对 $s_{cor}(t_n, n\delta)$ 连续地作时长 $T = PT_c$ 的 FFT 运算,FFT 输出结果可以表示为

$$X(m,n) = e^{j2\pi\left[f_0\tau - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)^2\right]} \cdot \int_0^T s_t(t_n, \tau_0)\, s_t^*\left(t_n, \left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)\right) e^{-j2\pi(m-m_0)f_m t_n} dt_n \tag{15}$$

$m = m_0$ 次谐波系数幅值为

$$|X(m_0,n)| = \left|\int_0^T s_t(t_n,\tau_0)\, s_t^*\left(t_n, \left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)\right) dt_n\right| \tag{16}$$

对 $s_{cor}(t_n, n\delta)$ 连续地作 FFT 运算所得 m_0 次谐波系数为变量 n 的函数,其幅值为引信发射信号自相关函数包络。FFT 谐波提取方法可直接获取复合调制差频谐波包络,其包络为引信发射信号自相关函数的离散采样,采样间隔为 PT_c。

2.2 谐波系数幅值平均算法的定距原理

假设 G 个调频周期时长内,弹目相对距离变化对复合调制差频信号频谱 $X(m,n)$ 的影响可以忽略,此时,目标回波信号时延可以表示为

$$\tau_g = \frac{2R}{c} - g\delta_G \tag{17}$$

式中:$\delta_G = v_0 GPT_c$;$g = 0, 1\cdots$。

该模型和式(15)只存在采样间隔的差异,该模型下,复合调制差频信号为 t_n、n 和 g 的三元函数,其可以表示为

$$s_{id}(t_n, n, g) = \sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n} v\left(t_n - kT_c - \frac{2R}{c} + g\delta_G\right) \cdot e^{j2\pi\left[f_0\frac{2R}{c} + \beta\left(\frac{2R}{c} - g\delta_G\right)t_n - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - g\delta_G\right)^2\right]} \tag{18}$$

同延时混沌码瞬时相关所得信号频谱 m_0 次谐波系数为

$$X(m_0, n, g) = e^{j2\pi\left[f_0\tau - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - n\delta\right)^2\right]} \cdot \int_0^T s_t(t_n, \tau_0)\, s_t^*\left(t_n, \left(\frac{2R}{c} - g\delta_G\right)\right) dt_n \tag{19}$$

$X(m_0, n, g)$ 为关于 n 和 g 的二元函数,对 G 次 FFT 所得谐波系数求平均可将其转化为关于 g 的一元函数:

$$X_G(m_0, g) = \frac{1}{G}\sum_{n=gG}^{(g+1)G-1} e^{j2\pi\left[f_0\tau - \frac{1}{2}\beta\left(\frac{2R}{c} - g\delta_G\right)^2\right]} \cdot \int_0^T s_t(t_n, \tau_0)\, s_t^*\left(t_n, \left(\frac{2R}{c} - g\delta_G\right)\right) dt_n \tag{20}$$

假设引信距离分辨力为 ΔR,当 $|\tau_g - \tau_0| \leqslant \Delta R$ 时,G 个调频周期的复合调制信号相关结果均为主瓣,经式(20)平均后,其结果仍为主瓣。

当 $|\tau_g - \tau_0| > \Delta R$ 时,G 个调频周期的复合调制信号相关结果均为旁瓣,但由于不同调频周期对应的混沌码不同,同一弹目距离对应的自相关

北航学报 赠阅

旁瓣值也不相同。混沌码自相关旁瓣满足高斯分布[16],复合调制信号自相关旁瓣分布规律可以近似认为同混沌码一致,$X(m_0,n,g)$ 值为 Y,则 Y 满足:

$$P(Y) = \sqrt{\frac{2}{P\pi}}\mathrm{e}^{-\frac{Y^2}{2P}} \tag{21}$$

因此,若 G 取值足够大,G 次 FFT 所得谐波系数平均后其幅值为零,即 $|X_G(m_0,g)|$ 满足:

$$|X_G(m_0,g)| = \begin{cases} 1 & |\tau_g - \tau_0| \leqslant \Delta R \\ 0 & |\tau_g - \tau_0| > \Delta R \end{cases} \tag{22}$$

2.3　扫频式干扰抑制原理

根据 1.3 节分析,扫频干扰作用下,引信带通滤波所得 m_0 次谐波系数可表示为

$$X_{\mathrm{jcor}}(m_0,u) = F\left\{\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n}v(t_n - kT_c - \tau_0)\right\} \odot F\left\{\mathrm{e}^{\mathrm{j}[2\pi(f_0-f_j(u))t_n+\pi\beta t_n^2]}\right\} \tag{23}$$

通常情况下,干扰信号驻留时间为毫秒级,$T_{\mathrm{dw}} \gg GPT_c$,扫频式干扰作用下,对 G 次 FFT 所得频谱求平均可得

$$X_{G\mathrm{jcor}}(m_0,u) = F\left\{\frac{1}{G}\sum_{n=gG+1}^{(g+1)G}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n}v(t_n - kT_c - \tau_0)\right\} \odot F\left\{\mathrm{e}^{\mathrm{j}[2\pi(f_0-f_j(u))t_n+\pi\beta t_n^2]}\right\} \tag{24}$$

由于混沌码的随机性,$\frac{1}{G}\sum_{n=gG+1}^{(g+1)G}\sum_{k=0}^{P-1} c_{k,n}v(t_n - kT_c - \tau_0) \approx 0$($G$ 值足够大),最终可得

$$X_{G\mathrm{jcor}}(m_0,u) = 0 \tag{25}$$

干扰作用下,复合调制引信输出为零,干扰完全被抑制。

谐波系数幅值平均算法在牺牲引信部分实时性的前提下,能够有效抑制复合调制引信相关旁瓣及扫频干扰,其实时性和旁瓣及干扰抑制性能与所取 G 值有关,通过合理选择 G 值,能够使引信在满足实时性的条件下有效抑制相关旁瓣和扫频式干扰。

3　仿真与分析

本节通过 MATLAB 仿真验证了基于谐波系数幅值平均算法的定距性能和抗干扰性能,仿真参数设置如表 1 所示。

表 1　仿真参数

Table 1　Simulation parameters

参数	数值
载波频率 f_0/MHz	300
调制频率 f_{m}/kHz	25
调频带宽 ΔF/MHz	50
码元宽度 T_c/ns	50
引信同目标的初始距离 R/m	15 ~ 0
弹目径向相对运动速度 v_0/(m · s^{-1})	500
输入信干比 SJR/dB	-10
扫频起始/终止频率 f_{j0} ~ f_{jw}/MHz	350 ~ 450
扫频点数 N	100
扫频驻留时间 T_{dw}/ms	1

3.1　距离分辨力

谐波系数幅值平均算法是在 ICHD 定距算法基础上,对不同调频周期谐波系数幅值平均实现抗扫频式干扰目的,定距原理上并没有本质区别。算法定距性能仿真结果如图4所示,仿真纵轴为

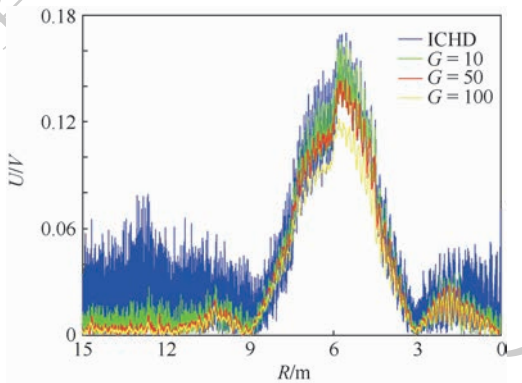


图 4　定距算法仿真结果

Fig. 4　Simulation results of ranging algorithms

引信输出电压 U,图中蓝线表示 ICHD 定距算法输出包络,绿线为 $G=10$ 时谐波系数幅值平均算法输出,红线表示 $G=50$ 时谐波系数幅值平均算法输出,黄线表示 $G=100$ 时谐波系数幅值平均算法输出。在 G 分别取值 10、50 和 100 时,引信在 $R=6$ m 时输出主瓣,主瓣宽度为(6 ± 3)m,距离分辨力同 ICHD 保持一致。谐波系数幅值平均算法输出主瓣随着 G 取值增大略有下降,这是因为随着 G 值的增大,累加的各个周期差频信号频谱逐渐不再可以近似认为稳定不变。

3.2　距离旁瓣抑制

为便于分析谐波系数幅值平均算法对距离旁瓣的抑制效果,将图 4 纵坐标转化为 dB 形式,其结果如图 5 所示。可以看出,ICHD 定距算法输出旁瓣约为 -12 dBm,$G=10$ 时谐波系数幅值平均算法输出旁瓣约为 -18 dBm,$G=50$ 时输出旁瓣约为 -22 dBm,$G=100$ 时输出旁瓣约为 -23 dBm,即谐波系数幅值平均算法的距离旁瓣抑制效果同 G 值选择有关,通过选择合适的 G 值能够将距离旁瓣抑制 10 dB 以上。

3.3　扫频式干扰抑制性能

在输入信干比 SJR = -10 dB 下,扫频式干扰

北航学报 赠阅

作用下引信响应结果如图 6 所示。可知,在干扰作用下,ICHD 输出约为 -4 dBm,而 $G=10$ 时谐波系数幅值平均算法输出约为 -10 dBm,$G=50$ 时输出约为 -14 dBm,$G=100$ 时输出约为 -16 dBm。谐波系数幅值平均算法干扰抑制效果同 G 值选择同样有关,通过选择合适的 G 值能够将干扰抑制 10 dB 以上。

为了进一步分析谐波系数幅值平均算法抗干扰性能,仿真了不同 G 值,引信能够正常工作的最大 SJR,其结果如图 7 所示。可以看出,ICHD 定距算法(对应 $G=1$)的最大 SJR = -14 dB;$G=10$ 时谐波系数幅值平均算法的最大 SJR = -20 dB;$G=50$ 时谐波系数幅值平均算法的最大 SJR = -23.5 dB;$G=100$ 时谐波系数幅值平均算法的最大 SJR = -24.6 dB。

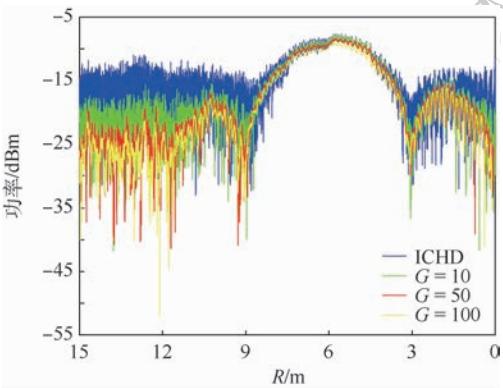


图 5 距离旁瓣抑制

Fig. 5 Ranging sidelobe suppression

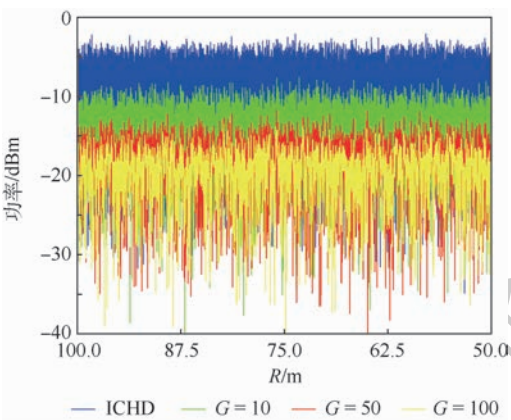


图 6 扫频式干扰抑制

Fig. 6 Sweep jamming suppression

3.4 G 值对算法性能的影响

选取距离旁瓣最大值和干扰作用下引信输出最大值为指标,不同 G 值下谐波系数幅值平均算法对距离旁瓣和干扰的抑制结果如图 8 所示。可以看出,随着 G 值的增大,距离旁瓣和干扰输出抑制效果逐渐提高,但抑制效果提升取数逐渐趋于平坦,当 $G>100$ 后提升效果低于 1 dB。且根据 3.1 节分析,G 值会使相关主瓣降低,G 的取值是算法的一个重要影响因素,比较理想的 G 的取值为 $G=50$。

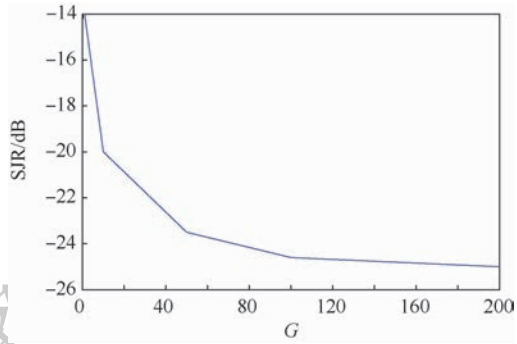


图 7 不同 G 值引信能够正常工作的最大 SJR

Fig. 7 Maximum SJR of fuse in normal work situation with different values of G

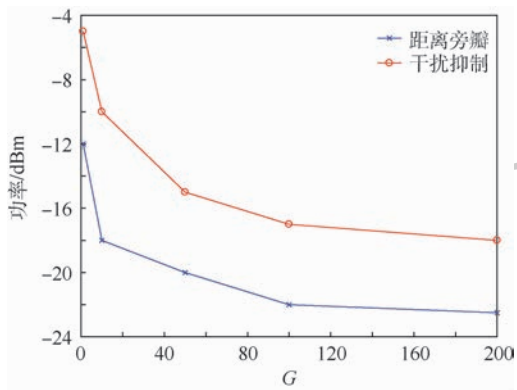


图 8 G 值对算法性能的影响

Fig. 8 Effect of values of G on algorithm performance

4 结 论

本文分析了扫频式干扰作用下复合调制引信的响应,并在 ICHD 定距算法基础上,设计了基于谐波系数幅值平均的抗干扰方法,结果表明:

1)复合调制引信在扫频干扰作用下输出结果服从随机分布。

2)通过采用谐波系数幅值平均算法能够有效提高引信的抗干扰性能,干扰抑制效果提高 20 dB。

3)谐波系数幅值平均算法对引信相关旁瓣同样有较好的抑制效果,抑制效果提高 20 dB。

4)谐波系数幅值平均算法并不会影响引信的定距效果。

本文方法利用混沌码的随机性和统计特性,采用 FFT 提取谐波系数幅值信息,并将谐波系数幅值平均处理来抑制干扰和距离旁瓣,通过

北航学报 赠阅

理论和仿真结果验证了方法的定距性能和干扰抑制性能。理论和仿真结果表明,基于谐波系数幅值平均的抗干扰方法在满足引信定距要求的前提下,能够将距离旁瓣和扫频式干扰抑制 10 dB 以上。

参考文献(References)

[1] 郭晨曦,郝新红,栗苹,等. 毫米波调频引信的优化二维 FFT 信号处理算法[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(1):220-228.
GUO C X,HAO X H,LI P,et al. Optimized two-dimensional FFT signal processing algorithm for millimeter-wave FM fuze [J]. Jornal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(1):220-228(in Chinese).

[2] 郝新红,杜涵宇,陈齐乐. 调频引信粗糙面目标与干扰信号识别[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(10):1946-1955.
HAO X H,DU H Y,CHEN Q L. Rough surface target and jamming signal recognition of FM fuze[J]. Jornal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(10):1946-1955(in Chinese).

[3] 刘少坤,闫晓鹏,栗苹,等. 脉冲多普勒引信康周期调制干扰性能研究[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(5):1018-1026.
LIU S K,YAN X P,LI P,et al. Anti periodic modulation jamming performance of pulse Doppler fuze[J]. Journal of Beijing University of Aeronautice and Astronautics,2018,44(5):1018-1026(in Chinese).

[4] 崔占忠,宋世和,徐立新. 近炸引信原理[M]. 3 版. 北京:北京理工大学出版社,2009:76-79.
CUI Z Z,SONG S H,XU L X. Principle of proximity fuze[M]. 3rd ed. Beijing:Beijing Institute of Technology Press,2009:76-79(in Chinese).

[5] KONG Z J,LI P,YAN X P,et al. Anti-sweep jamming design and implementation using multi-channel harmonic timing sequence detection for short-range FMCW proximity sensors[J]. Sensors,2017,17(9):2042.

[6] 孔志杰,郝新红,栗苹,等. 调频引信谐波时序检测抗干扰方法及实现[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(3):549-555.
KONG Z J,HAO X H,LI P,et al. Harmonic timing sequence detection anti-jamming method and its implementation for FM fuze[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(3):549-555(in Chinese).

[7] LI Z Q,HAO X H,CHEN H L,et al. Target signal recognition for CW Doppler proximity radio detector based on SVM[C]// 2013 International Conference on Mechatronic Sciences,Electric Engineering and Computer (MEC). Piscataway: IEEE Press,2013:1160-1163.

[8] 黄莹,郝新红,孔志杰,等. 基于熵特征的调频引信目标与干扰信号识别[J]. 兵工学报,2017,38(2):255-262.
HUANG Y,HAO X H,KONG Z J,et al. Recognition of target and jamming signal of FM fuze based on entropy[J]. Acta Armamentarii,2017,38(2):255-262(in Chinese).

[9] 代健,晏祺,闫晓鹏,等. 基于模糊 c-均值增量更新的脉冲多普勒引信干扰与目标信号识别[J]. 兵工学报,2018,39(9):1711-1720.
DAI J,YAN Q,YAN X P,et al. Recognition of jamming and target signal for pulse Doppler fuze based on FCM algorithm with incremental update[J]. Acta Armamentarii,2018,39(9):1711-1720(in Chinese).

[10] 孔志杰,郝新红,栗苹,等. 基于时序及相关检测的调频引信抗扫频干扰方法[J]. 兵工学报,2017,38(8):1483-1490.
KONG Z J,HAO X H,LI P,et al. Method of anti-interference based on time series and correlation detection[J]. Acta Armamentarii,2017,38(8):1483-1490(in Chinese).

[11] 高祥,王利,王露露,等. 基于混沌理论跳频引信技术的研究[J]. 现代防御技术,2014,42(3):43-48.
GAO X,WANG L,WANG L L,et al. Frequency hopping fuze technology based on chaos theory[J]. Modern Defence Technology,2014,42(3):43-48(in Chinese).

[12] 陈博,郭东敏,周涛. 频率捷变引信多频点信息分路-融合信号处理方法[J]. 探测与控制学报,2008,30(3):59-64.
CHEN B,GUO D M,ZHOU T. The method of signal processing for frequency agile fuze based on separate direction-fusion of many frequencies information[J]. Journal of Detection & Control,2008,30(3):59-64(in Chinese).

[13] 韩东波,洪飞. 与弹头共型的超宽带微带引信天线[J]. 探测与控制学报,2019,42(2):40-43.
HAN D B,HONG F. The UWB microstrip fuze antenna with the warhead tpye[J]. Journal of Detection & Control,2019,42(2):40-43(in Chinese).

[14] 刘静,赵惠昌,周新刚,等. 伪码与线性调频复合调制信号分析[J]. 兵工学报,2011,32(10):1217-1222.
LIU J,ZHAO H C,ZHOU X G,et al. Analysis of pseudo code and LFM compound modulation signal[J]. Acta Armamentarii,2011,32(10):1217-1222(in Chinese).

[15] 陈齐乐,晏祺,郝新红,等. 无线电近炸引信混沌码调相与线性调频复合调制波形设计与分析[J]. 兵工学报,2018,39(11):2127-2137.
CHEN Q L,YAN Q,HAO X H,et al. Analysis of transmitting waveform of radio fuze modulated by chaotic bi-phased code and hybrid linear frequency modulation[J]. Acta Armamentarii,2018,39(11):2127-2137(in Chinese).

[16] GU H,LIU G S,ZHU X H,et al. A new kind of noise radar-random binary phase coded CW radar[C]// Proceedings of the 1997 IEEE National Radar Conference. Piscataway: IEEE Press,2002:6202-6207.

作者简介:

陈齐乐　男,博士研究生。主要研究方向:无线电引信信号处理技术。

郝新红　女,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:中近程探测及控制技术、引信抗干扰技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

闫晓鹏 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:电子对抗技术、引信干扰技术。

乔彩霞 女,硕士研究生。主要研究方向:无线电引信目标特征识别技术。

王雄武 男,硕士研究生。主要研究方向:无线电引信抗干扰技术。

Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging

CHEN Qile, HAO Xinhong*, YAN Xiaopeng, QIAO Caixia, WANG Xiongwu

(School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100089, China)

Abstract: To improve the anti sweep jamming performance of the Chaotic Codes Phase Modulation and Linear Frequency Modulation (CCPM-LFM) hybrid modulation radio fuze, the response of the CCPM-LFM fuze under sweep jamming was analysed, and an anti jamming method based on harmonic coefficient amplitude average was proposed. This method was based on the ranging principle of Instantaneous Correlation Harmonic Demodulation (ICHD), and the harmonic envelope extraction was realized by Fast Fourier Transform (FFT) algorithm. By averaging the harmonic coefficient amplitudes obtained from multiple times of FFT, this method took the advantage of the random and statistical characteristics of the chaotic codes, and the jamming was effectively suppressed. Theoretical and simulation results show that the method can effectively suppress the sweep jamming without affecting the ranging resolution of the fuze.

Keywords: radio fuze; anti jamming method; hybrid modulation; harmonic coefficient; statistical characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-20; **Accepted**: 2019-09-27; **Published online**: 2019-10-16 10:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191015.1722.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61871414); National Basic Research Program of China (613196)

* **Corresponding author**. E-mail: haoxinhong@bit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0473

反导预警相控阵雷达网目标分配方法

全下文载

杨善超，田康生*，吴卫华，刘文俭，周广涛
（空军预警学院 预警情报系，武汉 430019）

摘 要：针对相控阵雷达网跟踪弹道导弹目标时的资源管理问题，分析阐述反导预警作战场景，提出综合目标跟踪精度和雷达切换频率的目标分配效益函数，从雷达能量、时间及雷达与目标可见性三方面建立约束条件，以准确反映目标分配过程中的实际限制，在此基础上构建反导预警相控阵雷达网目标分配模型。根据反导预警任务特点，设置目标分配的自适应间隔，以提高模型设计合理性。就稀疏弹道导弹目标跟踪、密集弹道导弹目标跟踪2种场景进行仿真实验，结果表明：运用所提方法能够有效实现目标分配，提升相控阵雷达网资源利用效率，并能够减少雷达切换次数。

关 键 词：相控阵雷达网；反导预警；资源管理；目标分配；自适应间隔
中图分类号：TN958.92
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1325-10

相控阵雷达网是反导预警系统的组成主体，是对弹道导弹目标进行探测跟踪的主要情报源。然而相控阵雷达网的资源是有限的，尤其是在密集弹道导弹目标来袭情况下，会面临资源不足。为了提升相控阵雷达网资源利用效率，要进行有效的资源管理，目标分配是其主要内容。

雷达网目标分配属于传感器管理的范畴，是其研究的核心问题[1]。目前针对该问题的研究成果较多，主要集中在空中目标的分配上。文献[2-4]研究了基于跟踪精度控制的多传感器多目标分配方法，分别用估计协方差和后验克拉美罗下界来衡量目标跟踪精度，并使其尽可能贴近期望值。文献[5-7]研究了基于信息增量的传感器管理方法，以观测前后的信息增益为准则，建立了传感器目标分配优化模型。文献[8-10]运用数学规划思想解决传感器目标分配，将其转化为规划理论中的运输问题。文献[11]针对雷达网的资源分配问题构建了一个贝叶斯博弈理论框架。这些研究能够较好解决空中目标分配，但是不适用于相控阵雷达网作用于弹道导弹目标时的分配问题。主要是由于以下几方面原因：①弹道导弹与空中目标在运动特性、跟踪难度等方面差异巨大；②把雷达最大目标跟踪数目限制、目标占用雷达数目限制作为分配模型的约束条件，这是对实际雷达资源限制的一种简化，要以所有目标的采样间隔一致为前提，而相控阵雷达在跟踪弹道导弹过程中，可根据其工作模式及目标状态自适应调整采样间隔；③没有讨论分配间隔问题，而在弹道导弹跟踪过程中，每一时刻都进行目标分配显然是不合理的。除上述研究外，文献[12]针对战术弹道导弹集火攻击情况下，预警探测网目标分配问题进行研究，以雷达目标配对效能最小为目标函数构建了优化模型。文献[13]构建了兼具集中式和分布式特点的传感器跟踪临近空间目标的分配体系，并建立了模型。这两项研究虽然分别以弹道导弹、邻近空间高超声速武器为应用对象，

收稿日期：2019-09-02；**录用日期**：2019-12-01；**网络出版时间**：2019-12-17 10:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191216.1542.001.html
基金项目：国家“863”计划（2015AA7056045）；国家自然科学金（61601510）
* **通信作者**. E-mail：Tiankangsheng@sohu.com

引用格式：*杨善超，田康生，吴卫华，等. 反导预警相控阵雷达网目标分配方法[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1325-1334. YANG S C，TIAN K S，WU W H，et al. Target assignment method for phased array radar network in anti-missile early warning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1325-1334 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

但是也存在上述约束条件构建不合理和没有设置分配间隔的问题。

综上分析,当前的目标分配方法不能很好适用于反导预警应用背景。为此,本文构建反导预警相控阵雷达网目标分配模型,综合目标跟踪精度和雷达切换频率建立模型的目标函数,并根据雷达时间、能量资源限制及雷达与目标可见性限制建立约束条件。根据反导预警任务需要,建立目标分配的自适应间隔模型。通过仿真实验对本文方法的有效性进行验证。

1 应用背景及问题描述

弹道导弹的飞行过程可以分为 3 部分:主动段、自由飞行段和再入段。其中,主动段有火箭发动机进行推动,这一阶段由红外预警卫星对导弹红外特征进行探测。在到达关机点、弹箭分离后,弹头进入自由飞行段,沿着受地球引力作用的椭圆弹道做惯性飞行。再入段是弹头返回大气层并朝向地面目标飞行的阶段,此时弹头仍处于加速状态。反导预警相控阵雷达根据红外预警卫星的引导信息,在弹道导弹的自由飞行段和再入段(统称被动段)对其进行连续跟踪,同时还要维持对负责区域的搜索任务。

反导预警相控阵雷达一般呈环形部署在重点防御方向上,相邻雷达间会存在一定重叠探测区域,但不会像机械雷达或者小型相控阵雷达一样在某个方向上有多部雷达存在探测区域的高度重叠。图 1 为两部雷达布局示意图,其探测方位角为 ±60°,天线阵面法向夹角为 45°,图中虚线部分为相邻两雷达的重叠探测区域,空白部分为各雷达的专属探测区域。

处于各雷达专属探测区域的目标只能由该雷达跟踪,称为专属目标;处于重叠探测区域的目标,称为重叠目标,需要进行分配,将其分别指定给合适的雷达进行跟踪,而不是所有可占用雷达共同作用于重叠目标,以节省雷达资源[14]。为了进行目标分配,要建立某种衡量分配效益的准则,也就是构建目标函数,同时建立符合各雷达资源限制、雷达与目标可见性限制等的约束条件,该目标函数和约束条件共同构成了相控阵雷达网目标分配的优化模型。将目标分配规划为一个优化问题进行求解,就是寻找满足约束条件并使目标函数最优的分配方案。在目标数目较少、雷达负载正常时,进行目标分配能节省雷达资源以应对新目标的出现。而在密集导弹目标来袭时,进行目标分配能尽量缓解资源不足以避免出现目标失跟。

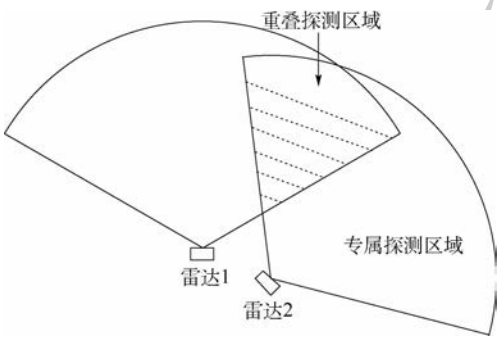


图 1 雷达布局

Fig. 1 Layout of radars

2 反导预警相控阵雷达网目标分配模型

2.1 目标函数

从整个反导预警相控阵雷达网系统来看,要提升目标分配产生的系统效益,主要从以下两方面进行刻画:

1)目标跟踪精度。跟踪精度是衡量反导预警任务完成质量的核心指标。对某特定目标而言,其跟踪精度越高,产生的效益就会越大,二者呈正相关。本文中目标跟踪精度通过跟踪误差,也就是跟踪滤波协方差的迹来衡量[2]:

$$E_j = \mathrm{tr}(\boldsymbol{P}^j_{t/t}) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{P}^j_{t/t}$ 为目标 j 在 t 时刻的估计协方差,由跟踪滤波算法得到[15]。

可知,系统效益与 E_j 呈负相关。此外,要考虑目标优先级的作用,优先级越高、权重越大的目标,其跟踪精度对系统效益的影响越大。

2)雷达切换频率。从反导预警体系跟踪弹道导弹目标的作战流程来看,在某雷达完成对目标的跟踪确认之后,会尽量保持对该目标的稳定连续跟踪,直到因作战流程需要而进行交接班。在反导预警相控阵雷达网目标分配的研究中,为实现上述要求,主要在于以下两方面:①给相控阵雷达网目标分配设置时间间隔;②减少相邻两次目标分配之间的雷达切换次数。值得注意的是,后者能够增强分配方案的延续性。

根据以上分析,假设共有 M 部雷达对 N 个弹道导弹目标进行跟踪,待选分配方案集合表示为 D,则其中第 k 个分配方案 D_k 所产生的总跟踪误差为

$$E_k = \sum_{j=1}^{N} \omega_j E^j_k \tag{2}$$

北航学报 赠阅

式中：ω_j 为目标 j 的权重；E_k^j 为实施方案 D_k 对目标 j 产生的跟踪误差。

D_k 与现行方案之间的雷达切换次数用 ξ_k 表示。显然，E_k 与 ξ_k 量纲不同，为了构建统一的目标函数，并准确反映二者对系统效益的影响，分别对其进行标准 0-1 变换以消除量纲：

$$E_k = \frac{E_k - E_{\min}}{E_{\max} - E_{\min}} \tag{3}$$

$$\xi_k = \frac{\xi_k - \xi_{\min}}{\xi_{\max} - \xi_{\min}} \tag{4}$$

式中：$E_{\max}$ 和 $E_{\min}$ 分别为 D 中所有方案可能产生的总跟踪误差的最大值和最小值；$\xi_{\max}$ 和 $\xi_{\min}$ 分别为 D 中所有方案与现行方案间雷达切换次数的最大值和最小值。

目标分配的基本原则是：跟踪误差越小、雷达切换频率越低，则分配方案越优。因此，综合式(3)和式(4)，构建如下线性函数作为系统效益目标函数：

$$D_{\text{opt}} = \arg\min_{D}(pE_k + q\xi_k) \tag{5}$$

式中：D_{opt} 为最优分配方案；p、q 为加权系数，能够反映目标跟踪精度与雷达切换次数对效益的影响程度，有 $p+q=1$。在弹道导弹目标跟踪中，一个原则是 p 比 q 大。此外，在第一次目标分配时，有 $\xi_k=0$，$\forall D_k \in D$。

2.2　约束条件

反导预警相控阵雷达网目标分配受到的约束主要来自于雷达的时间、能量资源限制，以及雷达与目标可见性限制。目标分配优化模型的约束条件要对这些实际限制进行准确合理的描述。

相控阵雷达的驻留模型如图 2 所示。图中：t_s 为发射期长度，t_r 为接收期长度(一般情况下 $t_s=t_r$)，t_w 为等待期长度，P_t 为峰值发射功率，T_r 为信号重复周期，接收期的功率非常小可以忽略不计。

根据驻留模型，在一个帧周期内，雷达 i 总的跟踪时间 T_{tt}^i 为

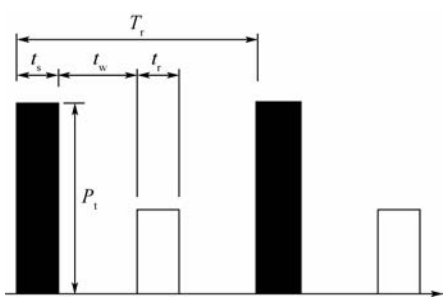


图 2　雷达驻留模型

Fig. 2　Radar dwell model

$$T_{\text{tt}}^i = \sum_{j\in\Psi_i} n_j T_r \frac{T_{\text{si}}^i}{T_{\text{ti}}^j} \tag{6}$$

式中：Ψ_i 为雷达 i 跟踪的目标集合；n_j 为对目标 j 采样一次的脉冲重复次数；T_{si}^i 为雷达 i 的搜索间隔时间；T_{ti}^j 为目标 j 的跟踪采样间隔。其中，T_{ti}^j 由目标重要性、威胁度等决定，按照上述因素将目标分为不同跟踪状态，并给予不同的采样间隔时间[16]。

当相控阵雷达执行搜索任务时，根据雷达方程，搜索探测距离可以表示为[17]

$$R^4 = \frac{P_{\text{av}} A_r \sigma T_s}{4\pi K T_e L_s (E/N_0)\Omega} \tag{7}$$

式中：P_{av} 为发射信号平均功率；A_r 为接收天线面积；σ 为目标的雷达散射截面积；K 为玻尔兹曼常数；T_e 为噪声温度；L_s 为系统总损耗；Ω 为探测距离为 R 时的搜索空域立体角；T_s 为搜索时间；E/N_0 为满足虚警率和检测概率条件所需达到的回波信号能量与噪声能量之比，其与信噪比 S/N 的关系为

$$E/N_0 = (S/N)nt_sB \tag{8}$$

其中：n 为搜索驻留脉冲重复次数；B 为带宽。

由此可得到雷达 i 对负责区域进行搜索所消耗的总搜索时间 T_{ts}^i 为

$$T_{\text{ts}}^i = aR^4 n_i \Omega_i \tag{9}$$

$$a \triangleq 4\pi K T_e (S/N) t_s B L_s / (P_{\text{av}} A_r \sigma) \tag{10}$$

式中：n_i 为雷达 i 一次搜索驻留的脉冲重复次数；Ω_i 为雷达 i 的搜索空域立体角。

$P_t t_s$ 表示一个信号周期内所发射的能量，在一个帧周期内，雷达 i 共发射能量为

$$W_{\text{ts}}^i = n_i P_t t_s \frac{\Omega_i}{\Delta\Omega_i} + \sum_{j\in\Psi_i} n_j P_t t_s \frac{T_{\text{si}}^i}{T_{\text{ti}}^j} \tag{11}$$

式中：$\Delta\Omega_i$ 为雷达 i 的天线波束宽度立体角。

综合起来，构建出以下 3 个约束条件：

1）时间资源约束

在 TAS[18] 工作模式下，不考虑脉冲交错的情况，由于占空比的存在，雷达 i 消耗的时间资源应满足以下限制：

$$\frac{T_{\text{ts}}^i + T_{\text{tt}}^i}{T_{\max}^i} \leqslant \mu_i \tag{12}$$

式中：$T_{\max}^i$ 为相控阵雷达利用搜索屏截获目标时，由搜索截获概率确定的最大搜索间隔时间[17]；μ_i 为雷达 i 的时间资源利用率上界。

2）能量资源约束

为了避免雷达过热损毁，在执行任务的过程中，要满足以下能量资源限制：

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\frac{W_{\mathrm{ts}}^{i}}{W_{\max}^{i}} \leqslant \theta_{i} \tag{13}$$

$$W_{\max}^{i} = \bar{P}_{\max}^{i} \cdot T_{\mathrm{si}}^{i} \tag{14}$$

式中：$W_{\max}^{i}$为雷达 i 的稳态能量消耗上限；θ_i 为雷达 i 的能量资源利用率上界；$\bar{P}_{\max}^{i}$为雷达 i 的最大平均功率。

3）雷达与目标可见性约束

只有目标处于雷达探测区域之内，即二者具有可见性时，才能将该雷达与目标进行配对，因此目标分配也要满足可见性约束：

$$V_{ij} = 1 \tag{15}$$

式中：V_{ij}取值为 1 表示雷达 i 对目标 j 可见，相反，V_{ij}取值为 0 表示二者不可见。

2.3 目标分配模型

根据提出的目标函数和约束条件，构建反导预警相控阵雷达网目标分配模型如下：

$$D_{\mathrm{opt}} = \arg\min_{D}(pE_k + q\xi_k)$$

$$\text{s.t.}\begin{cases} \dfrac{T_{\mathrm{ts}}^{i} + T_{\mathrm{tt}}^{i}}{T_{\max}^{i}} \leqslant \mu_i & \forall i \in \{1,2,\cdots,M\} \\ \dfrac{W_{\mathrm{ts}}^{i}}{W_{\max}^{i}} \leqslant \theta_i & \forall i \in \{1,2,\cdots,M\} \\ V_{ij} = 1 & \forall i \in \{1,2,\cdots,M\} \\ & \forall j \in \{1,2,\cdots,N\} \end{cases} \tag{16}$$

该模型将各雷达专属目标也当做待分配目标代入到模型运算中。实际上，由于雷达与目标的可见性约束能很快剔除掉不满足条件的方案，这样做不会导致模型计算量增长。此外，模型以线性加权函数作为目标函数，减小了计算复杂度，缩短模型运行时间，使其具有更好的及时性。

对于该目标分配优化模型，运用遍历算法求解会产生巨大的运算量，因此采用文献[19]中的遗传算法求解模型，以提高求解效率。

3 目标分配的自适应间隔

在相控阵雷达网执行反导预警任务过程中，会尽量保持雷达对目标的持续稳定跟踪，减少目标在不同雷达间的交接次数，因为频繁交接会造成资源浪费，降低任务执行效率，甚至导致目标失跟。根据 2.1 节中分析，要对目标分配模型的运行设置一定间隔，也就是间断性进行目标分配，使分配方案在一定时间内保持不变，提高分配过程合理性。

根据反导预警任务特点，在以下 4 个时刻必须要进行目标重分配：

1）当雷达对分配的目标不可见时，要对该目标分配新雷达。

假设在 t_0 时刻进行了一次目标分配，d_{ij}是这次分配结束后雷达 i 与目标 j 是否配对的度量：

$$d_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{雷达 } i \text{ 与目标 } j \text{ 配对} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{17}$$

若在 t 时刻，某一配对雷达与目标的可见性发生变化，则从可见性角度出发，目标重分配时刻为

$$t_{\mathrm{VI}} = \{t \mid V_{ij} = 0 \text{ 且 } d_{ij} = 1, \forall i \in M, \forall j \in N\} \tag{18}$$

2）出现目标跟踪精度不满足要求时，要切换或者补充雷达对其进行跟踪。

将目标跟踪误差阈值设置为 3 倍量测噪声协方差的迹。则根据目标跟踪精度，只要有目标误差超过阈值，在此时刻一定要进行目标重分配：

$$t_{\mathrm{TA}} = \{t \mid E_j \geqslant \mathrm{tr}(3\boldsymbol{W}), \forall j \in N\} \tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{W}$ 为雷达的量测噪声协方差。

3）当有新目标出现时，要给其分配足够雷达资源以建立并维持跟踪。

从这一角度出发，目标重分配时刻为

$$t_{\mathrm{NT}} = \{t \mid h = 1\} \tag{20}$$

式中：h 为是否出现新目标的度量。

4）按照作战想定或者预案必须进行雷达交接班的时刻。

在该情况下，原配对雷达与目标的可见性未必发生变化，但是也要进行重分配。从作战流程角度出发，目标重分配时刻为

$$t_{\mathrm{OP}} = \{t \mid g = 1\} \tag{21}$$

式中：g 为是否出现雷达交接班指令的度量。

最终构建出目标分配的自适应间隔模型为

$$T_{\mathrm{IN}} = \min\{t_{\mathrm{VI}}, t_{\mathrm{TA}}, t_{\mathrm{NT}}, t_{\mathrm{OP}}\} - t_0 \tag{22}$$

式中：T_{IN}为自 t_0 时刻后进行目标重分配的最短时间间隔。需要注意的是，这里的目标分配间隔是实时自适应变化的，而不是提前预测的。在产生一个分配方案之后，沿用此分配方案直到下一次需要进行重分配的时刻，并将该时间段作为本阶段的目标分配间隔时长，这样才能使反导预警相控阵雷达网目标分配同时满足上述 4 个方面的实时要求，增强系统对动态场景的适应能力。

4 仿真验证

4.1 仿真实验 1

首先在稀疏弹道导弹目标跟踪背景下进行仿真实验。本文方法属于相控阵雷达网协同资源管

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

理,将本文方法与独立资源管理[14]进行对比。独立资源管理时,相控阵雷达网不进行目标分配,各雷达对于出现在其探测区域内的所有目标都进行跟踪。

4.1.1　仿真背景设置

假设在同一时刻,敌方发射 4 枚战术弹道导弹(编号 M1、M2、M3、M4)对目的地 A1(116.402°,39.916°)进行攻击,发射 2 枚战术弹道导弹(编号 M5、M7)对目的地 A2(114.621°,30.620°)进行攻击,并于第一批次导弹发射 20 s 后发射一枚导弹 M6 继续对 A2 进行攻击。导弹射程及发射点坐标如表 1 所示。

我方两部同型号相控阵雷达(编号 R1、R2)分别部署在(118.176°,35.646°)和(117.829°,30.646°),R1 阵面法向指向正东,R2 阵面法向指向南偏东 30°,探测方位角为 ±60°,探测距离为2 000 km。

相控阵雷达一般是接收预警卫星的引导信息后,在弹道被动段对目标进行跟踪。因此,将仿真起始点设置在第一批次目标飞行经时 60 s 这一时刻,此时除 M6 外所有目标都处于被动段。在仿真初始时刻,M3、M4、M5 是重叠目标。仿真持续 100 s,在该时间段内,各目标一直位于相控阵雷达网探测范围之内。

加权系数 $p=0.6$,$q=0.4$,雷达和目标的相关参数设置分别如表 2 和表 3 所示。此外,目标分配模型求解的遗传算法参数设置如表 4 所示。

针对本文方法和独立资源管理方法分别进行 100 次蒙特卡罗仿真,从目标跟踪完整度、雷达帧周期、雷达跟踪占有率三方面进行性能对比[14]。

表 1　导弹射程及发射点坐标

Table 1　Missile range and launch point coordinates

导弹	射程/km	发射点坐标/(°)
M1	1 500	(128.175, 37.600)
M2		(127.175, 36.600)
M3	2 000	(131.528, 33.720)
M4		(131.156, 31.864)
M5		(131.156, 31.864)
M6		(130.508, 29.043)
M7		(130.175, 17.489)

4.1.2　仿真结果及分析

通过本文模型,得到的目标分配结果如表 5 所示。

在仿真初始时刻,R1 跟踪 M1、M2、M3,而 R2 跟踪 M4、M5、M7。在 12 s 时刻,M6 出现在雷达网的探测区域,为立即开始对其探测跟踪,进行一次目标重分配,将M6分配给R2。在74 s时刻,M4 飞出 R2 探测区域,而 0 ~ 73 s 内由 R2 对其进行跟踪,因此在该时刻进行一次目标重分配,将 M4 分配给 R1。

表 2　雷达相关参数

Table 2　Radar related parameters

相关参数	数值
信号重复周期/ms	50
发射器长度/ms	5
最大搜索间隔时间/s	30
最大时间资源利用率/%	90
最大平均功率/kW	60
峰值发射功率/kW	250
最大能量资源利用率/%	90
脉冲重复次数	2
半功率波束宽度/(°)	2
基准信噪比/dB	17.6
对导弹目标的量测噪声	diag[500,500,500]

表 3　目标相关参数

Table 3　Target related parameters

目标	优先级	采样间隔/s	过程噪声
M1	3	0.25	
M2	3	0.25	
M3	2	0.5	
M4	2	0.5	diag[1,1,1]
M5	1	1	
M6	1	1	
M7	1	1	

表 4　遗传算法参数设置

Table 4　Parameter setting of genetic algorithm

参数	数值
种群规模	20
交叉概率	0.8
变异概率	0.2

表 5　目标分配方案(实验 1)

Table 5　Target assignment scheme (Experiment 1)

分配时刻/s	R1	R2
0	M1,M2,M3	M4,M5,M7
12	M1,M2,M3	M4,M5,M6,M7
74	M1,M2,M3,M4	M5,M6,M7

目标跟踪完整度如图 3 所示。可以看出,在进行独立资源管理时,各目标的跟踪完整度基本都能达到 0.95 上;而在运用本文方法进行目标分配时,M4 的跟踪完整度为 0.88,其他目标的跟踪完整度都达到 0.95 以上,都处于可接受范围之内。M4 跟踪完整度略有降低是由于 R1、R2 对 M4 进行过一次交接,这一过程会导致该目标跟踪完整度降低。

R1、R2 的帧周期如图 4 所示。由图 4(a)可以看出,在利用本文方法进行相控阵雷达网目标

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

分配时,R1 的帧周期比进行独立资源管理时要小。究其原因,在进行独立资源管理时,R1 会对处于其探测区域内的所有目标进行跟踪,导致其跟踪目标数目和帧周期都变大。图 4(b)中,在 63 s 之前,进行目标分配时 R2 跟踪目标数目少于独立资源管理情形,前一种情形下的帧周期更小;而在 63 ~ 74 s,不管是否进行目标分配,R2 都对 M4、M5、M6、M7 进行跟踪,且在 74 s 之后,不管是否进行目标分配,R2 都对 M5、M6、M7 进行跟踪,因此在这 2 个阶段中 R2 的帧周期在 2 种情况下差别不大。

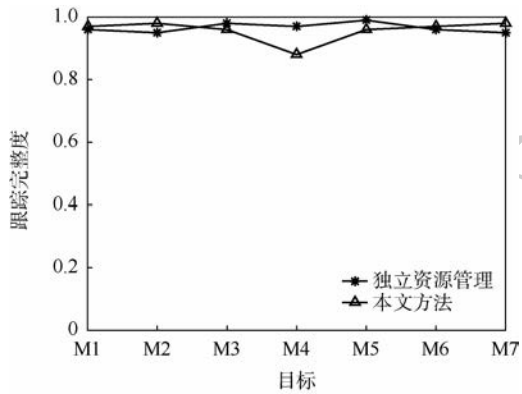


图 3 目标跟踪完整度(实验 1)

Fig. 3 Tracking completeness of targets (Experiment 1)

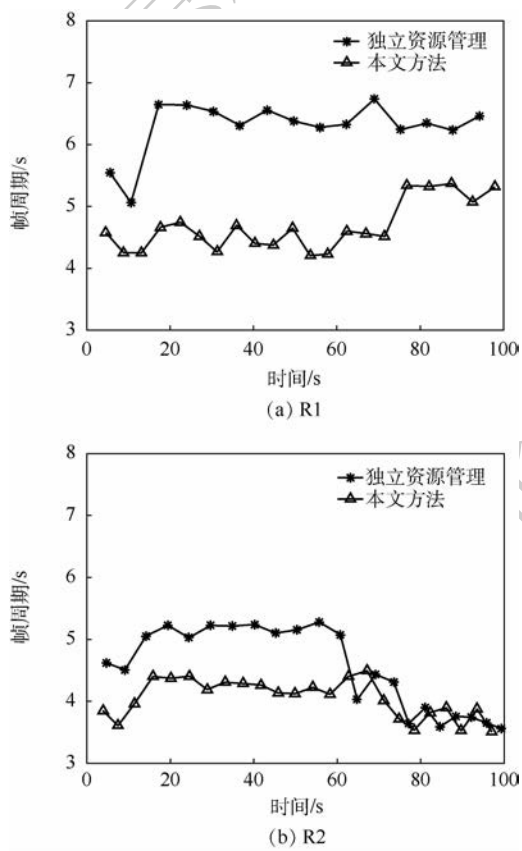


图 4 雷达帧周期(实验 1)

Fig. 4 Frame time of radars (Experiment 1)

此外,在 12 s 时刻 M6 出现,63 s 时刻 M3 飞出 R2 探测区,74 s 时刻 M4 飞出 R2 探测区,这些动态导致了 R1 或 R2 跟踪目标数目及帧周期的变化,体现在图 4 中曲线上出现的较大幅度波动。

R1、R2 的跟踪占有率如图 5 所示。图 5 显示,雷达跟踪目标数目变化会导致其跟踪占有率的较大幅度波动,总的来看,在进行目标分配情况下,R1、R2 的跟踪占有率都比进行独立资源管理时要低。

根据以上仿真结果,在稀疏弹道导弹目标背景下,利用本文方法进行反导预警相控阵雷达网目标分配,可以在保持目标跟踪完整度的基础上,减小各雷达的帧周期和跟踪占有率,能够节省资源,使相控阵雷达网有更多资源及更长的反应时间以应对新威胁,进而跟踪更多目标。

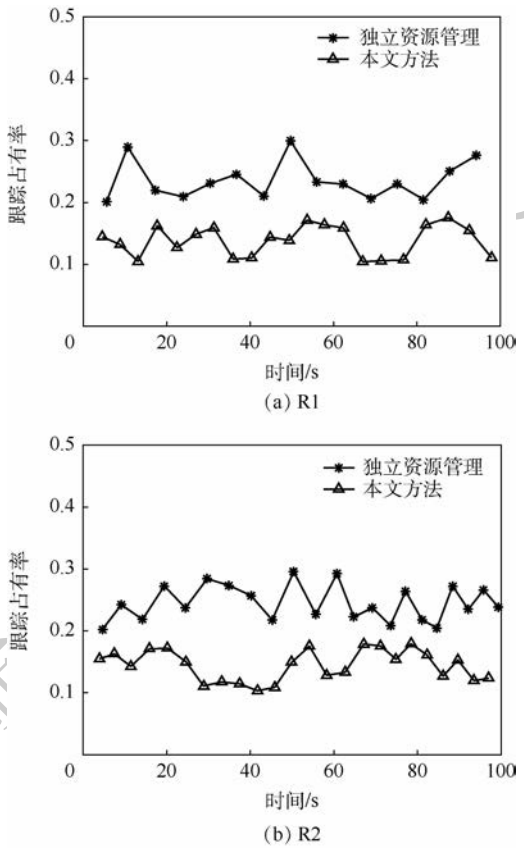


图 5 雷达跟踪占有率(实验 1)

Fig. 5 Tracking occupancy of radars (Experiment 1)

4.2 仿真实验 2

为验证在密集弹道导弹目标背景下本文方法的有效性,在实验 1 的基础上,假设各导弹在关机点由于头弹分离等产生 5 个目标,各形成一个目标簇,每个目标簇编号及优先级如表 6 所示。因此,当反导预警相控阵雷达在导弹被动段作用于目标时,会对所有目标簇进行跟踪,也就是各弹道被动段上的目标增加到 5 个,任务负载大大增加。

北航学报 赠阅

仿真中,攻防场景及雷达基本参数与实验 1 保持不变。此外,目标发射时间、采样间隔等参数,以及仿真起始时刻与持续时间,都与实验 1 保持不变。进行 100 次蒙特卡罗仿真,依然从目标跟踪完整度、雷达帧周期、雷达跟踪占有率三方面对本文方法和独立资源管理进行性能对比。

通过本文方法得到的目标分配结果如表 7 所示。可以发现,分配方案的变化趋势和实验 1 基本一致。

各目标跟踪完整度如图 6 所示。对比图 6 和图 3,在密集弹道导弹目标背景下,若进行独立资源管理,各目标的跟踪完整度下降到 0.6 ~ 0.8,不再接近于 1。说明在此情况下,雷达负载过重、面临资源不足;此时,{M3} ~ {M6}处于重叠探测区域,因此得到了相对最高的跟踪完整度,而{M7}是 R2 的专属任务,且目标优先级最低,因此其跟踪完整度最低。当进行目标分配时,仍然使除{M4}之外的目标跟踪完整度接近于 1,说明缓解了资源不足;而在此情况下{M4}的跟踪完整度平均只有 0.82,低于图 4 中 M4,这是由于雷达网跟踪更多目标,资源消耗加大,因此{M4}在 R1、R2 的交接过程中,跟踪完整度下降幅度更大。

表 6　目标簇编号及优先级

Table 6　Target cluster number and priorities

目标簇	优先级
{M1}:M1 ~ M5	3
{M2}:M6 ~ M10	3
{M3}:M11 ~ M15	2
{M4}:M16 ~ M20	2
{M5}:M21 ~ M25	1
{M6}:M26 ~ M30	1
{M7}:M31 ~ M35	1

注:{M1}表示实验 1 中 M1 在关机点后产生的目标集合,其他类似。

表 7　目标分配方案(实验 2)

Table 7　Target assignment scheme (Experiment 2)

分配时刻/s	R1	R2
0	{M1},{M2},{M3}	{M4},{M5},{M7}
12	{M1},{M2},{M3}	{M4},{M5}{M6},{M7}
74	{M1},{M2},{M3},{M4}	{M5},{M6},{M7}

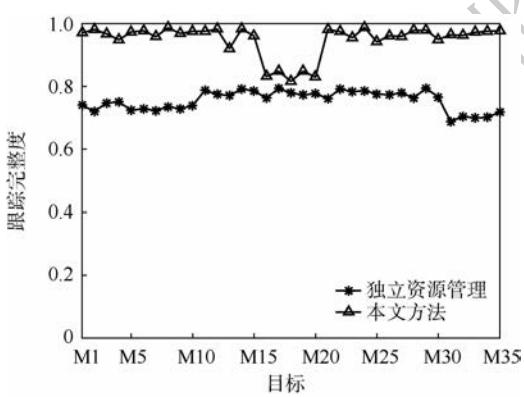


图 6　目标跟踪完整度(实验 2)

Fig. 6　Tracking completeness of targets (Experiment 2)

R1 和 R2 的帧周期如图 7 所示。图 7(a)中,进行独立资源管理时,R1 帧周期达到 30 s 的最大搜索间隔,同样说明跟踪任务负载过重,已经开始侵占搜索任务时间。而进行目标分配后,R1 帧周期下降到 30 s 以下,减轻了任务负载。图 7(b)中,初期不进行目标分配时,R2 的帧周期接近于 30 s,大于同阶段进行目标分配时的帧周期值;而在仿真后期,由于 2 种情况下 R2 跟踪目标情况一样,其帧周期又趋于一致。

R1 和 R2 的跟踪占有率如图 8 所示。通过图 7、图 8 与图 4、图 5 对比可以看出,由于跟踪目标数目增多,无论是否进行目标分配,R1、R2 的帧周期和跟踪占有率都增大,但是 2 种情形下所表现出来的性能差异也同样增大。记 FT1 为 R1 在进行目标分配与独立资源管理 2 种情形下的帧周期平均差值,FT2 为 R2 的帧周期平均差值,TO1 为 R1 的跟踪占有率平均差值,TO2 为 R2 的

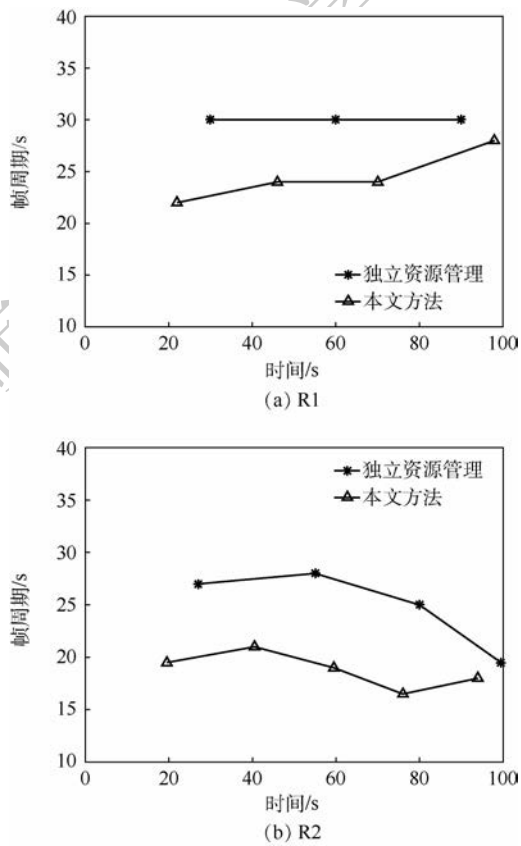


图 7　雷达帧周期(实验 2)

Fig. 7　Frame time of radars (Experiment 2)

北航学报 赠阅

跟踪占有率平均差值。在 2 次实验中,FT1、FT2 和 TO1、TO2 的对比如表 8 所示。可以看出,在稀疏弹道导弹目标跟踪场景下的雷达帧周期平均减小 1 s、雷达跟踪占有率平均减小 10.5%,在密集弹道导弹目标跟踪场景下的雷达帧周期平均减小 6.2 s、雷达跟踪占有率平均减小 15.5%。因此,在密集弹道导弹目标背景下,运用本文方法进行目标分配时,对雷达帧周期、雷达跟踪占有率 2 个指标的优化幅度更大。

根据上述结果,在导弹分离导致的密集弹道导弹目标背景下,利用本文方法进行目标分配,能够产生比独立资源管理时更高的跟踪完整度,同时 R1、R2 的帧周期、跟踪占有率指标的相对优势更为明显,因此能够在一定程度上提升相控阵雷达网资源利用效率,以避免目标失跟。

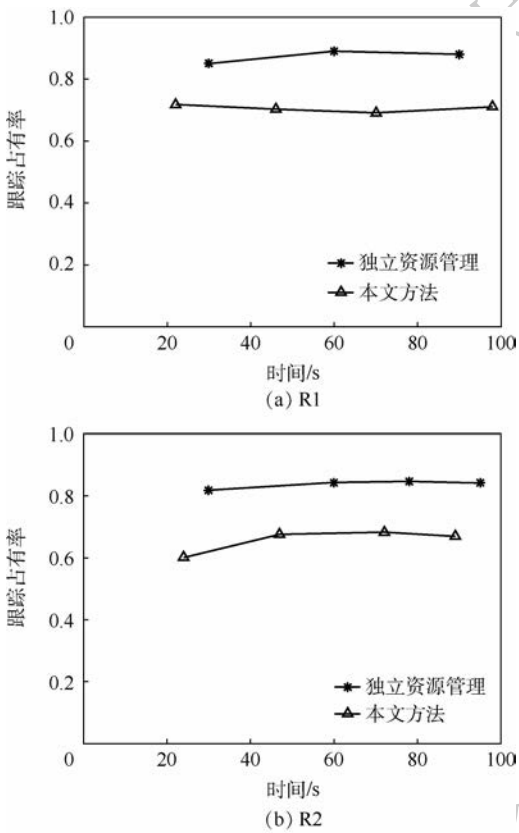


图 8 雷达跟踪占有率(实验 2)

Fig. 8 Tracking occupancy of radars (Experiment 2)

表 8 两次实验结果对比

Table 8 Comparison of two experimental results

指标	实验 1	实验 2
FT1/s	1.62	6.41
FT2/s	0.47	6.08
TO1	0.11	0.18
TO2	0.10	0.13

4.3 仿真实验 3

本文的目标分配模型是从跟踪精度和雷达切换频率两方面构建目标函数,因而选择同样出于目标跟踪精度考虑的协方差控制分配方法,同本文方法进行对比。在实验 1 的仿真背景下,从目标跟踪完整度、目标跟踪位置误差、雷达切换次数三方面对二者进行对比。进行 100 次蒙特卡罗仿真,实验结果取平均值。

表 9 为 2 种方法下,雷达平均切换次数对比;图 9 为目标跟踪完整度对比;图 10 为平均目标跟踪位置误差对比。

表 9 显示,在目标分配过程中,运用本文方法所产生的雷达切换次数远小于运用协方差控制分配方法。在图 9 中,对于 M3 ~ M6 这 4 个目标的跟踪完整度,本文方法优于协方差控制分配方法,这是由于该 4 个目标是重叠目标,在基于协方差控制的目标分配中,针对这 4 个目标有较多的雷达切换,导致其跟踪完整度下降;而 M1、M2、M7 是专属目标,跟踪过程中没有交接,2 种方法所产生的跟踪完整度区别不大。同时,在目标跟踪精度方面,由于协方差控制分配方法相对于本文方法有更多的雷达切换,因而后者在大部分仿真时间内产生了比前者更小的平均目标跟踪位置误差。该实验结果表明,本文方法相对于协方差控制分配方法,在跟踪精度和雷达切换频率方面具有更好的性能。

表 9 雷达平均切换次数对比

Table 9 Comparison of average switching times of radar

指标	本文方法	协方差控制分配方法
雷达平均切换次数	1.8	10.7

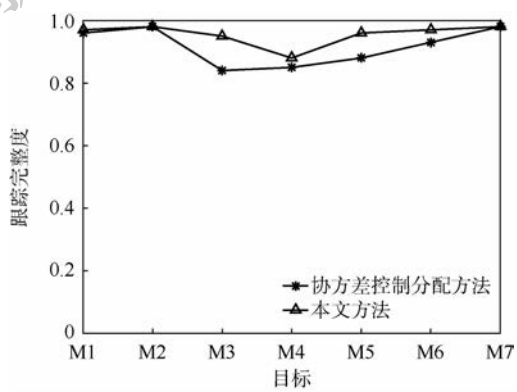


图 9 目标跟踪完整度(实验 3)

Fig. 9 Tracking completeness of targets (Experiment 3)

北航学报 赠阅

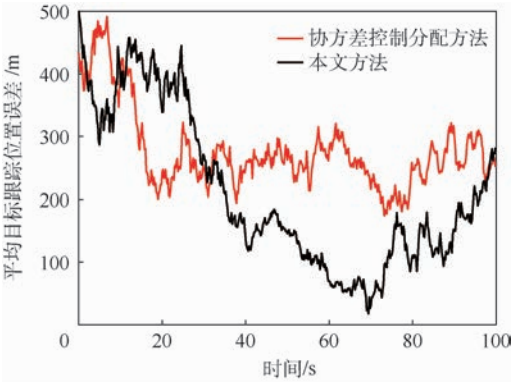


图 10　平均目标跟踪位置误差

Fig. 10　Average of targets tracking position error

5　结　论

为了提升反导预警相控阵雷达网资源利用效率，促进其作战效能发挥，本文针对反导预警相控阵雷达网目标分配方法进行研究。

1）将目标分配问题规划为一个优化模型，综合弹道导弹目标跟踪精度和雷达切换频率建立模型的目标函数，以确保目标跟踪精度，并减少雷达切换次数，避免资源浪费。

2）进行目标分配模型约束条件的建模，以准确反映目标分配过程中所实际面临的雷达资源及目标可见性限制。

3）研究目标分配的自适应间隔，使目标分配模型的运行更加具有实际可行性，并且减少目标分配次数，确保对目标的连续稳定跟踪。

本文还可以从以下几方面进行深入研究：①研究如何按照目标出现可能性大小对重叠探测区域进行划分，并将不同区域的搜索任务分配至各雷达。②对分配模型中加权系数 p、q 的动态设置进行研究。

参考文献（References）

[1] 罗开平，姜维，李一军. 传感器管理述评[J]. 电子学报，2010，38(8)：1900-1907.
LUO K P，JIANG W，LI Y J. Review of sensor management [J]. Acta Electronica Sinica，2010，38(8)：1900-1907(in Chinese).

[2] 卢建斌，胡卫东，郁文贤. 基于协方差控制的相控阵雷达资源管理算法[J]. 电子学报，2007，35(3)：402-408.
LU J B，HU W D，YU W X. Resource management algorithm based on covariance control for phased array radars[J]. Acta Electronica Sinica，2007，35(3)：402-408(in Chinese).

[3] 周文辉，胡卫东，郁文贤. 自适应协方差控制的传感器分配算法[J]. 信号处理，2005，21(1)：57-62.
ZHOU W H，HU W D，YU W X. An adaptive sensor allocation algorithm with covariance control[J]. Signal Processing，2005，21(1)：57-62(in Chinese).

[4] YAN T，HAN C Z. Sensor management for multi-target detection and tracking based on PCRLB[C]// Proceeding of International Conference on Information Fusion. Piscataway：IEEE Press，2017：31-42.

[5] KOLBA M P，COLLINS L M. Information-based sensor management in the presence of uncertainty[J]. IEEE Transactions on Signal Processing，2007，55(6)：2731-2735.

[6] JENKINS K L，DAVID A. Information-based adaptive sensor management for sensor networks[C]// Proceeding of 2011 American Control Conference. Piscataway：IEEE Press，2011：315-324.

[7] 周林. 基于信息论的传感器管理算法研究[D]. 开封：河南大学，2015：25-30.
ZHOU L. The algorithm of sensor management based on information theory[D]. Kaifeng：Henan University，2015：25-30(in Chinese).

[8] YAN J K，PU W Q，LIU H W，et al. Cooperative target assignment and dwell allocation for aultiple target tracking in phased array radar network[J]. Signal Processing，2017，141：74-83.

[9] WANG X Y，HOSEINNEZHAD R，GOSTAR A K，et al. Multi-sensor control for multi-object bayes filters[J]. Signal Processing，2018，142：260-270.

[10] SEOK J，ZHAO J，SELVAKUMAR J，et al. Radar resource management：Dynamic programming and dynamic finite state machines[C]// Proceeding of Control Conference. Piscataway：IEEE Press，2013：1047-1059.

[11] DELIGIANNIS A，LAMBOTHARAN S. A Bayesian game theoretic framework for resource allocation in multistatic radar networks[C]// Proceeding of Radar Conference. Piscataway：IEEE Press，2017：698-711.

[12] 崔亮，张雅青. 预警探测网多雷达多目标分配模型研究[J]. 现代雷达，2016，38(10)：4-7.
CUI L，ZHANG Y Q. A study on multi-radar multi-target assignment model of early warning and detection network[J]. Modern Radar，2016，38(10)：4-7(in Chinese).

[13] 孙文，王刚，付强，等. 临空高超声速飞行器多传感器任务分配算法[J]. 火力与指挥控制，2017，42(12)：81-87.
SUN W，WANG G，FU Q，et al. Multi-sensors mission distribution algorithm of near space hypersonic vehicle[J]. Fire Control & Command Control，2017，42(12)：81-87(in Chinese).

[14] MOO P W，DING Z. Coordinated radar resource management for networked phased array radars[J]. IET Radar Sonar & Navigation，2015，9(8)：1009-1020.

[15] 周卫东，刘璐，唐佳. 基于模糊逻辑的交互式多模型滤波算法[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(3)：413-419.
ZHOU W D，LIU L，TANG J. Interactive multiple model filtering algorithm based on fuzzy logic[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(3)：413-419(in Chinese).

[16] 张光义. 相控阵雷达原理[M]. 北京：国防工业出版社，2009：34-35.
ZHANG G Y. Principles of phased array radar[M]. Beijing：National Defence Industry Press，2009：34-35(in Chinese).

[17] 毕增军，徐晨曦，张贤志，等. 相控阵雷达资源管理技术

北航学报 赠阅

[M]. 北京:国防工业出版社,2016:106-120.
BI Z J, XU C X, ZHANG X Z, et al. Phased array radar resource management technology[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2016:106-120(in Chinese).
[18] 胡子军,翟海涛. 基于任务驱动的机载相控阵雷达TAS调度算法[J]. 系统工程与电子技术,2017,39(3):536-541.
HU Z J, ZHAI H T. Task-driven TAS scheduling algorithm for airbone phased array radar[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(3):536-541(in Chinese).
[19] 徐瑞阳,冯新喜. 基于矩阵遗传的传感器管理算法[J]. 现代雷达,2016,38(1):42-46.
XU R Y, FENG X X. Sensor management algorithm based on matrix genetic algorithm[J]. Modern Radar, 2016, 38(1):42-46(in Chinese).

作者简介:

杨善超 男,博士研究生。主要研究方向:相控阵雷达组网资源管理。

田康生 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:相控阵雷达组网资源管理。

Target assignment method for phased array radar network in anti-missile early warning

YANG Shanchao, TIAN Kangsheng*, WU Weihua, LIU Wenjian, ZHOU Guangtao

(The Early Warning Intelligence Department, Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: To solve the resource management problem of phased array radar network in tracking ballistic missiles, the scenario of anti-missile early warning combat is analysed, and a target assignment benefit function is proposed, which integrates target tracking accuracy and radar switching rate. Constraints are established from three aspects: radar energy resource, radar time resource and the visibility between radars and targets, so that actual limits in target assignment are reflected. The target assignment model for phased array radar network in anti-missile early warning is constructed on the basis of the objective function and constraints. According to the mission characteristics of anti-missile early warning, the adaptive interval is set for target assignment, which improves model design rationality. Two groups of simulation experiment are conducted separately in the scenarios of sparse target tracking and dense target tracking. The experimental results show that the proposed method can effectively conduct the target assignment, improve the resource utilization efficiency of phased array radar network, and reduce the frequency of radar switching.

Keywords: phased array radar network; anti-missile early warning; resource management; target assignment; adaptive interval

Received: 2019-09-02; **Accepted**: 2019-12-01; **Published online**: 2019-12-17 10:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191216.1542.001.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7056045); National Natural Science Foundation of China (61601510)

* **Corresponding author**. E-mail: Tiankangsheng@sohu.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0478

数字开关液压系统管路压力波传播建模与分析

全下文载

陈晓明，朱玉川*，吴昌文，高强，江裕雷
（南京航空航天大学 机电学院，南京 210016）

摘 要：为准确描述数字开关液压系统管路压力波传播特性，应用基于传递函数与时间延迟的管路压力波传播分析模型，通过耦合高速开关阀输出流量特性与管路压力波传播分析模型，实现两位两通高速开关阀控缸系统管路压力波传播特性的建模与分析，讨论了不同参数下的管路压力波传播特性，并通过相应的实验加以验证。结果表明，实验结果与分析模型结果一致性较好，高速开关阀动态特性与系统管路压力波传播特性密切相关，管路属性对系统管路压力波传播过程影响显著，将为后续数字开关惯性液压系统的研究奠定基础。

关 键 词：数字开关液压系统；管路；压力波传播特性；分析模型；高速开关阀
中图分类号：TH137
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1335-10

流体传动与控制技术作为一门涉及流体-机械的独立学科，长期服务于航空航天、海洋勘探、装备制造等重要领域[1]。与电、机械传动相比，其具有显著的功率密度比优势，然而目前传统液压元件及系统效率低下，平均能效为 21% 左右[2]。数字液压技术作为流体传动与控制技术的新兴发展方向，因其具有效率高、可靠性高、控制灵活性好等优势，可有效提升系统能效[3-5]。

开关惯性液压转换器(Switched Inertance Hydraulic Converter, SIHC)作为一种高能效的数字液压系统，主要由高速开关阀、惯性管与蓄能器等组成[6]，可在不依赖节流损耗的情形下实现流量、压力控制[7]，其在忽略泄漏、高速开关阀口损耗的前提下，理论上系统效率可达 100%[8]。早在 1987 年，美国理海大学的 Brown[9] 就给出了一系列 SIHC 的基本配置，并明确指出高速开关阀性能与管路压力波传播特性是制约系统性能的关键因素[10]。在该项研究的鼓舞下，许多学者开始专注于高速开关阀性能提升[11-13]、管路动态传输建模[14-17]、系统特性分析[18-19]等方面的研究。已有研究表明，SIHC 能效水平与实现流量/压力增益的管路传输模型密切相关[15]，然而目前的管路传输模型的建模与修正侧重于频率相关的黏性损耗项等效建模研究[14-17]，忽视了管路压力波传播特性的重要性。

另外，SIHC 的本质在于充分利用高速开关阀高频切换引起的流量/压力增益控制流体动力，但伴随其产生的压力波往往会导致高频激励噪声[20]。英国巴斯大学的 Pan[21] 意识到这一严重问题，通过分析系统管路压力波传播特性，研制了一款由方波信号驱动的高频压电阀，运用闭环控制算法抑制管路中的压力脉动，这一主动控制方法在未影响系统动态性能的前提下，将主要噪声降至 40 dB 左右。然而随着 SIHC 的进一步发展，高速开关阀结构与配置趋于多元化[22-23]，系统管路中的流动状态变得更为复杂，依托 SIHC 基本

收稿日期：2019-09-05；**录用日期**：2019-10-11；**网络出版时间**：2020-01-19 10:59
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1810.004.html
基金项目：国家自然科学基金（51575258，51975275）
* **通信作者**. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

引用格式：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).

北航学报 赠阅

配置研制的高频压电阀[21]可能难以发挥作用,这就需要对 SIHC 系统,尤其是管路中以压力波传播为特点的流动进行更为深入的研究。奥地利林茨大学的 Kogler 等同样认为阀芯毫秒级的切换引起的高频压力脉动可能诱发 kHz 的空气噪声,结合人为设定的理想阀芯启闭特性曲线分析了阀后管路中压力响应特性[24],但其简化了高速开关阀的动力学特性。

本文在前人研究的基础上,以数字开关液压系统为载体,线性传递函数与时间延迟模块被用以描述压力波传播特性,高速开关阀的流量特性与管路压力波传播特性的耦合用以分析不同管路参数下的两位两通高速开关阀控缸系统的压力波传播特性,并通过实验辅以验证。为后续数字开关惯性液压系统的设计提供依据。

1 数字开关液压系统结构与原理

数字开关液压系统原理如图 1 所示,其主要由液压泵、溢流阀、两位两通高速开关阀(以下简称高速开关阀)、惯性管、电磁换向阀、单作用液压缸等组成。为方便数学建模,将液压泵与溢流阀组成的动力源部分等效为恒压源;考虑高速开关阀球阀的动力学模型;将电磁换向阀等效为可变液阻。

工作过程如下所述:高速开关阀线圈得电,其切换至右位,同时电磁换向阀切换至右位,高压油液进入液压缸无杆腔,活塞杆伸出;此时,高压油液在惯性管中持续加速,形成淹没射流;当高速开关阀线圈失电,高速射流瞬间被切断,阀后瞬时失压,造成惯性管管路中的压力波传播过程。

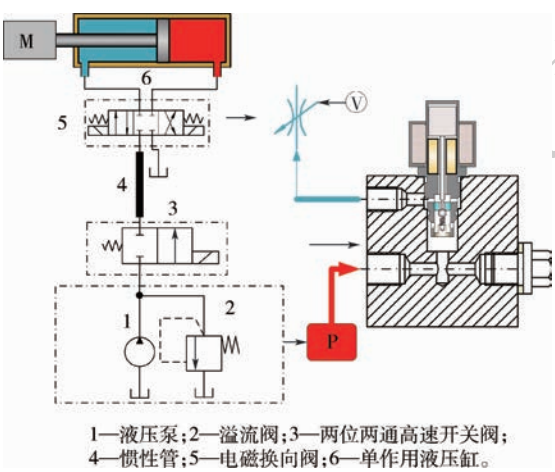


图 1 数字开关液压系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of digital switched hydraulic system

2 数字开关液压系统数学模型

2.1 高速开关阀建模

2.1.1 高速开关阀结构原理

高速开关阀是电磁-机械-流体高度融合的液压控制元件,其主要由球阀、顶杆、极靴、衔铁、线圈、阀体等部件组成,其内部结构如图 2 所示。

高速开关阀由脉宽调制(Pulse Width Modulation, PWM)信号驱动,信号为高电平时,电磁铁推动顶杆使得球阀打开;信号为低电平时,阀芯靠液压力与弹簧力复位。

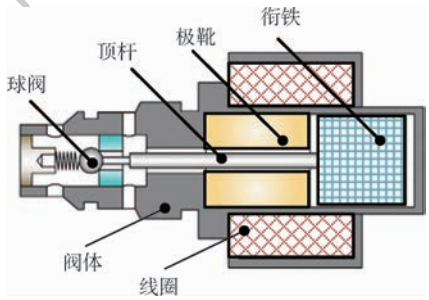


图 2 高速开关阀结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of fast switching valve structure

2.1.2 高速开关阀输出流量特性

高速开关阀阀芯在电磁力、液压力、弹簧力以及液动力的作用下动作,其受力状况如图 3 所示。图中:k_v 为弹簧刚度,N/m;p_1、p_2 分别为进出口的压力,Pa;A_j 为阀口有效过流面积,m^2;$\boldsymbol{F}_s$ 为稳态液动力,N;$\boldsymbol{F}_m$ 为电磁力,N;d 为阀芯直径,m;$\boldsymbol{x}_v$ 为阀芯位移;α 为阀芯与阀座的接触角,rad;d_a 为油液在阀芯上作用面积等效半径,m;d_r 为阀芯连接杆直径,m;B_f 为阻尼系数,N·s/m;d_s 为节流孔直径,m。

阀芯动力学平衡方程如下:

$$m_v\ddot{\boldsymbol{x}}_v + c_f\dot{\boldsymbol{x}}_v + k_v(\boldsymbol{x}_0 + \boldsymbol{x}_v) + \Delta\boldsymbol{p}A_s + \boldsymbol{F}_s = \boldsymbol{F}_m \quad (1)$$

式中:m_v 为阀芯及运动部件质量,kg;c_f 为黏性阻力系数,N·s/m;$\boldsymbol{x}_0$ 为弹簧预压缩量,m;$|\Delta\boldsymbol{p}|$ =

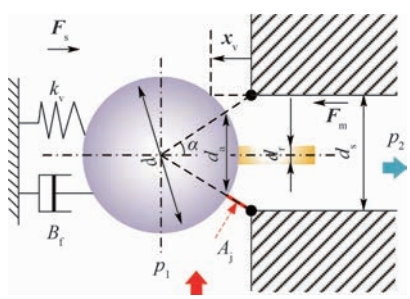


图 3 高速开关阀球阀受力示意图

Fig. 3 Schematic diagram of force of valve of fast switching valve

北航学报 赠阅

p_1-p_2 为高速开关阀进出口压差，Pa；A_s 为油液在阀芯上的作用面积，m^2。电磁力 $\boldsymbol{F}_m$ 源于电磁耦合过程，其中电路模型可用 Kirchhoff 平衡方程描述[25]：

$$\boldsymbol{i}(t)R+N\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{\psi}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{V} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{V}$ 为驱动电压，V；$\boldsymbol{i}(t)$ 为线圈电流，A；R 为线圈电阻，Ω；$\boldsymbol{\psi}$ 为线圈上的磁通量，Wb；N 为线圈匝数。磁路模型如下[26]：

$$\boldsymbol{L}(t)\boldsymbol{i}(t)=N\boldsymbol{\psi} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{L}(t)$ 为线圈上的等效电感，H。综合式(2)、式(3)即可求得电磁力 $\boldsymbol{F}_m$ 为[27]

$$\boldsymbol{F}_m=\frac{\lambda\boldsymbol{\psi}^2}{2S\mu_0}=\frac{\lambda\boldsymbol{L}^2(t)\boldsymbol{i}^2(t)}{2N^2S\mu_0} \tag{4}$$

式中：λ 为漏磁系数；S 为极化面积，m^2；μ_0 为空气磁导率，H/m。由式(4)可知，高速开关阀电磁力大小受线圈瞬时电流、电感影响。本文所述高速开关阀的输出流量有如下关系：

$$q_v=C_dA_j\sqrt{\frac{2}{\rho}|\Delta\boldsymbol{p}|} \tag{5}$$

式中：C_d 为阀口流量系数；ρ 为油液密度，kg/m^3；阀口有效过流面积 A_j 如下：

$$A_j=\frac{\pi}{4}d_s^2\left[\frac{\frac{1}{\tan^2\alpha}+1-\left(\frac{d}{d_s}\right)^2}{\sqrt{\frac{1}{\tan^2\alpha}+1}}\right] \tag{6}$$

α 与阀芯位移 $\boldsymbol{x}_v$ 有如下关系：

$$\frac{1}{\tan\alpha}=\frac{2|\boldsymbol{x}_v|}{d_s}+\sqrt{\left(\frac{d}{d_s}\right)^2-1} \tag{7}$$

联合式(1)与式(5)～式(7)，即可得高速开关阀的流量输出流量特性。

2.2　动态管路传输模型

认为水平放置的管路中油液为一维牛顿流体流动，满足流量连续性与动量方程，其表达式分别为[28]

$$\frac{\partial p(x,t)}{\partial t}+\frac{q(x,t)}{A_t}\cdot\frac{\partial p}{\partial t}+\frac{\rho c^2}{\partial x}=0 \tag{8}$$

$$\frac{\partial p(x,t)}{\partial t}+\frac{p(x,t)}{A_t}\cdot\frac{\partial p}{\partial t}+\frac{A_t}{\rho}\cdot\frac{\partial p}{\partial x}+f(q,x)=0 \tag{9}$$

式中：$p(x,t)$ 和 $q(x,t)$ 分别为管路中时间、轴向位移有关的动态压力和流量；t 为时间，s；x 为轴向位置，m；A_t 为管路过流面积，m^2；$f(q,x)$ 用以描述黏性损耗项；压力波在油液中的传播速度 c 的表达式为[15]

$$c=\sqrt{\frac{K_e}{\rho}} \tag{10}$$

其中：K_e 为含气油液有效体积弹性模量，Pa。一般认为，油液中不可避免地混入气体，会导致其体积模量严重减小，因此含气油液的有效体积弹性模量有如下关系[29]：

$$\frac{1}{K_e}=\delta_a\frac{p_a}{p_f^2}+\left(1-\delta_a\frac{p_a}{p_f}\right)\frac{1}{K} \tag{11}$$

式中：p_a 为大气压，Pa；p_f 为工作压力，Pa；δ_a 为混入油液中的气体体积分数；K 为纯油液体积弹性模量，Pa。

用以在频域范畴描述管路中压力-流量特性的动态传输矩阵如下[15]：

$$\begin{bmatrix}p_1\\q_1Z_C\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}t_{11}&t_{12}\\t_{21}&t_{22}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p_2\\q_2Z_C\end{bmatrix} \tag{12}$$

式中：p_1、p_2 分别为进出口压力，Pa；q_1、q_2 分别为进出口的流量，L/min；t_{11}、t_{12}、t_{21} 和 t_{22} 为传输矩阵系数；管路中的阻抗 Z_C 的表达式为[15]

$$Z_C=\sqrt{\frac{L}{C}} \tag{13}$$

其中：L、C 分别为管路单位长度上的液感、液容，其表达式分别为

$$L=\frac{\rho}{A_t} \tag{14}$$

$$C=\frac{A_t}{K_e} \tag{15}$$

联合式(10)、式(13)～式(15)，Z_C 可表示为

$$Z_C=\frac{\rho c}{A_t} \tag{16}$$

式(16)表明，阻抗与管路过流面积、油液密度、压力波在油液中的传播速度等密切相关。为了更好地描述这一关系，引入黏性损耗系数 β，其定义为[22]

$$\beta=\frac{R_t}{8Z_C} \tag{17}$$

$$R_t=\frac{128\nu\rho l_t}{\pi d_t^4} \tag{18}$$

式中：R_t 为管路层流状态下的液阻；ν 为油液运动黏度，m^2/s；l_t 为管路长度，m；d_t 为管路直径，m。

考虑到管路传输矩阵中的系数矩阵难以在时域范畴计算，基于传递函数与时间延迟的时域管路传输方法（Transmission Line Method，TLM）被提出[14]，用以描述上述问题，其结构如图 4 所示。

管路传输模型中具有以下线性关系：

$$C_1=p_1-q_1Z_C \tag{19}$$

$$C_2=p_2-q_2Z_C \tag{20}$$

式中：C_1、C_2 均为模型常数。该模型由 Krus 等提

北航学报 赠阅

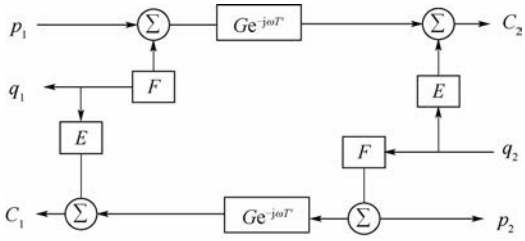


图 4 管路传输模型方框图

Fig. 4 Block diagram of transmission line model

出[14],Johnston 等改进了该模型以解决管中与频率相关的黏性损耗问题,用以增强该模型适应性的各参数传递函数[15],其表达式分别为

$$E(s) = Z_C \sum_{i=1}^{k} \frac{m_{Ei}}{n_i + Ts} \tag{21}$$

$$F(s) = Z_C + bE(s) \tag{22}$$

$$b = 1 - \frac{8\beta}{\sum_{i=1}^{k} \frac{m_{Ei}}{n_i}} \tag{23}$$

$$G(s) = 1 - \sum_{i=1}^{k} \frac{m_{Gi} Ts}{n_i + Ts} \tag{24}$$

$$T' = \tau T = \tau \frac{l_t}{c} \tag{25}$$

$$n_1 = \frac{0.3}{1 + 3\beta} \qquad n_{i+1} = 3n_i \tag{26}$$

式中:T 为管路压力波传播周期;T'为修正后的压力波传播周期;$F(s)$为传递函数 $E(s)$的线性函数,用以保证稳态流动下的压降求解更为准确;k 为传递函数方程数;n_i、m_{Gi}、m_{Ei}、τ、b 均为控制参数且与黏性损耗系数 β 有明确对应关系。基于 TLM 结构与代数环,可得传输矩阵系数表达式为

$$t_{11}^* = \frac{(E(s) + Z_C) G^{-1}(s) e^{-j\omega T'}}{E(s) + Z_C + F(s)} \tag{27}$$

$$t_{12}^* = \frac{(E(s) + Z_C)^2 G^{-1}(s) e^{-j\omega T'} - F^2 G(s) e^{-j\omega T'}}{E(s) + Z_C + F(s)} \tag{28}$$

$$t_{21}^* = \frac{G(s) e^{-j\omega T'} - G^{-1}(s) e^{-j\omega T'}}{E(s) + Z_C + F(s)} \tag{29}$$

$$t_{22}^* = -t_{11}^* \tag{30}$$

综合式(12)与式(21)~式(30)即可描述管路中油液的动态压力-流量变化规律。t_{11}^*、t_{12}^*、t_{21}^*、t_{22}^*分别为式(12)传输矩阵系数 t_{11}、t_{12}、t_{21}、t_{22}的 TLM 模型估计值。

2.3 电磁换向阀模型

本文将电磁换向阀简化为线性液阻,其具有如下关系:

$$\Delta \boldsymbol{p}_s = R_s \boldsymbol{q}_s \tag{31}$$

式中:$\Delta \boldsymbol{p}_s$ 为电磁换向阀进出口压差,Pa;$\boldsymbol{q}_s$ 为流经电磁换向阀的流量,L/min,其与液阻 R_s 有如下关系:

$$R_s = \frac{|\boldsymbol{q}_s| \rho}{2(C_{ds} A_s)} \tag{32}$$

式中:C_{ds}为电磁换向阀阀口流量系数;A_s 为电磁换向阀阀口过流面积,m^2。

2.4 单作用液压缸模型

单作用液压缸在外负载、摩擦力、容腔内油液压力的共同作用下动作,在忽略泄漏的前提下,活塞杆的动力学平衡方程如下:

$$\boldsymbol{p}_c A_p - \boldsymbol{F}_f - m_p \ddot{\boldsymbol{x}}_p = \boldsymbol{0} \tag{33}$$

式中:$\boldsymbol{p}_c$ 为单作用液压缸无杆腔压力,Pa;A_p 为单作用液压缸无杆腔作用面积,m^2,有杆腔接回油箱,认为其为零压;$\boldsymbol{F}_f$ 为黏性摩擦力,N;m_p 为活塞及运动部件质量,kg;$\boldsymbol{x}_p$ 为活塞杆位移,m。单作用液压缸无杆腔压力动态方程为

$$\dot{\boldsymbol{p}}_c = \frac{K_e}{V_{01} + A_p |\boldsymbol{x}_p|} (-A_p \dot{\boldsymbol{x}}_p + \boldsymbol{q}_m - C_t \boldsymbol{p}_c) \tag{34}$$

式中:V_{01}为无杆腔初始容积,L;C_t 为单作用液压缸泄漏系数,L/(min · Pa);$\boldsymbol{q}_m$ 为流入单作用液压缸无杆腔的流量,L/min。

3 管路压力波传播特性分析

3.1 管路传输模型验证

结合 TLM $q_1 p_2$ 模型(如图 4 所示),边界条件为输入流量 q_1 与输出压力 p_2,构建管路传输验证模型如图 5 所示。以管长 7 m,管径 6 mm 的刚性直管为例,设置管路进口阶跃输入流量终值 0.5 L/min,管路出口压力为 0。分析模型主要参数如表 1 所示。

图 6 为管路进出口的流量对比曲线。在阶跃输入流量条件下,管路出口流量出现明显脉动,且流量脉动幅值随时间逐渐衰减,其结果与管路特性方法(Method of Characteristics,MOC)[30]所求较

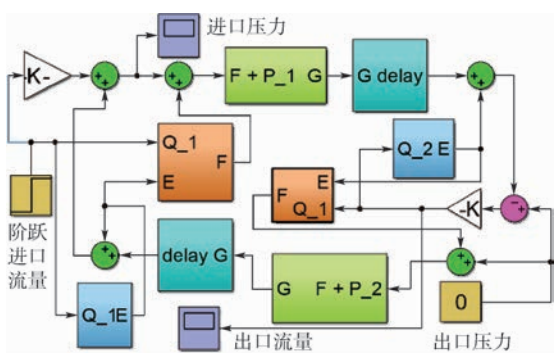


图 5 管路传输方法 $q_1 p_2$ 模型

Fig. 5 Transmission line method $q_1 p_2$ model

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 1　分析模型主要参数

Table 1　Main parameters of analytical model

编号	参数	数值
1	液压软管弹性模量 E_h/Pa	8×10^9
2	刚性管弹性模量 E_s/Pa	2.06×10^{11}
3	油液密度 ρ/(kg·m^{-3})	878
4	油液动力黏度 μ/(Pa·s)	0.040 25
5	纯油液体积弹性模量 K/Pa	1.8×10^9

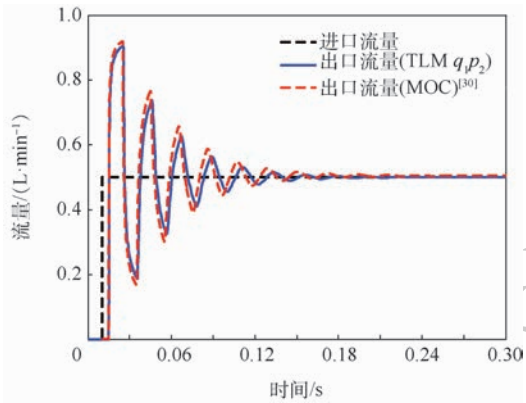


图 6　TLM q_1p_2 模型结果

Fig. 6　Results of TLM q_1p_2 model

为接近，满足求解精度。值得注意的是，本文所述的管路传输模型中时间滞后用以描述压力波传播特性，多组传递函数用以描述管路中存在的与频率有关的黏性损耗，有效解耦这两种复杂现象，并且避免了 MOC 复杂耗时的迭代计算步骤与仅适用于常值属性的弊端。

3.2　高速开关阀阀后压力响应分析

3.2.1　高速开关阀动态特性分析

基于第 2 节的高速开关阀数学模型与管路传输模型，结合数字开关液压系统的连接方式，高速开关阀阀后压力波传播分析模型基本框图如图 7 所示。

由图 7 可知，该分析模型中，高速开关阀的输出流量作为管路的入口流量边界条件，管路入口压力特性（阀后压力特性）反馈至高速开关阀的动态特性方程中，形成了高速开关阀动态特性与管路传输模型的耦合建模。为清楚解析这一耦合关系，以 24 V 阶跃电压信号作为输入，有无考虑压力反馈的高速开关阀输出流量特性如图 8 所示。

由图 8 可知，相比没有压力反馈的高速开关阀输出流量特性，有压力反馈的输出流量特性在阀芯开启瞬间并未达到公称流量，且出现了显著的流量脉动，这是因为阀后压力失稳（压力波传播效应）造成的。由此可见，管路压力波传播效应会对高速开关阀输出流量特性产生严重影响，反之，该输出流量特性将作为管路传输模型的输入边界条件。

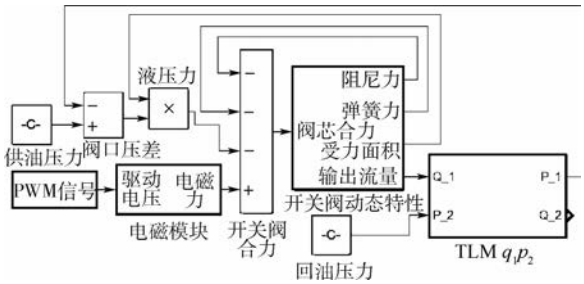


图 7　管路压力波传播分析模型基本框图

Fig. 7　Basic block diagram of pressure wave propagation analytical model inside pipeline

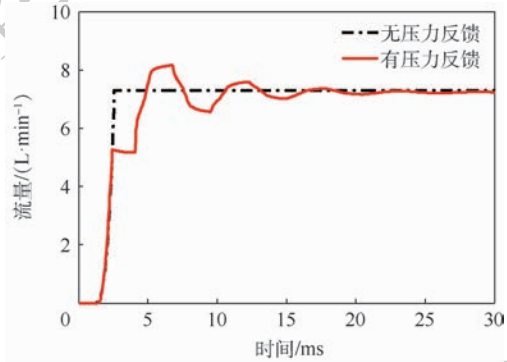


图 8　恒定负载情况下高速开关阀流量输出流量特性

Fig. 8　Output flowrate characteristics of fast switching valve under constant load

3.2.2　管壁厚度对阀后压力响应的影响

就厚壁刚性管路而言，压力波在其内部的传播速度仅考虑油液压缩性，式(11)所求即可。但对于较薄的弹性壁管路，理应考虑弹性变形引起的压力波传播速度变化，即管路中油液压力波有效传播速度为[16]

$$c_e=\sqrt{\frac{K_e}{1+(1-\lambda_p^2)\dfrac{K_e}{eE_p}}} \tag{35}$$

式中：λ_p 为管路泊松比；e 为管路壁厚，m；E_p 为管路材料弹性模量，Pa。

此外，管路内压力变化引起的容积变化需要考虑管路体积弹性模量，管路有效体积弹性模量为[29]

$$E_z=\frac{E_{pv}K_e}{E_{pv}+K_e} \tag{36}$$

式中：E_{pv} 为管路体积弹性模量，Pa，基于管路的结构特点，其可由式(37)求得

$$E_{pv}=\frac{E_pe}{d_t} \tag{37}$$

综合式(36)、式(37)，可将式(15)改写为

$$C=\frac{A_t}{E_z} \tag{38}$$

北航学报 赠阅

依据式(35)、式(36),即可确定管壁厚度与管路传输模型之间的耦合关系。2 种管路中压力波有效传播速度随管壁厚度变化曲线如图 9 所示。

由图 9 可知,相对于刚性管,液压软管内压力波有效传播速度随管壁厚度变化更为显著,且随壁厚增加,其上升梯度逐渐减缓。由式(16)、式(17)可知,管路中压力波有效传播速度与管路阻抗密切相关,其变化显著影响黏性损耗系数,进而造成压力波传播特性的变化。为了直观地描述这一关系,本文以管壁厚度 0.5 mm(对应压力波有效传播速度 737 m/s)与管壁厚度 5 mm(对应压力波有效传播速度 1 156 m/s)为例,给出 2 种压力波有效传播速度下的高速开关阀阀后压力响应曲线如图 10 所示。

由图 10 可知,管路中压力波有效传播速度决定了压力波传播周期,有效传播速度越大,其压力波在管路中的周期越短;然而,在相同黏性损耗情况下,压力波有效传播速度越小,压力波幅值衰减梯度越大,且获得较高的稳态压力值。2 种管路中有效体积弹性模量随管壁厚度变化曲线如图 11所示。

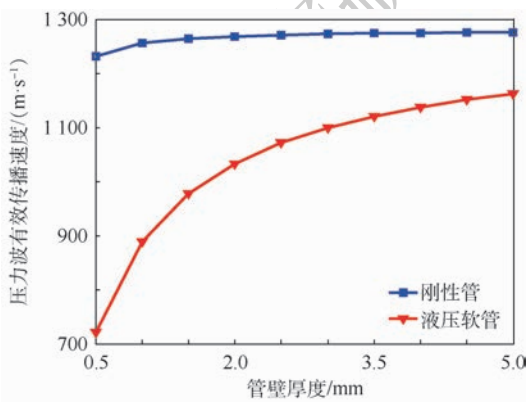


图 9 压力波有效传播速度随管壁厚度的变化曲线

Fig. 9 Changing curves of pressure wave propagation effective speed with pipe thickness

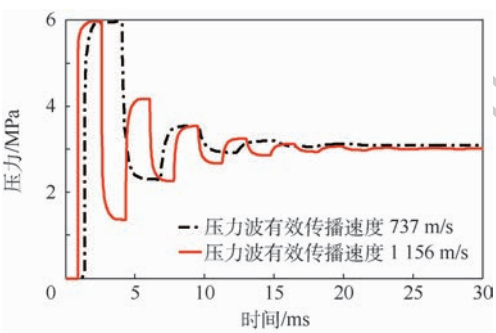


图 10 不同压力波有效传播速度下高速开关阀阀后压力响应

Fig. 10 Downstream pressure response of fast switching valve under different effective propagation speed of pressure wave

由图 11 可知,管路有效体积弹性模量直接反映了管路与油液两者的综合体积变化量,相对于刚性管,液压软管管壁厚度变化导致的管路有效体积弹性模量变化更为显著,在认为压力波有效传播速度一定的情况下,其产生更大的液容,进而直接影响管路阻抗大小,改变管路中动态压力-流量特性。

为直观解析管路属性对高速开关阀阀后压力响应的影响,本节以管壁厚度 1 mm、管长 1 m 的刚性管与液压软管为例,设定供油压力 6 MPa,负载端压力 3 MPa,高速开关阀工作频率 10 Hz,得到 2 种管路下的高速开关阀阀后压力响应如图 12所示。

由图 12 可知,由于管路出口压力恒定 3 MPa,高速开关阀工作在 10 Hz 的 PWM 控制信号下,当信号位于高电平时,阀后形成峰值 6 MPa 的正向压力波,液压软管相较刚性管压力响应存在1 ms 以下的延迟,阀后压力经2个压力波后快速稳

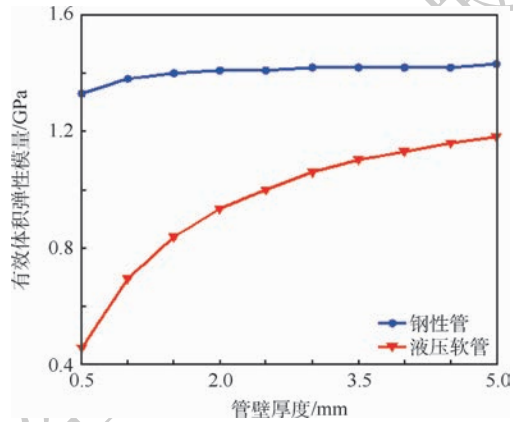


图 11 有效体积弹性模量随管壁厚度变化曲线

Fig. 11 Changing curves of effective volume modulus with pipe thickness

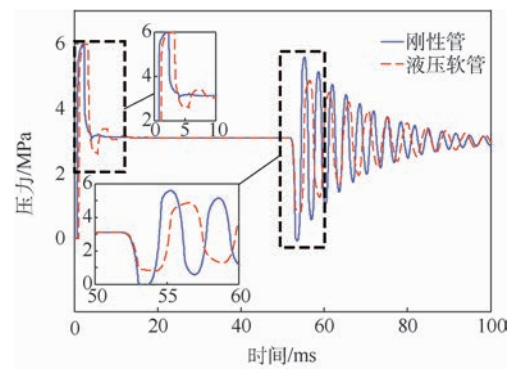


图 12 恒定负载下高速开关阀阀后压力响应曲线

Fig. 12 Downstream pressure response of fast switching valve under constant load

北航学报 赠阅

定下来，在管路内形成高速淹没射流；当信号处于低电平时，高速开关阀后的高速射流被切断，阀后瞬时失压，首先出现反向压力波，然后在管道内来回传播幅值衰减，此时，液压软管的压力波仍相对刚性管延迟 1 ms 左右，在压力波的传播衰减过程中，液压软管的压力波幅值也较刚性管最大有 0.7 MPa的差异。

3.2.3　管路尺寸对阀后压力响应的影响

黏性损耗系数作为动态管路传输模型的宏观技术指标，其严重受制于管路尺寸，不同管路尺寸下的黏性损耗系数变化规律如图 13 所示。

由图 13 可知，管路尺寸变化引起管路内油液黏性损耗系数显著变化，尤其是当管路长度超过 1 m 后，油液黏性损耗系数对管路长度变化更为敏感，梯度明显加大，这是因为黏性损耗系数与液阻呈正相关，管路液阻随管路长度增加而增加。相对而言，管路通径对黏性损耗系数的影响较弱，这也是 SIHC 系统常以管路长度作为首选控制参量的主要原因。为了说明这一问题，在压力波传播速度一定的前提下，以管路长度 3、4、5 m，管路半径 2 mm 的刚性管为例，给出 3 种管路长度下的高速开关阀阀后压力响应曲线如图 14 所示。

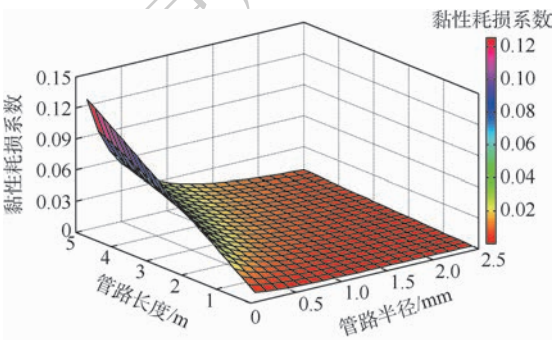


图 13　不同管路尺寸下的黏性损耗系数

Fig. 13　Viscous dissipation coefficient under different dimension of pipeline

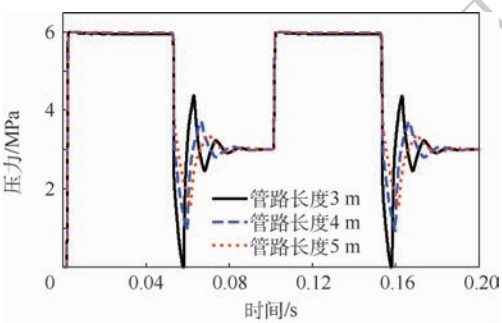


图 14　不同管路长度下高速开关阀阀后压力响应对比曲线

Fig. 14　Comparison of pressure response of fast switching valve under different pipe length

由图 14 可知，管路长度变化引起的压力波传播特性变化较为显著，相同管路半径下，5 m 管路长度引起压力波幅值最小，传播周期更长，这是因为管路长度与液阻正相关，较长的管路引起较大的黏性损耗，进而造成压力波的幅值衰减加剧，且传播周期变长。

3.3　数字开关液压系统管路压力响应分析

在高速开关阀与管路传输模型的基础上，结合电磁换向阀与单作用液压缸数学方程，构建完整数字开关液压系统分析模型，用以解析系统管路中压力波传播特性，其中仅对高速开关阀至电磁换向阀处管路应用 TLM q_1p_2 模型，设定供油压力6 MPa，工作频率 10 Hz，管路长度 1 m，液压回油压力为 0，可得高速开关阀阀后压力响应、输出流量特性如图 15、图 16 所示。

由图 15 可知，高速开关阀工作在 PWM 驱动信号下，开启时引起明显的压力脉动；关闭时因存在系统压力，阀后压力下降较为缓慢。如图 16 所示，与高速开关阀阀后压力响应相对应，其输出流量在阀开启时出现显著波动；在阀关闭后，高速射流被切断后，流量迅速将至 0。

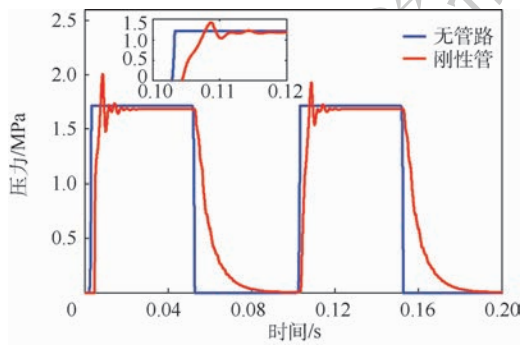


图 15　在数字开关液压系统中高速开关阀阀后压力响应曲线

Fig. 15　Downstream pressure response curves of fast switching valve in digital switched hydraulic system

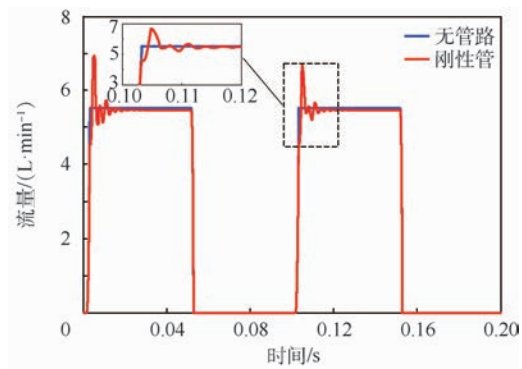


图 16　在数字开关液压系统中高速开关阀输出流量特性曲线

Fig. 16　Output flowrate characteristics curves of fast switching valve in digital switched hydraulic system

北航学报 赠阅

4 实验验证

4.1 实验测试系统配置与原理

实验测试系统(见图 17)主要包括液压站、两位两通高速开关阀(贵州红林 HSV-3101S3)、刚性管、液压软管、单作用液压缸、高频压力传感器(昆山双桥 CYG1401F)、PCI(Peripheral Component Interconnect)板卡、功率放大器(美国 AE Techron 7224)、换向阀(PST DDV1-40A)、宿主机、目标机等主要的实验仪器。其中数据采集卡采样率为 1 kHz,压力传感器精度为 0.5%,功率放大器电压放大 6 倍,液压站最高供油压力 10 MPa,换向阀在单边压差为 3.5 MPa 时流量约为 7.9 L/min。

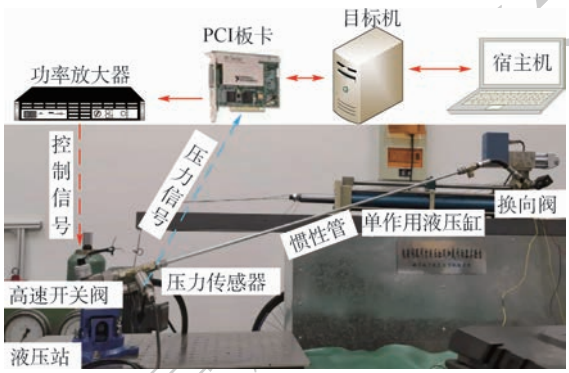


图 17 数字开关液压系统管路压力响应实验测试系统

Fig. 17 Experimental measurement rig for pressure response inside pipeline in digital switched hydraulic system

4.2 实验结果与分析

在搭建上述实验测试系统的基础上,对比分析模型与实验系统中高速开关阀阀后瞬时压力变化过程,进而验证分析模型的准确性。3 MPa 供油压力,高速开关阀分别工作在 5、10 Hz PWM 信号下,高速开关阀阀后压力响应曲线如图 18 所示。

由图 18 可知,高速开关阀在 PWM 驱动信号的作用下,实验结果与模型结果均表明,阀后出现较为显著的压力波传播特性,且压力波的变化趋势基本一致;阀芯开启时,首个正向压力波峰值抵近 1.2 MPa,首个反向波峰值降至 0.6 MPa 左右(实验),此时,实验较分析模型有 0.1 MPa 的误差,这可能是因为实验中管路存在振动与油液黏温特性等复杂现象,但在分析模型并未加以考虑。压力波传播周期方面,分析模型中压力波有效传播速度源于管路属性与油液属性的理论计算,可能与实际管路中压力波真实传播速度有一定差距。在阀芯开启后,在完成 2 个完整周期的压力

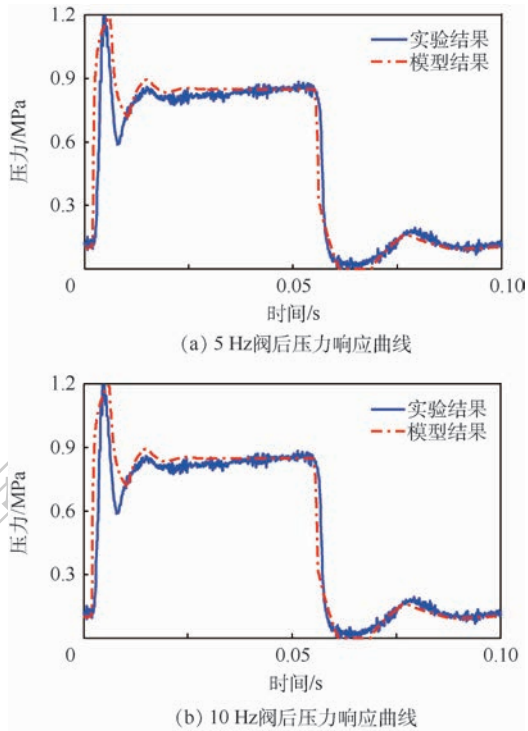


图 18 不同频率下高速开关阀阀后压力响应对比曲线

Fig. 18 Comparison curves of downstream pressure response of fast switching valve under different frequency

波幅值衰减后,压力趋于 0.85 MPa;阀芯关闭时,阀后首个反向压力波峰值接近 0 MPa,首个正向压力峰值波接近 0.2 MPa,在完成 1.5 个周期的压力波幅值衰减后,压力稳定在 0.1 MPa 左右,此时,由于系统压力较低,管路中的黏性损耗项较为显著,压力波传播周期较长,幅值较小,实验与分析模型误差较小。

5 结 论

本文以数字开关液压系统管路压力波传播特性为研究对象,应用基于线性传递函数与时间迟滞的管路传输方法,得到:

1) 所提管路传输方法验证模型结果与 MOC 模型所求较为接近,满足计算要求,可用于描述管路中的动态压力-流量变化。

2) 高速开关阀阀后压力响应受制于管路属性,当管路壁厚增加,其导致压力波有效传播速度增大,有效体积弹性模量增加;管路长度造成黏性损耗系数变化,进而显著影响压力波幅值与传播周期。

3) 数字开关液压系统中,当高速开关阀位于高电平时,管路入口处形成一定程度的压力脉动;当其位于低电平时,由于系统压力,管路入口处压力缓慢降低。

北航学报 赠阅

4）实验结果与模型结果对比发现，高速开关阀阀后压力变化趋势基本一致，阀芯开启时，模型可较为准确地预测阀后首个正向压力波峰值与基本形态，但对首个反向压力波与传播周期的预测存在一定误差；阀芯关闭时，模型可基本预测阀后压力波变化特性。

参考文献（References）

[1] VACCA A. Energy efficiency and controllability of fluid power systems[J]. Energies, 2018, 11(5): 1-6.

[2] LOVE L, LANKE E, ALLES P. Estimating the impact (energy, emissions and economics) of the US fluid power industry: ORNL/TM-2011/14[R]. Oak Ridge: Oak Ridge National Laboratory, 2012.

[3] LINJAMA M. Digital fluid power: State of the art[C]// 12th Scandinavian International Conference on Fluid Power, 2011: 18-20.

[4] SCHEIDL R, LINJAMA M, SCHMIDT S. Is the future of fluid power digital? [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2012, 226(6): 721-723.

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

[6] YUAN C, PAN M, PLUMMER A. A review of switched inertance hydraulic converter technology[C]// ASME/BATH 2018 Symposium on Fluid Power and Motion Control. New York: ASME, 2018: V001T01A013.

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

[8] JOHNSTON D N. A switched inertance device for efficient control of pressure and flow[C]// ASME 2009 Dynamic Systems and Control Conference. New York: ASME, 2009: 589-596.

[9] BROWN F T. Switched reactance hydraulics: A new way to control fluid power[C]// National Conference on Fluid Power, 1987: 25-34.

[10] BROWN F T, TENTARELLI S C, RAMACHANDRAN S. A hydraulic rotary switched-inertance servo-transformer[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1988, 110(2): 144-150.

[11] WINKLER B. Development of a fast low-cost switching valve for big flow rates[C]// 3rd PFNI-PhD Symposium on Fluid Power, 2004: 599-606.

[12] SELL N P, JOHNSTON N, PLUMMER A R, et al. Development of a position controlled digital hydraulic valve[C]// ASME/BATH 2015 Symposium on Fluid Power and Motion Control. New York: ASME, 2015: V001T01A008.

[13] KOKTAVY S E, YUDELL A C, VAN DE VEN J D. Design of a crank-slider spool valve for switch-mode circuits with experimental validation[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2018, 140(6): 061008.

[14] KRUS P, WEDDFELT K, PALMBERG J O. Fast pipeline models for simulation of hydraulic systems[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1994, 116(1): 132-136.

[15] JOHNSTON N, PAN M, KUDZMA S. An enhanced transmission line method for modelling laminar flow of liquid in pipelines [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2014, 228(4): 193-206.

[16] VEN DER BUHS J W, WIENS T K. Modeling dynamic response of hydraulic fluid within tapered transmission lines[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2018, 140(12): 121008.

[17] WIENS T, VEN DER BUHS J W. Transmission line modeling of laminar liquid wave propagation in tapered tubes[J]. Journal of Fluids Engineering, 2019, 141(10): 101103.

[18] DE NEGRI V J, WANG P, PLUMMER A, et al. Behavioural prediction of hydraulic step-up switching converters[J]. International Journal of Fluid Power, 2014, 15(1): 1-9.

[19] DE NEGRI V J, NOSTRANI M P, WANG P, et al. Modelling and analysis of hydraulic step-down switching converters[J]. International Journal of Fluid Power, 2015, 16(2): 111-121.

[20] PAN M. Active control of pressure pulsation in a switched inertance hydraulic system [D]. Bath: University of Bath, 2012.

[21] PAN M. Adaptive control of a piezoelectric valve for fluid-borne noise reduction in a hydraulic buck converter[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2017, 139(8): 081007.

[22] PAN M, JOHNSTON N, ROBERTSON J, et al. Experimental investigation of a switched inertance hydraulic system with a high-speed rotary valve[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2015, 137(12): 121003.

[23] YUDELL A C, KOKTAVY S E, VAN DE VEN J D. Crank-slider spool valve for switch-mode circuits[C]// ASME/BATH 2015 Symposium on Fluid Power and Motion Control. New York: ASME, 2015: V001T01A056.

[24] KOGLER H, SCHEIDL R, SCHMIDT B H. Analysis of wave propagation effects in transmission lines due to digital valve switching[C]// ASME/BATH 2015 Symposium on Fluid Power and Motion Control. New York: ASME, 2015: V001T01A057.

[25] ZHAO J, WANG M, WANG Z, et al. Different boost voltage effects on the dynamic response and energy losses of high-speed solenoid valves[J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 123: 1494-1503.

[26] 徐哲. 汽车线控液压制动系统特性及控制研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2014.
XU Z. Research on characteristics and control of electro-hydraulic brake system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).

[27] 苏明. 电磁高速开关阀控制特性及方法研究[D]. 贵阳：贵州大学，2010.
SU M. Study on control characteristics and method of high speed on/off solenoid valve[D]. Guiyang: Guizhou University, 2010 (in Chinese).

[28] TAYLOR S E M, JOHNSTON D N, LONGMORE D K. Modelling of transient flow in hydraulic pipelines[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 1997, 211(6): 447-455.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[29] 盛敬超. 液压流体力学[M]. 北京:机械工业出版社,1981:9-10.
SHENG J C. Hydraulic fluid mechanics[M]. Beijing:Mechanical Industry Press,1981:9-10(in Chinese).
[30] JOHNSTON D N. Efficient methods for numerical modeling of laminar friction in fluid lines[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control,2006,128(4):829-834.

作者简介:

陈晓明 男,博士研究生。主要研究方向:数字开关惯性液压技术。

朱玉川 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字开关惯性液压技术。

Modeling and analysis of pressure wave propagation inside pipeline of digital switched hydraulic system

CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan*, WU Changwen, GAO Qiang, JIANG Yulei

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to describe the characteristics of pressure wave propagation inside the pipeline in the digital switched hydraulic system accurately, an analytical model of pressure wave propagation inside the pipeline based on the transfer function and time delay was applied in this paper. By coupling the output flowrate characteristics of fast switching valve and pressure wave propagation analytical model, the model for pressure wave propagation characteristics inside pipeline in a hydraulic system controlled by two-position two-way fast switching valve was built and analyzed. The characteristics of pressure wave propagation inside pipeline under different parameters were discussed, and then validated in corresponding experiments. The results indicate that the experimental results are in good agreement with the results of the analytical model. The dynamic characteristics of the fast switching valve have a crucial impact on the pressure wave propagation effect inside the pipeline, which can be strongly affected by the pipeline properties. These will lay the foundation for further research of digital switched inertance hydraulic system.

Keywords: digital switched hydraulic system; pipeline; pressure wave propagation characteristics; analytical model; fast switching valve

北京航空航天大学学报

Received: 2019-09-05; **Accepted**: 2019-10-11; **Published online**: 2020-01-19 10:59
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1810.004.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51575258,51975275)

* **Corresponding author**. E-mail: meeyczhu@nuaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0463

星座分布式自主定轨中信息融合方法比较研究

全下文载

杨静*，魏若愚
（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：为了保证大型导航星座在有限的星载运算能力和通信能力下，具备自主运行能力并提供精准位置参考信息，对基于分层结构的星座分布式自主定轨的信息融合方法展开了研究。以地月卫星联合星座作为研究对象，将简单凸组合法、协方差交叉融合法以及在线性最小方差意义下的矩阵加权法和标量加权法等方法应用于子滤波器估计的融合中，对各种融合方法的性能进行了对比分析。仿真结果显示，在采用方差放大技术去相关设计星座分布式自主定轨算法基础上，采用简单凸组合法、矩阵加权法和标量加权法3种融合方法的定轨精度较高，与集中式滤波精度相当，其中标量加权法的计算代价最低；而协方差交叉融合法由于难以准确确定最优系数，其精度低于其他3种方法。

关 键 词：多源信息融合；协方差交叉融合；线性最优加权融合准则；卫星自主定轨；半分布式滤波
中图分类号：V249.32
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1345-09

卫星的定轨精度是决定导航定位性能的直接因素。随着卫星导航技术的深入发展和应用，对卫星定轨也提出了更高的要求。现阶段主要依靠地面定轨模式的卫星导航系统，受限于地面站数量、分布以及战时易受打压导致系统崩溃的缺陷，难以满足对高轨卫星和深空卫星的导航。因此，卫星星座自主定轨成为研究的重要方向。

卫星星座自主定轨指在无实时地面支持的情况下，在星上利用星载导航传感器获取的测量信息以及先验信息进行长时间轨道确定的过程。1984 年，Markley 首次提出用星座联合的方法来强化基于地球和太阳传感器的自主导航方案，结果表明联合测量可以显著提高轨道精度[1]。Ananda 等在 1984 年给出了基于星间测距的 GPS 自主导航方法，并利用测量数据开展了仿真研究[2]，但该方案具有亏秩特性，存在星座整体旋转和星钟整体漂移 2 类问题，是不完全可观的[3-4]。针对上述问题，通常采用引入先验信息、增加观测量和有偏估计 3 种途径来解决[5]。在引入先验信息方面，对于中、高轨道卫星，通过对升交点赤经和轨道倾角施加约束可以有效解决星座的整体旋转问题。增加观测量的方法通过引入恒星参考、地面信标、地磁参考或脉冲星等测量信息来改善观测矩阵的特性，但需要增加相应的星载测量设备，且导航精度会受到测量精度制约。当采用有偏估计方法时，当模型仅存在微小偏差时，方法具有一定的“稳定性”，并且对观测值中的粗差具有一定的“抗干扰性”，但当粗差较大时，方法有可能失效。显然，以上几种途径均存在一定的局限性。Hill 等提出了利用平动点轨道的特殊几何性质来解决星间测距星座自主定轨方法中的“亏秩”问题，这就是著名的星际联合自主导航（Linked Autonomous Interplanetary Satellite Orbit Navigation，LiAISON）方法[6]，该方法可以仅利用

收稿日期：2019-08-30；**录用日期**：2019-11-22；**网络出版时间**：2020-01-16 15:24
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.1054.005.html
基金项目：国家自然科学基金（61976013）
*通信作者. E-mail：jing.yang@buaa.edu.cn

引用格式：杨静，魏若愚. 星座分布式自主定轨中信息融合方法比较研究[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1345-1353.
YANG J，WEI R Y. Comparative study on information fusion methods in constellation distributed autonomous orbit determination [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1345-1353 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

星间测距实现平动点轨道导航星座的自主定轨。随后,国内外多名学者对 LiAISON 方法展开了研究。Leonard[7]、Fujimoto[8] 等对地球静止轨道(Geostationary Earth Orbit,GEO)和平动点卫星通过星间测距进行轨道定位,并仿真验证了其可行性。

在卫星星座自主定轨过程中,由于星载导航传感器获取的测量信息并不直接与卫星轨道根数有关,因此需要设计自主定轨算法,通过数据融合的方法,对参考轨道根数进行修正,得到所需状态变量的估计值。在星座自主定轨系统中,常用的定轨算法主要有批处理算法、序贯递推算法和抗差估计算法等。由于空间物理环境下,卫星易受到较多的扰动信号干扰,并且卫星定轨具有较高实时性的要求,因此常采用卡尔曼滤波及其改进算法来对卫星状态进行估计。

卫星自主定轨算法在滤波结构层面上可主要分为集中式、分层式和分布式 3 类。由于在大型星座系统中,卫星数目较多,采用集中式滤波结构对卫星计算和存储有较高要求,不利于实时运行;分布式滤波结构无处理中心,各个卫星同等地对数据进行处理,但由于无法实时获得其他卫星状态的最优估计值,因此只能得到次优的滤波结果;分层式滤波结构的性能介于集中式和分布式之间,而在大型星座自主定轨系统中,考虑到星载设备有限的运算能力、通信能力以及对较高定轨精度的需求,分层式滤波结构往往是更好的选择。

在分层式滤波结构中,通过合理设计子滤波器的结构、规模及其信息融合方法来保证全局滤波的精度和效率。文献[9-12]在线性最小方差意义下,利用拉格朗日乘子法推导出了矩阵加权、标量加权和对角阵加权 3 种融合方法。这 3 种方法要求多个融合信息之间是不相关的或是相关性的大小已知,但在实际应用中难以准确获取描述相关性大小的互协方差。文献[13]提出的简单凸组合法忽略了融合信息间的相关性,在相关性未知的情况下实现融合估计,然而在融合信息间存在强相关性的情况下,若忽略该影响会导致估计精度下降,严重情况下甚至会导致滤波发散。文献[14]中的协方差交叉融合法可以在避免计算互协方差的基础上,提高滤波系统的鲁棒性,避免发散。

本文采用 LiAISON 方法,利用地月系统中存在的非对称引力来解决地球星座自主定轨中存在的“亏秩”问题,仅通过星间测距以实现自主定轨,该方法结构简单、易于实现,且定轨精度高。本文以由全球导航卫星和拉格朗日卫星构成的联合星座为研究对象,在有限的星载运算能力和通信能力下,对基于分层结构星座自主定轨的信息融合方法展开研究。

1 星座自主定轨模型的建立

本节在分别建立全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System,GNSS)中的卫星和拉格朗日卫星的轨道动力学模型的基础上,以星间距离作为量测信息,建立地月联合星座自主定轨系统的状态方程和测量方程。

1.1 轨道动力学模型

考虑到定轨精度以及实时计算的需求,在全球导航卫星的轨道动力学模型中,考虑了 J_2 项摄动 $\boldsymbol{F}_{J_2}$、太阳引力摄动 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{s}}$、月球引力摄动 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{M}}$ 以及其他未建模噪声 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{W}}$,得到如下方程:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{F}_0 + \boldsymbol{F}_{J_2} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{s}} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{M}} + \boldsymbol{F}_{\mathrm{W}} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{r}$ 为地球导航卫星在地心惯性坐标系中的位置矢量;$\boldsymbol{F}_0$ 为地球重力加速度。

对于地月联合星座而言,卫星质量相对于地球和月球而言可忽略不计,因此拉格朗日卫星轨道动力学模型选用圆型限制性三体问题(Circular Restricted Three-Body Problem, CRTBP)[15] 作为基础力学模型。

定义质心会合坐标系 O_{mr}-$x_{\mathrm{mr}}y_{\mathrm{mr}}z_{\mathrm{mr}}$:原点位于地月系质心 O_{mr},x_{mr} 轴由质心指向月心方向,z_{mr} 轴指向系统的角速度方向,y_{mr} 轴按右手定则构成。

在 CRTBP 中,将各物理量进行无量纲化和归一化处理如下:

$$\begin{cases} [M] = M_{\mathrm{E}} + M_{\mathrm{M}} \\ [L] = d \\ [T] = \sqrt{[L]^3/(G[M])} \end{cases} \tag{2}$$

式中:$[M]$、$[L]$、$[T]$ 分别为无量纲化的质量单位、长度单位和时间单位;M_{E} 和 M_{M} 分别为地球和月球质量;d 为地球和月球之间的距离;G 为万有引力常数。由此可得简化后的 CRTBP 动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x}_{\mathrm{m}} - 2\dot{y}_{\mathrm{m}} - x_{\mathrm{m}} = -(1-\mu)\dfrac{x_{\mathrm{m}}+\mu}{r_{\mathrm{PE}}^3} - \mu\dfrac{x_{\mathrm{m}}+\mu-1}{r_{\mathrm{PM}}^3} \\ \ddot{y}_{\mathrm{m}} + 2\dot{x}_{\mathrm{m}} - y_{\mathrm{m}} = -\left(\dfrac{1-\mu}{r_{\mathrm{PE}}^3} + \dfrac{\mu}{r_{\mathrm{PM}}^3}\right) y_{\mathrm{m}} \\ \ddot{z}_{\mathrm{m}} = -\left(\dfrac{1-\mu}{r_{\mathrm{PE}}^3} + \dfrac{\mu}{r_{\mathrm{PM}}^3}\right) z_{\mathrm{m}} \\ \mu = M_{\mathrm{M}}/[M] \end{cases} \tag{3}$$

北航学报 赠阅

式中：μ 为质量参数；向量 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{m}}=[x_{\mathrm{m}}\quad y_{\mathrm{m}}\quad z_{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}}$ 表示卫星在质心会合坐标系中的位置；r_{PE} 和 r_{PM} 分别为归一化后卫星到地球和月球的距离。

1.2　星间测量模型

由于拉格朗日卫星的引入，联合星座自主定轨系统中存在由同类卫星和异类卫星产生的星间测距信息，对它们分别建立量测方程如下。

1）同类卫星的星间测距模型

对于同类卫星，设 ρ_{E_i,E_j} 表示全球导航卫星 E_i 和 E_j 之间的距离测量值，ρ_{L_k,L_l} 表示拉格朗日卫星 L_k 和 L_l 之间的距离测量值，则其星间距离为

$$\rho_{E_i,E_j}=\sqrt{(x_{E_i}-x_{E_j})^2+(y_{E_i}-y_{E_j})^2+(z_{E_i}-z_{E_j})^2}+\Delta_{E_i,E_j} \tag{4}$$

$$\rho_{L_k,L_l}=d\cdot\sqrt{(x_{L_k}-x_{L_l})^2+(y_{L_k}-y_{L_l})^2+(z_{L_k}-z_{L_l})^2}+\Delta_{L_k,L_l} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{r}_{E_{i/j}}=[x_{E_{i/j}}\quad y_{E_{i/j}}\quad z_{E_{i/j}}]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{r}_{L_{k/l}}=[x_{L_{k/l}}\quad y_{L_{k/l}}\quad z_{L_{k/l}}]^{\mathrm{T}}$ 分别为全球导航卫星和拉格朗日卫星在地球和月球参考坐标系中的位置；Δ_{E_i,E_j} 和 Δ_{L_k,L_l} 为观测噪声。

2）异类卫星的星间测距模型

拉格朗日卫星与全球导航卫星测距示意图如图 1所示。

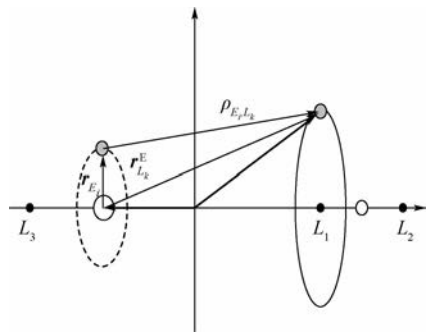


图 1　拉格朗日卫星与全球导航卫星测距示意图

Fig. 1　Schematic diagram of ranging between Lagrange satellite and global navigation satellite

设 ρ_{E_i,L_k} 表示全球导航卫星 E_i 和拉格朗日卫星 L_k 之间的距离测量值，由于 L_k 的位置定义于质心会合坐标系中，而 E_i 的位置定义于地心惯性坐标系中，因此需要利用质心会合坐标系到地心惯性坐标系的旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$，将 L_k 的位置转换到地心惯性坐标系中，即 $\boldsymbol{r}^{\mathrm{E}}_{L_k}=[x^{\mathrm{E}}_{L_k}\quad y^{\mathrm{E}}_{L_k}\quad z^{\mathrm{E}}_{L_k}]^{\mathrm{T}}$，由图 1可知

$$\rho_{E_i,L_k}=\sqrt{(x_{E_i}-x^{\mathrm{E}}_{L_k})^2+(y_{E_i}-y^{\mathrm{E}}_{L_k})^2+(z_{E_i}-z^{\mathrm{E}}_{L_k})^2}+\Delta_{E_i,L_k} \tag{6}$$

$\boldsymbol{R}$ 的表达式为

$$\boldsymbol{R}=\boldsymbol{R}_{z''}(-\Omega_{\mathrm{M}})\boldsymbol{R}_{x'}(-i_{\mathrm{M}})\boldsymbol{R}_{z}(-u_{\mathrm{M}})=\begin{bmatrix}\cos\Omega_{\mathrm{M}}\cos u_{\mathrm{M}}-\cos i_{\mathrm{M}}\sin\Omega_{\mathrm{M}}\sin u_{\mathrm{M}} & -\cos\Omega_{\mathrm{M}}\sin u_{\mathrm{M}}-\cos i_{\mathrm{M}}\cos u_{\mathrm{M}}\sin\Omega_{\mathrm{M}} & \sin i_{\mathrm{M}}\sin\Omega_{\mathrm{M}}\\ \cos u_{\mathrm{M}}\sin\Omega_{\mathrm{M}}+\cos i_{\mathrm{M}}\cos\Omega_{\mathrm{M}}\sin u_{\mathrm{M}} & -\sin\Omega_{\mathrm{M}}\sin u_{\mathrm{M}}+\cos i_{\mathrm{M}}\cos\Omega_{\mathrm{M}}\cos u_{\mathrm{M}} & -\cos\Omega_{\mathrm{M}}\sin i_{\mathrm{M}}\\ \sin i_{\mathrm{M}}\sin u_{\mathrm{M}} & \cos u_{\mathrm{M}}\sin i_{\mathrm{M}} & \cos i_{\mathrm{M}}\end{bmatrix} \tag{7}$$

式中：Ω_{M} 为月球轨道的升交点赤经；i_{M} 为轨道倾角；u_{M} 为升交点角距；$\boldsymbol{R}_{z''}$、$\boldsymbol{R}_{x'}$ 和 $\boldsymbol{R}_{z}$ 分别为基于升交点赤经、轨道倾角和升交点角距的旋转矩阵。

1.3　分层式滤波的结构模型

考虑受到卫星计算能力和存储量的限制，本文采用分层式结构设计星座自主定轨滤波器[16]。GNSS 星座由采用 Walker 24/3/2 结构的中轨道地球卫星（Medium Earth Orbit，MEO）构成，其分布示意图如图 2 所示。在构建子滤波器时，将同一轨道面上相邻的 4 颗卫星进行组合，且同轨相邻的 2 个子滤波器包含 2 颗相同的卫星。同时，每个子滤波器包含 2 颗拉格朗日卫星以保证绝对定位性能。在异轨信息利用方面，可将异轨卫星引入子滤波器，对子滤波器进行集中滤波，此时只利用异轨卫星的预测状态；此外，也可只利用异轨

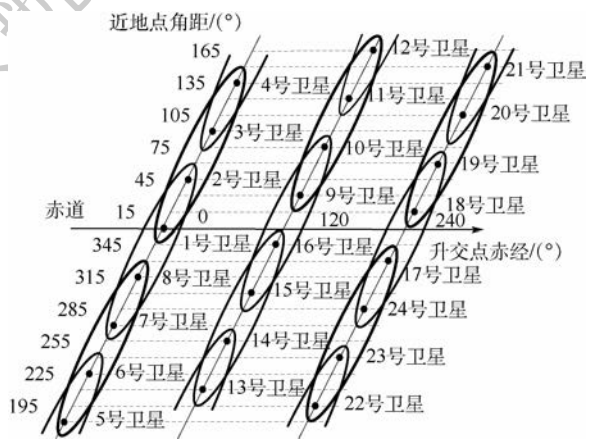


图 2　MEO 星座半分布式滤波结构示意图

Fig. 2　Schematic diagram of semi-distributed filtering structure of MEO constellation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

卫星间的测距信息而不对异轨卫星自身状态进行估计。本文采用引入异轨卫星进行集中滤波的方法,并利用与 2 颗异轨卫星间的星间测距信息提供轨道面外的几何约束信息,以实现更精准的轨道定位。将各子滤波器得到的局部状态估计,经过进一步融合得到星座中各卫星的状态估计结果。本文设计的分层式结构的子滤波器的组成如表 1 所示。

表 1 分层结构的子滤波器构成

Table 1 Hierarchical sub-filter structure

子滤波器编号	MEO 卫星编号	拉格朗日卫星编号	异轨测量卫星编号
1	1,2,3,4	L_a, L_b	9,17
2	3,4,5,6	L_a, L_b	9,17
3	5,6,7,8	L_a, L_b	9,17
4	7,8,1,2	L_a, L_b	9,17
5	9,10,11,12	L_a, L_b	1,17
6	11,12,13,14	L_a, L_b	1,17
7	13,14,15,16	L_a, L_b	1,17
8	15,16,9,10	L_a, L_b	1,17
9	17,18,19,20	L_a, L_b	1,9
10	19,20,21,22	L_a, L_b	1,9
11	21,22,23,24	L_a, L_b	1,9
12	23,24,17,18	L_a, L_b	1,9

在 1.1 节中,拉格朗日卫星自主定轨采用了基于圆形限制性三体问题的简化模型,但实际中的轨道往往不是理想圆形的,除此而外,在全球导航卫星的建模中也存在未建模的系统误差。在滤波估计过程中,各子滤波器中的公共系统误差的传播,将引起子滤波器之间存在着复杂的相关性,这使得子滤波器间的互协方差阵不是对角阵。由于本系统具有较强的非线性,且系统噪声参数难以准确获得,这将导致相关性的大小难以准确获知。为了消除相关性带来的影响,可采用方差放大技术进行处理[17]。在滤波过程中,通过对异轨卫星状态误差协方差阵进行放大,并调节放大系数的大小来减弱状态估计相关性带来的影响。

2 信息融合方法

在相同轨道面上,子滤波器之间含有部分公共的卫星状态,如图 3 所示,S1 ~ S6、S9 ~ S12 为 MEO 1 ~ 12 号卫星的状态,L_a、L_b 代表拉格朗日卫星的状态。为了提高滤波精度,将其公共状态进行融合。

由于各个子滤波器中都含有相同的拉格朗日卫星,因此对拉格朗日卫星状态的融合采用基于

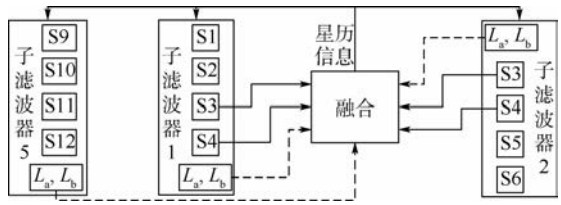


图 3 地月联合星座分布式结构状态相关性

Fig. 3 State correlation of distributed structure in Earth-Moon joint constellation

多传感的不相关融合方法,本文不作深入讨论。而对于所有全球导航卫星,它们作为公共卫星被包含在同轨相邻的 2 个子滤波器中,因此,在确保估计精度的前提下,设计高效实用的融合 2 个局部状态估计的融合方法。

对于随机变量 $\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n$,假设其 L 个局部状态得到的无偏估计分别为 $\hat{\boldsymbol{x}}_1,\hat{\boldsymbol{x}}_2,\cdots,\hat{\boldsymbol{x}}_L$,即

$$E(\hat{\boldsymbol{x}}_i)=E(\boldsymbol{x})\qquad i=1,2,\cdots,L \tag{8}$$

式中:E 表示求均值运算。

已知估计误差 $\tilde{\boldsymbol{x}}_i=\boldsymbol{x}-\hat{\boldsymbol{x}}_i$ 的方差阵 $\boldsymbol{P}_i=E[\tilde{\boldsymbol{x}}_i\tilde{\boldsymbol{x}}_i^{\mathrm{T}}]$ 和协方差矩阵 $\boldsymbol{P}_{i,j}=E[\tilde{\boldsymbol{x}}_i\tilde{\boldsymbol{x}}_j^{\mathrm{T}}]$,$i,j=1,2,\cdots,L$,设融合后误差方差阵以及融合估计分别为 $\boldsymbol{P}_0$、$\hat{\boldsymbol{x}}_0$。在本文滤波系统中,只对相邻子滤波器状态进行融合,故取 $L=2$。

2.1 简单凸组合法

简单凸组合法的融合后误差方差阵 $\boldsymbol{P}_0$ 以及融合估计 $\hat{\boldsymbol{x}}_0$ 分别为

$$\boldsymbol{P}_0^{-1}=\boldsymbol{P}_1^{-1}+\boldsymbol{P}_2^{-1} \tag{9}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0=\boldsymbol{P}_0(\boldsymbol{P}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{x}}_1+\boldsymbol{P}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{x}}_2) \tag{10}$$

简单凸组合法实现简单,应用广泛。当局部状态估计之间不存在相关性时,可以获得最优的融合结果。该方法也常被用在相关性可以忽略的场合,但是会降低融合精度,只能得到次优的估计结果。在局部状态估计之间相关性强时,采用该方法有可能会导致融合结果发散。

2.2 协方差交叉融合法

当对相关性未知的局部状态估计进行融合时,协方差交叉融合法可以在一定程度上避免采用简单凸组合法可能存在的融合结果发散的问题。

协方差交叉融合法是在信息空间上对均值和协方差估计的一个凸组合。协方差交叉融合法是一种特殊形式的按矩阵加权线性无偏融合估计,通过使融合协方差阵的某种范数到达最小,以完成融合。采用协方差交叉融合法计算得到的误差方差阵、融合估计的表达式分别为

$$\boldsymbol{P}_0^{-1}=\omega\boldsymbol{P}_1^{-1}+(1-\omega)\boldsymbol{P}_2^{-1} \tag{11}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0=\boldsymbol{P}_0[\omega\boldsymbol{P}_1^{-1}\hat{\boldsymbol{x}}_1+(1-\omega)\boldsymbol{P}_2^{-1}\hat{\boldsymbol{x}}_2] \tag{12}$$

北航学报 赠阅

式中：$\omega \in [0,1]$。

本文采用的极小化性能指标为使融合后的误差方差阵的迹最小，即

$$\min_{\omega} \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_0) = \min_{\omega \in [0,1]} \operatorname{tr}\{[\omega \boldsymbol{P}_1^{-1} + (1-\omega)\boldsymbol{P}_2^{-1}]^{-1}\} \tag{13}$$

式中：tr 表示矩阵的迹。

对非线性问题，可采用黄金分割法和斐波那契法等方法来对最优权系数 ω 进行搜索。

定义 1　（协方差椭球[18]）对于任意一个协方差矩阵 $\boldsymbol{P}_{i,j}$，其协方差椭球为满足条件 $\boldsymbol{x}\boldsymbol{P}_{i,j}^{-1}\boldsymbol{x} = c$ 的所有点构成的轨迹，其中 c 为一常数。

由式(11)求解的融合方差阵 $\boldsymbol{P}_0$，其协方差椭圆包含由 $\boldsymbol{P}_1$ 和 $\boldsymbol{P}_2$ 生成的协方差椭圆的公共区域，并且通过两椭圆的 4 个交点。当两局部估计相关度即误差协方差矩阵 $\boldsymbol{P}_{1,2}$ 已知时，融合后的协方差椭圆始终位于 $\boldsymbol{P}_1$ 和 $\boldsymbol{P}_2$ 协方差椭圆的公共区域内部。假设两相关估计 $\hat{\boldsymbol{x}}$、$\hat{\boldsymbol{x}}_2$ 误差方差阵估计值分别为 $\boldsymbol{P}_1$、$\boldsymbol{P}_2$，若其满足一致性条件，那么即使相关性未知，协方差交叉融合法也能保证融合后误差方差阵一致性的成立[12]。

2.3　矩阵加权法

在线性最小方差意义下，即在极小化性能指标 J 下：

$$J = \operatorname{tr}\{E[\tilde{\boldsymbol{x}}_0\tilde{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{T}}]\} \qquad \tilde{\boldsymbol{x}}_0 = \boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}_0 \tag{14}$$

需要寻求 $n \times n$ 加权矩阵 $\boldsymbol{A}_i$，使得 $\boldsymbol{x}$ 按矩阵加权融合得到无偏估计：

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = \sum_{i=1}^{L} \boldsymbol{A}_i \hat{\boldsymbol{x}}_i \tag{15}$$

加权矩阵应满足约束条件 $\sum_{i=1}^{L} \boldsymbol{A}_i = \boldsymbol{I}_n$，极小化指标可简写为 $J = \operatorname{tr}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{P}_{i,j}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}})$。其中，$\boldsymbol{I}_n$ 为 n 维单位向量，$\boldsymbol{A} = [\boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{A}_2, \cdots, \boldsymbol{A}_L]$ 为 $n \times nl$ 合成待定矩阵。将约束条件改为

$$\boldsymbol{A}\boldsymbol{e} = \boldsymbol{I}_n \qquad \boldsymbol{e} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_n \\ \vdots \\ \boldsymbol{I}_n \end{bmatrix} \tag{16}$$

采用拉格朗日乘数法对加权矩阵进行求解，引入辅助函数：

$$F = J + \operatorname{tr}\left[\sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{\lambda}_i (\boldsymbol{A}\boldsymbol{e} - \boldsymbol{I}_n)\boldsymbol{e}_i\right] \tag{17}$$

式中：定义拉格朗日乘子向量 $\boldsymbol{\lambda}_i = [\lambda_{i1}, \lambda_{i2}, \cdots, \lambda_{in}]$；$\boldsymbol{e}_i^{\mathrm{T}} = [0 \quad \cdots \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad \cdots \quad 0]$。令 $\partial F/\partial \boldsymbol{A} = \boldsymbol{0}$ 以及 $\partial F/\partial \boldsymbol{\lambda}_i = \boldsymbol{0}$ 可解出

$$\boldsymbol{A} = [\boldsymbol{A}_1, \boldsymbol{A}_2, \cdots, \boldsymbol{A}_L] = (\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{e})^{-1}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1} \tag{18}$$

由此，可得融合后误差方差阵为

$$\boldsymbol{P}_0 = (\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{-1}\boldsymbol{e})^{-1} \tag{19}$$

由 Schwartz 不等式[19]可以证明：

$$\boldsymbol{P}_0 \leqslant \boldsymbol{P}_i \qquad i = 1,2,\cdots,L$$

即融合估计精度高于每个局部估计精度。

上述按矩阵加权线性最小方差最优融合准则，在 2 个局部估计融合的情况下，可以简化为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = \boldsymbol{A}_1\hat{\boldsymbol{x}}_1 + \boldsymbol{A}_2\hat{\boldsymbol{x}}_2 \tag{20}$$

$$\boldsymbol{A}_1 = (\boldsymbol{P}_2 - \boldsymbol{P}_{2,1})(\boldsymbol{P}_1 + \boldsymbol{P}_2 - \boldsymbol{P}_{1,2} - \boldsymbol{P}_{2,1})^{-1} \tag{21}$$

$$\boldsymbol{A}_2 = (\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_{1,2})(\boldsymbol{P}_1 + \boldsymbol{P}_2 - \boldsymbol{P}_{1,2} - \boldsymbol{P}_{2,1})^{-1} \tag{22}$$

$$\boldsymbol{P}_0 = \boldsymbol{P}_1 - (\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_{1,2})(\boldsymbol{P}_1 + \boldsymbol{P}_2 - \boldsymbol{P}_{1,2} - \boldsymbol{P}_{2,1})^{-1}(\boldsymbol{P}_1 - \boldsymbol{P}_{1,2})^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

2.4　标量加权法

计算最优加权矩阵要求计算协方差矩阵的逆矩阵，当局部估计数量和状态维数较大时，计算量较大，不利于实时应用。因此，提出标量加权法。

通过寻求最优加权系数 a_i，使得在极小化性能指标 J 以及约束条件 $\sum_{i=1}^{L} a_i = 1$ 下，$\boldsymbol{x}$ 按标量加权融合得到无偏估计 $\hat{\boldsymbol{x}}_0 = \sum_{i=1}^{L} a_i\hat{\boldsymbol{x}}_i$。其中，极小化性能指标为

$$J = \operatorname{tr}(E[\tilde{\boldsymbol{x}}_0\tilde{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{T}}]) = \boldsymbol{a}\boldsymbol{P}_{\mathrm{tr}}\boldsymbol{a}^{\mathrm{T}} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{a} = [a_1, a_2, \cdots, a_L]$；矩阵 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{tr}}$ 定义为

$$\boldsymbol{P}_{\mathrm{tr}} = \begin{pmatrix} \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,1}) & \cdots & \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,L}) \\ \vdots & & \vdots \\ \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{L,1}) & \cdots & \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{L,L}) \end{pmatrix} \tag{25}$$

将约束条件简化为 $\boldsymbol{a}\boldsymbol{e} = 1$，并采用拉格朗日乘数法求解加权系数。引入辅助函数：

$$F = J + \lambda(\boldsymbol{a}\boldsymbol{e} - 1) \tag{26}$$

令 $\partial F/\partial \boldsymbol{a} = \boldsymbol{0}$ 以及 $\partial F/\partial \lambda = 0$ 可解出

$$\boldsymbol{a}^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{P}_{\mathrm{tr}}^{-1}\boldsymbol{e}(\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}_{\mathrm{tr}}^{-1}\boldsymbol{e})^{-1} \tag{27}$$

由此可得融合后的误差方差阵为

$$\boldsymbol{P}_0 = \sum_{i=1}^{L}\sum_{j=1}^{L} a_i a_j \boldsymbol{P}_{i,j} \tag{28}$$

可以证明 $\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_0) \leqslant \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_i)$，$i = 1,2,\cdots,L$，即融合精度高于局部滤波精度。

对于两局部估计融合系统，标量加权法可以简化为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = a_1\hat{\boldsymbol{x}}_1 + a_2\hat{\boldsymbol{x}}_2 \tag{29}$$

$$a_1 = \frac{\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_2) - \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,2})}{\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_1) + \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_2) - 2\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,2})} \tag{30}$$

$$a_2 = \frac{\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_1) - \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,2})}{\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_1) + \operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_2) - 2\operatorname{tr}(\boldsymbol{P}_{1,2})} \tag{31}$$

上述各多源融合方法中，线性方差意义下的矩阵加权法、简单凸组合法本质上都是通过对估计状态进行矩阵加权，都存在较复杂的矩阵运算，

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

而线性最小方差意义下的按标量加权和协方差交叉融合法本质上是对估计状态进行标量加权，其算法复杂度较低。其中，在通过标量加权的2种方法中，协方差交叉融合法的加权系数需要在极小化性能指标下不断迭代求解，而标量加权法的加权系数只需通过各局部估计误差协方差矩阵便可求解，因此按标量加权的计算量相应更低。

在精度方面，矩阵加权法考虑了局部估计之间的相关性，其融合精度比简单凸组合法更高；对于协方差交叉融合法，由于该方法可能出现无法找到最优系数或陷入局部最优的情况，并且未考虑相关性的影响，因此其精度比标量加权法低。此外，在实际应用中，由于系统对于实时性往往有较高要求，而按标量加权相比于按矩阵加权，能够在损失较小精度的前提下大大降低运算量，因此按标量加权常常更能满足实际系统的需求。

3 仿真分析

本文以地月联合星座作为仿真对象，其中全球导航卫星选取 Walker 24/3/2 构型中的 24 颗 MEO 卫星，拉格朗日卫星选取 L_1、L_2 点的 2 颗南族 Halo 卫星。全球导航卫星轨道由轨道动力学模型通过数值积分生成，拉格朗日卫星轨道由受摄三体模型进行数值积分生成并通过多步打靶法进行拼接。通过星间测距，采用扩展卡尔曼滤波算法对卫星状态进行估计以实现自主定轨。

仿真时长设为25 d，滤波周期为100 s，测量精度设为5 m。以 GNSS 星座中的 1 号卫星作为分析对象，采用表 1 所述滤波结构，通过误差均方根（RMSE）来描述卫星定轨精度，其计算公式为

$$\mathrm{RMSE}=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(X_{\mathrm{est},i}-X_i)^2}{n}} \tag{32}$$

式中：$X_{\mathrm{est},i}$ 为 i 时刻状态估计值；X_i 为 i 时刻状态真值；n 为时间点总个数。

采用简单凸组合法计算得到的 MEO 1 号卫星位置和速度误差如图 4 和图 5 所示。图中：x，y，z 表示卫星在地心惯性坐标系 3 个坐标轴下的位置误差；v_x，v_y，v_z 表示卫星在地心惯性坐标系 3 个坐标轴下的速度误差。

采用协方差交叉融合法时需求解最优权系数 ω。利用斐波那契法与黄金分割法通过取试探点使包含极小点的区间不断缩短，当区间长度小到一定程度时，区间上各点的函数值均接近极小值，即可得出极小点的近似估计值。两者区别在于斐波那契法迭代区间长度缩短率采用的是斐波那契数，且迭代次数也是给定的，这就使得斐波那契法迭代次数可远小于黄金分割法，因此计算量也大幅减小；但给定迭代次数也造成斐波那契法结束迭代时可能并未求解出近似极小值点，而黄金分割法虽然迭代计算量高，但求解精度也更高。利用 2 种方法求解的得到的 MEO 1 号卫星各个时刻的系数如图 6、图 7 所示。从图中可看出，斐波那契法系数为离散式的取值，说明在给定的迭代次数下可能并未求解出极小值点；而黄金分割法系数具有连续性。表 2 中的仿真结果也说明了采用黄金分割法的滤波精度高于斐波那契法。

同样对 MEO 1 号卫星，采用标量加权计算得到各个时刻协方差矩阵标量加权系数如图 8 所示。

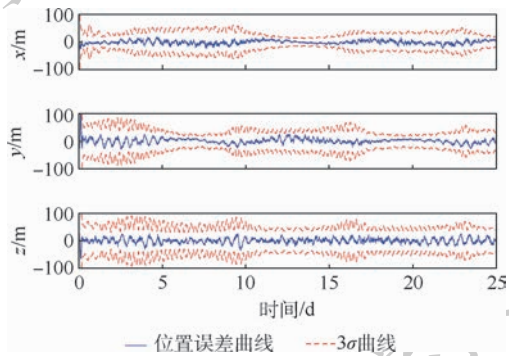


图 4 全球导航 1 号卫星位置误差

Fig. 4 Position error of global navigation satellite 1

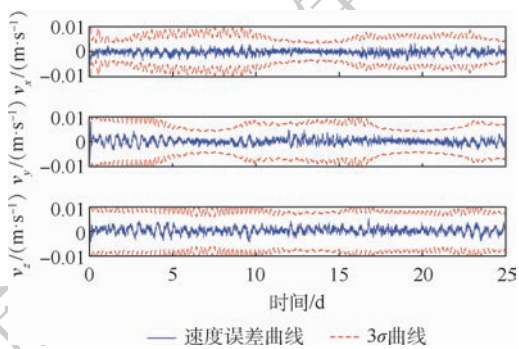


图 5 全球导航 1 号卫星速度误差

Fig. 5 Velocity error of global navigation satellite 1

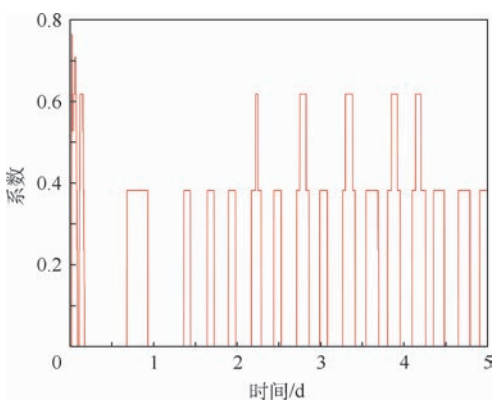


图 6 斐波那契法系数

Fig. 6 Fibonacci coefficient

北航学报 赠阅

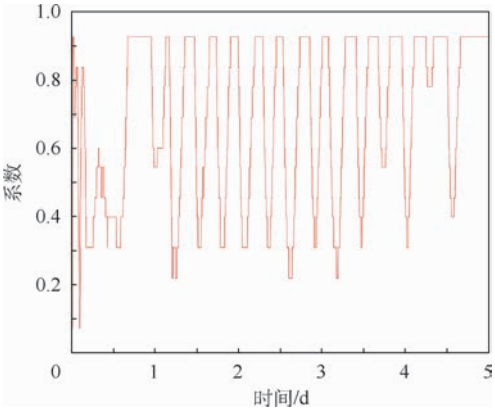


图 7　黄金分割法系数

Fig. 7　Golden section coefficient

在本质上,协方差交叉融合法和标量加权法都是采用标量系数对协方差矩阵进行融合。对比图 6 ~ 图 8 可看出,协方差交叉融合法的融合系数变化范围较大,而标量加权法所得的系数只在一定区间内变化。表 2 中的仿真结果显示,按标量加权的滤波精度高于协方差交叉融合法的滤波精度。因此,从精度考虑,按标量加权是更优的选择。

按表 1 所述分层滤波结构,分别在有无异轨星间测距的情况下,采用不同融合方法对卫星状态进行融合,并与集中式滤波结构的定轨精度进行对比。其中,集中式滤波采用 Walker 24/3/2 构型中的 24 颗 MEO 卫星和拉格朗日卫星中 L_1, L_2 点的两颗南族 Halo 卫星,通过将整个星座组合为一个滤波器,采用扩展卡尔曼滤波集中处理所有量测信息,以实现对所有卫星的状态估计。得到的全球导航 1 号卫星位置和速度各项误差的统计结果列在表 2 中,表中 $E_r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 表示位置误差,$E_v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$ 表示速度误差,并且速度误差单位取为 0.01 m/s。

表 2　多源融合方法精度对比

Table 2　Precision comparison of multi-source fusion algorithm

滤波结构	融合方法	位置误差/m				速度误差/(0.01 m·s^{-1})			
		x	y	z	E_r	v_x	v_y	v_z	E_v
集中式	集中式滤波	5.467 549	9.577 071	10.514 803	14.237 305	0.108 099	0.148 421	0.155 596 9	0.240 675
分层式(存在异轨)	简单凸组合法	6.679 416	8.705 221	9.154 606	14.289 937	0.101 462	0.120 860	0.142 344	0.212 517
	协方差交叉融合法(黄金分割法)	8.109 820	10.348 313	10.741 766	16.977 51	0.116 675	0.146 716	0.165 420	0.250 047
	协方差交叉融合法(斐波那契法)	10.018 536	11.017 363	11.941 112	19.087 784	0.144 170	0.155 703	0.192 832	0.286 727
	矩阵加权法	6.679 956	8.705 432	9.154 200	14.290 057	0.101 451	0.120 858	0.142 267	0.212 459
	标量加权法	6.773 704	8.934 194	9.415 614	14.640 925	0.102 883	0.121 013	0.143 245	0.213 888
分层式(无异轨)	简单凸组合法	8.312 577	11.529 023	11.207 713	18.100 557	0.116 279	0.156 434	0.176 578	0.263 006
	协方差交叉融合法(黄金分割法)	9.591 488	12.674 602	11.871 365	19.838 636	0.130 831	0.173 818	0.189 265	0.288 358
	协方差交叉融合法(斐波那契法)	10.910 934	12.642 538	13.451 177	21.443 33	0.152 248	0.177 840	0.216 311	0.318 742
	矩阵加权法	8.312 468	11.529 004	11.207 722	18.100 5	0.116 279	0.156 543	0.176 580	0.263 006
	标量加权法	8.493 928	11.724 645	11.414 971	18.436 803	0.116 203	0.156 241	0.178 031	0.263 837

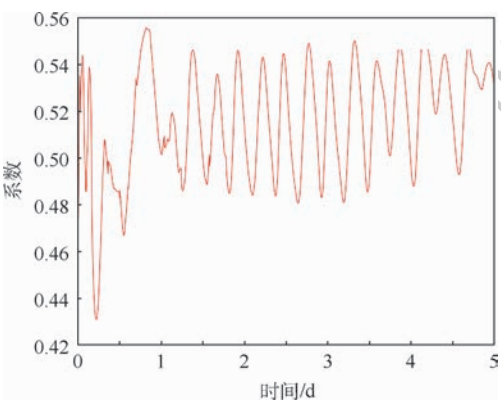


图 8　标量加权系数 1

Fig. 8　Scalar weighting coefficient 1

由滤波结果分析可知,包含异轨信息的各种融合方法的滤波精度都较无异轨时有所提升,说明方差放大技术能够有效减弱滤波器之间相关性带来的影响,并且异轨的引入增加了轨道面外的未知约束信息,由此提高了滤波精度。在含异轨信息的分层结构中采用简单凸组合法、矩阵加权法和标量加权法 3 种方法融合得到的滤波精最高,且滤波精度大致相似,与集中式滤波精度相当。其中,矩阵加权法精度比标量加权法略高,但计算复杂度也相对更高。协方差交叉融合法虽然提高了系统的鲁棒性,但是由于卫星系统的复杂性,采用黄金分割法和斐波那契法并不能确保找到满足极小化指标的最优系数,因此滤波精度也只能保证不低于最低精度,从仿真结果也可看出,协方

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

差交叉融合法滤波精度相对其他 3 种方法较低。

4 结 论

本文针对卫星自主定轨系统,采用多种融合方法实现融合估计,实验结果表明:

1) 设计的分层式滤波结构,在采用合适的融合方法时具有较高的融合精度,与集中式滤波精度相当,能够满足系统应用的需求。

2) 在利用方差放大法消除状态相关性的影响后,线性最小方差意义下的矩阵加权法退化为简单凸组合法,2 种方法的精度几乎相同。

3) 在线性最小方差意义下,矩阵加权法精度略高于标量加权法,但计算复杂度更高耗时更长;在实际系统中,按标量加权更能满足系统对实时性的要求。

4) 本文采用的简化的卫星定轨模型,若是能够建立更精确的卫星运动模型,对状态相关性做较好的估计,则在线性最小方差意义下的 3 种方法能够按相关性已知的情况进行融合获得更好的滤波精度。

参考文献(References)

[1] MARKLEY F L. Autonomous navigation using landmark and intersatellite data[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Conference. Reston: AIAA, 1984.

[2] ANANDA M P, BERSTEIN H, BRUCE R W, et al. Autonomous navigation of the global positioning system satellite[C]// AIAA Guidance and Control Conference. Reston: AIAA, 1984: 321-327.

[3] ANANDA M P, BERNSTEIN H, CUNNINGHAM K E, et al. Global positioning system(GPS) autonomous navigation[C]// IEEE Position Location and Navigation System. Piscataway: IEEE Press, 1990: 497-508.

[4] MENG F Z, WU X Y, OU G. Autonomous orbit determination of navigation constellation based on inter-satellite ranging and ranging rate[J]. Journal Spacecraft TT & C Technology, 2010, 29(4): 89-94.

[5] 戴孟元. 卫星星座分布式协同定轨方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
DAI M Y. Research on distributed coordination orbit determination method for satellite constellation[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016(in Chinese).

[6] HILL K, LO M W, BORN G H. Linked, autonomous, interplanetary satellite orbit navigation(LiAISON) in lunar Halo orbits[C]// AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Reston: AIAA, 2005: 1-15.

[7] LEONARD J M, MCGRANAGHAN R M, FUJIMOTO K, et al. LiAISON supplemented navigation for geosynchronous and lunar L1 orbiters: AIAA-2012-4664[R]. Reston: AIAA, 2012.

[8] FUJIMOTO K, LEONARD J M, MCGRANAGHAN R M, et al. Simulating the LiAISON navigation concept in GEO + Earth-Moon Halo constellation[C]// International Symposium on Space Flight Dynamics, 2012: 1-15.

[9] 梁佐江, 邓自立. 按三种不同加权准则的信息融合 Kalman 滤波器的性能比较[J]. 黑龙江大学自然科学学报, 2005, 22(6): 789-792.
LIANG Z J, DENG Z L. Performance comparison of information fusion Kalman filters based on three different weighting criteria[J]. Journal of Natural Science of Heilongjiang University, 2005, 22(6): 789-792(in Chinese).

[10] 李云, 邢宗新, 李世军, 等. 多传感器矩阵加权信息融合预测控制算法[J]. 应用科技, 2012, 39(2): 36-40.
LI Y, XING Z X, LI S J, et al. Multi-sensor information fusion predictive control algorithm weighted by matrix[J]. Applied Science and Technology, 2012, 39(2): 36-40(in Chinese).

[11] 邓自立, 高媛, 崔崇信. 多传感器按对角阵加权信息融合 Kalman 滤波器[J]. 科学技术与工程, 2004, 4(7): 518-521.
DENG Z L, GAO Y, CUI C X. Multi-sensor information fusion Kalman filter weighted by diagonal matrix[J]. Science Technology and Engineering, 2004, 4(7): 518-521(in Chinese).

[12] 孙书利, 崔平远. 多传感器标量加权最优信息融合稳态 Kalman 滤波器[J]. 控制与决策, 2004, 19(2): 208-211.
SUN S L, CUI P Y. Multi-sensor optimal information fusion steady-state Kalman filter weighted by scalars[J]. Control and Decision, 2004, 19(2): 208-211(in Chinese).

[13] 陈金广, 高新波. 基于分段 RTS 平滑的凸组合航迹融合算法[J]. 计算机科学, 2010, 37(4): 175-178.
CHEN J G, GAO X B. Convex combined track fusion algorithm based on piecewise RTS smoothing[J]. Computer Science, 2010, 37(4): 175-178(in Chinese).

[14] 张鹏, 齐文娟, 邓自立, 等. 协方差交叉融合鲁棒 Kalman 滤波器[J]. 控制与决策, 2012, 27(6): 904-908.
ZHANG P, QI W J, DENG Z L, et al. Covariance cross-fusion robust Kalman filter[J]. Control and Decision, 2012, 27(6): 904-908(in Chinese).

[15] 刘林, 侯锡云. 深空探测轨道理论与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 29-36.
LIU L, HOU X Y. Deep space exploration orbit theory and application[M]. Beijing: Electronics Industry Publishing House, 2015: 29-36(in Chinese).

[16] 卢帅. 基于拉格朗日导航星的 GNSS 星座自主定轨技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018: 54-59.
LU S. Research on autonomous orbit determination technology of GNSS constellation based on Lagrange navigation star[D]. Beijing: Beihang University, 2018: 54-59(in Chinese).

[17] CARLSON N A. Federated square root filter for decentralized parallel processors[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1990, 26(3): 517-525.

[18] 崇元, 徐晓刚, 徐贯雷, 等. 基于协方差交叉算法的多源遥感图像融合方法[J]. 电光与控制, 2013, 20(6): 4-6.
CHONG Y, XU X G, XU G L, et al. Multi-source remote sensing image fusion method based on covariance crossover algorithm[J]. Electronics Optics and Control, 2013, 20(6): 4-6(in Chinese).

[19] SUN S L, DENG Z L. Multi-sensor optimal information fusion

北航学报 赠阅

Kalman filter[J]. Automatica,2004,40(6):1017-1023.

作者简介:

杨静　女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:组合导航、非线性滤波技术及应用、信息融合技术及应用等。

魏若愚　男,硕士研究生。主要研究方向:卫星自主导航、多源信息融合。

Comparative study on information fusion methods in constellation distributed autonomous orbit determination

YANG Jing*, WEI Ruoyu

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

Abstract: In order to ensure that the large-scale navigation constellation has autonomous operation capability and accurate position reference information with limited on-board computing capability and communication capability, the information fusion method of constellation distributed autonomous orbit determination based on hierarchical constellation is studied. Taking the Earth-Moon satellite joint constellation as the research object, covariance convex, covariance intersection and matrix weighting method and scalar weighting method in the sense of linear minimum variance are used to achieve fusion estimation of all sub-filters in distributed filter structure. The performance of various fusion algorithms was compared and analyzed. The simulation results show that, based on the constellation distributed autonomous orbit determination algorithm designed by variance amplifying technique, the orbit determination precision is high when covariance convex and matrix weighting method and scalar weighting method in the sense of linear minimum varianceare used, and the precision is equivalent to the centralized filtering precision, while the precision will get down when covariance intersection fusion is adopted because the optimal coefficient cannot be accurately searched.

Keywords: multi-source information fusion; covariance intersection fusion; linear optimal weighted fusion criterion; satellite autonomous orbit determination; semi-distributed filtering

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-30; **Accepted**: 2019-11-22; **Published online**: 2020-01-16 15:24

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200116.1054.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61976013)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0459

航天器非奇异自适应终端滑模姿轨联合控制

全下文载

潘菲，朱宏玉*
（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083）

摘 要：为了实现航天器姿态与轨道的同步控制，提出了一种航天器姿态与轨道联合控制的非奇异自适应终端滑模控制律。首先，建立了航天器姿轨耦合运动的对偶四元数模型；其次，提出了一种姿轨联合跟踪控制的非奇异终端滑模控制律，并设计了自适应控制律以改善质量特性不确定性的影响，利用李雅普诺夫函数证明了所提控制律的稳定性；最后，绕飞小行星的跟踪控制仿真算例表明了控制律的有效性。结果表明：所提控制律具有较高的控制精度，能够在有限时间内收敛，仿真过程中不存在奇异点，抑制了质量特性的不确定性对控制的影响，且对滑模的抖振特性有抑制效果。

关 键 词：对偶四元数；姿轨联合控制；有限时间控制；非奇异终端滑模；自适应控制
中图分类号：V448.2
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1354-09

随着航天产业的蓬勃发展，对航天器功能需求不断提高，航天器的飞行任务也愈加趋于复杂，编队飞行、交会对接、不规则小行星绕飞等飞行任务，都对控制器的设计提出了挑战。这些复杂的飞行任务中，通常都有着姿态和轨道运动的高度耦合，独立地对两者进行控制较难获得满意的控制效果。面对复杂的控制任务，姿轨耦合的控制方式更全面地考虑了姿态与轨道之间的相互影响[1]，是一种更好的控制方法。

目前的姿轨耦合控制器通常是在姿轨耦合动力学模型的基础上设计的。由于对偶四元数很好地继承了四元数的特点，用对偶四元数描述的姿轨耦合动力学形式十分简洁，且使用对偶四元数建模能很好地借鉴姿态控制的研究结果，故使用对偶四元数建立系统模型是目前主流的建模方法[2]。在姿轨耦合模型的基础上可以应用的控制方法多种多样，如经典的比例-微分(PD)控制器、滑模控制器、自动调整系统内部参数的自适应控制器、容错控制等。文献[3]针对跟踪问题设计了广义 PD 控制律与线性滑模控制律；文献[4]基于浸入与不变流行理论设计了无速度反馈情况下的 PD 跟踪控制；文献[5]将 PD 控制器与自适应算法相结合来开发控制器，提供对未知参数和干扰的估计等。上述文献中设计的控制方法虽均能完成跟踪控制任务，但都属于渐进收敛控制器，不能做到在有限时间内快速收敛。并且航天器在空间飞行过程中会受到外界干扰、模型不确定等诸多因素的影响，故要求其控制器具有较好的鲁棒性，PD 控制的鲁棒性可能不能满足要求。

滑模变结构控制系统的滑模运动与控制对象的参数变化和系统外界干扰无关，其系统的鲁棒性要比一般常规的连续系统强，因此滑模控制器更适合于这种对鲁棒性要求较高的系统。在滑模控制方面，文献[6-7]设计了一种新型终端滑模面，并将滑模控制与神经网络相结合抑制了滑模抖振问题，但文中只对姿态进行了控制，没有考虑姿轨耦合的问题；文献[8]针对姿轨耦合问题开发了终端滑模控制器、快速滑模控制器等；文

收稿日期：2019-08-26；**录用日期**：2019-11-10；**网络出版时间**：2019-11-29 15:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191129.1153.001.html
* **通信作者**. E-mail：henry.jewel@139.com

引用格式：*潘菲，朱宏玉. 航天器非奇异自适应终端滑模姿轨联合控制[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1354-1362.*
PAN F，ZHU H Y. Spacecraft non-singular adaptive terminal sliding mode attitude-orbit coupling control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1354-1362 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

献[9-10]针对编队飞行问题在终端滑模控制律的基础上，设计了一种自适应容错控制方法，但均未考虑到终端滑模控制奇异点的问题；文献[11-12]针对航天器滑模控制中的抖振问题，设计了动态滑模控制器与高阶滑模控制器，有效地抑制了抖振效果，但并未考虑有限时间控制方法，且该方法仅针对姿态进行控制。

本文针对航天器的姿轨耦合控制问题，设计了一种新型的非奇异自适应终端滑模控制器。首先，使用对偶四元数建立了具有质量参数不确定性的姿轨耦合模型；其次，设计了一种非奇异的终端滑模面，并给出了滑模控制律，该控制律能够避免终端滑模中奇异点的问题，并具有较高的控制精度和较快的收敛速度；再次，考虑系统中质量参数的不确定性，设计了自适应律来更新参数，进一步改善了控制器的效果；最后，通过仿真验证了控制器的有效性。

1　问题描述

1.1　四元数与对偶四元数

定义四元数为 $\boldsymbol{q}=[q_0 \quad \boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\boldsymbol{Q}$，其中 $q_0\in\mathbf{R}$ 为标量部分，$\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}=[q_1 \quad q_2 \quad q_3]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^3$ 代表矢量部分。特别地，三维向量可以看作标量部分为 0 的四元数。将四元数的共轭定义为 $\boldsymbol{q}^*=[q_0 \quad -\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$；四元数 $\boldsymbol{q}$ 与 $\boldsymbol{p}=[p_0 \quad \boldsymbol{p}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\boldsymbol{Q}$ 的乘法法则定义为

$$\boldsymbol{q}\circ\boldsymbol{p}=\begin{bmatrix} q_0p_0-\boldsymbol{p}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}} \\ q_0\boldsymbol{p}_{\mathrm{v}}+p_0\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{v}}^{\times}\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}\end{bmatrix}\qquad \boldsymbol{q},\boldsymbol{p}\in\boldsymbol{Q} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{a}^{\times}$ 定义为三维列向量 $\boldsymbol{a}$ 生成的叉乘矩阵。

定义对偶数为[13]

$$\hat{a}=a_{\mathrm{r}}+\varepsilon a_{\mathrm{d}}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}}\qquad a_{\mathrm{r}},a_{\mathrm{d}}\in\mathbf{R} \tag{2}$$

式中：a_{r} 和 a_{d} 分别为对偶数 $\hat{a}$ 的实数部分和对偶部分，下文带下标 r、d 的变量的含义同此处，不再说明；ε 为对偶单位，其有如下性质：$\varepsilon\neq0$，而 $\varepsilon^2=\varepsilon^3=\cdots=0$。

对偶向量可以看作为实数部分与对偶部分都为向量的对偶数，使用 $\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$ 来描述对偶向量的集合。同理，对偶四元数可以看成实数部分与对偶部分都为四元数的对偶数，使用 $\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}}$ 来描述对偶四元数的集合。对偶四元数还可以表示为 $\hat{\boldsymbol{q}}=[\hat{q}_0 \quad \hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}}$，$\hat{q}_0\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}}$，$\hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$，$\hat{q}_0$ 为对偶标量部分，$\hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{v}}$ 为对偶矢量部分。

本文所用到的运算法则如下。

对偶四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}$ 和 $\hat{\boldsymbol{p}}$ 之间的乘法为

$$\hat{\boldsymbol{q}}\otimes\hat{\boldsymbol{p}}=\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}\circ\boldsymbol{p}_{\mathrm{r}}+\varepsilon(\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}\circ\boldsymbol{p}_{\mathrm{r}}+\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}\circ\boldsymbol{p}_{\mathrm{d}})\qquad \hat{\boldsymbol{q}},\hat{\boldsymbol{p}}\in\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}} \tag{3}$$

对偶四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}$ 的共轭为

$$\hat{\boldsymbol{q}}^*=\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}^*+\varepsilon\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}^*\qquad \hat{\boldsymbol{q}}\in\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}} \tag{4}$$

对偶向量 $\hat{\boldsymbol{a}}$ 和 $\hat{\boldsymbol{b}}$ 的叉乘为

$$\hat{\boldsymbol{a}}\times\hat{\boldsymbol{b}}=\hat{\boldsymbol{a}}^{\times}\hat{\boldsymbol{b}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{a}_{\mathrm{r}}^{\times} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}^{\times} & \boldsymbol{a}_{\mathrm{r}}^{\times}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{b}_{\mathrm{r}}\\ \boldsymbol{b}_{\mathrm{d}}\end{bmatrix}\qquad \hat{\boldsymbol{a}},\hat{\boldsymbol{b}}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3} \tag{5}$$

对偶向量 $\hat{\boldsymbol{a}}$ 与标量 λ 的乘法：

$$\lambda\hat{\boldsymbol{a}}=\lambda\boldsymbol{a}_{\mathrm{r}}+\varepsilon\lambda\boldsymbol{a}_{\mathrm{d}}\qquad \hat{\boldsymbol{a}}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3};\lambda\in\mathbf{R} \tag{6}$$

对偶四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}$ 的向量模为

$$\|\hat{\boldsymbol{q}}\|^2=\|\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}\|^2+\|\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}\|^2\qquad \hat{\boldsymbol{q}}\in\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}} \tag{7}$$

在上述运算法则中，可以将对偶四元数看作八维列向量，将对偶矢量看作六维列向量。

对偶四元数可以用来表示空间中 2 个坐标系的位置与姿态关系，假设空间中有坐标系 O 与坐标系 N，则从坐标系 O 到坐标系 N 的转换关系可以用对偶四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}_{NO}\in\boldsymbol{D}_{\boldsymbol{Q}}$ 表示为

$$\hat{\boldsymbol{q}}_{NO}=\boldsymbol{q}_{NO}+\varepsilon\frac{1}{2}\boldsymbol{q}_{NO}\circ\boldsymbol{r}_{NO}^{N}=\boldsymbol{q}_{NO}+\varepsilon\frac{1}{2}\boldsymbol{r}_{NO}^{O}\circ\boldsymbol{q}_{NO} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{q}_{NO}$ 为两坐标系间的姿态四元数；$\boldsymbol{r}_{NO}^{O}\in\mathbf{R}^3$ 和 $\boldsymbol{r}_{NO}^{N}\in\mathbf{R}^3$ 分别为从坐标原点 O 到坐标原点 N 的矢量在坐标系 O 和坐标系 N 中的表示。如在空间中有一对偶矢量 $\hat{\boldsymbol{x}}$，其在坐标系 O 中表示为 $\hat{\boldsymbol{x}}^O$，其在坐标系 N 中可表示为

$$\hat{\boldsymbol{x}}^N=\hat{\boldsymbol{q}}_{NO}^*\otimes\hat{\boldsymbol{x}}^O\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{NO} \tag{9}$$

1.2　航天器姿轨耦合模型

航天器本体坐标系 $F_B(O_BX_BY_BZ_B)$ 与航天器固连，原点 O_B 位于航天器质心，X_B、Y_B 和 Z_B 三轴与航天器的惯量主轴基本重合。航天器的目标坐标系 $F_D(O_DX_DY_DZ_D)$ 为航天器期望到达的坐标系。定义惯性坐标系为 $F_I(O_IX_IY_IZ_I)$，当航天器姿态为零时，惯性坐标系的三轴方向与本体系重合。

采用对偶四元数描述的航天器六自由度运动学模型为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{q}}}_{BI}=\frac{1}{2}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{BI} \tag{10}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{q}}_{BI}$ 为航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的对偶四元数；$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}=\boldsymbol{\omega}_{BI}^{B}+\varepsilon\boldsymbol{v}_{BI}^{B}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$ 为航天器本体坐标系相对于惯性坐标系的对偶速度，$\boldsymbol{\omega}_{BI}^{B}$ 和 $\boldsymbol{v}_{BI}^{B}$ 分别为角速度和线速度在本体坐标系下的表示。

定义对偶惯量矩阵 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 为

北航学报 赠阅

$$\hat{\boldsymbol{M}} = m\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon}\boldsymbol{I}_{3\times3} + \varepsilon\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} m\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon} + \varepsilon J_{xx} & \varepsilon J_{xy} & \varepsilon J_{xz} \\ \varepsilon J_{xy} & m\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon} + \varepsilon J_{yy} & \varepsilon J_{yz} \\ \varepsilon J_{xz} & \varepsilon J_{yz} & m\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon} + \varepsilon J_{zz} \end{bmatrix} \tag{11}$$

式中：m 和 $\boldsymbol{J}$ 分别为航天器的质量和转动惯量；$\mathrm{d}/\mathrm{d}\varepsilon$ 为一个算子，其有性质：$\varepsilon\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon}=1$，$a\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon}=0, a\in\mathbf{R}$。将对偶惯性算子 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 的逆定义为 $\hat{\boldsymbol{M}}^{-1}=\boldsymbol{J}^{-1}\dfrac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\varepsilon}+\varepsilon\boldsymbol{I}_{3\times3}/m$[14]。

推导可得到刚体航天器的动力学方程[5]：

$$\hat{\boldsymbol{F}}^{B} = \hat{\boldsymbol{M}}\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{BI}^{B} + \hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}\times\hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} \tag{12}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{F}}^{B}$ 为作用在航天器上的对偶力的总和，可表示为 $\hat{\boldsymbol{F}}^{B}=\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{c}}^{B}+\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{e}}^{B}=\boldsymbol{f}^{B}+\varepsilon\boldsymbol{T}^{B}$，$\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{c}}^{B}=\boldsymbol{f}_{\mathrm{c}}^{B}+\varepsilon\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}^{B}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$ 为航天器的控制对偶力，$\boldsymbol{f}_{\mathrm{c}}^{B}$ 与 $\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}^{B}$ 分别为航天器的控制力与控制力矩，$\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{e}}^{B}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$ 为航天器的环境对偶力，$\boldsymbol{f}^{B}$ 与 $\boldsymbol{T}^{B}$ 分别为作用在航天器上的总力与总力矩。

航天器的跟踪控制一般使用本体坐标系 F_B 相对于目标坐标系 F_D 的动力学模型。该运动可以使用乘性误差对偶四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}$ 描述，即

$$\hat{\boldsymbol{q}}_{BD} = \hat{\boldsymbol{q}}_{DI}^{*}\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{BI} \tag{13}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{q}}_{DI}$ 为目标坐标系相对于惯性坐标系的对偶四元数。对式(13)求导即可得使用误差对偶四元数描述的运动学方程为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{q}}}_{BD} = \frac{1}{2}\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\otimes\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} \tag{14}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B}=\boldsymbol{\omega}_{BD}^{B}+\varepsilon\boldsymbol{v}_{BD}^{B}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$ 为本体坐标系相对于目标坐标系的对偶速度，$\boldsymbol{\omega}_{BD}^{B}$ 和 $\boldsymbol{v}_{BD}^{B}$ 分别为本体坐标系相对于目标坐标系的角速度和线速度在本体坐标系下的表示。根据式(9)可得 $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B}=\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*}\otimes\hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{D}\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}$，将其代入 $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B}=\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}-\hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B}$ 中，并对其求导[5]，可得基于误差对偶四元数的系统动力学模型为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{BD}^{B} = -\hat{\boldsymbol{M}}^{-1}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}\times\hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} + \hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B}\otimes\hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B} - \hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*}\otimes\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{DI}^{D}\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{BD} + \hat{\boldsymbol{M}}^{-1}\hat{\boldsymbol{F}}^{B} \tag{15}$$

式(14)和式(15)为航天器的姿轨耦合模型。考虑到航天器质量参数的不确定性，对偶惯性算子 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 可表示为 $\hat{\boldsymbol{M}}=\hat{\boldsymbol{M}}_0+\Delta\hat{\boldsymbol{M}}$，$\hat{\boldsymbol{M}}_0$ 为标称对偶惯量矩阵，$\Delta\hat{\boldsymbol{M}}$ 为对偶惯量矩阵不确定部分。

2 终端滑模控制器的设计

在给出控制器之前，首先给出与控制方法相关的引理。

引理 1[8] 假设存在定义在原点邻域 $\hat{\boldsymbol{U}}\subset\mathbf{R}^n$ 上的滑函数 $\Delta(\boldsymbol{x})$，并且 $\exists c>0, 0<\alpha<1$，使得 $\Delta(\boldsymbol{x})$ 在 $\hat{\boldsymbol{U}}$ 上正定且 $\dot{\Delta}(\boldsymbol{x})+c\Delta^{\alpha}(\boldsymbol{x})$ 在 $\hat{\boldsymbol{U}}$ 上半正定，则 $\Delta(\boldsymbol{x})=0$ 在有限时间内达到。收敛时间 T 满足：

$$T\leqslant\Delta(\boldsymbol{x}_0)^{1-\alpha}/[c(1-\alpha)] \tag{16}$$

令 $q_{\mathrm{r}0}\in\mathbf{R}$ 与 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{rv}}\in\mathbf{R}^3$ 分别代表 $\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}$ 实数部分的标量与矢量，$q_{\mathrm{d}0}\in\mathbf{R}$ 与 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{dv}}\in\mathbf{R}^3$ 分别代表 $\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}$ 对偶部分的标量与矢量。定义控制变量为 $\hat{\boldsymbol{e}}_1=[\boldsymbol{q}_{\mathrm{rv}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{q}_{\mathrm{dv}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^6$，$\hat{\boldsymbol{e}}_2=[\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{rv}}^{\mathrm{T}}\quad\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{dv}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^6$。控制目标为：设计控制器使得控制变量 $(\hat{\boldsymbol{e}}_1(t),\hat{\boldsymbol{e}}_2(t))$ 在有限时间内收敛到 $(\boldsymbol{0}_{6\times1},\boldsymbol{0}_{6\times1})$。

根据系统的运动学方程式(14)推导可得

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} = \boldsymbol{T}^{-1}\hat{\boldsymbol{e}}_2 = \boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{e}}_2 \tag{17}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{BD}^{B} = \boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2 + \dot{\boldsymbol{P}}\hat{\boldsymbol{e}}_2 \tag{18}$$

式中：矩阵 $\boldsymbol{T}\in\mathbf{R}^{6\times6}$、$\boldsymbol{P}\in\mathbf{R}^{6\times6}$，$\boldsymbol{T}$ 与 $\boldsymbol{P}$ 定义为

$$\boldsymbol{T} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} q_{\mathrm{r}0}\boldsymbol{I}_{3\times3} + \boldsymbol{q}_{\mathrm{rv}}^{\times} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ q_{\mathrm{d}0}\boldsymbol{I}_{3\times3} + \boldsymbol{q}_{\mathrm{dv}}^{\times} & q_{\mathrm{r}0}\boldsymbol{I}_{3\times3} + \boldsymbol{q}_{\mathrm{rv}}^{\times} \end{bmatrix} \tag{19}$$

$$\boldsymbol{P} = \boldsymbol{T}^{-1} \tag{20}$$

结合式(15)与式(18)可以得到系统的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_1 = \hat{\boldsymbol{e}}_2 \\ \dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2 = \boldsymbol{P}^{-1}(\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{BD}^{B} - \dot{\boldsymbol{P}}\hat{\boldsymbol{e}}_2) = \boldsymbol{TA} \end{cases} \tag{21}$$

式中：

$$\boldsymbol{A} = -\hat{\boldsymbol{M}}^{-1}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}\times\hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} + \hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B}\otimes\hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B} - \hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*}\otimes\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{DI}^{D}\otimes\hat{\boldsymbol{q}}_{BD} + \hat{\boldsymbol{M}}^{-1}\hat{\boldsymbol{F}}^{B} - \dot{\boldsymbol{P}}\hat{\boldsymbol{e}}_2 \tag{22}$$

定义如下滑模面 $\hat{\boldsymbol{s}}$ 以完成控制任务：

$$\hat{\boldsymbol{s}} = \hat{\boldsymbol{e}}_2 + \frac{\alpha_1\hat{\boldsymbol{e}}_1 + \alpha_2\beta(\hat{\boldsymbol{e}}_1)}{1-\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1/\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2} \tag{23}$$

式中：α_1、α_2 为正实数；$\beta(\hat{\boldsymbol{e}}_1)=[\beta(e_{11}),\beta(e_{12}),\cdots,\beta(e_{16})]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^6$，$\beta(e_{1i})$ 定义为

$$\beta(e_{1i}) = \begin{cases} \mathrm{sgn}(e_{1i})|e_{1i}|^{p/q} & \bar{s}_i=0 \text{ 或 } \bar{s}_i\neq0, |e_{1i}|>\mu \\ \iota_1 e_{1i} + \iota_2\mathrm{sgn}(e_{1i})e_{1i}^2 & \bar{s}_i\neq0, |e_{1i}|\leqslant\mu \end{cases} \tag{24}$$

式中：p 与 q 为正实数，且 $p<q$，$p/q>0.5$；$\mathrm{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数，当 $\boldsymbol{x}=[x_1,x_2,\cdots,x_n]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^n$ 时，$\mathrm{sgn}(\boldsymbol{x})=[\mathrm{sgn}(x_1),\mathrm{sgn}(x_2),\cdots,\mathrm{sgn}(x_n)]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^n$；$\mu$ 为一个正的小量；$\bar{s}_i=e_{2i}+$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$\alpha_1 e_{1i}+\alpha_2 \mathrm{sgn}(e_{1i})\,|e_{1i}|^{p/q}, i=1,2,\cdots,6$；$\iota_1$ 与 ι_2 定义为 $\iota_1=(2-p/q)\mu^{p/q-1}$，$\iota_2=(p/q-1)\mu^{p/q-2}$。

上述滑模面为非奇异滑模面，并且适用于六自由度控制。通过选择 $p/q>0.5$，使得 $\bar{s}_i=0$ 时能够避免奇异；当 $\bar{s}_i\neq 0$ 且 $e_{1i}=0$ 时，滑模面切换为一般线性滑模面，从而避免奇异。

对滑模面式(23)求导可得

$$\dot{\hat{\boldsymbol{s}}}=\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2+\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}}=\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2+\frac{1}{1-(\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1)/\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2}\bar{\boldsymbol{\beta}}+\left(\frac{2\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_2}{\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2}-\frac{2\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1}{\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^4}\right)\frac{\alpha_1\hat{\boldsymbol{e}}_1+\alpha_2\beta(\hat{\boldsymbol{e}}_1)}{(1-(\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1)/\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2)^2} \tag{25}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{\beta}}=\alpha_1\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2+\alpha_1\dot{\beta}(\hat{\boldsymbol{e}}_1,\hat{\boldsymbol{e}}_2)\in\mathbf{R}^6$ 为 $\alpha_1\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_1+\alpha_2\dot{\beta}(\hat{\boldsymbol{e}}_1)$ 的导数，$\dot{\beta}(\hat{\boldsymbol{e}}_1,\hat{\boldsymbol{e}}_2)=[\dot{\beta}(e_{11},e_{21}),\dot{\beta}(e_{12},e_{22}),\cdots,\dot{\beta}(e_{16},e_{26})]\in\mathbf{R}^6$，其定义为

$$\dot{\beta}(e_{1i},e_{2i})=\begin{cases}\mathrm{sgn}(e_{1i})\,|e_{1i}|^{p/q-1}e_{2i} & \bar{s}_i=0\text{ 或 }\bar{s}_i\neq 0,\ |e_{1i}|>\mu\\ \iota_1 e_{2i}+\iota_2\mathrm{sgn}(e_{1i})e_{1i}e_{2i} & \bar{s}_i\neq 0,\ |e_{1i}|\leqslant\mu\end{cases} \tag{26}$$

基于式(23)与式(25)提出如下终端滑模控制律：

$$\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{c}}^B=\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{eq}}^B+\hat{\boldsymbol{F}}_n^B \tag{27}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{eq}}^B$ 为等效控制律，$\hat{\boldsymbol{F}}_n^B$ 为切换控制律，二者的具体表达式分别为

$$\hat{\boldsymbol{F}}_{\mathrm{eq}}^B=\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}(-\boldsymbol{T}\boldsymbol{A}-\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}}) \tag{28}$$

$$\hat{\boldsymbol{F}}_n^B=\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}(-a\hat{\boldsymbol{s}}-b\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{s}})^{p/q}) \tag{29}$$

其中：$\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{s}})^{p/q}=[\mathrm{sgn}(s_1)\,|(s_1)|^{p/q},\ \mathrm{sgn}(s_2)\cdot|s_2|^{p/q}],\cdots,\mathrm{sgn}(s_6)\,|s_6|^{p/q}]^{\mathrm{T}}$；$a$ 与 b 为正实数。

上述控制器的稳定性可以由李雅普诺夫第二方法证明。首先证明滑模控制的可达性，定义李雅普诺夫函数为 $V_1=\hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{s}}/2$，对其求导并将式(28)、式(29)代入可得

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}V_1=\hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\hat{\boldsymbol{s}}=\hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}(\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2+\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}})=\hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}(-a\hat{\boldsymbol{s}}-b\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{s}})^{p/q}) \tag{30}$$

可见，$\mathrm{d}V_1/\mathrm{d}t<0$，满足可达性条件。

然后证明系统状态到达滑模面后，控制变量的收敛情况。系统到达滑模面时 $\hat{\boldsymbol{s}}=\boldsymbol{0}_{6\times 1}$，即：

$$\hat{\boldsymbol{e}}_2+\frac{\alpha_1\hat{\boldsymbol{e}}_1+\alpha_1\beta(\hat{\boldsymbol{e}}_1)}{1-\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1/\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2}=\boldsymbol{0}_{6\times 1} \tag{31}$$

选取李雅普诺夫函数为 $V_2=\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1/2$，对其求导可得

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}V_2=-\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\frac{\alpha_1\hat{\boldsymbol{e}}_1+\alpha_2\beta(\hat{\boldsymbol{e}}_1)}{1-\hat{\boldsymbol{e}}_1^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{e}}_1/\|\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}\|^2} \tag{32}$$

观察式(32)可知，要证 $\mathrm{d}V_2/\mathrm{d}t<0$，只需证明当 $\bar{s}_i\neq 0$，$|e_{1i}|\leqslant\mu$ 时，$e_{1i}\beta(e_{1i})>0$。可以分为2 种情况证明成立。

证明　1）情况 1：$0\leqslant e_{1i}\leqslant\mu$。

$$\begin{aligned}\beta(e_{1i})&=\iota_1 e_{1i}+\iota_2\mathrm{sgn}(e_{1i})e_{1i}^2=\\&e_{1i}[(2-p/q)\mu^{p/q-1}+(p/q-1)\mu^{p/q-2}e_{1i}]>\\&e_{1i}[(2-p/q)\mu^{p/q-1}+(p/q-1)\mu^{p/q-1}]=\\&e_{1i}\mu^{p/q-1}\geqslant 0\end{aligned}$$

2）情况 2：$-\mu\leqslant e_{1i}<0$。

$$\begin{aligned}\beta(e_{1i})&=\iota_1 e_{1i}+\iota_2\mathrm{sgn}(e_{1i})e_{1i}^2=\\&e_{1i}\mu^{p/q-2}[(2-p/q)\mu-(p/q-1)e_{1i}]<\\&e_{1i}\mu^{p/q-2}[-(2-p/q)e_{1i}-(p/q-1)e_{1i}]=\\&-e_{1i}^2\mu^{p/q-2}<0\end{aligned}$$

证毕

由上述证明过程证得 $e_{1i}\beta(e_{1i})>0$，因此证得 $\mathrm{d}V_2/\mathrm{d}t<0$，根据引理 1 可以得到，当系统状态到达滑模面后，控制变量 $\hat{\boldsymbol{e}}_1(t)$ 在有限时间内收敛到 $\boldsymbol{0}_{6\times 1}$。又根据式(31)，当 $\hat{\boldsymbol{e}}_1(t)$ 收敛到 $\boldsymbol{0}_{6\times 1}$ 时，$\hat{\boldsymbol{e}}_2(t)$ 也将收敛到 $\boldsymbol{0}_{6\times 1}$。

故对于式(14)和式(15)描述的非线性系统，采用控制器可以使得控制变量 $(\hat{\boldsymbol{e}}_1(t),\hat{\boldsymbol{e}}_2(t))$ 在有限时间内收敛到 $(\boldsymbol{0}_{6\times 1},\boldsymbol{0}_{6\times 1})$。根据 $(\hat{\boldsymbol{e}}_1(t),\hat{\boldsymbol{e}}_2(t))$ 的定义可知，$(\hat{\boldsymbol{e}}_1(t),\hat{\boldsymbol{e}}_2(t))$ 的收敛等价于 $\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}$ 与 $\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^B$ 分别收敛到单位对偶四元数与 $\boldsymbol{0}_{6\times 1}$，则系统的位姿参数能够收敛到期望值。

3　自适应算法的设计

控制律式(27)显含质量参数 $\hat{\boldsymbol{M}}$，但在实际工程应用中 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 的真实值难以精确测量，甚至其不确定性的范围都难以获得，这必然影响控制律的性能。为了解决此问题，本节将自适应控制与终端滑模控制相结合。假设对偶惯性算子 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 的不确定性无法确定范围，使用 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 的估计值 $\tilde{\boldsymbol{M}}$ 来替代 $\hat{\boldsymbol{M}}$，并用自适应律更新 $\tilde{\boldsymbol{M}}$。

首先定义算子 $L(\hat{\boldsymbol{x}})\in\mathbf{R}^{6\times 7}$，$\hat{\boldsymbol{x}}\in\boldsymbol{D}_{\mathbf{R}^3}$，其表达式为

$$L(\hat{\boldsymbol{x}})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{\mathrm{d}}(1)&0&0&0&0&0&0\\ \boldsymbol{x}_{\mathrm{d}}(2)&0&0&0&0&0&0\\ \boldsymbol{x}_{\mathrm{d}}(3)&0&0&0&0&0&0\\ 0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(1)&0&0&0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(3)&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(2)\\ 0&0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(2)&0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(3)&0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(1)\\ 0&0&0&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(3)&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(2)&\boldsymbol{x}_{\mathrm{r}}(1)&0\end{bmatrix} \tag{33}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

再定义算子 $\theta(\hat{\boldsymbol{M}})$，其用来将 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 中的质量与转动惯量线性分离[15]，表达式为

$$\theta(\hat{\boldsymbol{M}}) = [m \quad J_{xx} \quad J_{yy} \quad J_{zz} \quad J_{yz} \quad J_{xz} \quad J_{xy}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^7 \tag{34}$$

由式(33)和式(34)可得 $\hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{x}} = L(\hat{\boldsymbol{x}})\theta(\hat{\boldsymbol{M}})$。

$\hat{\boldsymbol{M}}$ 采用如下自适应控制律更新：

$$\dot{\theta}(\tilde{\boldsymbol{M}}) = \gamma \hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B} \tag{35}$$

式中：γ 为正常数；$\boldsymbol{B}$ 的表达式为

$$\boldsymbol{B} = -\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B\times}L(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}) + L(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B}) - L(\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*} \otimes \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{DI}^{D} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}_{BD}) + L(\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}} - \boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2) \tag{36}$$

将式(27)中的 $\hat{\boldsymbol{M}}$ 替换为使用自适应控制律更新的估计值 $\tilde{\boldsymbol{M}}$，则可以得到含自适应控制律的终端滑模控制器。其稳定性可以由李雅普诺夫第二方法证明。首先定义李雅普诺夫函数为

$$V = \frac{1}{2}\hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{s}} + \frac{1}{2\gamma}(\theta(\hat{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}}))^{\mathrm{T}}(\theta(\hat{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}})) \tag{37}$$

对式(37)函数求导可得

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}V = \hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{s}}}) - \frac{1}{\gamma}(\theta(\hat{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}}))^{\mathrm{T}}\dot{\theta}(\tilde{\boldsymbol{M}}) \tag{38}$$

可以求得 $\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{s}}}$ 的值为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{s}}} = {}& \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(-\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} \times \hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} + \hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B}) - \\ & \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(\hat{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*} \otimes \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{DI}^{D} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}_{BD} - \hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2) + \\ & \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}} + \hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B} \times \tilde{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BI}^{B}) - \\ & \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} \otimes \hat{\boldsymbol{\omega}}_{DI}^{B} + \tilde{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{e}}}_2 - \tilde{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}}) + \\ & \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{M}}\hat{\boldsymbol{q}}_{BD}^{*} \otimes \dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{DI}^{D} \otimes \hat{\boldsymbol{q}}_{BD}) + \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{F}}_{n}^{B} = \\ & \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}(\theta(\hat{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}})) + \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}\hat{\boldsymbol{F}}_{n}^{B}\end{aligned} \tag{39}$$

将式(39)代入式(38)并使用 L 算子可得

$$\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = {}& \hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}(\theta(\tilde{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}})) + \\ & \hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}(-a\hat{\boldsymbol{s}} - b\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{s}})^{p/q}) - \\ & \frac{1}{\gamma}(\theta(\tilde{\boldsymbol{M}}) - \theta(\tilde{\boldsymbol{M}}))^{\mathrm{T}}\dot{\theta}(\tilde{\boldsymbol{M}}) = \\ & \hat{\boldsymbol{s}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{P}(-a\hat{\boldsymbol{s}} - b\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{s}})^{p/q}) \leqslant 0\end{aligned} \tag{40}$$

当且仅当 $\hat{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{0}_{6\times1}$ 时等号成立。

由上述过程证明了自适应终端滑模面的可达性；系统状态到达滑模面后，控制变量的收敛情况不受系统质量特性的影响，故系统状态到达滑模面后，控制变量 $(\hat{\boldsymbol{e}}_1(t), \hat{\boldsymbol{e}}_2(t))$ 在有限时间内收敛到 $(\boldsymbol{0}_{6\times1}, \boldsymbol{0}_{6\times1})$，自适应终端滑模控制器的稳定性得证。

4 数值仿真与结果分析

由于小行星体积小、质量小且形状不规则，其附近引力场微弱，引力场不均匀。在这样的力学环境中，航天器姿态与轨道耦合程度高，进行姿轨耦合控制很有必要。因此，本节以航天器绕飞小行星跟踪控制为背景，对本文提出的控制器进行数学仿真验证。

假设小行星的引力常数为 $\mu_A = 5.58 \times 10^{-8}\ \mathrm{km^3/s^2}$，其二阶引力系数为 $C_{20} = -3.05 \times 10^{-3}\ \mathrm{km^2}$，$C_{22} = 6.64 \times 10^{-4}\ \mathrm{km^2}$。仿真的控制目标为：航天器从极轴上空按照规划的轨迹机动到赤道上空，且在动过程中 $-Z_B$ 一直指向小行星质心，在航天器达到赤道上空后，航天器相对于惯性坐标系保持不变。更具体的轨迹规划方式参考文献[16]。

将惯性坐标系 F_I 的坐标原点 O_I 固定在初始时刻的小行星质心处，航天器的初始位姿状态为：$\boldsymbol{q}_{BI}(0) = [0.97, 0.08, -0.04, 0.226]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{r}_{BI}^{B}(0) = [0.022, -0.017, 2.011]^{\mathrm{T}}\ \mathrm{km}$，$\boldsymbol{\omega}_{BI}^{B}(0) = [1.23, -1.34, 0.211]^{\mathrm{T}} \times 10^{-3}\ \mathrm{rad/s}$，$\boldsymbol{v}_{BI}^{B}(0) = [0.141, 3.452, 0.027]^{\mathrm{T}}\ \mathrm{m/s}$。

假设刚体航天器的真实质量为 9 kg，转动惯量为

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 0.01096 & -0.00022 & 0.0014 \\ -0.00022 & 0.01064 & 0.0007 \\ 0.0014 & 0.0007 & 0.01056 \end{bmatrix}\ \mathrm{kg \cdot m^2}$$

假设航天器质量与转动惯量的不确定性为

$$\begin{cases} |\Delta m| \leqslant 1.35\ \mathrm{kg} \\ |\Delta \boldsymbol{J}| \leqslant \begin{bmatrix} 0.007 & -0.0001 & 0.0009 \\ -0.0001 & 0.007 & 0.0004 \\ 0.0009 & 0.0004 & 0.007 \end{bmatrix}\ \mathrm{kg \cdot m^2} \end{cases}$$

式中：$|\Delta \boldsymbol{J}|$ 表示对 $\Delta \boldsymbol{J}$ 中每一个元素的绝对值。

4.1 终端滑模控制算法的仿真

首先不处理航天质量特性的不确定性，对终端滑模控制算法进行仿真。

控制器参数选为 $\alpha_1 = 0.05$，$\alpha_2 = 0.001$，$p = 3$，$q = 5$，$\mu = 5 \times 10^{-5}$，$a = 0.001$，$b = 0.05$，并假设控制器输出的控制力能被执行机构精确地、连续地执行。为了对比控制器的优势，设置了经典终端滑模面作为对照组[17]。其滑模面与控制器表示为

北航学报 赠阅

$$\hat{\boldsymbol{s}} = \hat{\boldsymbol{\omega}}_{BD}^{B} + k\mathrm{sig}(\hat{\boldsymbol{e}}_1)^{p/q} \tag{41}$$

$$\hat{\boldsymbol{F}}_c^B = \hat{\boldsymbol{M}}(-\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}}_{BD}^{B} - k\hat{\boldsymbol{e}}_2 + \alpha\mathrm{sgn}(\hat{\boldsymbol{s}}) + \beta\hat{\boldsymbol{s}}) \tag{42}$$

其控制器参数选为 $\alpha = -0.0008$，$\beta = -0.95$，$k = 0.33$。

对 2 种控制器进行仿真可以得到如下结果。图 1 与图 2 为使用上述 2 种控制器进行跟踪控制所得到的位姿跟踪误差曲线。仿真结果表明，本文控制算法可以使姿态四元数在 120 s 内收敛至 10^{-3} 量级，位置误差在 90 s 内收敛到 10^{-2} m 量级。对比图 1 与图 2 发现，虽然经典终端滑模能使位置误差更快地收敛，但总体来说时间相差无几。

图 3 与图 4 为上述 2 种控制器控制得到的角速度与线速度的跟踪误差模值。观察图 3 可以看出，仿真开始时有一定的跟踪误差，随着仿真的进行，姿态角速度误差 $\|\boldsymbol{\omega}_{BD}^{B}\|$ 能够在 300 s 内收敛到 10^{-5} rad/s，线速度误差 $\|\boldsymbol{v}_{BD}^{B}\|$ 也能收敛到 10^{-3} m/s 量级。对比图 4 可以发现，本文所设计的控制算法达到的控制精度更高，且发生大幅度抖振的区间较少。

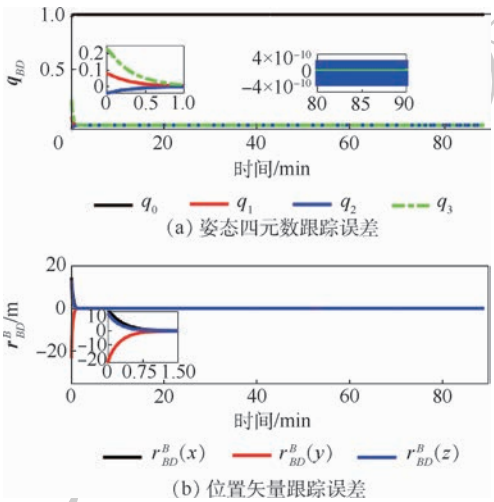


图 1　终端滑模控制位姿跟踪误差

Fig. 1　Orbit and attitude tracking error of terminal sliding mode control

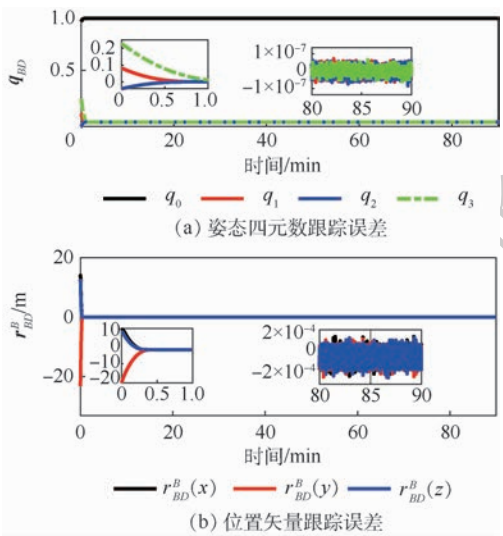


图 2　对照组位姿跟踪误差

Fig. 2　Orbit and attitude tracking error in comparison group

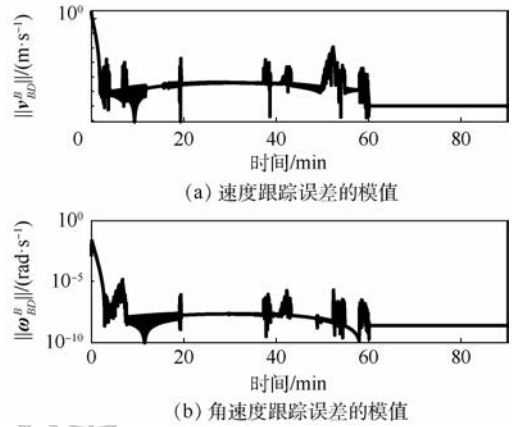


图 3　终端滑模控制速度与角速度跟踪误差

Fig. 3　Velocity and angular velocity tracking error of terminal sliding mode control

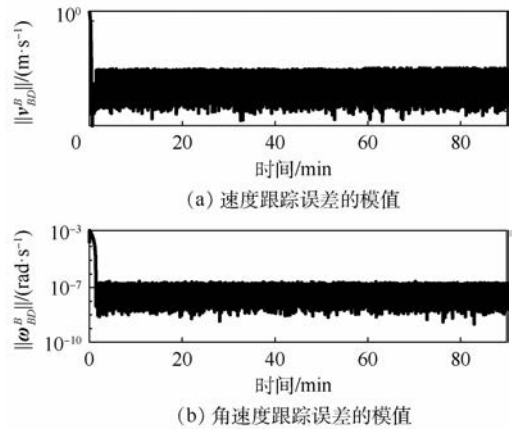


图 4　对照组速度与角速度跟踪误差

Fig. 4　Velocity and angular velocity tracking error in comparison group

图 5 与图 6 为使用上述 2 种控制器完成跟踪任务产生的控制力与力矩的曲线，两者都能做到快速收敛。对比两者发现，本文中设计的控制器产生的控制力较小，超调量降低了 50% 左右，且对比控制力曲线可以发现，滑模的抖振从 10^{-3} 量级降到 10^{-5} 量级，说明本文设计的终端滑模控制器抑制滑模抖振能力强。

4.2　自适应终端滑模控制算法的仿真

通过 4.1 节对终端滑模控制算法的仿真结果进行分析不难发现，控制器虽然能很快地将系统状态收敛到期望状态，且控制力数值较小，但是控

北航学报 赠阅

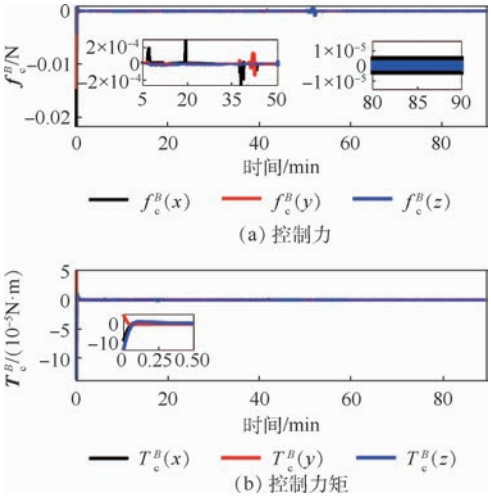


图 5 终端滑模控制控制力与力矩

Fig. 5 Control force and torque of terminal sliding mode

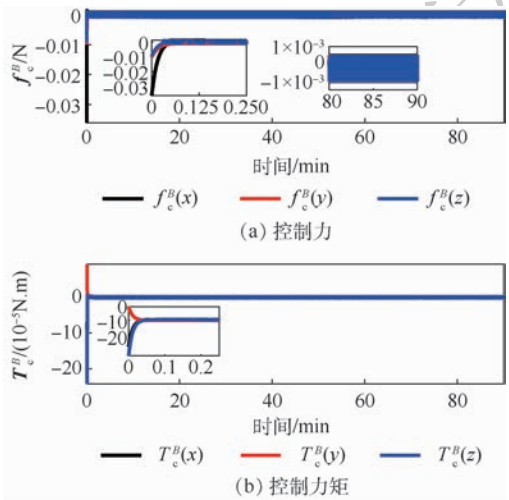


图 6 对照组控制力与力矩

Fig. 6 Control force and control torque in comparison group

制过程中,控制力与力矩会出现小幅抖动。

采用与 4.1 节相同的仿真条件,使用自适应终端滑模控制器进行跟踪控制,自适应算法的参数设定为 $\gamma = 215\,0$,其仿真结果如图 7 ~ 图 9 所示。

与 4.1 节不添加自适应控制律的终端滑模控制算法的仿真结果相比,二者的收敛速度并没有明显的差别,但对比图 3 与图 8 可以发现角速度与线速度的跟踪误差的抖动有了很大的抑制,另外,对比图 5 与图 9 可以发现,添加了自适应算法的控制器,消除了控制过程中的尖峰,使控制更加平滑。综上,自适应控制律的加入有效地提高了控制器的效果。

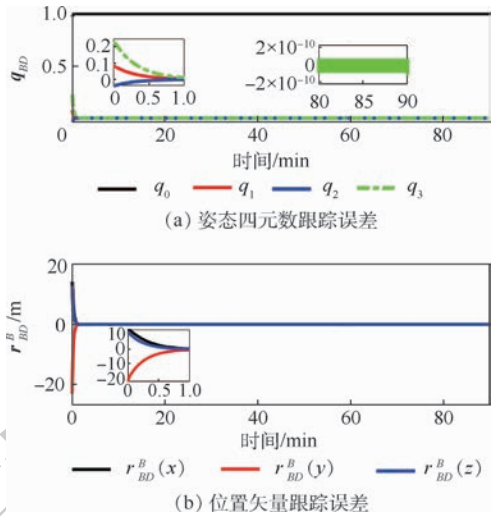


图 7 自适应终端滑模控制位姿跟踪误差

Fig. 7 Orbit and attitude tracking error of adaptive terminal sliding mode control

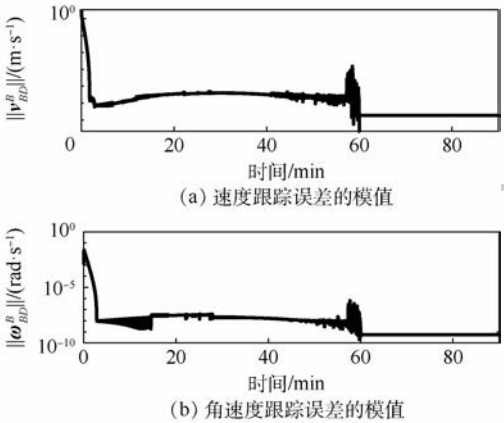


图 8 自适应终端滑模控制速度与角速度跟踪误差

Fig. 8 Velocity and angular velocity tracking error of adaptive terminal sliding mode control

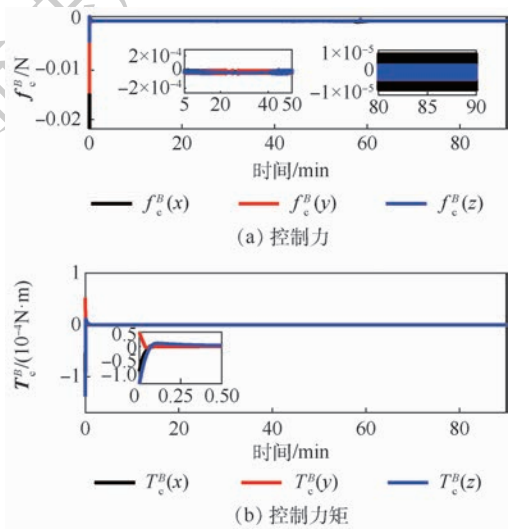


图 9 自适应终端滑模控制控制力与力矩

Fig. 9 control force and torque of adaptive terminal sliding mode control

北航学报 赠阅

5　结　论

1）以对偶四元数为工具建立了航天器姿轨耦合模型，考虑到模型质量特性的不确定性，设计了一种非奇异的自适应终端滑模控制算法对航天器进行姿轨联合控制，并通过李雅普诺夫第二方法证明了该控制器的稳定性。

2）以微小卫星绕飞小行星的跟踪控制作为仿真背景验证算法的有效性，相较于传统形式的终端滑模算法，本文中设计的控制律有如下优势：能够解决终端滑模奇异点的问题，削弱质量参数的不确定性对系统控制的影响，产生的控制力较小，超调量较小，控制力平滑，能较好地抑制滑模控制的抖振特性。

参考文献（References）

[1] 朱战霞，史格非，樊瑞山. 航天器相对运动姿轨耦合动力学建模方法[J]. 飞行力学，2018，36(1)：1-6.
ZHU Z X，SHI G F，FAN R S. Dynamic modeling methods of attitude and orbital coupling for spacecraft relative motion[J]. Flight Dynamics，2018，36(1)：1-6(in Chinese).

[2] 武元新. 对偶四元数导航算法与非线性高斯滤波研究[D]. 长沙：国防科学技术大学，2005.
WU Y X. Research on dual-quaternion navigation algorithm and nonlinear Gaussian filtering[D]. Changsha：National University of Defense Technology，2005(in Chinese).

[3] 张洪珠. 基于对偶四元数的航天器姿轨一体化动力学建模与控制[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2010.
ZHANG H Z. Integrated dynamics modeling and control for space- craft based on dual quaternion[D]. Harbin：Harbin Institute of Technology，2010(in Chinese).

[4] 党庆庆，桂海潮，徐明，等. 无速度反馈的航天器姿轨耦合跟踪控制[J]. 航空学报，2018，39(S1)：722202.
DANG Q Q，GUI H C，XU M，et al. Attitude and position tracking control for spacecraft without velocity measurement[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2018，39(S1)：722202(in Chinese).

[5] GUI H C，VUKOVICH G. Dual-quaternion-based adaptive motion tracking of spacecraft with reduced control effort[J]. Nonlinear Dynamics，2016，83(1-2)：579-614.

[6] ZOU A M，KUMAR K D，HOU Z G. Finite-time attitude tracking control for spacecraft using terminal sliding mode and Chebyshev neural network[J]. IEEE Transactions on Systems，Man，and Cybernetics，Part B：Cybernetics，2011，41(4)：950-963.

[7] ZOU A M，KUMAR K D，HOU Z G. Corrections to "finite-time attitude tracking control for spacecraft using terminal sliding model and Chebyshev neural network"[J]. IEEE Transactions on Systems，Man，and Cybernetics，Part B：Cybernetics，2013，43(2)：803.

[8] 王剑颖. 航天器姿轨一体化动力学建模、控制与导航方法研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2013.
WANG J Y. Research on spacecraft integrated orbit and attitude dynamics，control and navigation[D]. Harbin：Harbin Institute of Technology，2013(in Chinese).

[9] DONG H Y，HU Q L，AKELLA M R. Dual-quaternion-based spacecraft autonomous rendezvous and docking under six-degree-of-freedom motion constraints[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2018，41(5)：1150-1162.

[10] DONG H，HU Q，MA G. Dual-quaternion based fault-tolerant control for spacecraft formation flying with finite-time convergence[J]. ISA Transactions，2016：61：87-94.

[11] 朱庆华，董瑞琦，马广富. 基于动态滑模控制的挠性航天器姿态控制[J]. 控制理论与应用，2018，35(10)：1430-1435.
ZHU Q H，DONG R Q，MA G F. Dynamical sliding mode for flexible spacecraft attitude control[J]. Control Theory & Applications，2018，35(10)：1430-1435(in Chinese).

[12] TIWARI P M，JANARDHANAN S，NABI M. Attitude control using higher order sliding mode[J]. Aerospace Science and Technology，2016，54：108-113.

[13] BRODSKY V，SHOHAM M. Dual numbers representation of rigid body dynamics[J]. Mechanism and Machine Theory，1999，34(5)：693-718.

[14] WANG J，LIANG H，SUN Z，et al. Finite-time control for spacecraft formation with dual-number-based description[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2012，35(3)：950-962.

[15] AHEMD J，COPPOLA T V，BERNSTEIN S D. Adaptive asymptotic tracking of spacecraft attitude motion with inertia matrix identification[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，1998，21(5)：684-691.

[16] DANG Q Q，GUI H C，WEN H. Dual-duaternion-based spacecraft pose tracking with a global exponential velocity observer[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2019，42(9)：2106-2115.

[17] LEE D，VUKOVICH G. Robust adaptive terminal sliding mode control on SE(3) for autonomous spacecraft rendezvous and docking[J]. Nonlinear Dynamics，2016，83：2263-2279.

作者简介：

潘菲　女，硕士研究生。主要研究方向：航天器姿态确定与控制、航天器六自由度控制。

朱宏玉　男，博士，讲师。主要研究方向：航天器动力学与控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Spacecraft non-singular adaptive terminal sliding mode attitude-orbit coupling control

PAN Fei, ZHU Hongyu*

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: A non-singular adaptive terminal sliding mode control law is proposed to simultaneously control the attitude and orbit of the spacecraft. Firstly, the attitude-orbit coupling dynamic model of the spacecraft with parameter uncertainty is established based on the dual quaternion. Secondly, based on the integrated model of spacecraft, non-singular terminal sliding mode control law is proposed to track the target. Considering the uncertainty of spacecraft quality characteristics, an adaptive control law is designed to further improve the controller effect. The stability of the above control law is proved by the Lyapunov function. Finally, the simulation example of tracking control around the asteroid shows the effectiveness of the control law. The results show that the controller has higher control precision and can converge in limited time. There is no singularity in the simulation. The controller suppresses the influence of the uncertainty of quality characteristics on the control, and the terminal sliding mode chattering characteristics.

Keywords: dual quaternion; attitude-orbit coupling control; finite time control; non-singular terminal sliding mode; adaptive control

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-26; **Accepted**: 2019-11-10; **Published online**: 2019-11-29 15:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191129.1153.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: henry.jewel@139.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0456

基于神经网络的 OFDM 信道补偿与信号检测

全下文载

刘步花[1], 丁丹[2,*], 杨柳[2]
(1. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 2. 航天工程大学 电子与光学工程系, 北京 101416)

摘 要: 针对非线性失真和多径效应混合的复杂信道条件,提出一种基于神经网络的正交频分复用(OFDM)信道补偿与信号检测的方法。首先接收端信号利用最小二乘(LS)算法和迫零(ZF)算法做预处理,然后再输入到一层全链接层的神经网络进行进一步的信道补偿与信号检测,并恢复数据流。仿真结果表明,在没有进行输入信号功率回退(IBO)时,所提方法的误比特率(BER)性能比 LS 算法提升 2 个数量级,比线性最小均方误差(LMMSE)、最小均方误差(MMSE)提升一个数量级;在进行 IBO 后,所提方法能避免 LS 信道估计下至少 4 dB 的功率损失,能避免 LMMSE、MMSE 信道估计下至少 2 dB 的功率损失。所提方法在一定程度上验证了机器学习结合通信的先验知识的这种新的网络结构更能提升系统数据传输的准确率。

关 键 词: 神经网络; 正交频分复用(OFDM); 非线性失真; 多径效应; 信道均衡
中图分类号: TN914.34
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1363-08

正交频分复用(Orthogonal Frequency Division Multiplexing, OFDM)系统能有效地抑制频率选择性衰落且具有较高的频谱利用率,在 4G、5G 移动通信中始终占据核心技术地位。然而,OFDM 的多个独立子载波叠加造成信号峰均比较高,经过高功率放大器(High Power Amplifier, HPA)和衰落信道后,产生的非线性失真和多径效应会造成信号畸变,严重影响通信系统的误比特率(Bit Error Rate, BER)性能。

常用的 OFDM 系统信道估计算法有最小二乘(Least Squares, LS)算法[1]、最小均方误差(Minimum Mean Square Error, MMSE)[2]、线性最小均方误差(Linear Minimum Mean Square Error, LMMSE)[3]等。LS 复杂度最低,但因其未考虑噪声的影响,误码率偏大;MMSE 和 LMMSE 利用了信道统计特性且考虑了噪声的影响,性能较为理想,但是这种性能优势是以事先知道信道先验信息为前提的,而事实上得到这种信息很难。近年来将深度学习运用到无线传输物理层的浪潮开始兴起,其中不乏有信道估计与信号检测[4-7]、信道/信源编码译码[8-10]、调制与解调[11-13]等。Ye 等首次利用深度神经网络(Deep Neural Network, DNN)代替 OFDM 系统接收端信道估计与均衡、信号检测等多个模块,实验表明在导频数目少的情况下,明显优于传统 LS、MMSE 算法[4]。文献[14]在瑞利衰落信道下进行基于深度学习的信道估计,仿真结果表明,相对于 LMMSE 算法有 2 dB 性能增益。然而,此类基于深度学习的通信接收方法存在 DNN 结构复杂、运算量大、收敛速度慢的问题,且未考虑非线性和多径同时存在的复杂情况。

本文针对多径效应和功放非线性的影响,简化 DNN 结构、优化 DNN 运用方式,提出一种基于模型驱动的全连接神经 OFDM 接收机,其

收稿日期: 2019-08-26; **录用日期**: 2020-02-21; **网络出版时间**: 2020-03-16 16:25
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200316.1323.001.html
基金项目: 国家"863"计划(2015AA7026085)
* **通信作者**. E-mail: ddnjr@163.com

引用格式: 刘步花, 丁丹, 杨柳. 基于神经网络的 OFDM 信道补偿与信号检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1363-1370. LIU B H, DING D, YANG L. Channel compensation and signal detection of OFDM based on neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1363-1370 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

主要作用是促进通信系统中的信道估计、均衡、信号检测模块,取名“LSZF-Net”。结构为:在接收端利用 LS 信道估计和迫零(Zero Forcing, ZF)算法信道均衡[15]对接收端信号进行预处理,再经过一层全连接神经网络进一步补偿多径效应和非线性失真,从而获得更小的系统复杂度和更优的性能。

1 基于 DNN 的 OFDM 系统模型

1.1 非线性和多径影响下的 OFDM 系统

图 1 为非线性和多径影响下的 OFDM 系统框图。HPA 的输出信号表现为调幅-调幅(AM-AM)和调幅-调相(AM-PM)效应,采用无记忆非线性放大的 Saleh 模型[16]的幅度和相位分别为

$$A[r(m)] = \frac{a_1 r(m)}{1 + b_1 r^2(m)} \tag{1}$$

$$\phi(r(m)) = \frac{a_2 r^2(m)}{1 + b_2 r^2(m)} \tag{2}$$

式中:$r(m)$为信号的幅度,m 为时间序列;$A(\cdot)$为失真后信号的幅度;$\phi(\cdot)$为失真后信号的相位;a_1、b_1、a_2、b_2 为 Saleh 模型参数。

设一个 OFDM 符号含有 N 个子载波数,则第 k 个子载波上的多径信道频域响应和一个 OFDM 符号离散化后的信道冲激响应分别为

$$h(k) = \sum_{n=0}^{N-1} g(n) e^{-j2\pi kn/N} \tag{3}$$

$$g(n) = \sum_{l=0}^{L-1} \alpha_l e^{-j2\pi f_c n_l} \sigma(n - n_l) \tag{4}$$

式中:α_l 为第 l 条路径上的信道增益;n_l 为第 l 条信道的时延;f_c 为中心采样频率;L 为总的路径数;$\sigma(n-n_l)$为第 l 条路径信号的冲激响应。

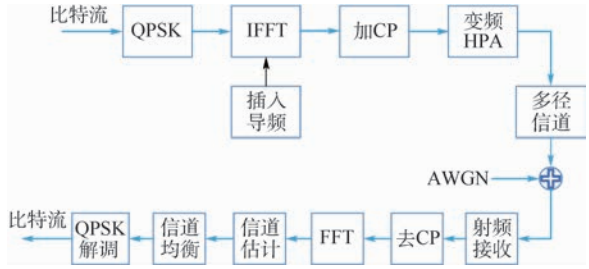


图 1 非线性和多径影响下的 OFDM 系统

Fig. 1 OFDM system under influence of nonlinearity and multi-path

1.2 基于神经网络的 OFDM 系统神经网络接收机

不同于传统 OFDM 接收机和文献[4]的 DNN 接收机(在接收端 FFT 解调直接输入到 DNN 中进行信号恢复),本文设计的接收机如图 2 所示。首先,在接收端将接收信号循环前缀移除,并进行 FFT 解调。其次,利用 LS 算法和 ZF 算法对即将输入到神经网络的数据进行预处理。选择 LS 信道估计和 ZF 信道均衡做预处理的原因是:这 2 种算法计算复杂度较低,且能减轻神经网络信道补偿的工作量,从而减少网络神经元个数和隐含层的层数(神经网络是复杂函数逼近器[11],系统函数越复杂,越需要更多的神经元和网络层去拟合此复杂函数)。最后,将预处理后的信号取实部和虚部串联输入到全连接神经网络进行回归预测,判决之后就是恢复出的比特流。此全连接网络只含有输入层和输出层,没有隐藏层。文献[4]的网络只是基于数据驱动的网络模型[17-18],而本文提出的 LSZF-Net 综合了数据驱动和模型驱动 2 种方式的优点,同时发挥了机器学习和传统先验知识的作用。

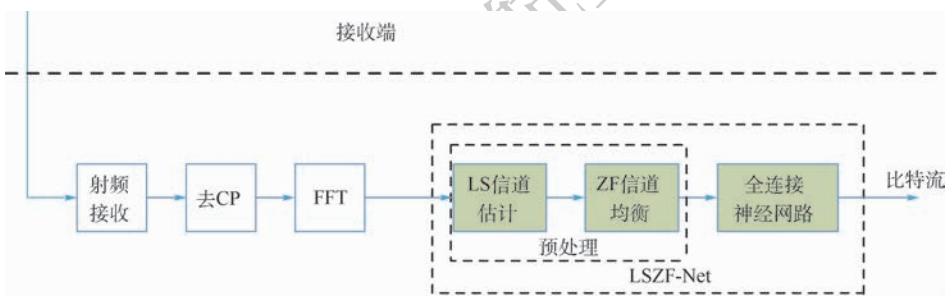


图 2 神经网络接收机结构

Fig. 2 Neural network receiver architecture

1.3 LSZF-Net 模型训练和数据产生

每一次仿真首先随机生成 0、1 序列作为 OFDM 系统的输入数据流,根据文献[4]和文献[14]的 OFDM 的帧结构设计方案,即帧结构为 2 个符号(数据(Data)符号和导频(Pilot)符号),如图 3 所示。神经网络为一层全连接层结构,输入层和输出层神经元个数为 2 个 OFDM 符号的实部和虚部串联个数的总和,数据的产生流程如图 4所示。数据流首先经过 QPSK 映射;然后插入预设好的导频序列,导频结构为块状类型排列;

北航学报 赠阅

最后将插入导频后的符号实部和虚部串联形成神经网络的标签。在接收端首先对接收信号进行去循环前缀和 FFT 解调操作；然后利用 LS 算法和 ZF 算法对信号进行预处理；最后，将预处理后的信号取实部和虚部串联，得到神经网络的输入样本。

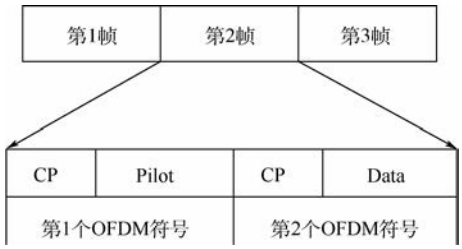


图 3　发送端 OFDM 帧结构

Fig. 3　OFDM frame structure at transmitter

文献[4]已经证明在导频数量不足的情况下，采用 DNN 做信道估计明显优于传统算法。因此为了展现 LSZF-Net 性能的优越性，本文设置导频插入的间隔为 1，这样便能保证足够多的导频数量、传统信道估计方法性能较优情况下与 LSZF-Net 做 BER 性能对比。OFDM 参数设置和 LSZF-Net 训练参数设置如表 1 所示。

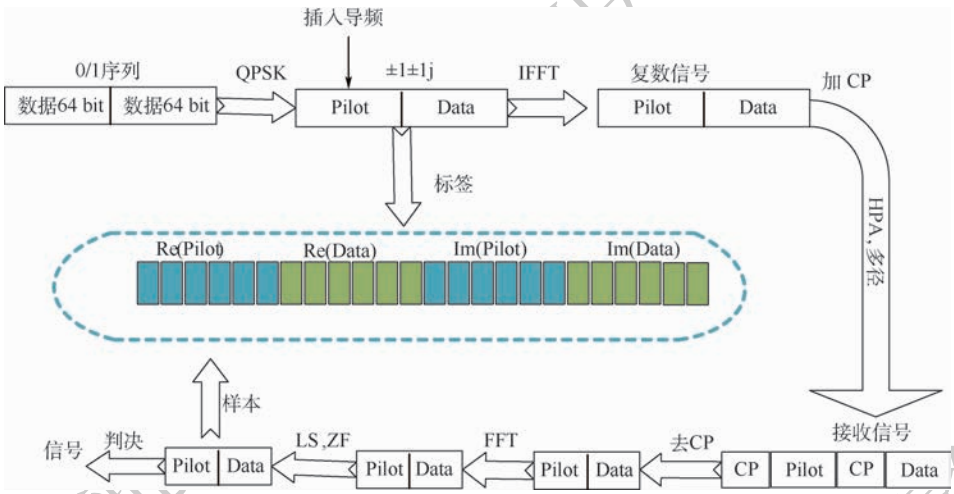


图 4　数据产生流程

Fig. 4　Flowchart of data generation

表 1　训练参数设置

Table 1　Training parameter setting

OFDM 参数	数值	LSZF-Net 参数	数值
CP 长度	16	epoch	3 000
导频长度	64	初始学习率	0.001
信噪比/dB	0:5:25		

注：OFDM 帧结构为导频 + 数据；调制方式为 QPSK；LSZF-Net 无隐藏层；激活函数为 tanh；优化器为 rmsprop；损失函数为 L2。

2　不同信道条件仿真分析

2.1　多径信道和非线性仿真

本文采用的多径信道为平均功率随着信道时延按指数递减的信道模型[19]，用有限脉冲响应滤波器的输出表示信道的脉冲响应，每一个抽头的时间设为采样周期 T_s 的整数倍，其功率服从指数分布，其功率延时函数（Power Delay Profile，PDP）为

$$P(\tau) = \frac{1}{\tau_{\mathrm{rms}}} \mathrm{e}^{-\tau/\tau_{\mathrm{rms}}} \tag{5}$$

式中：τ 为信道时延；τ_{rms} 为均方根时延扩展，最大路径数取决于 T_s 和 τ_{rms}，即 $10\tau_{\mathrm{rms}}/T_s$，本文 τ_{rms} 设为 0.3、0.5、0.7 个采样周期，所以信道最大路径时延为 3、5、7 个采样周期[20]。最终得到信道信道条件（脉冲响应 h 的取值）见表 2。非线性放大的参数为：

1）第 1 组非线性参数[21]：$a_1 = 2, b_1 = 1, a_2 = \pi/6, b_2 = 1$。

2）第 2 组非线性参数[16]：$a_1 = 2.1587, b_1 = 1.1517, a_2 = 4.0033, b_2 = 9.1040$。

3）第 3 组非线性系数[16]：$a_1 = 1.9638, b_1 = 0.9945, a_2 = 2.5293, b_2 = 2.8168$。

3 组非线性参数的 AM-AM 转换（最大值归一

表 2　多径信道条件

Table 2　Multi-path channel conditions

τ_{rms}	信道条件
$0.3T_s$	$h = 0.5446 + 1.0975\mathrm{i}, 0.1029 + 0.2073\mathrm{i}, 0.0194 + 0.0392\mathrm{i}, 0.0037 + 0.0074\mathrm{i}$
$0.5T_s$	$h = 0.8218 + 0.5425\mathrm{i}, 0.3023 + 0.1996\mathrm{i}, 0.1112 + 0.0734\mathrm{i}, 0.0409 + 0.0270\mathrm{i}, 0.0151 + 0.0099\mathrm{i}, 0.0055 + 0.0037\mathrm{i}$
$0.7T_s$	$h = 0.5256 - 0.5778\mathrm{i}, 0.2573 - 0.2829\mathrm{i}, 0.1260 - 0.1385\mathrm{i}, 0.0617 - 0.0678\mathrm{i}, 0.0302 + 0.0332\mathrm{i}, 0.0148 - 0.0162\mathrm{i}, 0.0072 - 0080\mathrm{i}, 0.0035 - 0.0039\mathrm{i}$

北航学报 赠阅

化)曲线和 AM-PM 转换曲线如图 5 所示。仿真结果表明,3 组非线性参数 AM-AM 幅度变换接近,而 AM-PM 相位变换不同,其中第 1 组非线性参数相位变换范围最小,最大值为 15°;第 2 组非线性参数下相位变换最大值为 22°;第 3 组非线性参数下相位变换最大值 34°。

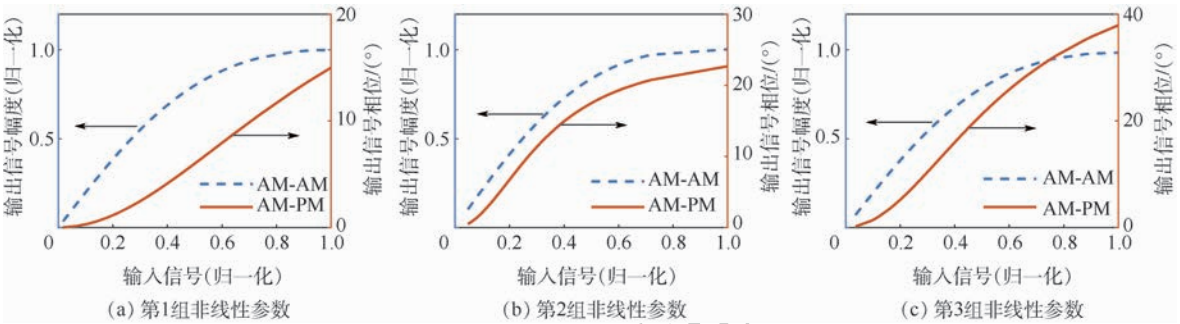


图 5 AM-AM 和 AM-PM 非线性放大

Fig. 5 AM-AM and AM-PM nonlinear amplification

2.2 性能分析

仿真对比采用的信道均衡方法均为 ZF 算法,信道估计方法分别为 LS、MMSE、LMMSE。消除非线性干扰的方法是在信号进入放大器之前先对信号进行输入功率回退(Input Back-Off, IBO)[22],使放大器工作在线性区,IBO 将导致输入信号功率损失,影响射频发射。

图6为当传统方法没有进行IBO的情况下,相

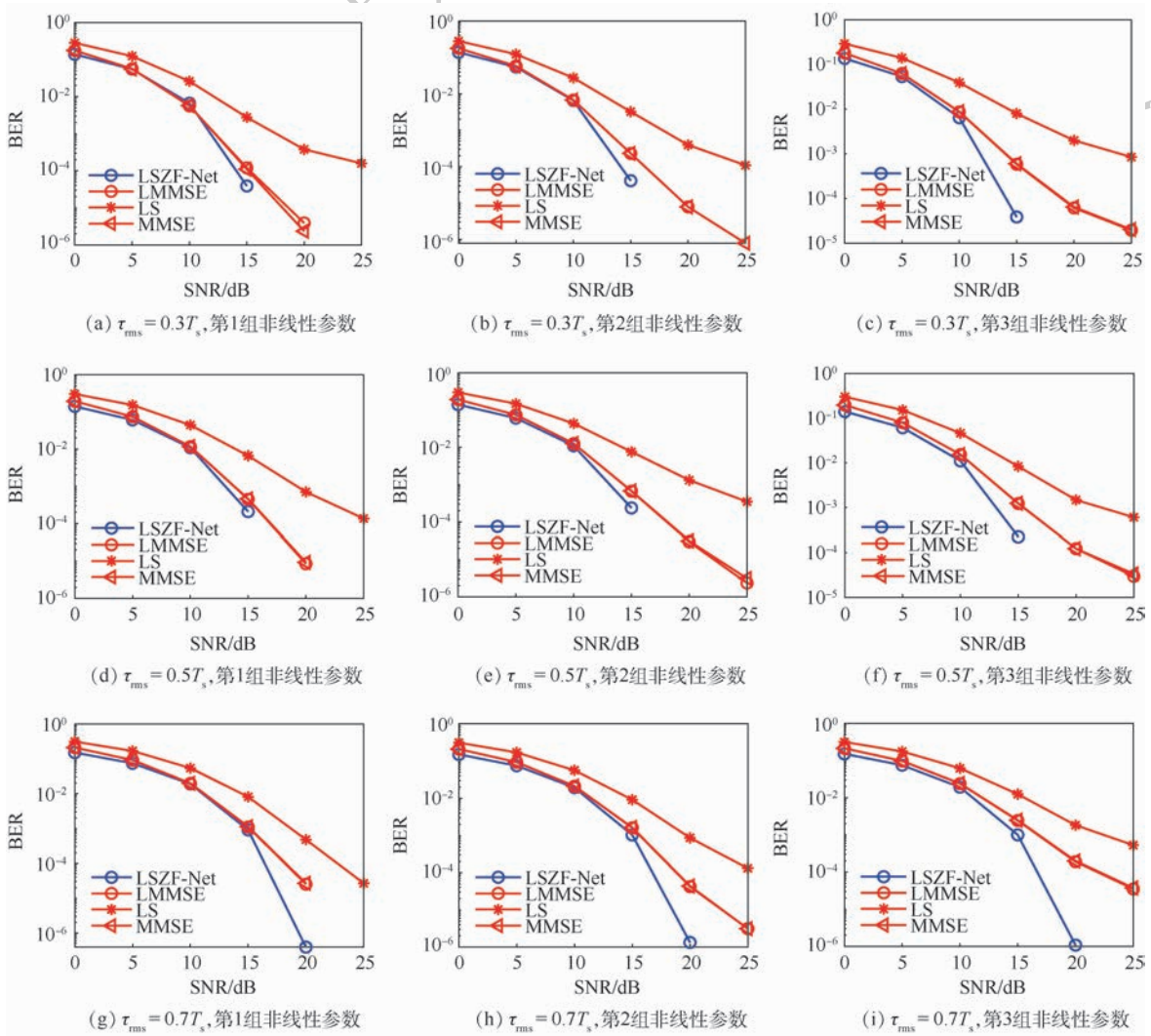


图 6 LSZF-Net 与无非线性补偿的传统方法比较

Fig. 6 Comparison between LSZF-Net and traditional methods without non-linear compensation

北航学报 赠阅

同的均方误差时延扩展多径信道、相同非线性放大参数,和 LSZF-Net 进行信号恢复比特率性能对比,SNR 为信噪比。仿真结果表明, LSZF-Net 接收机明显优于 LS、MMSE、LMMSE 算法估计。以 $\tau_{rms}=0.3T_s$ 为例,从图 6(a) ~ 图 6 (c)可看出,在信噪比为 15 dB 时,用 LS 算法进行信道估计 BER 性能在 10^{-3} 量级,LMMSE 和 MMSE 因为考虑了噪声且利用了信道统计特性,BER 性能比 LS 估计性能提升,在 10^{-4} 量级,而 LSZF-Net 的 BER 在 10^{-5} 量级。因此可以得出,LSZF-Net 起到了进一步信道补偿与信号检测的作用,不仅比 LMMSE 和 MMSE 算法信道估计的性能更好,还避免了事先获取信道自相关特性的操作。

图 7 为当传统方法进行功率回退情况下,相同的均方误差时延扩展多径信道、相同非线性放大参数,传统方法和 LSZF-Net 进行信号恢复的误比特率性能对比。LMMSE 和 MMSE 算法信道估计时采用的 IBO 系数为 -2 dB,LS 算法做信道估计时采用的 IBO 系数为 -4 dB。图 7(a) ~ 图 7(c)为在第 1 组非线性参数下 3 种时延扩展信道的仿真图,图 7(d) ~ 图 7(f)在第 2 组非线性参数下 3 种时延扩展信道的仿真图,图 7(g) ~ 图 7(i)在第 3 组非线性参数下 3 种时延扩展信道的仿真图。

图 7 仿真结果表明,不同非线性参数下,LSZF-Net 与传统算法性能优势不同。其中图 7(a) ~ 图 7(c)为第 1 组非线性参数下,3 种均方误差时延扩展下的多径信道,LSZF-Net 性能都稍逊与功率回退 2 dB 后再进行 LMMSE 和 MMSE 估计,但都明显强于功率回退 4 dB 后再进行 LS 算法估计;图 7(d) ~ 图 7(f)为第 2 组非线性参数下,3 种均方误差时延扩展下的多径信道,LSZF-Net 性能跟功率回退 2 dB 后的 LMMSE 和 MMSE 性能不分上下;而图 7(g) ~ 图 7(i)为第 3 组非线

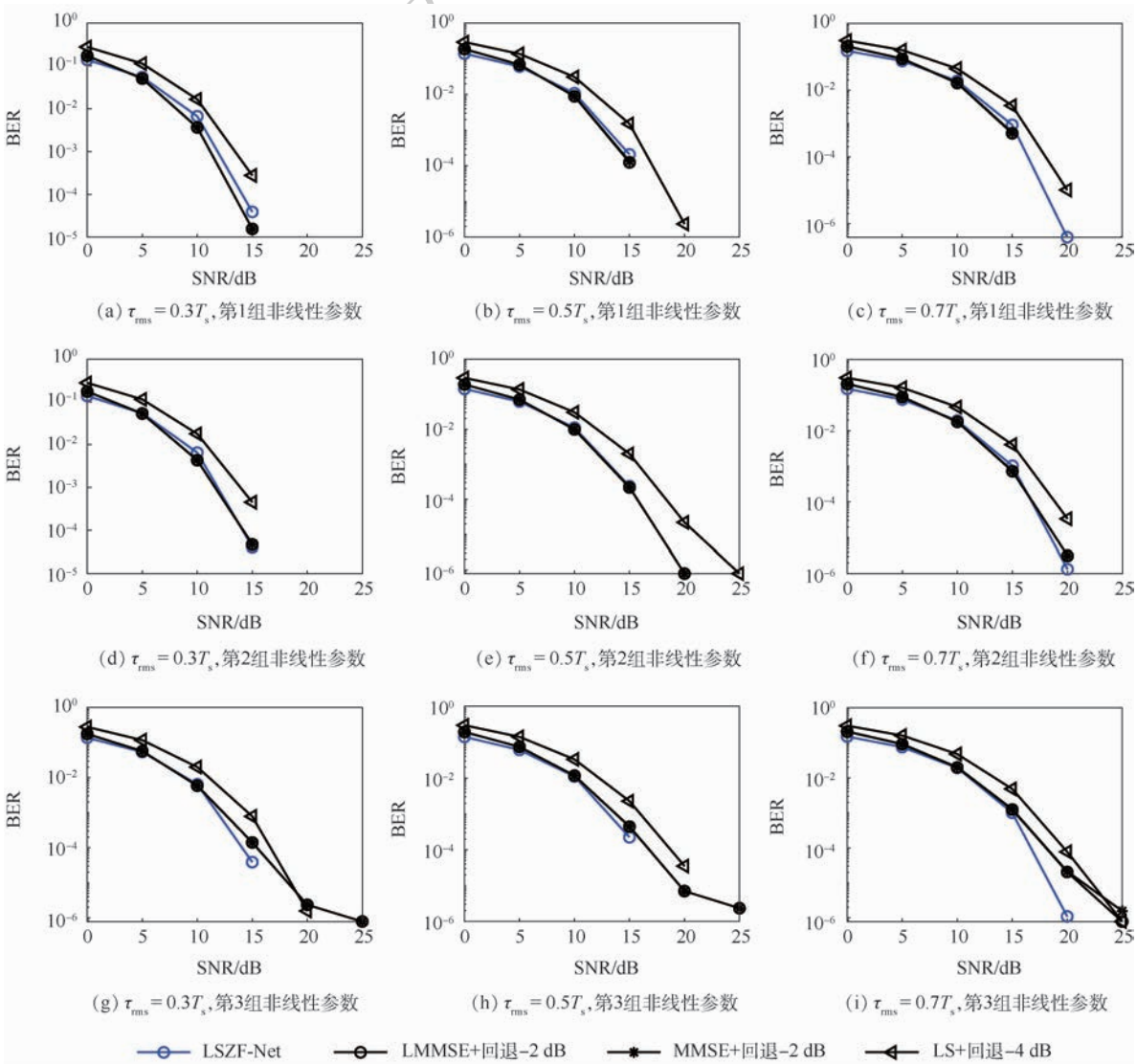


图 7　LSZF-Net 与进行 IBO 的传统方法比较

Fig. 7　Comparison between LSZF-Net and traditional method after IBO

北航学报 赠阅

性参数下,3 种多径时延扩展都表明,LSZF-Net 性能优于功率回退 2 dB 后的 LMMSE 和 MMSE 算法,且在大于 15 dB 的高信噪比下 LSZF-Net 性能优势更明显。由此可以得出,第 1 组非线性相位变换较小,回退 2 dB 之后在进行 LMMSE 或者 MMSE 信道估计已经能达到较为理想的结果,所以此时 LSZF-Net 性能优势不那么明显。而非线性变换程度越大,就必须要更大的 IBO 回退系数才能达到较为理想的误比特率,同时也代表着要承担更大的功率损失,与利用 MMSE 或者 LMMSE 做信道估计相比,LSZF-Net 能避免 2 dB 甚至更多的功率损失。

图 8 为同一组非线性参数、不同均方误差时延扩展的多径信道下 LSZF-Net 的 BER 性能比较。图 8(a)~图 8(c)均表明随着多径信道复杂度加大,LSZF-Net 性能逐渐减弱,同样的网络结构已经无法满足神经网络对复杂信道的拟合能力,需要更多的网络层数和神经元个数对 LSZF-Net 这种结构进行微调。

图 9 为 $\tau_{\mathrm{rms}}=0.7T_{\mathrm{s}}$,3 组非线性参数下,LSZF-Net 与文献[4]网络结构的性能对比。仿真结果表明,同一信道条件下,无论是否存在非线性放大,无论非线性程度有多大,LSZF-Net 接收机的 BER 性能都比较接近,且优于文献[4]网络结构的接收机。可以得出,LSZF-Net 这种基于模型驱动和数据驱动结合的网络结构比单纯利用数据驱动进行信道补偿与信号检测的结构一定程度上性能更优,且需要的网络层数相对较少。

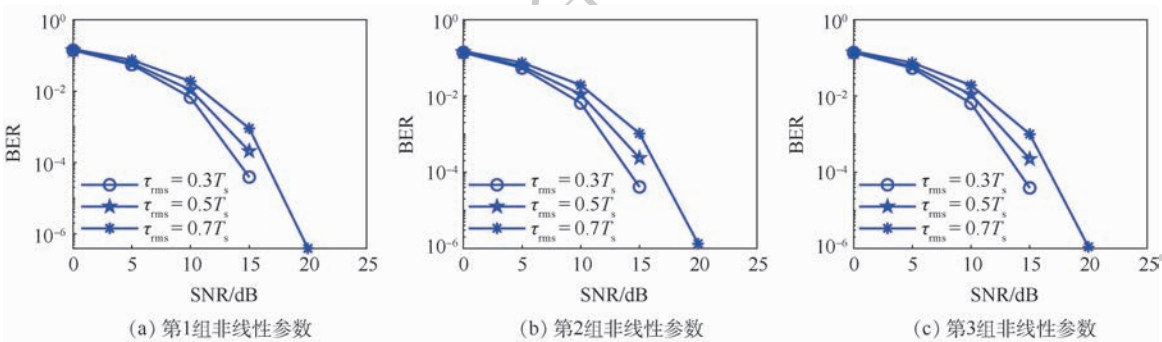


图 8 不同时延扩展的多径信道 LSZF-Net 性能对比

Fig. 8 Performance comparison of LSZF-Net in different delay spread multi-path channel

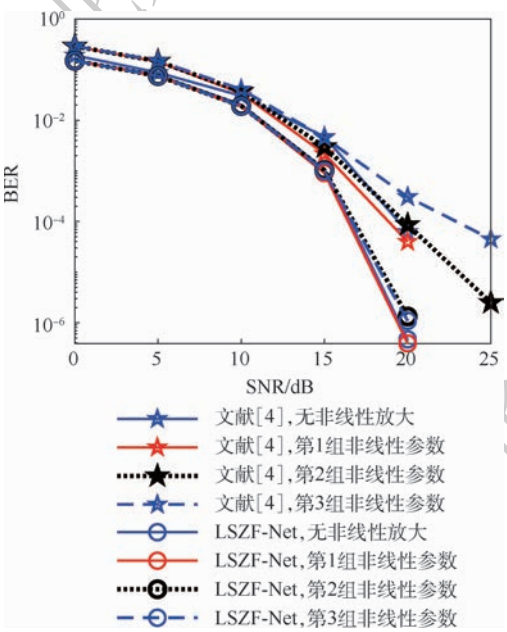


图 9 不同网络结构性能对比

Fig. 9 Performance comparison of different network structures

3 复杂度分析

表 3 列出不同方法恢复一帧数据,即 2 个 OFDM 符号所需要的复杂度,对传统方法和 LSZF-Net 复杂度进行对比,此时复杂度为所需乘积运算的次数。对传统方法和 LSZF-Net 复杂度进行对比,此时复杂度为所需乘积运算的次数。设 N 代表子载波个数,以 1 个 OFDM 符号进行 64 个子载波调制为例,$N=64$。完成一个符号的时间估计计算复杂度,LS 估计、ZF 均衡为 N 次复数乘法,LMMSE 复杂度为 N^2[14],因为 LMMSE 在 MMSE 基础上降低计算复杂度,所以 MMSE 复杂度大于 N^2。由于 LSZF-Net 是离线训练好 1 个网络结构再进行在线部署,计算复杂度选为在线测试阶段,此时每层的权重和偏置训练已知,单个神经网络节点的运算表示为

$$y=\varphi(\boldsymbol{W}\boldsymbol{X}+b) \tag{6}$$

式中:$\varphi(\cdot)$为激活函数;$\boldsymbol{W}$ 为权重矩阵;$\boldsymbol{X}$ 为神经元的输入;b 为偏置。

LSZF-Net 神经元个数分别为 256、256,2 个 OFDM 符号一共 256 个数据,那么 LSZF-Net 计算复杂度表示为 $(4N)^2$。由表 3 可知,LSZF-Net 的复杂度与 LMMSE、MMSE 是一个数量级,但是 LSZF-Net 首先要通过离线阶段大量的迭代训练使得网络能学习到信道分布特征。

北航学报 赠阅

表 3　不同方法计算复杂度比较

Table 3　Comparison of computational complexity among different methods

方法	所需乘积的次数
LS	$2N$
MMSE	$>2N^2$
LMMSE	$2N^2$
LSZF-Net	$(4N)^2$

文献[4]神经元为 256、500、250、120、16，输入比特流为 256，输出 16 bit 则需要 8 个 DNN 并列才能恢复数据 128 bit，其计算复杂度远远大于 LSZF-Net。且在训练网络阶段，型号为 NVIDIA GeForce RTX 2080Ti 的 GPU 下运行，epoch = 4 000 时，文献[4]网络用时约 2 h 50 min，而 LSZF-Net 用时约 40 min，文献[4]网络占用 GPU 的内存大于 LSZF-Net。

4　结　论

本文在 OFDM 系统中考虑非线性功率放大和多径效应对接收端信号恢复造成的影响，构造了一种新的网络结构：在进行神经网络回归预测之前，利用 LS、ZF 算法对输入信号进行预处理，再经过一层全连接神经网络对信号进行恢复。

1）LSZF-Net 起到了进一步的信道补偿与信号检测的作用。本文通过 LSZF-Net 与无非线性补偿下的经典信道估计与均衡算法比较，LSZF-Net 比基于 LS 信道估计、ZF 信道均衡下信号恢复的 BER 性能提高了 2 个数量级，比基于 LMMSE、MMSE 算法信道估计 ZF 信道均衡下信号恢复的 BER 性能提升了一个数量级。

2）在无线信道复杂且存在严重非线性失真的情况下，LSZF-Net 具有一定的优越性。通过与输入信号功率回退下的经典算法比较，在复杂多径信道和严重非线性失真下，如果用 LMMSE 或者 MMSE 算法进行信道估计，LSZF-Net 能避免至少 2 dB 的功率损失，如果用 LS 算法做信道估计，LSZF-Net 能避免至少 4 dB 的功率损失。

3）LSZF-Net 随着多径信道复杂度加大，性能逐渐减低。通过相同非线性参数、不同多径信道下 LSZF-Net 的 BER 性能比较，信道时延扩展越大，LSZF-Net 性能优势逐渐减弱，简单的一层全连接神经网络无法准确学习到复杂多径信道的特性，后续会进行加大 LSZF-Net 网络结构以适应更复杂的信道的探究。

综上，LSZF-Net 结合了通信的先验知识更能提高数据传输的准确率，此外为了实际的应用，可以收集真实的无线信道产生的样本，对模型进行再培训或者调整，以获得更好的性能。

参考文献（References）

[1] FANG X, XU Y C, CHEN Z Y, et al. Time-domain least square channel estimation for polarization-division-multiplexed CO-OFDM/OQAM systems[J]. Journal of Lightwave Technology, 2015, 34(3): 891-900.

[2] WANG J, WEN O Y, LI S Q. Soft-output MMSE MIMO detector under ML channel estimation and channel correlation[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2009, 16(8): 667-670.

[3] NOH M, LEE Y, PARK H. Low complexity LMMSE channel estimation for OFDM[J]. IEE Proceedings-Communications, 2006, 153(5): 645-650.

[4] YE H, LI G Y, JUANG B H. Power of deep learning for channel estimation and signal detection in OFDM systems[J]. IEEE Wireless Communications Letters, 2017, 7(1): 114-117.

[5] NEUMANN D, WIESE T, UTSCHICK W. Learning the MMSE channel estimator[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2018, 66(11): 2905-2917.

[6] SAMUEL N, DISKIN T, WIESEL A. Deep MIMO detection[C]// IEEE International Workshop on Signal Processing Advances in Wireless Communications. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-5.

[7] HE H T, WEN C K, JIN S, et al. A model-driven deep learning network for MIMO detection[C]// The 6th IEEE Global Conference on Signal and Information Processing. Piscataway, IEEE Press, 2018: 584-588.

[8] NACHMANI E, BEERY Y, BURSHTEIN D. Learning to decode linear codes using deep learning[C]// 2016 54th Annual Allerton Conference on Communication, Control, and Computing. Piscataway: IEEE Press, 2016: 341-346.

[9] NACHMANI E, MARCIANO E, LUGOSCH L, et al. Deep learning methods for improved decoding of linear codes[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2018, 12(1): 119-131.

[10] GRUBER T, CAMMERER S, HOYDIS J, et al. On deep learning-based channel decoding[C]// 2017 51st Annual Conference on Information Sciences and Systems (CISS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-6.

[11] FEHSKE A, GAEDDERT J, REED J. A new approach to signal classification using spectral correlation and neural networks[C]// 1st IEEE International Symposium on New Frontiers in Dynamic Spectrum Access Networks. Piscataway: IEEE Press, 2005: 144-150.

[12] PENG S, JIANG H, WANG H, et al. Modulation classification based on signal constellation diagrams and deep learning[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2019, 30(3): 718-727.

[13] O'SHEA T J, CORGAN J, CLANCY T C. Convolutional radio modulation recognition networks[C]// International Conference on Engineering Applications of Neural Networks. Berlin: Springer, 2016: 213-226.

[14] 廖勇，花远肖，姚海梅. 基于深度学习的 OFDM 信道估计

北航学报 赠阅

[J]. 重庆邮电大学学报,2019,31(3):348-353.
LIAO Y, HUA Y X, YAO H M. Channel estimation based on deep learning for OFDM systems[J]. Journal of Chongqing University of Posts and Telecommunications, 2019, 31(3): 348-353(in Chinese).

[15] SPENCER Q H, SWINDLEHURST A L, HAARDT M. Zero-forcing methods for downlink spatial multiplexing in multiuser MIMO channels[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2004, 52(2): 461-471.

[16] SALEH A A M. Frequency-independent and frequency-dependent nonlinear models of TWT amplifiers[J]. IEEE Transactions on Communications, 1981, 29(11): 1715-1720.

[17] WANG T, WEN C, WANG H, et al. Deep learning for wireless physical layer: Opportunities and challenges[J]. China Communications, 2017, 14(11): 92-111.

[18] 张静,金石,温朝凯,等. 基于人工智能的无线传输技术最新研究进展[J]. 电信科学,2018(8):46-55.
ZHANG J, JIN S, WEN C K, et al. An overview of wireless transmission technology utilizing artificial intelligence[J]. Telecommunications Science, 2018(8): 46-55(in Chinese).

[19] CHO Y S, KIM J, YANG W Y. MIMO-OFDM wireless communication with MATLAB[M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2010: 25-35.

[20] JIANG P W, WANG T Q, HAN B, et al. Artificial intelligence-aided OFDM receiver: Design and experimental results[EB/OL]. (2018-12-17)[2019-08-11]. https://arxiv.org/abs/1812.06638.

[21] HAN D S, HWANG T. An adaptive pre-distorter for the compensation of HPA nonlinearity[J]. IEEE Transactions on Broadcasting, 2000, 6(2): 152-157.

[22] 杨霖,宋坤. OFDM 系统中基于压缩感知恢复由限幅和 HPA 产生的非线性失真研究[J]. 电子学报,2018,46(5):1078-1083.
YANG L, SONG K. Research on recovery of clipping and HPA nonlinear distortion based on compressive sensing in OFDM systems[J]. Acta Electronica Sinica, 2018, 46(5): 1078-1083(in Chinese).

作者简介:

刘步花 女,硕士研究生。主要研究方向:深度学习在无线传输物理层的运用。

丁丹 男,博士,副研究员。主要研究方向:航天测控通信。

Channel compensation and signal detection of OFDM based on neural network

LIU Buhua[1], DING Dan[2,*], YANG Liu[2]

(1. Department of Graduate Management, Space Engineering University, Beijing 101416, China;
2. Department of Electronic and Optical Engineering, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: A method for Orthogonal Frequency Division Multiplexing (OFDM) channel compensation and signal detection based on neural network is proposed for the complex channel conditions of nonlinear distortion and multi-path effects. First, the receiver uses the Least Squares (LS) and Zero Forcing (ZF) algorithm to preprocess the data, and then the processed data are input to neural network with only one fully connected layer for further channel compensation and signal detection, and finally the data flow is recovered. The simulation results show that, without Input Back-Off (IBO), the Bit Error Rate (BER) performance of the proposed method is two orders of magnitude higher than that of LS algorithm, and one order of magnitude higher than that of Linear Minimum Mean Square Error (LMMSE) and Minimum Mean Square Error (MMSE); with IBO, the proposed method can avoid at least 4 dB power loss under LS channel estimation and at least 2 dB power loss under LMMSE and MMSE channel estimation. To some extent, this paper verifies that the new network structure of machine learning combined with prior knowledge of communication can improve the accuracy of data transmission.

Keywords: neural network; Orthogonal Frequency Division Multiplexing (OFDM); nonlinear distortion; multipath effect; channel equalization

Received: 2019-08-26; **Accepted**: 2020-02-21; **Published online**: 2020-03-16 16:25
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200316.1323.001.html
Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2015AA7026085)
* **Corresponding author**. E-mail: ddnjr@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0481

火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测方法

全下文载

王岩[1,2], 王华[3,*], 崔村燕[3], 段永胜[3], 赵蓓蕾[1]
(1. 航天工程大学 研究生院, 北京 101416; 2. 中国人民解放军 96901 部队 22 分队, 北京 100095;
3. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 研究火箭空中爆炸冲击波参数预测方法对于乘员舱的安全评估具有重要意义。为了探究火箭空中爆炸时飞行高度对峰值超压的影响,获取冲击波参数快速预测方法,利用 ANSYS/LS-DYNA 有限元软件对火箭飞行至 0~20 km 高度爆炸进行了有限元仿真分析。结果表明,作用于乘员舱的冲击波峰值超压随飞行高度的增加而快速减小。火箭空中爆炸冲击波压强衰减系数与飞行高度之间的关系服从二次函数衰减。在此基础上,提出了考虑高度效应的火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测公式,可为乘员舱的快速危害性评估以及防护研究提供一定参考。

关 键 词: 火箭; 爆炸; 冲击波; 超压; ANSYS/LS-DYNA
中图分类号: O383+.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1371-08

载人航天在空间探索及利用中发挥着越来越重要的作用。然而,对载人航天发射过程中安全性的研究相对匮乏。运载火箭系统是一个技术密集型的复杂大系统,其在载人航天任务中起重要运输作用。火箭在正常飞行过程中,因箭体结构或部件失效发生推进剂泄漏可能会引发爆炸。火箭爆炸事故发生后,乘员舱将受到冲击波超压作用,进而威胁宇航员的生命安全。目前,关于火箭飞行高度对冲击波参数影响的研究十分匮乏。[1]。因此,研究火箭空中爆炸冲击波参数预测方法对于乘员舱的安全评估具有重要意义。

国外研究人员通过开展大量试验以及对试验数据进行分析研究了液体推进剂的爆炸特性[2-4]。Farber[5]通过液体推进剂爆炸试验研究了爆炸当量;Blackwood 等[6]建立了基于经验的火箭爆炸模型,对爆炸环境参数进行了预测研究。液体推进剂爆炸试验具有风险大、成本高、难度大、重复性差等特点[7-9]。随着计算机仿真技术的发展,数值仿真已成为解决这类问题的主要手段[10-14]。

谢雪腾[15]利用仿真手段比较了不同海拔高度下的冲击波参数变化规律,定量给出爆炸冲击波传播特性的高原影响程度,并通过海拔 200 m 和 4 500 m 的静爆试验,证实了高原效应对爆炸冲击波传播特性的重要性。庞春桥等[16]提出了一种高原冲击波参数预测方法,并通过平原和海拔 4 500 m 高原的试验进行了验证,得到了高原环境对冲击波参数的影响。目前,关于火箭飞行高度对爆炸冲击波参数影响的研究尚不足,如何给出一个科学的结论,是一个迫切需要解决的问题。

为了探究火箭空中爆炸时飞行高度对峰值超压的影响,以及找到作用于乘员舱的冲击波预测方法,本文利用显式非线性动态有限元分析软件 ANSYS/LS-DYNA,建立了火箭飞行高度为 0~20 km时空中爆炸有限元模型。通过改变大气环境参数,对不同飞行高度下火箭空中爆炸进行了

收稿日期: 2019-09-05; **录用日期**: 2020-01-03; **网络出版时间**: 2020-01-17 17:14
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1326.001.html
* **通信作者**. E-mail: wanghuaprofessor@163.com

引用格式: 王岩, 王华, 崔村燕, 等. 火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1371-1378. WANG Y, WANG H, CUI C Y, et al. Prediction method of shock wave peak overpressure generated by air explosion of rocket[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1371-1378 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

数值模拟,定量给出了冲击波峰值超压随飞行高度的变化规律,在此基础上提出了火箭空中爆炸冲击波参数预测公式。研究结果对量化冲击波对乘员舱的危害作用、乘员舱快速危害性评估以及防护研究提供了一定参考。

1 火箭空中爆炸模式当量确定

假设火箭飞行时发生故障引发爆炸,本文选取 8 种典型爆炸场景建立仿真模型,研究火箭在 0 ~ 20 km 不同飞行高度发生爆炸时,冲击波对乘员舱的危害作用。与以往研究不同的是,本文考虑了不同飞行高度大气参数对冲击波参数的影响。

TNT 当量模型是根据等效能量原则将液体推进剂转换成 TNT 炸药,应用 TNT 炸药的爆炸规律来预测液体推进剂爆炸规律[17]。由于液体推进剂与固体推进剂的化学反应机理不同,受多种因素的影响,因此,从理论上很难准确获得不同爆炸模式下的当量系数 Y。通过对试验数据的统计分析[2-4],可以估算液体推进剂的爆炸当量。目前,爆炸当量的计算方法主要采用查表法和读图法 2 种方法。因此,首先分别采用查表法和读图法计算了当量系数,然后根据最小原理[18]确定最终当量系数。根据上述方法确定的火箭在不同飞行高度爆炸时的当量系数如表 1 所示。表中:H 为火箭飞行高度;M_1、M_2 和 M_{zt} 分别为一子级、二子级和助推级推进剂质量。

表 1 不同飞行高度下的推进剂质量及当量系数

Table 1 Propellant mass and equivalent coefficient at different flight altitudes

H/km	M_1/kg	M_2/kg	$4M_{zt}$/kg	Y
0	157 660	26 000	576 000	0.111 0
0.5	150 640	26 000	508 480	0.114 9
1	148 150	26 000	484 580	0.116 1
3	142 370	26 000	429 010	0.119 7
6	137 210	26 000	379 430	0.123 5
10	132 360	26 000	332 750	0.127 9
15	127 550	26 000	286 550	0.133 0
20	123 590	26 000	248 430	0.138 3

2 火箭空中爆炸有限元模型

建立 0 ~ 20 km 不同飞行高度下火箭空中爆炸有限元模型,通过获取冲击波在乘员舱所在处产生的峰值超压,以量化研究大气参数对作用于乘员舱的冲击波的影响。

2.1 模型建立及网格划分

利用有限元分析软件 ANSYS/LS-DYNA 建立了包括火箭箭体(包括一子级、二子级和助推器)、等效 TNT 炸药、空气域 3 个部分在内的1 ∶ 1 有限元模型。考虑到模型具有对称性,建模时采用四分之一模型。火箭空中爆炸模式下的有限元模型如图 1 所示。

为了保证计算精度,经过多次试算,确定出计算空气域为 Φ50 m × 62 m(半径为 25 m,高为 -2 ~ 60 m)的圆柱体计算域。运载火箭贮箱中的液体推进剂等效为圆柱形 TNT 炸药装药,其尺寸随火箭爆炸场景的不同而变化。定义 TNT 圆柱体的半径为 r_0、高度为 h_0(单位均为 m),且长径比设为 $h_0/(2r_0)=1$。不同飞行高度火箭空中爆炸下 TNT 炸药的初始参数如表 2 所示。表中:m_T 和 z_0 分别为 TNT 的质量和质心位置。若以火箭底面的中心为坐标原点,那么乘员舱位于 $Z=46.47$ m 平面内。

为尽可能减少计算量,在保证精度的前提下采用网格渐变法划分网格。为了进行网格无关性验证,选取了 6 种不同尺寸的网格,对同一数值模

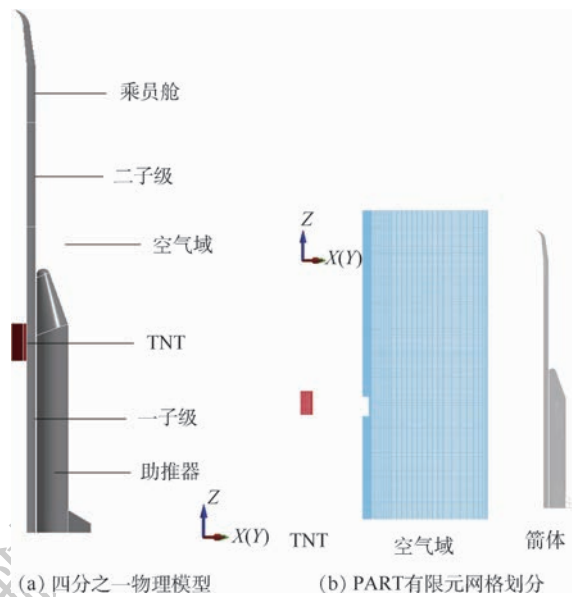


图 1 火箭空中爆炸有限元模型

Fig. 1 Finite element model of rocket explosion in air

表 2 不同飞行高度数值仿真 TNT 初始参数

Table 2 Initial parameters of TNT at different flight altitudes in numerical simulations

H/km	m_T/kg	r_0/m	h_0/m	z_0/m
0	84 322	2.019 6	4.039 2	20.689 4
0.5	78 720	1.973 8	3.947 7	21.006 2
1	76 479	1.954 9	3.909 9	21.137 6
3	71 506	1.911 6	3.823 2	21.462 7
6	67 016	1.870 7	3.741 5	21.799 8
10	62 813	1.830 8	3.661 5	22.156 9
15	58 533	1.788 2	3.576 4	22.570 7
20	55 046	1.752 0	3.503 9	22.963 9

北航学报 赠阅

型进行了仿真分析,网格 1 ~ 网格 6 的网格尺寸逐渐减小。为了观察冲击波峰值超压与网格尺寸的关系,得到了冲击波峰值超压对比曲线如图 2 所示,P 为冲击波峰值超压,R 为比例距离。从图 2中可以看出,当网格尺寸增大到“网格 4”时,冲击波峰值超压增加不再明显,因此选择“网格 4”对模型进行网格划分。将空气域划分为 3 个部分,分别为 0 ~ 2.7 m,2.7 ~ 9 m,9 ~ 25 m,对应的网格尺寸分别为 0.2 m,0.8 m 和 1.6 m。TNT 和火箭箭体的网格尺寸分别为 0.2 m 和 0.4 m。爆心位于 TNT 炸药质心位置,并采用点起爆方式[19]。

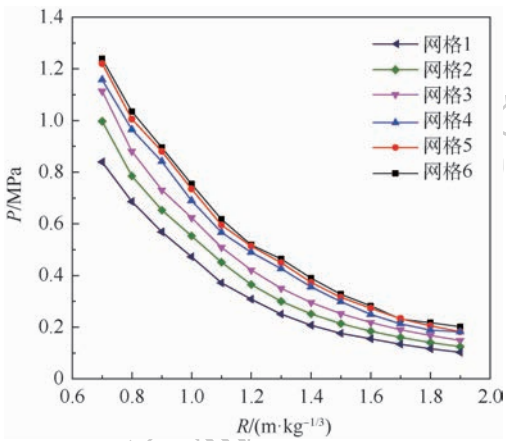


图 2　不同网格尺寸模型的冲击波峰值超压对比曲线

Fig. 2　Comparison of shock wave peak overpressure among models with different mesh sizes

2.2　算法及边界条件

单元类型采用实体 164 八节点单元。在大变形和非线性结构分析中,为了防止单元变形,TNT 和空气域模型采用 ALE 多物质算法,而火箭模型采用拉格朗日算法,2 种网格之间采用流固耦合算法[20]。

此外,为了模拟爆炸冲击波在对称面的传播效果,在对称平面内施加法线方向的位移约束;在空气域的顶面、底面和侧面施加无反射约束,以模拟无限空气域[21]。

2.3　观测点设置

在乘员舱所在平面 $Z = 46.47$ m 处等间距选取 3 个观测点 A、B、C,以显示不同位置的冲击波超压随时间变化过程以及峰值大小。3 个观测点坐标分别是 $A(0,0,46.47)$ m、$B(1.25, 0, 46.47)$ m、$C(2.5, 0, 46.47)$ m,后处理中取 3 个观测点的平均值作为最终仿真结果。乘员舱观测点分布如图 3所示。



图 3　乘员舱观测点分布

Fig. 3　Observation points distribution of crew module

2.4　材料参数和状态方程

空气[22]采用 MAT_NULL 材料模型和线性多项式状态方程 EOS_LNIEAR_POLYNOMIAL 进行描述,TNT[23]采用 MAT-HIGH-EXPLOSLVE-BURN 材料模型,爆轰压力 P_b 和单位体积内能 E 及相对体积 V 的关系采用 JWL 状态方程进行描述。箭体铝合金[24]采用 Johnson-Cook 模型,状态方程采用 Gruneisen 进行描述。

火箭在飞行中爆炸,由爆轰产物膨胀强烈压缩空气形成爆炸冲击波,因此空气介质参数变化将对冲击波传播产生一定影响。在不同飞行高度下,环境气体的物理特性(密度、压力等)会发生变化,环境气体参数总是随着飞行高度的增加而递减。高空环境与平原有较大不同,空气相对稀薄,通过改变仿真中的大气参数,定量研究飞行高度对爆炸冲击波参数的影响规律。不同飞行高度下的大气参数如表 3 所示[25]。表中:ρ 为大气密度,E_0 为初始的单位体积内能,其他参数不随飞行高度变化而变化。

表 3　不同飞行高度下的大气参数[25]

Table 3　Atmospheric parameters at different flight altitudes[25]

H/km	ρ/(g · cm^{-3})	$E_0/10^{-6}$
0	1.29	2.5
0.5	1.167	2.3865
1	1.111	2.2469
3	0.9093	1.753
6	0.6601	1.1805
10	0.4135	0.6625
15	0.1948	0.3028
20	0.08891	0.1382

3　火箭空中爆炸冲击波传播规律

3.1　模型有效性验证

图 4 给出了火箭在海平面高度爆炸时冲击波

北航学报 赠阅

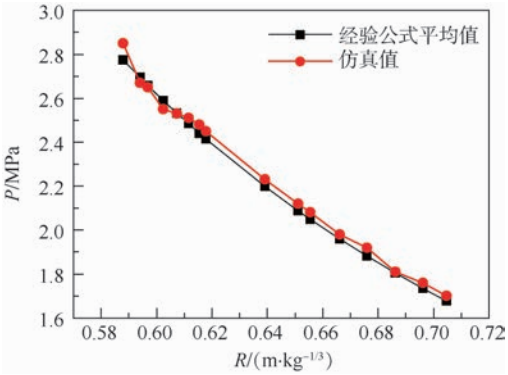


图 4 仿真结果与经验公式平均值对比曲线

Fig. 4 Comparison of simulation results with average of several empirical formulas

峰值超压仿真值与多个经验公式[26-28]平均值的对比曲线。从图中可以看出,两者吻合较好,说明仿真模型适用于火箭爆炸冲击波的研究。

仿真值与经验公式平均值之间存在一定偏差,主要是因为经验公式是根据试验结果拟合而得到的,而仿真模型是通过求解空气动力学方程而得到的相对较为理想的结果。仿真结果与试验条件存在一定的差别,但仿真结果仍在工程允许范围内。

3.2 空中爆炸火箭解体过程

图 5 给出了火箭空中爆炸不同时刻等效应变云图,再现了火箭箭体在冲击波超压作用下的解体过程[29]。炸药引爆后发生强烈的化学反应,产生的高温高压爆炸产物向四周急剧膨胀扩散,冲击波以近似球面波的形式向外传播。当 t = 0.9 ms时,爆炸冲击波传播至箭体结构处,使一子级箭体结构开始出现变形和破坏。当 t = 2.1 ms 时,助推火箭结构出现破坏,碎片呈球形向四周飞散;随着冲击波的传播,箭体结构破坏逐渐向上下两侧延伸,且破坏面积逐渐增大。当 t = 6.2 ms 时,一子级和助推火箭结构几乎全部破坏,且二子级结构开始出现破坏;t = 8.4 ms 时,冲击波传播至乘员舱位置,并开始作用于乘员舱。由材料力学基本理论可知,冲击波作用于火箭箭体,使箭体所受应力超过了箭体材料的屈服极限,发生了塑性变形和破坏[30]。

3.3 空气中冲击波传播过程

图 6 给出了火箭在飞行中爆炸时空气冲击波的超压云图演化过程,再现了冲击波在空气中的传播规律。不同云图代表冲击波传播的典型时刻。当 t = 0.9 ms 时,炸药产生的高温高压爆炸产物向四周急剧膨胀扩散,冲击波以近似球面波的形式向外传播[31];当 t = 2.1 ms 时,空气冲击波的

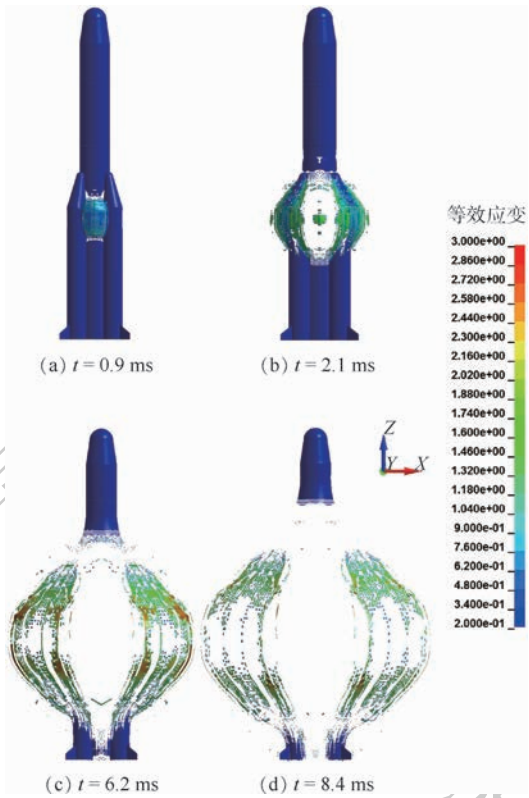


图 5 火箭空中爆炸解体过程等效应变云图

Fig. 5 Effective strain contour of rocket disintegration process during rocket explosion in air

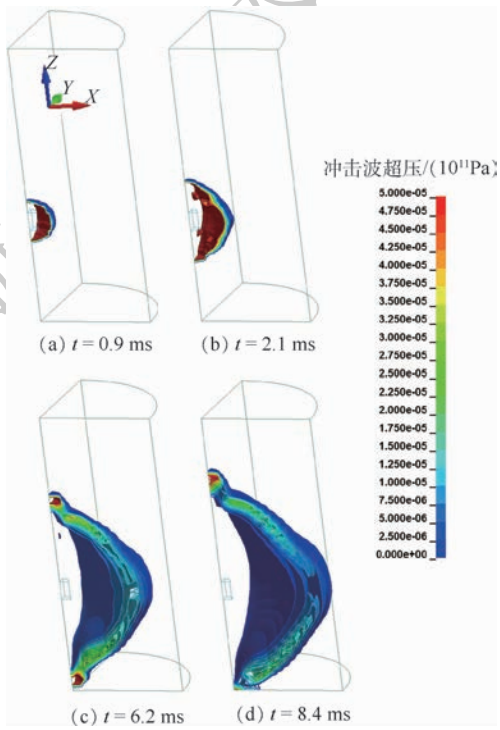


图 6 火箭空中爆炸时的冲击波超压云图演化过程

Fig. 6 Evolution process of pressure contour of shock wave during rocket explosion in air

北航学报 赠阅

传播由于受到箭体的阻碍,出现前后冲击波的叠加,球形冲击波开始出现局部变形;当 $t=6.2$ ms 时,箭体内部出现冲击波聚焦现象,而已破坏区域形成稳定的冲击波向外传播。最终波形上下呈锥形状,四周呈球形状,高压区出现在上下冲击波锥形段处。当 $t=8.4$ ms 时,冲击波传播至乘员舱,将对其结构构成破坏。

从图 6 中可以看出,流场的发展过程与实际物理过程基本一致。最初冲击波不是球面波,在一定距离处逐渐接近于球面波。空气冲击波与箭体接触瞬间,冲击波阵面处的气流质点受到阻碍作用速度降低,且方向发生一定改变,与后来的冲击波形成叠加,在箭体内部形成增强的冲击波。

4　结果与分析

4.1　飞行高度对火箭空中爆炸冲击波参数的影响

火箭在不同飞行高度都有可能发生爆炸,大气参数是影响爆炸冲击波参数的重要因素。通过有限元仿真获取作用于乘员舱的冲击波峰值超压,以量化研究大气参数对作用于乘员舱的冲击波参数的影响。

图 7 给出了冲击波峰值超压 P 与飞行高度 H 关系曲线,显示了火箭在不同飞行高度发生爆炸时产生的作用于乘员舱的峰值超压。其中,空爆模型考虑了大气参数的变化,而参考模型未考虑大气参数变化。通过对 2 类模型进行对比,以研究不同飞行高度大气参数对冲击波峰值超压的影响规律。

从图 7 可以看出,2 条曲线均随着飞行高度的上升呈下降趋势,但下降幅度有所不同,且飞行高度越高,2 条曲线压力值差异越大。参考模型的峰值超压曲线下降幅度较为平缓,其压力值的下降主要是受到燃料消耗的影响。因为随着火箭飞行高度的上升,火箭燃料在不断消耗,导致总爆炸当量的减小,比例距离逐渐增大。根据峰值超压理论公式可知,冲击波峰值超压随着比例距离的增大而减小。而空爆模型的峰值超压曲线下降较为陡峭,这是由于受到燃料消耗、大气参数变化双重作用的结果。一方面,如上所述,燃料消耗使比例距离增大进而使峰值超压减小;另一方面,大气密度等参数随着飞行高度的上升而减小,加速了冲击波在大气中的传播衰减,进一步导致冲击波峰值超压减小。因此,冲击波峰值超压随着飞行高度的上升而下降,且飞行高度越高,下降趋势越显著。

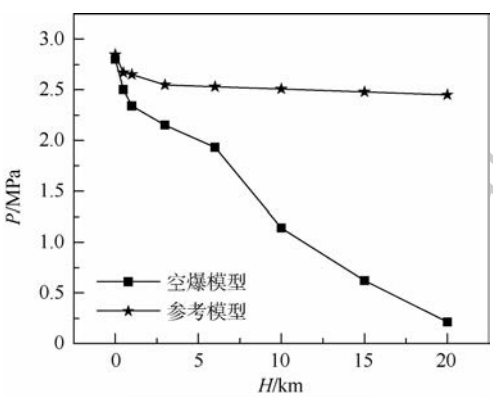


图 7　火箭空中爆炸冲击波峰值超压随飞行高度变化关系

Fig. 7　Relation between flight altitude and peak overpressure of shock wave generated by rocket explosion in air

4.2　火箭空中爆炸冲击波参数预测公式修正

由爆炸力学相关理论可知,冲击波峰值超压与比例距离之间的关系遵循式(1)。将多个经验公式取平均值进行拟合,得到的拟合曲线如式(2)所示。式(2)主要用于计算不考虑大气参数影响的冲击波峰值超压。

$$P=\frac{A_1}{R}+\frac{A_2}{R^2}+\frac{A_3}{R^3} \tag{1}$$

式中:A_1、A_2、和 A_3 为待定系数。

$$P=\frac{0.08038}{R}+\frac{0.09739}{R^2}+\frac{0.4786}{R^3} \tag{2}$$

为了获得火箭空中爆炸冲击波预测公式,定义压强衰减系数为 $\sigma=P_a/P=aH^2+bH+c$。P_a 为考虑大气参数的冲击波峰值超压,并假设 σ 与 H 遵循二次多项式规律,a、b、c 为拟合参数。那么,考虑高度效应的冲击波峰值超压预测公式便可得到,即 $P_a=P(aH^2+bH+c)$。

对于火箭空中爆炸,利用仿真结果可以拟合得到压力衰减因子 α 随飞行高度 H 的方程,拟合公式中的参数及其标准差见表 4。从表中可以看出,3 个参数的标准差均足够小,说明方程拟合质量较高。拟合方程的函数图像如图 8 所示。从图中可以看出,压力衰减系数随飞行高度的上升而

表 4　拟合公式中的参数及标准差

Table 4　Parameters and standard errors in fitting formula

参数	数值	标准差
a	0.0002	0.00046
b	−0.04932	0.00903
c	0.97259	0.02876

北航学报 赠阅

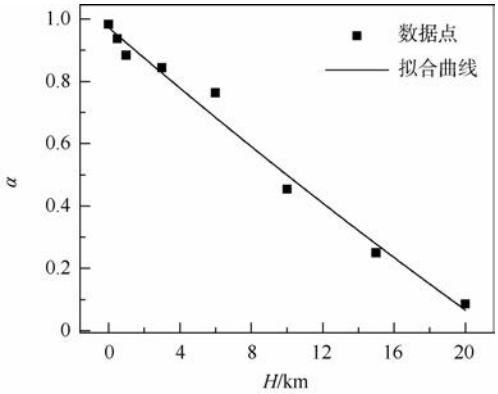


图 8 火箭空中爆炸时压力衰减因子随飞行高度变化拟合曲线

Fig. 8 Fitting curve of change of pressure attenuation factor with flight altitude for rocket explosion in air

逐渐减小。最终得到的火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测公式为

$$P_a = \left(\frac{0.08038}{R} + \frac{0.09739}{R^2} + \frac{0.4786}{R^3}\right) \cdot (0.0002H^2 - 0.04932H + 0.97259)$$
$$0 \leqslant x \leqslant 20\ \text{km} \qquad (3)$$

5 结 论

1）大气参数对火箭爆炸冲击波参数具有重要影响，冲击波峰值超压值随着飞行高度的上升而下降，且在 0～20 km 范围内，飞行高度越高，下降趋势越显著。

2）火箭空中爆炸压强衰减系数随飞行高度的增加而减小，且符合二次函数衰减规律。

3）修正了冲击波峰值超压公式，提出了考虑高度效应的火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测公式，可用于乘员舱快速危害性预测与评估。

参考文献（References）

[1] VAUGHAN D. The challenger launch decision: Risky culture, technology, and deviance at NASA[M]. Chicago: University of Chicago Press, 1996: 1-11.

[2] WILLOUGHBY A B, WILTON C, MANSFIELD J. Liquid propellant explosive hazards (Volume Ⅰ Technical documentary report): AD855086[R]. Burlingame: URS Research Company, 1968: 126-139.

[3] WILLOUGHBY A B, WILTON C, MANSFIELD J. Liquid propellant explosive hazards (Volume Ⅱ Test data): AD857342[R]. Burlingame: URS Research Company, 1968: 158-170.

[4] WILLOUGHBY A B, WILTON C, MANSFIELD J. Liquid propellant explosive hazards (Volume Ⅲ Test data): AD855087[R]. Burlingame: URS Research Company, 1968: 209-221.

[5] FARBER E A. Characteristics of liquid rocket propellant explosion phenomena (Part Ⅷ Prediction of explosive yield and other characteristics of liquid propellant rocket explosions): N69-18896[R]. Gainesville: Florida Engineering and Industrial Experiment Station, 1968: 175-188.

[6] BLACKWOOD J, SKINNER T, RICHARDSON E, et al. An empirical non-TNT approach to launch vehicle explosion modeling[C]//53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2015: 5-9.

[7] 刘科种，徐更光，辛春亮，等. 近水面水下爆炸对结构冲击的数值模拟[J]. 兵工学报，2010，31(1)：64-68.
LIU K Z, XU G G, XIN C L, et al. Numerical simulation for structure subjected to underwater explosion shock wave in shallow-water[J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(1): 64-68 (in Chinese).

[8] OSIPOV V, MURATOV C, HAFIYCHUK H, et al. Explosion hazard from a propellant-tank breach in liquid hydrogen-oxygen rockets[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(4): 860-871.

[9] HOSANGADI A, MADAVAN N. Simulation of propellant explosions resulting from crew launch vehicle tank failure: AIAA-2008-6912[R]. Reston: AIAA, 2008.

[10] 刘博，王煊军，宋海洲. 液体推进剂爆炸冲击波的数值模拟[J]. 航天器环境工程，2012，29(2)：129-133.
LIU B, WANG X J, SONG H Z. Numerical simulation of explosion shock wave in air with liquid propellant[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(2): 129-133 (in Chinese).

[11] 孙克，陈景鹏，赵继广，等. 低温液体火箭塔台爆炸事故危害性分析[J]. 计算机仿真，2013，30(3)：109-113.
SUN K, CHEN J P, ZHAO J G, et al. Hazard analysis on explosion of cryogenic liquid rocket on launch pad[J]. Computer Simulation, 2013, 30(3): 109-113 (in Chinese).

[12] 陈景鹏，韩斯宇，孙克，等. 液体火箭共底破裂爆炸安全设防距离[J]. 火灾科学，2012，21(3)：131-136.
CHEN J P, HAN S Y, SUN K, et al. Fortification distance for prevention of liquid rocket explosion[J]. Fire Safety Science, 2012, 21(3): 131-136 (in Chinese).

[13] 李勇，肖伟，程远胜，等. 冲击波与破片对波纹杂交夹层板的联合毁伤数值研究[J]. 爆炸与冲击，2018，38(2)：279-288.
LI Y, XIAO W, CHENG Y S, et al. Numerical research on response of hybrid corrugated sandwich plates subjected to combined blast and fragment loadings[J]. Explosion and Shock Waves, 2018, 38(2): 279-288 (in Chinese).

[14] 耿振刚，李秀地，苗朝阳，等. 温压炸药爆炸冲击波在坑道内的传播规律研究[J]. 振动与冲击，2017，36(5)：23-29.
GENG C G, LI X D, MIAO C Y, et al. Propagation of blast wave of thermobaric explosive inside a tunnel[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(5): 23-29 (in Chinese).

[15] 谢雪腾. 高原环境爆炸冲击波传播特性的数值模拟与实验研究[D]. 南京：南京理工大学，2017：31-56.
XIE X T. Numerical simulation and experimental research on propagation characteristics of blast shock wave at plateau environment[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017: 31-56 (in Chinese).

[16] 庞春桥，陶钢，周佩杰，等. 高原环境下爆炸冲击波参数的有效预测方法[J]. 振动与冲击，2018，37(14)：221-226.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

PANG C Q，TAO G，ZHOU P J，et al. Effective method for predicting the parameters of shock waves in plateau environment [J]. Journal of Vibration and Shock，2018，37(14)：221-226 (in Chinese).

[17] 宋元宁，于立友，李彩霞. TNT 当量法预测某石化设备爆炸后果评价[J]. 中国安全生产科学技术，2005，1(3)：66-68.
SONG Y N，YU L Y，LI C X. TNT equivalent method predicts the consequence that some petrochemical industry equipment explodes[J]. Journal of Safety Science and Technology，2005，1(3)：66-68(in Chinese).

[18] 陈新华，聂万胜. 液体推进剂爆炸危害性评估方法及应用[M]. 北京：国防工业出版社，2005：99-104.
CHEN X H，NIE W S. Method and application of liquid propellant explosion hazard assessment [M]. Beijing：National Defence Industry Press，2005：99-104(in Chinese).

[19] WANG J X，YIN Y，LUO C W. Johnson-Holmquist-Ⅱ (JH-2) constitutive model for rock materials：Parameter determination and application in tunnel smooth blasting [J]. Appllied Sciences，2018，8(9)：1675.

[20] YANG Y B，XIE X Y，WANG R L. Numerical simulation of dynamic response of operating metro tunnel induced by ground explosion[J]. Journal of Rock Mechanics and Geotechnical Engineering，2010，2(4)：373-384.

[21] 周杰，陶钢，张洪伟，等. 模拟不同爆炸冲击波的计算方法研究[J]. 兵工学报，2014，35(11)：1846-1850.
ZHOU J，TAO G，ZHANG H W，et al. Research on simulating method of different blast waves[J]. Acta Armamentarii，2014，35(11)：1846-1850(in Chinese).

[22] HU Q Y，YU H T，YUAN Y. Numerical simulation of dynamic response of an existing subway station subjected to internal blast loading[J]. Transactions of Tianjin University，2008(S1)：563-568.

[23] 尚晓江，苏建宇，王化锋. ANSYS/LS-DYNA 动力分析方法与工程实例[M]. 北京：中国水利水电出版社，2008：257-274.
SHANG X J，SU J Y，WANG H F，et al. ANSYS/LS-DYNA dynamic analysis method and engineering examples[M]. Beijing：China Water Conservancy and Hydropower Press，2008：257-274(in Chinese).

[24] SESHADRI R，NAVEEN I，SHARAN S，et al. Finite element simulation of the orthogonal machining process with Al 2024 T351 aerospace alloy [J]. Procedia Engineering，2013，64：1454-1463.

[25] 钱翼稷. 空气动力学[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2004：18-21.
QIAN Y J. Aerodynamics [M]. Beijing：Beihang University Press，2004：18-21(in Chinese).

[26] 聂源，蒋建伟，李梅. 球形装药动态爆炸冲击波超压场计算模型[J]. 爆炸与冲击，2017，37(5)：951-956.
NIE Y，JIANG J W，LI M. Overpressure calculation model of sphere charge blasting with moving velocity[J]. Explosion and Shock Waves，2017，37(5)：951-956(in Chinese).

[27] BRODE H L. Blast wave from a spherical charge[J]. The Physics of Fluids，1959，2(2)：217-229.

[28] HENRYCH J，MAJOR R. The dynamics of explosion and its use [M]. New York：Elsevier Scientific Publishing Company，1979：73-74.

[29] NEHDI M L，ALI M A E M. Experimental and numerical study of engineered cementitious composite with strain recovery under impact loading[J]. Applied Sciences，2019，9(5)：994.

[30] ZHONG D W，GONG X C，HAN F，et al. Monitoring the dynamic response of a buried polyethylene pipe to a blast wave：An experimental study [J]. Applied Sciences，2019，9(8)：1663.

[31] BENSELAMA A M，MAME J P，MONNOYER F. Prediction of blast wave effects on a developed site[J]. International Journal of Impact Engineering，2010，37(4)：385-396.

作者简介：

王岩　男，博士研究生。主要研究方向：飞行器测试。

王华　男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：飞行器测试。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Prediction method of shock wave peak overpressure generated by air explosion of rocket

WANG Yan[1,2], WANG Hua[3,*], CUI Cunyan[3], DUAN Yongsheng[3], ZHAO Beilei[1]

(1. The Graduate School, University of Aerospace Engineering, Beijing 101416, China;
2. Team 22 of Unit 96901 of the PLA, Beijing 100095, China;
3. Department of Aerospace Science and Technology, University of Aerospace Engineering, Beijing 101416, China)

Abstract: During the normal flight of rocket, propellant leakage may lead to explosion due to the failure of rocket structure or components. Once the explosion happens to the rocket, the crew module will be impacted by the shock wave, threatening the life safety of the astronauts. At present, there is little research on how rocket altitude affects shock waves. In order to explore the impact of flight height on peak overpressure of rocket during air explosion and obtain the rapid prediction method of shock wave parameters, ANSYS/LS-DYNA is used to carry out finite element simulation analysis of rocket explosion at different flight heights of 0 – 20 km. The results show that the peak overpressure of shock wave acting on the crew module decreases fast with the increase of flight height. The relation between pressure attenuation coefficient and flight height of air explosive shock wave follows the decreasing interval of quadratic function. On this basis, the formula of predicting the peak overpressure of the shock wave in the air explosion of rocket considering the height effect is put forward, which can provide some reference for the rapid hazard assessment and protection research of the crew module.

Keywords: rocket; explosion; shock wave; overpressure; ANSYS/LS-DYNA

北京航空航天大学学报

Received: 2019-09-05; **Accepted**: 2020-01-03; **Published online**: 2020-01-17 17:14
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200117.1326.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: wanghuaprofessor@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0573

高效率的特征型紧致 WENO 混合格式

全下文载

骆信，吴颂平*
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：特征型紧致加权基本无振荡（WENO）混合格式 HCW-R 结合了迎风紧致格式 CS5-P 和 WENO 格式，具有十分优异的分辨率特性。但在求解多维方程组时，HCW-R 格式需要求解块状三对角方程组，因而计算代价十分高昂。采用迎风紧致格式 CS5-F 代替 CS5-P，构造了一个新的特征型紧致 WENO 混合格式 HCW-E。由于 HCW-E 的特殊形式，其可沿迎风方向、由边界处向内推进求解，避免了处理三对角或块状三对角方程组，从而其计算代价与显式格式无异。虽然就分辨率而言，HCW-E 稍逊于 HCW-R，但前者的计算效率要显著高于后者。因此，当花费相同的计算代价，HCW-E 格式可以获得更好的数值结果。一系列求解 Euler 方程组的数值试验验证了 HCW-E 的高分辨率特性和相比 HCW-R 更高的计算效率。HCW-E 格式的效率优势在求解高维问题时更为明显。

关 键 词：紧致格式；加权基本无振荡（WENO）格式；混合格式；高分辨率；激波捕捉
中图分类号：V211.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1379-08

复杂流场的精准预测是飞行器设计所要面对的关键问题之一。航空航天领域所涉及的流场往往同时包含间断和精细的光滑结构，需采用高分辨率的激波捕捉格式进行求解。加权基本无振荡（WENO）格式因在间断处具有基本无振荡（ENO）特性、并能在光滑区域达到任意高阶精度而受到研究者们的广泛关注[1-6]。WENO 格式通过使用非线性的权重结合子模板上的低阶数值通量来构造高阶数值通量。非线性的权重机制能自动识别间断，并为含间断的子模板分配趋近于 0 的权重值，这就保证了格式的 ENO 性质；并在光滑区域逼近理想权重，使格式达到最优阶精度。虽然 WENO 格式能在光滑区域达到任意高阶精度，其分辨率特性对于捕捉精细的流场结构仍然不够理想。相比之下，紧致格式[7]具有类谱方法的高分辨率，但会在间断处产生严重的数值振荡。一个非常自然的想法是：使用某种开关函数或加权机制将 WENO 格式和紧致格式结合起来，这样得到的混合格式将同时继承 WENO 格式激波捕捉性能和紧致格式的高分辨率特性。

Pirozzoli[8]使用简单的开关函数将守恒型紧致格式与 WENO 格式相结合，得到了第 1 个紧致 WENO 混合格式。然而这一格式存在诸多问题：首先，开关函数虽能有效实现 2 种子格式之间的切换，但突然的切换会造成明显的数值振荡；其次，在求解双曲守恒率方程组时，Pirozzoli 的格式使用了通量型（Component-wise）方法，通量型方法直接使用通量项的各个分量来重构对应维度上的数值通量，这种处理方法虽然足够简单、高效，但并不符合双曲守恒率方程组的数学特性。Ren 等[9]从 3 个方面改进了紧致 WENO 混合格式：首先，用精心设计的权重算子代替开关函数，实现了

收稿日期：2019-11-10；**录用日期**：2020-02-02；**网络出版时间**：2020-02-10 14:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1153.004.html
基金项目：国家自然科学基金（91530325）
* **通信作者**. E-mail：wusping825@163.com

引用格式：骆信，吴颂平. 高效率的特征型紧致 WENO 混合格式[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1379-1386.
LUO X，WU S P. An efficient characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1379-1386 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 种格式之间的光滑过渡。其次,采用特征型(Characteristic-wise)方法求解双曲守恒率方程组。特征型方法依据双曲守恒率方程组的数学特性,先将通量项的数据投影到特征空间中,并在特征空间中重构数值通量,再将所得到的数值通量投影回物理空间。特征型方法的计算量较大,但可以使格式获得更高的分辨率和更好的数值稳定性。最后,Ren 等[9]还使用了经过熵修正的 Roe 型格式,耗散性比通量分裂方法更低。本文将 Ren 等[9]发展的这一混合格式称为 HCW-R。

此后,研究者们又对紧致型混合格式做出了一系列改进。王来和吴颂平[10]构造了无自由参数的权重算子。李彦苏等[11]采用耗散性更低的紧致重构加权基本无振荡(CRWENO)格式来代替 WENO 子格式,以进一步提高特征型紧致 WENO混合格式[9]的分辨率。Peng 和 Shen[12]使用新的权重算子结合五阶 CRWENO 格式和七阶紧致格式,构造了一个具有七阶精度的紧致型混合格式。

数值试验表明,特征型紧致 WENO 混合格式[9]具有十分优异的分辨率特性,但由于需要处理块状三对角方程组,其计算代价非常高昂。针对这一问题,武从海等[13]改进了这一混合格式[9]:只在计算 WENO 通量时使用特征型方法,对于紧致格式和混合权重的计算则都使用通量型方法,从而格式只需要处理三对角方程组,计算效率大大提高。然而这一方法并不符合双曲守恒率方程组的数学特性,会降低格式的分辨率并产生数值振荡。于是文献[13]又通过修正混合权重、增大 WENO 子格式的比重来抑制数值振荡,但这又进一步折损了格式的分辨率。

本文用傅德薰和马延文[14]的五阶迎风紧致格式 CS5-F 代替文献[8-9]所使用的紧致格式 CS5-P 来构造新的混合格式;结合通量分裂方法以增强格式的稳定性;并仍然采用特征型方法。新格式被命名为 HCW-E。相较于 HCW-R,HCW-E 的分辨率稍差;但由于可推进求解而无需处理三对角或块状三对角方程组,其计算效率显著提高。综合而言,当花费相同的计算时间,HCW-E 可以获得显著优于 HCW-R 的数值结果。

1 控制方程及其离散

1.1 Euler 方程组

一维 Euler 方程组形式如下:

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}=0 \tag{1}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{U}=\begin{pmatrix}\rho\\ \rho u\\ E\end{pmatrix}\\ \boldsymbol{F}=\begin{pmatrix}\rho u\\ \rho u^2+p\\ u(E+p)\end{pmatrix}\end{cases} \tag{2}$$

$$E=\frac{p}{\gamma-1}+\frac{1}{2}\rho u^2 \tag{3}$$

其中:$\boldsymbol{U}$ 为守恒变量;$\boldsymbol{F}$ 为通量项;ρ、u 和 p 分别为流体的密度、速度和压强;E 为单位体积流体的总能量;γ 为气体绝热指数,通常取 $\gamma=1.4$。

Jacobian 矩阵 $\boldsymbol{A}=\partial\boldsymbol{F}/\partial\boldsymbol{U}$ 有 3 个不同的特征值 $\lambda^{(i)}(i=1,2,3)$和相应的 3 个线性无关的特征向量 $\boldsymbol{r}^{(i)}(i=1,2,3)$。3 个特征向量组成右矩阵 $\boldsymbol{R}=(\boldsymbol{r}^{(1)},\boldsymbol{r}^{(2)},\boldsymbol{r}^{(3)})$,左矩阵 $\boldsymbol{L}=\boldsymbol{R}^{-1}$ 的行向量用符号 $\boldsymbol{l}^{(i)}(i=1,2,3)$表示。将 Jacobian 矩阵对角化 $\boldsymbol{LAR}=\boldsymbol{\Lambda},\boldsymbol{\Lambda}=\mathrm{diag}(\lambda^{(1)},\lambda^{(2)},\lambda^{(3)})$,方程组可转化为在方向 $\boldsymbol{r}^{(i)}(i=1,2,3)$上的 3 个独立的波动方程:

$$\boldsymbol{l}^{(i)}\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}+\lambda^{(i)}\boldsymbol{l}^{(i)}\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial x}=0\qquad i=1,2,3 \tag{4}$$

1.2 数值离散

考虑间距为 Δx 的均匀网格 $G=\{j|j=1,2,\cdots,n\}$。$x_j(j=1,2,\cdots,n)$是网格节点,$x_{j+1/2}=x_j+\frac{\Delta x}{2}(j=1,2,\cdots,n-1)$是网格界面。鉴于 Euler 方程组的上述数学性质,数值通量的重构应在特征空间$(\boldsymbol{r}^{(1)},\boldsymbol{r}^{(2)},\boldsymbol{r}^{(3)})$中进行。具体步骤如下:

步骤 1 在网格界面 $x_{j+1/2}$上获得 Jacobian 矩阵的某种平均,$\boldsymbol{A}_{j+1/2}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{U}_j,\boldsymbol{U}_{j+1})$。本文采用 Roe 平均,也可使用简单的算术平均。

步骤 2 对模板 $S_{j+1/2}=\{k|k=j-l,j-l+1,\cdots,j+m\}$上的守恒变量和通量项进行局部特征投影,投影后的守恒变量和通量项分别为 $\boldsymbol{Q}_k=\boldsymbol{L}_{j+1/2}\boldsymbol{U}_k$ 和 $\boldsymbol{W}_k=\boldsymbol{L}_{j+1/2}\boldsymbol{F}_k$。$\boldsymbol{Q}_k$ 的分量表示为$q_k^{(i)}=\boldsymbol{l}_{j+1/2}^{(i)}\boldsymbol{U}_k$,$\boldsymbol{W}_k$ 的分量表示为 $w_k^{(i)}=\boldsymbol{l}_{j+1/2}^{(i)}\boldsymbol{F}_k$,$i=1,2,3$。

步骤 3 使用通量分裂技术,将投影后的通量项分为正负两部分,$w_k^{(i)\pm}=w_k^{(i)}\pm\lambda_{j+1/2}^{(i)*}q_k^{(i)}$,$i=1,2,3$。对于当地 Lax-Friedrich(LLF)分裂,$\lambda_{j+1/2}^{(i)*}=\max\limits_{k\in S_{j+1/2}}\lambda_k^{(i)}$;对于全局 Lax-Friedrich(GLF)分裂,$\lambda_{j+1/2}^{(i)*}=\lambda^{(i)*}=\max\limits_{k\in G}\lambda_k^{(i)}$;对于高耗散型全局 Lax-Friedrich(HDLF)分裂[8],$\lambda_{j+1/2}^{(i)*}=\lambda^{*}=\max\limits_{\substack{k\in G\\ i=1,2,3}}\lambda_k^{(i)}$。本文采用稳定性最好的 HDLF 分裂方法。

步骤 4 在 3 个特征方向上分别对正负通量

北航学报 赠阅

进行迎风重构,得到网格界面 $x_{j+1/2}$ 上的数值通量 $\hat{\boldsymbol{W}}_{j+1/2}=\hat{\boldsymbol{W}}^{+}_{j+1/2}+\hat{\boldsymbol{W}}^{-}_{j+1/2}$。

步骤 5　将所得的数值通量投影回物理空间,得到 $\hat{\boldsymbol{F}}_{j+1/2}=\boldsymbol{R}_{j+1/2}\hat{\boldsymbol{W}}_{j+1/2}$。

步骤 6　使用适宜的时间推进方法求解半离散化方程组:

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{U}_j}{\mathrm{d}t}=-\frac{1}{\Delta x}(\hat{\boldsymbol{F}}_{j+1/2}-\hat{\boldsymbol{F}}_{j-1/2}) \tag{5}$$

本文采用 3 阶总变差不增(TVD)的 Runge-Kutta 方法[2]。

2　数值格式

2.1　紧致格式

Ren 等[9]采用 CS5-P[8](式(6))来构造混合格式:

$$\frac{3}{10}\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j-1/2}+\frac{6}{10}\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j+1/2}+\frac{1}{10}\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j+3/2}=\frac{1}{30}f_{j-1}+\frac{19}{30}f_j+\frac{10}{30}f_{j+1} \tag{6}$$

式中:f_j 为网格节点 x_j 上的通量值;$\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j+1/2}$ 为由紧致格式所重构、网格界面 $x_{j+1/2}$ 上的数值通量。

CS5-P 具有十分优异的分辨率特性,但耦合 3 个网格界面上的数值通量使得该格式的计算代价非常高昂:当求解 m 维双曲守恒律系统时,通量型方法需求解 m 个三对角方程组,特征型方法则需求解块状三对角方程组。

本文采用 CS5-F[14](式(7))来构造混合格式:

$$\frac{2}{5}f^{\mathrm{C}}_{j-1/2}+\frac{3}{5}f^{\mathrm{C}}_{j+1/2}=\frac{1}{60}(3f_{j-1}+47f_j+11f_{j+1}-f_{j+2}) \tag{7}$$

CS5-F 可写为迎风推进的形式:

$$\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j+1/2}=\frac{5}{3}\left(\frac{3f_{j-1}+47f_j+11f_{j+1}-f_{j+2}}{60}-\frac{2}{5}\hat{f}^{\mathrm{C}}_{j-\frac{1}{2}}\right) \tag{8}$$

在实际应用中,先使用显式格式计算边界一侧的数值通量,再按照公式向流场内部推进求解。因此,CS5-F 虽然作为紧致格式具有显著优于同阶精度显式格式的分辨率,其计算代价却与显式格式无异。

以上 2 种紧致格式的分辨率特性参见文献[8,14]。CS5-P 的分辨率要略优于 CS5-F。但由于 CS5-F 无需求解三对角或块状三对角方程组,其计算效率要比 CS5-P 高得多。

2.2　WENO 格式

五阶 WENO 格式的数值通量是 3 个低阶数值通量的加权平均:

$$\hat{f}^{\mathrm{W}}_{j+1/2}=\sum_{k=0}^{2}\omega_k f^{(k)}_{j+1/2} \tag{9}$$

式中:

$$\begin{cases}f^{(0)}_{j+1/2}=\dfrac{1}{3}f_{j-2}-\dfrac{7}{6}f_{j-1}+\dfrac{11}{6}f_j\\[2ex] f^{(1)}_{j+1/2}=-\dfrac{1}{6}f_{j-1}+\dfrac{5}{6}f_j+\dfrac{1}{3}f_{j+1}\\[2ex] f^{(2)}_{j+1/2}=\dfrac{1}{3}f_j+\dfrac{5}{6}f_{j+1}-\dfrac{1}{6}f_{j+2}\end{cases} \tag{10}$$

权重 ω_k,$k=1,2,3$ 的计算方式决定了 WENO 格式的数值性能。特征型紧致 WENO 混合格式[7]使用 WENO-JS 格式[2]作为子格式。本文则采用耗散更低的 WENO-Z 格式[4],其权重形式如下:

$$\begin{cases}\tau_5=|\beta_2-\beta_0|\\[2ex] \alpha_k=d_k\left[1+\left(\dfrac{\tau_5}{\varepsilon+\beta_k}\right)^{a}\right]\\[2ex] \omega_k=\dfrac{\alpha_k}{\alpha_0+\alpha_1+\alpha_2}\qquad k=0,1,2\end{cases} \tag{11}$$

式中:$(d_0,d_1,d_2)=(1/10,6/10,3/10)$ 为理想权重;$\varepsilon=10^{-40}$ 用来避免分母为 0;$a\geqslant 1$ 可调控格式的数值耗散,本文取 $a=1$ 以减小数值耗散;β_k 为光滑度量因子,其具体形式如下:

$$\begin{cases}\beta_0=\dfrac{13}{12}(f_i-2f_{i-1}+f_{i-2})^2+\dfrac{1}{4}(f_{i-2}-4f_{i-1}+3f_i)^2\\[2ex] \beta_1=\dfrac{13}{12}(f_{i+1}-2f_i+f_{i-1})^2+\dfrac{1}{4}(f_{i+1}-f_{i-1})^2\\[2ex] \beta_2=\dfrac{13}{12}(f_{i+2}-2f_{i+1}+f_i)^2+\dfrac{1}{4}(3f_i-4f_{i+1}+f_{i+2})^2\end{cases} \tag{12}$$

2.3　混合格式

文献[9]给出如下形式的权重算子:

$$\begin{cases}\sigma_{j+1/2}=\min\left(1,\dfrac{r_{j+1/2}}{r_c}\right)\\[2ex] r_{j+1/2}=\min(r_j,r_{j+1})\\[2ex] r_j=\dfrac{|2\Delta f_{j+1/2}\Delta f_{j-1/2}|+\varepsilon'}{(\Delta f_{j+1/2})^2+(\Delta f_{j-1/2})^2+\varepsilon'}\\[2ex] \Delta f_{j+1/2}=f_{j+1}-f_j\\[2ex] \varepsilon'=\dfrac{0.9r_c}{1-0.9r_c}\zeta^2\qquad \zeta=10^{-3}\end{cases} \tag{13}$$

式中:$\sigma_{j+1/2}$ 为混合格式中紧致格式所占的比重;$0<r_c\leqslant 1$ 为一自由参数,选取较小的 r_c 可减少 WENO 通量的使用率,从而能提高格式的分辨率和计算效率,但也有可能影响格式的稳定性,本文

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

取 $r_c=0.5$,以平衡格式的分辨率与稳定性。

本文使用文献[9]的权重算子结合 CS5-F 和 WENO-Z 格式,得到如式(14)形式的混合格式:

$$\hat{f}^{\mathrm{H}}_{j+1/2}=\begin{cases}\dfrac{5}{3}\left(\dfrac{3f_{j-1}+47f_j+11f_{j+1}-f_{j+2}}{60}-\dfrac{2}{5}\hat{f}_{j-1/2}\right) & \sigma=1\\ \left[\sigma\left(\dfrac{3f_{j-1}+47f_j+11f_{j+1}-f_{j+2}}{60}-\dfrac{2}{5}\hat{f}^{\mathrm{H}}_{j-1/2}\right)+(1-\sigma)\hat{f}^{\mathrm{W}}_{j+1/2}\right]\Big/\left(1-\dfrac{2}{5}\sigma\right) & \sigma<1\end{cases} \tag{14}$$

在实际应用中,先使用 WENO-Z 格式计算边界一侧的数值通量,再按照式(14)向流场内部推进求解。将采用 CS5-F 和 CS5-P 混合格式分别标识为 HCW-E 和 HCW-R。2 种混合格式均采用同样的 WENO-Z 格式作为激波捕捉子格式。注意到,在计算权重 $\sigma_{j+1/2}$时,HCW-E 所使用的模板与 HCW-R 的一样,因此在这 2 种混合格式中紧致格式所占的比重也是相当的。可以预见,当网格数目相同时,HCW-R 的分辨率必然高于 HCW-E。但由于 HCW-E 格式求解方式更为高效,其有可能以相同计算代价获得优于 HCW-R 的数值结果。

3 数值试验和结果分析

本节将用几个数值试验来验证新格式的数值性能和计算效率。

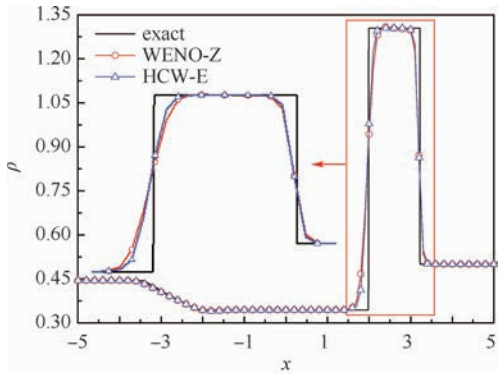
3.1 Lax 问题

在区间[-5,5]上求解一维 Euler 方程组,初始条件为[15]

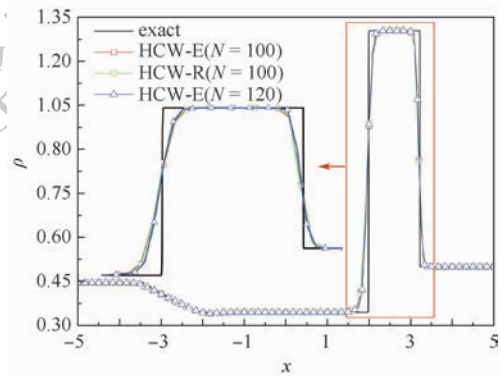
$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(0.445,0.698,0.3528) & x\leqslant 0\\ (0.500,0,0.5710) & x>0\end{cases} \tag{15}$$

式中:ρ、u、p 分别为无量纲的密度、x 方向速度、压强。网格数目为 $N=100$,CFL = 0.2,计算终止时间(无量纲)为 $t=1.3$。图 1 给出计算结果的密度分布曲线,并与精确解(标记为“exact”)作对比。表 1给出不同格式的计算耗时。

图 1(a)比较了 HCW-E 格式和 WENO-Z 格式的计算结果。HCW-E 的计算结果未见任何数值振荡。这说明 WENO 子格式在间断处占主导,赋予混合格式 ENO 特性。同时,HCW-E 的结果显著优于 WENO-Z 格式,这说明尽管在间断处的比重十分微小,低耗散紧致格式的加入仍能显著改善格式对间断(尤其是接触间断)分辨率。



(a) WENO-Z与HCW-E之间的比较



(b) HCW-E与HCW-R之间的比较

图 1 Lax 问题的密度分布曲线

Fig. 1 Density distribution curves of Lax problem

表 1 Lax 问题的计算耗时

Table 1 Computational time for Lax problem

格式	WENO-Z ($N=100$)	HCW-R ($N=100$)	HCW-E ($N=100$)	HCW-E ($N=120$)
计算耗时/s	2.03	3.20	1.16	1.61

图 1(b)比较了 HCW-E 和 HCW-R 这 2 种混合格式的计算结果。当网格数目同为 $N=100$ 时,两者的计算结果几乎没有差异,但后者的计算耗时要显著高于前者,几乎是前者的 3 倍(见表 1)。另一方面,网格数目为 $N=120$ 时,HCW-E 的计算结果要明显优于 $N=100$ 时 HCW-R 的计算结果,计算耗时却显著小于后者(仅为后者的 1/2)。注意到,当网格数目相同时,HCW-E 的计算耗时甚至比 WENO-Z 格式还要小得多。这是因为当取 $r_c<1$时,在流场数据足够光滑($r_{j+1/2}/r_c\geqslant 1$)的地方,混合格式无需求解 WENO 通量,从而大大节省了计算量。

3.2 Osher-Shu 问题

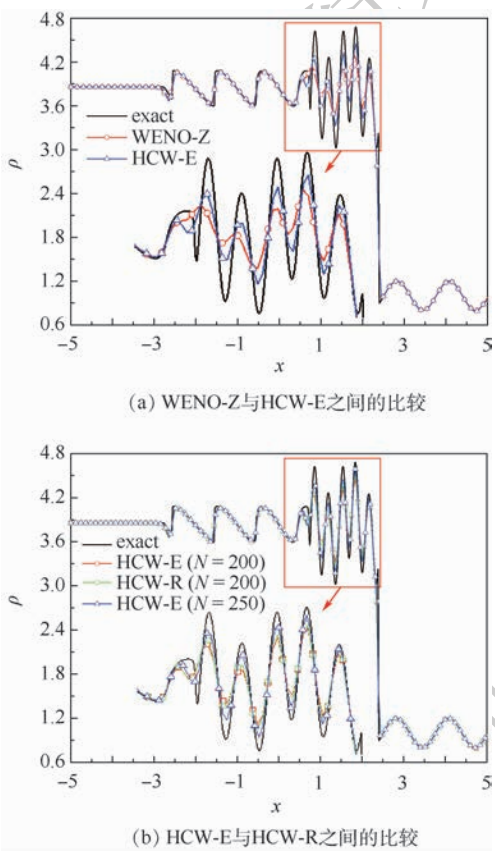
在区间[-5,5]上求解一维 Euler 方程组,初始条件为[16]

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(3.857\,143,2.629\,369,10.333\,333\,3) & x\leqslant -4\\ (1+0.2\sin(5x),0,1) & x>4\end{cases} \tag{16}$$

北航学报 赠阅

式中:x 为坐标值。CFL = 0.2,计算终止时间为 t = 1.8(无量纲)。图 2 给出计算结果的密度分布曲线。精确解(exact)是网格数目 N = 2 000 时 WENO-Z 格式的计算结果。表 2 给出不同格式的计算耗时。

图 2(a)比较了在网格数目同为 N = 200 时 WENO-Z 格式与 HCW-E 格式的数值结果。两者的差异十分显著。这说明,在光滑区域紧致子格式占主导,赋予混合格式高分辨率特性。图 2(b)比较了 HCW-E 和 HCW-R 2 种混合格式的计算结果。当网格数目同为 N = 200 时,由于 HCW-R 所使用的紧致格式分辨率更高,其数值结果要略优于 HCW-E,但差异并不明显。而 2 种混合格式在计算耗时上的差异却十分明显(见表 2)。网格数目为 N = 200 时 HCW-R 的计算耗时甚至比网格数目为 N = 250 时 HCW-E 的计算耗时还要高得多,但后者的数值结果却要明显优于前者(见图 2(b))。综合而言,HCW-E 具有更高的计算效率。



(a) WENO-Z与HCW-E之间的比较

(b) HCW-E与HCW-R之间的比较

图 2　Osher-Shu 问题的密度分布曲线

Fig. 2　Density distribution curves of Osher-Shu problem

表 2　Osher-Shu 问题的计算耗时

Table 2　Computational time for Osher-Shu problem

格式	WENO-Z (N = 200)	HCW-R (N = 200)	HCW-E (N = 200)	HCW-E (N = 250)
计算耗时/s	7.81	17.57	6.36	9.83

3.3　二维 Riemann 问题

在正方形区域[0,1] × [0,1]内求解二维 Euler 方程组,初始条件为[17]

$$(\rho,u,v,p) = \begin{cases} (1.5,0,0,1.5) & 0.8 \leqslant x \leqslant 1,\ 0.8 \leqslant y \leqslant 1 \\ (0.532\ 3,1.206,0,0.3) & 0 \leqslant x < 0.8,\ 0.8 \leqslant y \leqslant 1 \\ (0.138,1.206,1,206,0.029) & 0 \leqslant x < 0.8,\ 0 \leqslant y < 0.8 \\ (0.532\ 3,0,1.206,0.3) & 0.8 \leqslant x \leqslant 1,\ 0 \leqslant y < 0.8 \end{cases} \tag{17}$$

式中:v 为无量纲的 y 方向的速度。CFL = 0.2,计算终止时间为 t = 0.8(无量纲)。图 3 给出计算结果的密度等值线,等值线分布是从 0.14 ~ 1.7 之间等间距的 40 条。表 3 给出不同格式的计算耗时。

相比于一维 Riemann 问题,二维问题的流场结构要复杂得多。WENO-Z 格式无力捕捉精细的流场结构,紧致格式的加入则极大地提升了格式对细微结构的分辨率。当网格数目同为 N = 400 × 400 时,HCW-R 和 HCW-E 的计算结果差别不大。而当 N = 600 × 600 时,HCW-E 的计算结果显然优于 N = 400 × 400 时 HCW-R 的计算结果,但计算耗时却比后者小得多(见表 3)。

3.4　双马赫反射问题

在计算区域[0,4] × [0,1]内求解二维 Euler 方程组,初始条件为[18]

$$(\rho,u,v,p) = \begin{cases} (8,8.25\cos(\pi/6),-8.25\sin(\pi/6),116.5) & x < 1/6 + y/\sqrt{3} \\ (1.4,0,0,1.0) & x \geqslant 1/6 + y/\sqrt{3} \end{cases} \tag{18}$$

计算域的上边界为激波传播的精确解,左边界及底部 $x \leqslant 1/6$ 部分为入流边界条件,右边界为出流边界条件,底部 $x > 1/6$ 的部分为壁面边界条件。计算终止时间(无量纲)为 t = 0.2,CFL = 0.2。表 4给出不同格式的计算耗时。图 4给出双马赫杆附近区域的密度等值线,等值线为 2 ~ 22 之间的 50 等份。

在双马赫反射问题中,WENO-Z格式的计算

北航学报 赠阅

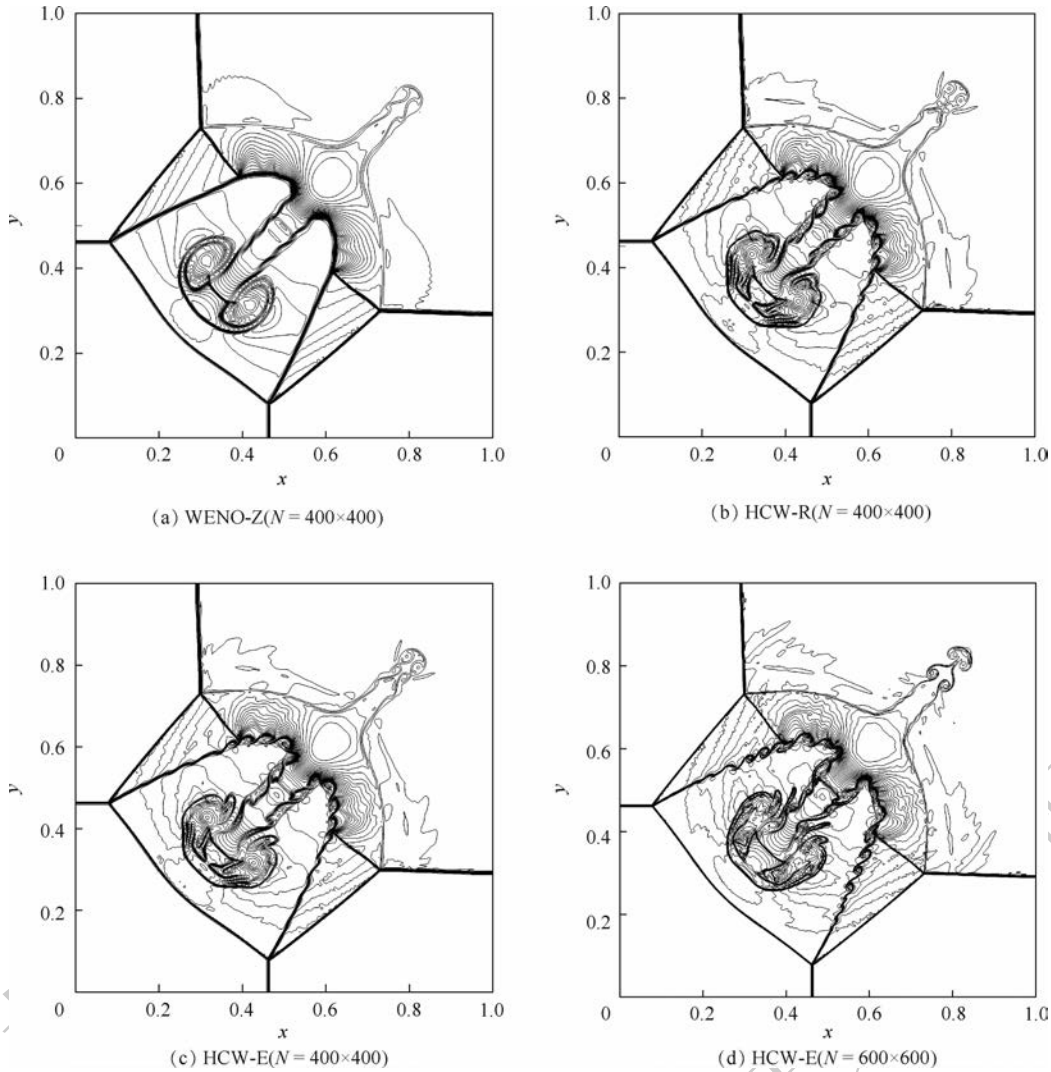


图 3 二维 Riemann 问题的密度等值线

Fig. 3 Density contours of 2D Riemann problem

表 3 二维 Riemann 问题的计算耗时

Table 3 Computational time for 2D Riemann problem

格式	WENO-Z (N = 400 × 400)	HCW-R (N = 400 × 400)	HCW-E (N = 400 × 400)	HCW-E (N = 600 × 600)
计算耗时/s	5 188	23 439	4 473	17 347

表 4 双马赫反射问题的计算耗时

Table 4 Computational time for double Mach reflection problem

格式	WENO-Z (N = 960 × 240)	HCW-R (N = 960 × 240)	HCW-E (N = 960 × 240)	HCW-E (N = 1 600 × 400)
计算耗时/s	7 371	31 460	6 804	28 118

结果与混合格式相比差异巨大。当网格数目同为 N = 960 × 240 时,HCW-R 的数值结果确实优于 HCW-E,但计算耗时却比 N = 1 600 × 400 时的 HCW-E 还高(见表 4)。而后者的计算结果显然优于前者。在本问题中,HCW-E 的计算耗时仍然小于 WENO-Z,但差异不如在二维 Riemann 中明显。这是因为在双马赫反射问题中间断占主导的区域更大,从而 WENO-Z 格式的比重也更大。注意到,2 种混合格式在计算效率上的差异随着方程组维数的增大而增大。在一维问题中,HCW-R 的计算耗时大约是 HCW-E 的 2 ~ 3 倍;而在二维问题中,前者的耗时约为后者的 5 倍。可以预期,在三维问题中两者的差异将变得更大。

北航学报 赠阅

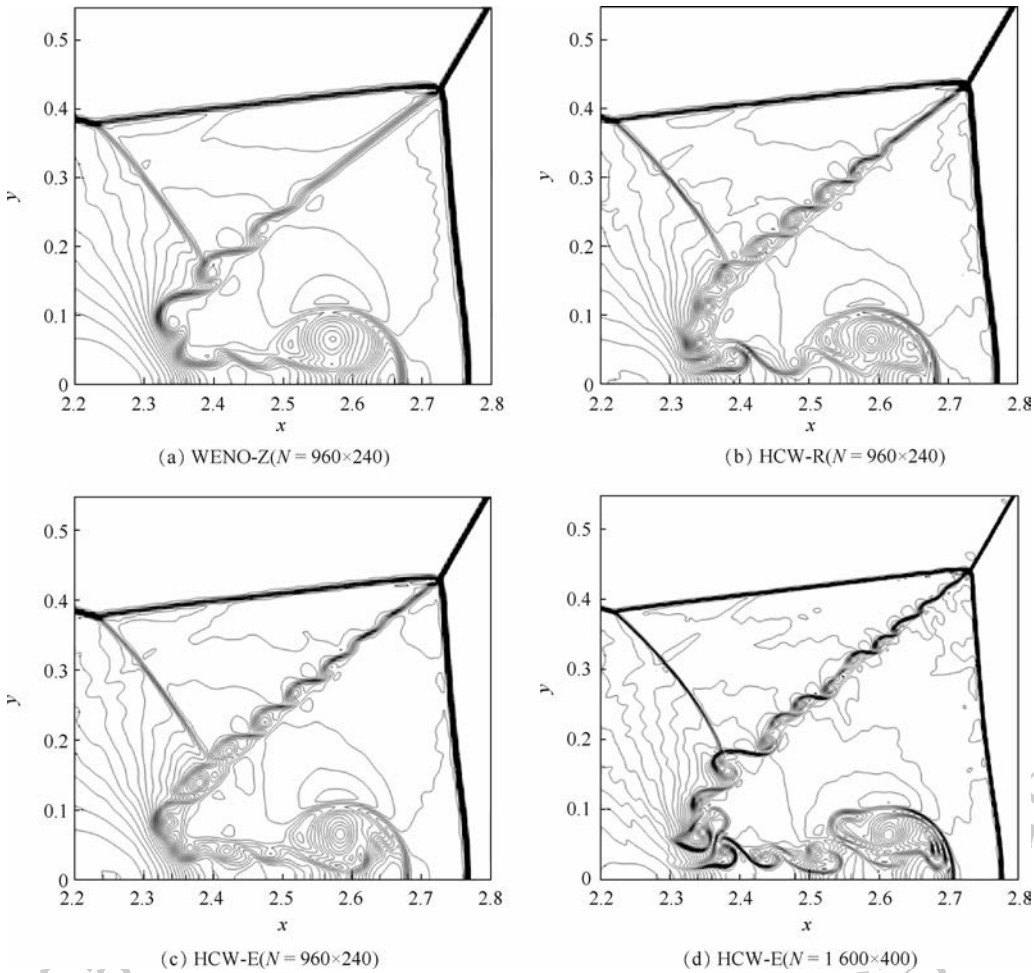


图 4　双马赫杆区域的密度等值线

Fig. 4　Density contours at double Mach stems region

4　结　论

1) 本文运用文献[9]的权重算子将文献[14]的紧致格式(CS5-F)与 WENO-Z 格式相结合,构造了一个高效率的特征型紧致 WENO 混合格式(HCW-E)。

2) 相比于采用 CS5-P 的混合格式(HCW-R)[9],HCW-E 的分辨率稍差。但由于 HCW-E 可推进求解而无需处理块状三对角方程组,其计算效率要远远高于 HCW-R;从而花费相同的计算代价,HCW-E 可以获得比 HCW-R 好得多的数值结果。新格式的效率优势在求解高维问题时更为明显。

参考文献 (References)

[1] LIU X D, OSHER S, CHAN T. Weighted essentially non-oscillatory schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1994, 115(1): 200-212.

[2] JIANG G S, SHU C W. Efficient implementation of weighted ENO schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 126(1): 202-228.

[3] HENRICK A K, ASLAM T D, POWERS J M. Mapped weighted essentially non-oscillatory schemes: Achieving optimal order near critical points[J]. Journal of Computational Physics, 2005, 207(2): 542-567.

[4] BORGES R, CARMONA M, COSTA B, et al. An improved weighted essentially non-oscillatory scheme for hyperbolic conservation laws[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(6): 3191-3211.

[5] ACKER F, BORGES R, COSTA B, et al. An improved WENO-Z scheme[J]. Journal of Computational Physics, 2016, 313(1): 726-753.

[6] 骆信,吴颂平. 改进的五阶 WENO-Z + 格式[J]. 力学学报, 2019, 51(6): 1927-1939.
LUO X, WU S P. An improved fifth-order WENO-Z + scheme [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2019, 51(6): 1927-1939(in Chinese).

[7] LELE S K. Compact finite difference schemes with spectral-like resolution[J]. Journal of Computational Physics, 1992, 103(1): 16-42.

[8] PIROZZOLI S. Conservative hybrid compact-WENO schemes for shock-turbulence interaction[J]. Journal of Computational

北航学报 赠阅

Physics,2002,178(1):81-117.

[9] REN Y X,LIU M E,ZHANG H X. A characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme for solving hyperbolic conservation laws [J]. Journal of Computational Physics, 2003, 192 (2): 365-386.

[10] 王来,吴颂平. 无自由参数型混合格式[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(2):318-322.
WANG L, WU S P. Hybrid finite difference schemes without free parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(2):318-322(in Chinese).

[11] LI Y S,YAN C,YU J,et al. A new high-accuracy scheme for compressible turbulent flows[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics,2017,31(9):362-378.

[12] PENG J,SHEN Y Q. A novel weighting switch function for uniformly high-order hybrid shock-capturing schemes[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids,2017,83(9): 681-703.

[13] 武从海,赵宁,田琳琳. 一种改进的紧致 WENO 混合格式[J]. 空气动力学学报,2013,31(4):477-481.
WU C H,ZHAO N,TIAN L L. An improved hybrid compact-WENO scheme[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2013,31(4): 477-481(inChinese).

[14] FU D X,MA Y W. A high order accurate difference scheme for complex flow fields [J]. Journal of Computational Physics, 1997,134(1):1-15.

[15] LAX P D. Weak solutions of nonlinear hyperbolic equations and their numerical computation[J]. Communications on Pure and Applied Mathematics,1954,7(1):159-193.

[16] SHU C W, OSHER S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes, Ⅱ [J]. Journal of Computational Physics,1989,83(1):32-78.

[17] LAX P D,LIU X D. Solution of two-dimensional Riemann problems of gas dynamics by positive schemes[J]. SIAM Journal on Scientific Computing,1998,19(2):319-340.

[18] WOODWARD P, COLELLA P. The numerical simulation of two-dimensional fluid flow with strong shocks[J]. Journal of Computational Physics,1984,54(1):115-173.

作者简介:

骆信 男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

吴颂平 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:计算流体力学、有限元方法。

An efficient characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme

LUO Xin, WU Songping*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The characteristic-wise hybrid compact-Weighted Essentially Non-Oscillatory (WENO) scheme HCW-R combines the upwind compact scheme CS5-P with the WENO scheme, achieving an excellent resolution property. However, it needs to deal with the block-tridiagonal systems of linear equations when applied to solve multi-dimensional equations. Therefore, the scheme is computationally expensive. In this paper, we construct the new characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme HCW-E, where the upwind compact scheme CS5-F is used to replace CS5-P. Due to the special form of HCW-E, the new hybrid scheme can be solved in an advancing manner, which is along the upwind direction and from the boundary inward. In this way, the tridiagonal or block-tridiagonal systems of linear equations are avoided. As a result, the computational expense of the compact-type scheme is equivalent to that of the explicit scheme. Although the resolution of HCW-E is slightly lower than that of HCW-R, the computational efficiency of the former is significantly higher than that of the latter. Therefore, the new scheme can get better numerical results at the same cost as the previous scheme. A series of numerical experiments for solving Euler equations show that HCW-E has an excellent resolution property and is much more efficient than HCW-R. The superiority of the new scheme in computational efficiency is more significant in solving higher-dimensional problems.

Keywords: compact scheme; Weighted Essentially Non-Oscillatory (WENO) scheme; hybrid scheme; high resolution; shock capture

Received: 2019-11-10; **Accepted**: 2020-02-02; **Published online**: 2020-02-10 14:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1153.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91530325)

* **Corresponding author**. E-mail: wusping825@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0435

基于受限参变率的飞翼无人机舵面阵风减缓控制

全下文载

孙逸轩[1], 白俊强[1,2,*], 刘金龙[1], 孙智伟[3]
(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710029; 2. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 西安 710029;
3. 西北工业大学 无人机研究所, 西安 710029)

摘 要: 飞翼无人机具有俯仰惯量低、纵向稳定性弱等问题,使其阵风响应对飞行参数的变化较为敏感,并且飞翼无人机的舵面较多,不同的控制策略下阵风减缓的效果不同。因此,对这类飞行器进行考虑参数变化率阵风减缓线性变参数(LPV)控制律设计,并对不同舵面组合方式的控制性能展开对比研究。结合参数依赖的 Lyapunov 函数方法和变参斜投影降阶算法,构建了同时考虑参数变化率限制和模型降阶条件的 LPV 阵风减缓控制器。基于该方法对 Mini-MUTT 飞翼无人机模型设计 LPV 阵风减缓控制器;探究了不同舵面控制策略对减缓效果的影响。结果表明:采用变参斜投影降阶算法得到的降阶模型可有效表征全阶模型的动力学特性;设计的 LPV 阵风减缓控制器能够保证阵风在较宽速度范围内有效减缓;在单一舵面阵风减缓中,置于外侧的舵面控制效果优于内侧舵面;而在双舵面阵风减缓中,双舵面的控制效果优于单一舵面,但控制所需输入能量也会增加。在工程应用中需要针对具体问题,综合考虑控制效果和能量消耗以确定合适的控制策略。

关 键 词: 飞翼无人机; 阵风减缓; 变参斜投影降阶; 参数变化率; 线性变参数(LPV)控制; 舵面组合方式
中图分类号: V221
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1387-11

降低结构质量及采用大展弦比飞翼布局从而提高续航性能和隐身特性成为高空长航时(High-Altitude Long-Endurance, HALE)无人机的设计趋势[1],然而这些设计特点导致无人机机翼结构动力学模态频率降低,存在与纵向短周期模态发生耦合的潜在风险,加剧了无人机对阵风载荷的敏感程度,恶化飞行品质。

发展考虑结构动力学与飞行动力学耦合效应的主动控制技术是改善机翼阵风减缓、确保飞行安全的有效手段。以线性二次型最优(Linear Quadratic Regulator, LQR)[2]和线性二次高斯(Linear Quadratic Gaussian, LQG)[3]控制为代表的现代控制理论是阵风减缓早期研究中的主流方法,但所得的控制器一般阶次较高,实际工程中难以实现。而近年来的鲁棒控制也只是在一定程度上考虑了参数不确定性,无法从根本上满足系统对参数大范围宽自适应性的要求。工程上需要考虑针对飞行包线内不同状态点的时变控制器,而以气弹系统某些飞行参数为函数的线性变参数(Linear Parameter Varying, LPV)控制模型能够反映系统的时变特性,相应的 LPV 阵风减缓控制器能够有效地进行时变控制,以达到扩大控制包线、提高控制性能的目的。然而,关于柔性飞行器气动弹性问题的 LPV 控制研究还比较少。Balas 等[4-5]首次将 LPV 控制应用于体自由度颤振抑制,针对 X-56A 无人机模型,选取归一化速度为

收稿日期: 2019-08-12; **录用日期**: 2019-11-11; **网络出版时间**: 2019-12-04 14:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191204.1116.002.html
* **通信作者**. E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

引用格式: 孙逸轩, 白俊强, 刘金龙, 等. 基于受限参变率的飞翼无人机舵面阵风减缓控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1387-1397. SUN Y X, BAI J Q, LIU J L, et al. Gust alleviation control for flying-wing UAV by control surface based on limited parameter variation rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1387-1397 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

变参数设计了 LPV 增益调度控制器,结果表明该控制器能够在飞行包线内稳定系统且有较好的性能均衡。提高阵风减缓效率是飞机气动弹性设计的目标之一,飞翼多舵面的气动布局就为其目标实现提供了有利条件。阵风减缓技术研究国外开展比较早,阵风减缓最主要的手段是控制飞机舵面偏转。1973 年,美国在风洞中对 B-52、DC-10 和 C-5A 等机型上进行主动控制技术试验,并开展了相关的阵风减缓飞行试验[6-8]。21 世纪初,Karpel 等[9]针对操纵不同舵面对阵风减缓效率的影响进行了相关研究,试验表明了翼下舵面和翼梢舵面比副翼的减缓效果更好。2012 年,许晓平等[10]提出了一种基于直接力控制的阵风减缓方法,对比分析了不同舵面运动方式下对阵风减缓的效果。2017 年,杨俊斌等[11]在风洞试验中进行阵风减缓控制技术的研究,将经典控制理论运用于不同舵面组合控制方法中,并将较优的舵面组合控制方法应用于低速风洞试验。陈磊等[12]还采用频域和时域方法进行气动伺服弹性系统建模,根据经典控制理论设计 PI 控制器,并对不同舵面进行阵风响应分析,得到采用多舵面设计的控制律效果优于采用单舵面设计的控制律的结论。但上述研究没有考虑参数变化率限制,使得设计的控制器进行舵面效能研究时具有一定的保守性;并且也忽略了进行主动控制时能量消耗的问题,在实际的工程之中飞行器总能量有限,优化各个部分对能量消耗的也显得尤为重要。

本文旨在结合 Lyapunov 函数方法和变参斜投影降阶算法,构建一种考虑参数变化率限制和模型降阶在内的 LPV 阵风减缓控制器快速实现方法。基于该方法针对 Mini-MUTT 飞翼无人机模型设计了阵风减缓控制器,研究不同单舵面及组合舵面对阵风减缓控制效果的影响,并从多个角度分析评价了不同舵面方案的阵风减缓效果,为 LPV 阵风减缓控制器在柔性飞行器气弹领域的工程应用提供参考。

1 基于 Mini-MUTT 飞翼无人机的 LPV 控制模型

飞翼无人机具有俯仰惯量低、纵向稳定性弱等问题,使其阵风响应对飞行参数的变化较为敏感,并且飞翼无人机的舵面较多,不同的控制策略下阵风减缓的效果不同。本文选取 Mini-MUTT 飞翼无人机模型[13],采用内侧襟翼与外副翼组合方式的控制策略,研究了其对控制器性能的影响。

传感器和舵面配置如图 1 所示,全机动力学参数如表 1 所示[14]。

基于本文提出的柔性飞行器气动伺服弹性建模方法并综合考虑无人机上传感器的安装和量测,选取襟翼(WRF1)与外副翼(WRF3)偏角和外部干扰为输入,全机的俯仰角速度 ω_f、浮沉加速度 a_z 和翼尖加速度 a_{tip} 为输出构建以来流速度 U 为调度参数的 96 阶初始状态空间模型。为了减小控制器设计的保守性,本文在构建网格化的 LPV 模型时,将调度参数 U 的变化率限制为 $[-10,10]\ \mathrm{m/s^2}$。

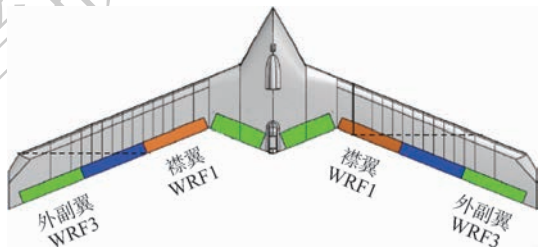


图 1 Mini-MUTT 飞翼无人机传感器及舵面配置

Fig. 1 Sensors and control surface placement of Mini-MUTT flying-wing UAV

表 1 Mini-MUTT 飞翼无人机动力学参数[14]

Table 1 Dynamic parameters of Mini-MUTT flying-wing UAV[14]

动力学参数	数值
刚体机身质量/kg	2.987 7
刚体机身静矩 S_x/(kg·m)	0.427 0
刚体机身静矩 S_z/(kg·m)	0
刚体机身惯量 I_y/(kg·m^2)	0.199 4
机翼总质量/kg	2.397 2
机翼弯曲刚度 EI_z/(N·m^2)	97.66
机翼扭转刚度 GJ_x/(N·m^2)	56.49
机翼单位长度质量 μ/(kg·m^{-1})	0.60
机翼单位长度转动惯量 I_{wing}/(kg·m)	0.003 1
机翼半弦长 b/m	0.14
机翼刚心无量纲距离 a	-0.092 2

注:E 和 G 分别为刚度系数和扭转系数;I_z 和 J_x 分别为机翼截面绕 z 轴惯性矩和机翼截面绕 x 轴极惯性矩。

2 考虑参数变化率限制和模型降阶条件的 LPV 阵风减缓控制器模型

LPV 阵风减缓控制器建模及计算流程如图 2 所示,ρ 为调度参数。

2.1 气动伺服弹性系统 LPV 模型

2.1.1 柔性飞行器气动伺服弹性建模

开环气动伺服弹性系统模型是控制器设计的基础。本文首先基于准坐标系下的拉格朗日方程、Peters 有限状态时域非定常气动力模型和欧

北航学报 赠阅

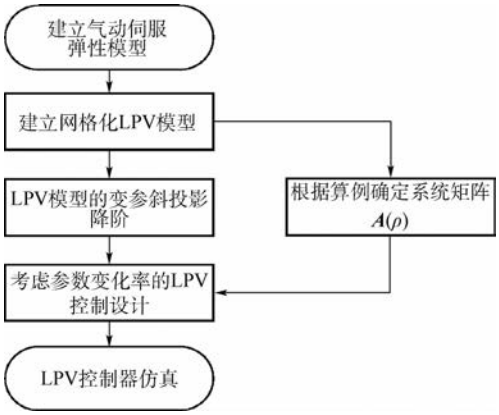


图 2　LPV 阵风减缓控制器建模与计算流程

Fig. 2　LPV gust alleviation controller modelling and calculation process

拉-伯努利梁有限元模型推导的考虑机翼为柔性部件、机身为刚体的柔性飞行器开环气动伺服弹性系统控制方程[15],如下:

$$\begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{V}}_{\mathrm{f}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{f}} \\ \ddot{\boldsymbol{q}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{V}_{\mathrm{f}} \\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{f}} \\ \dot{\boldsymbol{q}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{R}_{\mathrm{f}} \\ \boldsymbol{\theta}_{\mathrm{f}} \\ \boldsymbol{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{f}_{\mathrm{rigid}} \\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{rigid}} \\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{elastic}} \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{V}_{\mathrm{f}}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{f}}$ 分别为飞行器的准速度和准角速度;$\boldsymbol{q}$ 为机翼结构动力学模态对应的 n 维广义坐标;$\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}$ 和 $\boldsymbol{\theta}_{\mathrm{f}}$ 分别为飞行器在惯性坐标系下的位置矢量和欧拉角矢量;M_{11} 等为广义质量;H_{11} 等为广义阻尼;K_{33} 为广义刚度;$\boldsymbol{f}_{\mathrm{rigid}}$、$\boldsymbol{m}_{\mathrm{rigid}}$ 和 $\boldsymbol{f}_{\mathrm{elastic}}$ 分别为飞行器刚体受到的力、力矩和飞行器弹性体受到的力。

式(1)可简写为

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{H}\dot{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{\delta} = \boldsymbol{f} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{M}$ 为广义质量矩阵;$\boldsymbol{H}$ 为广义阻尼矩阵;$\boldsymbol{K}$ 为广义刚度矩阵;$\boldsymbol{f}$ 为准坐标系下广义气动载荷列阵;$\boldsymbol{\delta}$ 为广义坐标,其定义为

$$\begin{cases} \boldsymbol{\delta} = [\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}} \quad \boldsymbol{\theta}_{\mathrm{f}} \quad \boldsymbol{q}]^{\mathrm{T}} \\ \dot{\boldsymbol{\delta}} = [\boldsymbol{V}_{\mathrm{f}} \quad \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{f}} \quad \dot{\boldsymbol{q}}]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{3}$$

为便于时域仿真和控制律设计,可将式(2)表达为如式(4)所示的状态空间方程:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{f} \tag{4}$$

式中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} & \boldsymbol{I} \\ -\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{K} & -\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{H} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{M}^{-1} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\delta}} \\ \boldsymbol{\delta} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{5}$$

考虑到实际工程中参数量测的问题,选取系统加速度信号为输出,则输出方程为

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\ddot{\boldsymbol{\delta}} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{y}$ 为输出向量;$\boldsymbol{C}$ 为输出矩阵,可根据加速度传感器的安装情况来确定。

2.1.2　网格化 LPV 模型表示

LPV 系统的一般形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}(\rho(t))\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}(\rho(t))\boldsymbol{u}(t) \\ \boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}(\rho(t))\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{D}(\rho(t))\boldsymbol{u}(t) \end{cases} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{x}$ 为系统状态;$\boldsymbol{u}$ 为输入向量;$\rho(t)$ 为实时可测的调度参数,简记为 ρ,对于柔性飞行器而言,其可以是密度、马赫数和动压等变参数;状态空间矩阵 $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$ 和 $\boldsymbol{D}$ 为关于调度参数 ρ 的已知函数。

为了更好地对 LPV 系统进行分析与综合,需要建立合适的模型表示方法。目前,LPV 模型表示方法主要有分式线性变换法[16]、网格线性化法[17]和仿射多胞参数依赖形方法[18]。本文采用网格化的 LPV 模型表示方法,主要基于以下原因:一方面飞行器的气弹模型往往通过其非线性模型在多个飞行状态下线性化得到;另一方面,网格化的 LPV 模型可以为算法实现提供良好的模型运算基础。

如图 3 所示,以飞行包线内典型设计点为基础的网格化 LPV 模型为例,图中调度参数分别为飞行高度和马赫数。所谓的网格化 LPV 模型是指将调度参数域离散为一系列的网格点,然后在每个网格点邻域内对非线性模型作线性化,最后通过这些线性模型的组合来近似描述非线性模型。

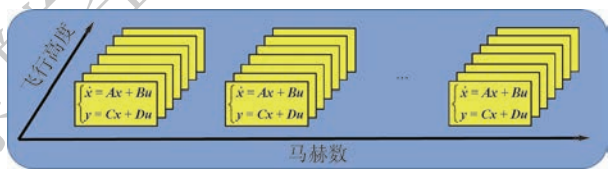


图 3　定义在矩形网格的 LPV 模型

Fig. 3　LPV model defined in rectangular grid

2.2　LPV 模型的变参斜投影降阶

本文建立的柔性飞行器刚弹耦合气动弹性理论分析模型是通过耦合气动、结构和飞行动力学推导得到的,模型初始阶次随着结构单元划分的数目增加而增高,可达上百阶。相应地,分析和综合模型需要求解大量的线性矩阵不等式(LMIs)。为了得到面向控制的模型,需要在控制器综合设计之前对高阶的初始模型进行降阶处理。LPV 模型是参数域内所有状态点处模型的集合,因此这

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

类模型降阶的主要难点在于解决如何保证状态一致和计算量大的问题。针对以上问题,本节结合 Theis 等[19]的工作将投影法应用到 LPV 模型的降阶中,形成一种适用于网格化 LPV 模型的变参斜投影降阶算法,能有效解决以上 2 个问题。

LPV 降阶模型定义如下:

$$\begin{cases}\dot{z}(t) = \boldsymbol{A}_{\mathrm{red}}(\rho)z(t) + \boldsymbol{B}_{\mathrm{red}}(\rho)\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}_{\mathrm{red}}(\rho)z(t) + \boldsymbol{D}_{\mathrm{red}}(\rho)\boldsymbol{u}(t)\end{cases} \tag{8}$$

式中:$\dot{z}(t)$为状态向量矩阵;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{red}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{red}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{red}}$、$\boldsymbol{D}_{\mathrm{red}}$为降阶模型的状态空间矩阵,并控制所有矩阵阶次小于 20。

2.2.1 LPV 模型平衡变换

与线性定常模型(LTI)模型的平衡截断法类似,LPV 模型的平衡可通过计算广义可控克莱姆矩阵 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}$和广义可观克莱姆矩阵 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}$实现,且 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}$和 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}$矩阵满足下列 LMIs:

$$\begin{cases}-\dot{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{c},\rho} + \boldsymbol{A}_\rho\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho} + \boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}\boldsymbol{A}_\rho^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{B}_\rho\boldsymbol{B}_\rho^{\mathrm{T}} < \boldsymbol{0}\\ \dot{\boldsymbol{X}}_{\mathrm{o},\rho} + \boldsymbol{A}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho} + \boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}\boldsymbol{A}_\rho + \boldsymbol{C}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_\rho < \boldsymbol{0}\end{cases} \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{A}_\rho$、$\boldsymbol{B}_\rho$、$\boldsymbol{C}_\rho$ 为系统的状态空间矩阵。

基于式(9),平衡变换可由最小化 trace($\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}\cdot\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}$)得到,使得

$$\boldsymbol{T}_\rho\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}\boldsymbol{T}_\rho^{\mathrm{T}} = (\boldsymbol{T}_\rho^{-1})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}\boldsymbol{T}_\rho^{-1} = \boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{H},\rho}^{1/2} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{T}_\rho$ 为平衡变换矩阵;对角阵 $\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{H},\rho}$对角元由矩阵 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}$降序排列的变参特征值构成。由 $[\boldsymbol{x}_1 \quad \boldsymbol{x}_2]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{T}_\rho\boldsymbol{x}$ 可知:

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_1\\ \dot{\boldsymbol{x}}_2\end{bmatrix} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\boldsymbol{T}_\rho\boldsymbol{x} = \frac{\partial\boldsymbol{T}_\rho}{\partial t}\dot{\rho}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{T}_\rho\dot{\boldsymbol{x}} \tag{11}$$

进而得到 LPV 模型的平衡变换:

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_1\\ \dot{\boldsymbol{x}}_2\end{bmatrix} = \left(\boldsymbol{T}_\rho\boldsymbol{A}_\rho + \frac{\partial\boldsymbol{T}_\rho}{\partial t}\dot{\rho}\right)\boldsymbol{T}_\rho^{-1}\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_1\\ \boldsymbol{x}_2\end{bmatrix} + \boldsymbol{T}_\rho\boldsymbol{B}_\rho\boldsymbol{u} \tag{12}$$

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}_\rho\boldsymbol{T}_\rho^{-1}\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_1\\ \boldsymbol{x}_2\end{bmatrix} + \boldsymbol{D}_\rho\boldsymbol{u} \tag{13}$$

2.2.2 基于变参斜投影降阶算法的平衡截断

在上述 LPV 平衡模型的基础上,可以使用变参斜投影降阶算法进行平衡截断。变参斜投影满足:$\boldsymbol{\Pi}_\rho = \boldsymbol{V}_\rho\boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}$ 且 $\boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{V}_\rho = \boldsymbol{I}_{n_z}$,定义 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{approx}} = \boldsymbol{V}_\rho z$,则经斜投影后的降阶模型为

$$\begin{cases}\dot{z} = \boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{A}_\rho\boldsymbol{V}_\rho - \sum_{i=1}^{n_\rho}\frac{\partial\boldsymbol{V}_\rho}{\partial\rho_i}\dot{\rho}_i z\right)z + \boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_\rho\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}_\rho\boldsymbol{V}_\rho z + \boldsymbol{D}_\rho\boldsymbol{u}\end{cases} \tag{14}$$

在式(14)发现在降阶模型中引入了参数变化率 $\dot{\rho}$ 后,模型的复杂程度增加。为了避免 $\dot{\boldsymbol{V}}_\rho$ 引入参数变化率,可在投影过程中将 $\boldsymbol{W}_\rho$ 设置为参数依赖,使 $\boldsymbol{V}_\rho = \boldsymbol{V}$ 为常量矩阵。此时式(14)可以简化为

$$\begin{cases}\dot{z} = \underbrace{\boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{A}_\rho\boldsymbol{V}}_{\boldsymbol{A}_{\mathrm{red},\rho}}z + \underbrace{\boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_\rho}_{\boldsymbol{B}_{\mathrm{red},\rho}}\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y} = \underbrace{\boldsymbol{C}_\rho\boldsymbol{V}}_{\boldsymbol{C}_{\mathrm{red},\rho}}z + \boldsymbol{D}_\rho\boldsymbol{u}\end{cases} \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{A}_{\mathrm{red},\rho}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{red},\rho}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{red},\rho}$ 为降阶模型的状态空间矩阵。

式(15)即为所求的降阶模型。

2.2.3 算法实现

1)局部 LTI 模型。计算调度参数域内每个网格点 $\rho_k \subset \{\rho_1,\rho_2,\cdots,\rho_m\}$ 处的 Cholesky 分解和奇异值分解(SVD):

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho_k} = \boldsymbol{L}_{\mathrm{o},\rho_k}\boldsymbol{L}_{\mathrm{o},\rho_k}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho_k} = \boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_k}\boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_k}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{o},\rho_k} = [\boldsymbol{U}_1 \quad \boldsymbol{U}_2]\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Sigma}_1 & \\ & \boldsymbol{\Sigma}_2\end{bmatrix}[\boldsymbol{N}_1 \quad \boldsymbol{N}_2]^{\mathrm{T}} \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho_k}$和 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{c},\rho_k}$分别为参数域的广义可观克莱姆矩阵和广义可控克莱姆矩阵;$\boldsymbol{L}_{\mathrm{o},\rho_k}$和 $\boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_k}$分别为广义可观和可控克莱姆矩阵 Cholesky 因式分解;$\boldsymbol{U}_1$ 和 $\boldsymbol{U}_2$ 为左侧奇异值向量;$\boldsymbol{\Sigma}_1$ 和 $\boldsymbol{\Sigma}_2$ 为降序排列的奇异值;$\boldsymbol{N}_1$ 和 $\boldsymbol{N}_2$ 为右侧奇异值向量。

2)全局 LPV 模型。由 SVD 近似计算变参子空间 span($\boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho}\boldsymbol{U}_{1,\rho}$):

$$[\boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_1}\boldsymbol{U}_{1,\rho_1} \ \boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_2}\boldsymbol{U}_{1,\rho_2} \cdots \boldsymbol{L}_{\mathrm{c},\rho_k}\boldsymbol{U}_{1,\rho_k}] = [\bar{\boldsymbol{U}}_1 \quad \bar{\boldsymbol{U}}_2]\begin{bmatrix}\bar{\boldsymbol{\Sigma}}_1\bar{\boldsymbol{N}}_1^{\mathrm{T}}\\ \bar{\boldsymbol{\Sigma}}_2\bar{\boldsymbol{N}}_2^{\mathrm{T}}\end{bmatrix} \tag{18}$$

式中:$\bar{\boldsymbol{U}}_1$ 和 $\bar{\boldsymbol{U}}_1$ 为左侧奇异值向量;$\bar{\boldsymbol{\Sigma}}_1$ 和 $\bar{\boldsymbol{\Sigma}}_2$ 为降序排列的奇异值;$\bar{\boldsymbol{N}}_1$ 和 $\bar{\boldsymbol{N}}_2$ 为右侧奇异值向量。

则变参斜投影平衡截断为

$$\boldsymbol{\Pi}_\rho = \underbrace{(\bar{\boldsymbol{Q}})}_{\boldsymbol{V}}\underbrace{(\bar{\boldsymbol{Q}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}\bar{\boldsymbol{Q}})^{-1}\bar{\boldsymbol{Q}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}_{\mathrm{o},\rho}}_{\boldsymbol{W}_\rho^{\mathrm{T}}} \tag{19}$$

式中:$\bar{\boldsymbol{Q}}$ 为子空间。

首先通过 $\boldsymbol{V} = \bar{\boldsymbol{Q}} = \bar{\boldsymbol{U}}_1$ 得到常量矩阵 $\boldsymbol{V}$,然后利用式(19)得到矩阵 $\boldsymbol{W}_{\rho_k}^{\mathrm{T}}$,代入式(15)得到参数域内各网格点处的降阶模型,最后插值得到连续的降阶 LPV 模型。

2.3 考虑参数变化率的 LPV 控制设计

在实际的 LPV 控制系统中,为了降低控制器的保守性,可以在其设计过程中充分利用先验信息引入调度参数变化率的范围,即 $v_{\mathrm{L}} \leqslant \dot{\rho}(t) \leqslant v_{\mathrm{H}}$。本节首先基于参数依赖的 Lyapunov 函数方法,利用诱导 L_2 范数分析法推导控制器综合条件,引入调度参数变化率的上、下确界。然后采用有限维近似方法求解综合条件。最后直接通过解析式建立控制器的状态空间方程,避免了求解 LMIs 潜在

北航学报 赠阅

的数值问题。

假设被控对象的广义结构形式如下:

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}(t)\\ \boldsymbol{e}_1(t)\\ \boldsymbol{e}_2(t)\\ \boldsymbol{y}(t)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\rho) & \boldsymbol{B}_{11}(\rho) & \boldsymbol{B}_{12}(\rho) & \boldsymbol{B}_2(\rho)\\ \boldsymbol{C}_{11}(\rho) & 0 & 0 & 0\\ \boldsymbol{C}_{12}(\rho) & 0 & 0 & \boldsymbol{I}_{n_u}\\ \boldsymbol{C}_2(\rho) & 0 & \boldsymbol{I}_{n_y} & 0\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}(t)\\ \boldsymbol{d}_1(t)\\ \boldsymbol{d}_2(t)\\ \boldsymbol{u}(t)\end{bmatrix}\tag{20}$$

式中:$\boldsymbol{e}_1$、$\boldsymbol{e}_2$ 为额外输入;$\boldsymbol{d}_1$、$\boldsymbol{d}_2$ 为额外输出;$\boldsymbol{A}(\rho)$、$\boldsymbol{B}_{11}(\rho)$、$\boldsymbol{C}_{11}(\rho)$等为系统矩阵。

为了简化推导过程,式(20)中假设 $\boldsymbol{D}_{11}(\rho)=0$,$\boldsymbol{D}_{22}(\rho)=0$,同时 $\boldsymbol{D}_{12}(\rho)$、$\boldsymbol{D}_{21}(\rho)$均已化作标准形式。因此,从 $\boldsymbol{y}$ 到 $\boldsymbol{u}$ 的反馈线性变参数控制器可定义为

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{K}}(t)\\ \boldsymbol{u}(t)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{B}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{\mathrm{K}}(t)\\ \boldsymbol{y}(t)\end{bmatrix}\tag{21}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{\mathrm{K}}(t)$为开环系统状态;$\boldsymbol{d}_{(}t)$为闭环系统的输入;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{K}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{K}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{K}}$、$\boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}$为开环系统状态空间矩阵。

定义 $\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}=[\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\quad \boldsymbol{x}_{\mathrm{K}}^{\mathrm{T}}]$,则闭环系统可表示为

$$\begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{c}}(t)\\ \boldsymbol{e}(t)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho})\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho})\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}(t)\\ \boldsymbol{d}(t)\end{bmatrix}\tag{22}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}(t)$为闭环系统状态;$\boldsymbol{d}(t)$为闭环系统的输入;$\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}$为闭环系统状态空间矩阵。

$$\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\rho)+\boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\boldsymbol{C}_2(\rho) & \boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{C}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\boldsymbol{C}_2(\rho) & \boldsymbol{A}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\end{bmatrix}\tag{23}$$

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{11}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{B}_{12}(\rho)+\boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{B}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\end{bmatrix}\tag{24}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}(\rho,\dot{\rho})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{11}(\rho,\dot{\rho}) & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{C}_{12}(\rho)+\boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\boldsymbol{C}_2(\rho) & \boldsymbol{C}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})\end{bmatrix}\tag{25}$$

LPV 阵风减缓控制器的求解过程可由如下定理给出。

定理 1[20]　考虑紧集 $p\subset\mathbf{R}^s$,非负数$\{v_i\}_{i=1}^s$和满足性能指标 $\gamma>0$ 的开环 LPV 系统控制方程,LPV 阵风减缓控制器可解的充要条件为存在连续微分矩阵函数 $\boldsymbol{X}$ 和 $\boldsymbol{Y}:\mathbf{R}^s\to S^{n\times n}$,使得对于所有的 $\rho\in p$,$\boldsymbol{X}(\rho)$,$\boldsymbol{Y}(\rho)>0$,且

$$\begin{bmatrix}\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{Y}+\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}}+\sum_{i=1}^{s}\left(v_i\dfrac{\partial\boldsymbol{Y}}{\partial\rho_i}\right) & \boldsymbol{Y}\boldsymbol{C}_{11}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{B}_1-\gamma\boldsymbol{B}_2\boldsymbol{B}_2^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{C}_{11}\boldsymbol{Y} & -\gamma\boldsymbol{I}_{n_{\mathrm{c}}} & 0\\ \boldsymbol{B}_1^{\mathrm{T}} & 0 & -\gamma\boldsymbol{I}_{n_{\mathrm{d}}}\end{bmatrix}_{\rho}<0\tag{26}$$

$$\begin{bmatrix}\tilde{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{X}\tilde{\boldsymbol{A}}^{\mathrm{T}}+\sum_{i=1}^{s}\left(v_i\dfrac{\partial\boldsymbol{X}}{\partial\rho_i}\right) & \boldsymbol{X}\boldsymbol{B}_{11} & \boldsymbol{C}_1-\gamma\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_2\\ \boldsymbol{B}_{11}\boldsymbol{X} & -\gamma\boldsymbol{I}_{n_{\mathrm{d}}} & 0\\ \boldsymbol{C}_1^{\mathrm{T}} & 0 & -\gamma\boldsymbol{I}_{n_{\mathrm{c}}}\end{bmatrix}_{\rho}<0\tag{27}$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}(\rho) & \gamma^{-1}\boldsymbol{I}_n\\ \gamma^{-1}\boldsymbol{I}_n & \boldsymbol{Y}(\rho)\end{bmatrix}\geqslant 0\tag{28}$$

成立,则 LPV 综合问题可解。式中:$\boldsymbol{I}_{n_d}$等为单位矩阵。

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{A}}(\rho)=\boldsymbol{A}(\rho)-\boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{C}_{12}(\rho)\\ \tilde{\boldsymbol{A}}(\rho)=\boldsymbol{A}(\rho)-\boldsymbol{B}_{12}(\rho)\boldsymbol{C}_2(\rho)\end{cases}\tag{29}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{B}_1(\rho)=[\boldsymbol{B}_{11}(\rho)\quad\boldsymbol{B}_{12}(\rho)]\\ \boldsymbol{C}_1^{\mathrm{T}}(\rho)=[\boldsymbol{C}_{11}^{\mathrm{T}}(\rho)\quad\boldsymbol{C}_{12}^{\mathrm{T}}(\rho)]\end{cases}\tag{30}$$

如果上述条件满足,定义矩阵函数:

$$\boldsymbol{G}(\rho)=-[\boldsymbol{X}^{-1}(\rho)\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}(\rho)+\boldsymbol{B}_{12}(\rho)]\tag{31}$$

$$\boldsymbol{H}(\rho)=\boldsymbol{X}(\rho)-\gamma^{-2}\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)\tag{32}$$

$$\boldsymbol{J}(\rho)=-[\boldsymbol{B}_2^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)+\boldsymbol{C}_{12}(\rho)]\tag{33}$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{K}(\rho)=&-[\boldsymbol{A}_F^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)+\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)\boldsymbol{A}_F^{\mathrm{T}}(\rho)+\\ &\sum_{i=1}^{s}\left(\dot{\rho}_i\frac{\partial\boldsymbol{Y}^{-1}}{\partial\rho_i}\right)+\boldsymbol{C}_F^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{C}_F(\rho)+\\ &\gamma^{-2}\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)\boldsymbol{B}_1(\rho)\boldsymbol{B}_1^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)]\end{aligned}\tag{34}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_F(\rho)=\boldsymbol{A}(\rho)+\boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{J}(\rho)\\ \boldsymbol{C}_F^{\mathrm{T}}(\rho)=[\boldsymbol{C}_{11}(\rho)\quad\boldsymbol{C}_{12}^{\mathrm{T}}(\rho)+\boldsymbol{J}(\rho)]\end{cases}\tag{35}$$

进而,可得到 n 维的反馈控制器,定义如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_{\mathrm{K}}(\rho,\dot{\rho})=\boldsymbol{A}(\rho)+\boldsymbol{B}_2(\rho)\boldsymbol{J}(\rho)+\\ \quad\boldsymbol{H}^{-1}(\rho)\boldsymbol{X}(\rho)\boldsymbol{G}(\rho)\boldsymbol{C}_2(\rho)-\\ \quad\gamma^{-2}\boldsymbol{H}^{-1}(\rho)\boldsymbol{M}(\rho,\dot{\rho})\\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{K}}(\rho)=-\boldsymbol{H}^{-1}(\rho)\boldsymbol{X}(\rho)\boldsymbol{G}(\rho)\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{K}}(\rho)=\boldsymbol{J}(\rho)\\ \boldsymbol{D}_{\mathrm{K}}(\rho)=\boldsymbol{0}\end{cases}\tag{36}$$

式中:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{M}(\rho,\dot{\rho})=&\boldsymbol{K}(\rho,\dot{\rho})-(\boldsymbol{X}(\rho)\boldsymbol{G}(\rho)\boldsymbol{D}_{21}+\\ &\boldsymbol{H}(\rho)\boldsymbol{B}_1(\rho))\boldsymbol{B}_1^{\mathrm{T}}(\rho)\boldsymbol{Y}^{-1}(\rho)\end{aligned}\tag{37}$$

由式(26)~式(28)可知,LPV 阵风减缓控制

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

器的求解过程需要解决无限维的 LMIs 优化问题。为降低计算量,可将矩阵变量通过基函数定义:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(\rho) = \sum_{i=1}^{N} f_i(\rho)\boldsymbol{X}_i \\ \boldsymbol{Y}(\rho) = \sum_{i=1}^{N} g_i(\rho)\boldsymbol{Y}_i \end{cases} \tag{38}$$

式中:$f_i(\rho)$、$g_i(\rho)$为自定义的基函数,通常可选取含有 ρ 的多项式函数。

本文选取基函数为

$$\begin{cases} f_1 = g_1 = 1 \\ f_2 = g_2 = U \\ f_3 = g_3 = U^2 \end{cases} \tag{39}$$

为将无限维 LMIs 优化问题简化为有限维问题,联立调度参数域内每个网格点处的 LMIs 进行求解,并将得到的 $\boldsymbol{X}_i$、$\boldsymbol{Y}_i$ 回代至式(38),即可得到 $\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{Y}$ 取值为

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(\rho) = \boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{X}_2 U + \boldsymbol{X}_3 U^2 \\ \boldsymbol{Y}(\rho) = \boldsymbol{Y}_1 + \boldsymbol{Y}_2 U + \boldsymbol{Y}_3 U^2 \end{cases} \tag{40}$$

3 结果与讨论

3.1 降阶效果验证

系统的 Hankel 奇异值衡量了输入对状态的影响程度以及状态对输出的影响程度,该值小意味着这阶状态对输入输出贡献小。根据图 4 给出的 Hankel 奇异值分布,可初步选定降阶阶数为 9。

利用本文建立的变参斜投影降阶算法,只需 3 s 即可完成模型降阶。在降阶前需要设置一个上限频率作为降阶过程的频率加权,以保证低频下模型的高保真性。图 5 对比了全阶模型和降阶模型在稳定状态点 U = [17:2:27] m/s 的幅频响应(V 为来流速度,[17:2:27] m/s 表示每隔2 m/s 有一个状态点)。可以看出,在关心的频率区间 [10,150] rad/s 内,降阶模型的幅频响应与全阶模型基本相同,可以良好地反映全阶系统的幅频特性。

针对单点 LTI 模型的幅频特性不具时变特征,需要对系统沿着参数轨迹开展时域仿真以

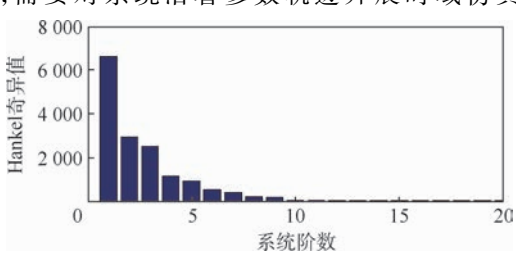


图 4 Hankel 奇异值柱状图

Fig. 4 Histogram of Hankel singular value

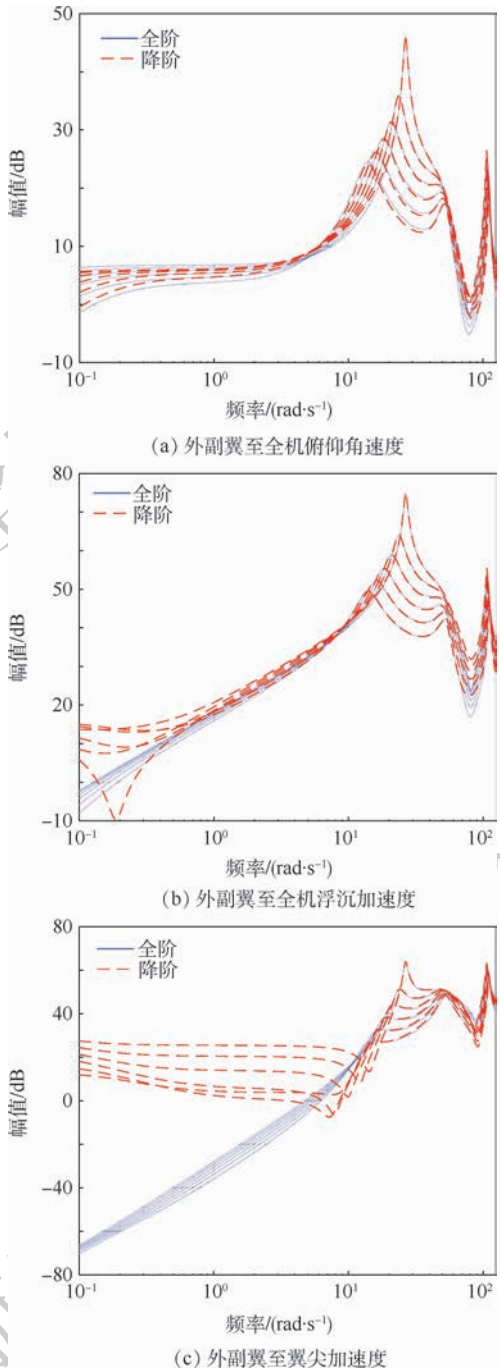


图 5 全阶模型和降阶模型的幅频特性对比

Fig. 5 Comparison of amplitude-frequency characteristics between full-order and reduced-order model

反映 LPV 模型的时变本质。图 6 选取了具有一定变化速率的来流速度参数轨迹。图 7 对比了全阶与降阶模型阶跃响应。由图可以看出,降阶模型的响应趋势与全阶模型基本保持一致,系统的时变特性得以良好反映。总体来说,基于变参斜投影降阶算法得到的降阶模型能够准确地保留和描述全阶模型的时、频域特性,为后续阵风减缓控制器的设计与综合奠定了良好的基础。

3.2 LPV 控制效果

本节基于上述LPV降阶模型和考虑参数变化

北航学报 赠阅

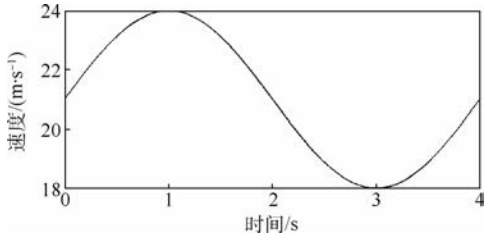


图 6　参数轨迹

Fig. 6　Parameter trajectory

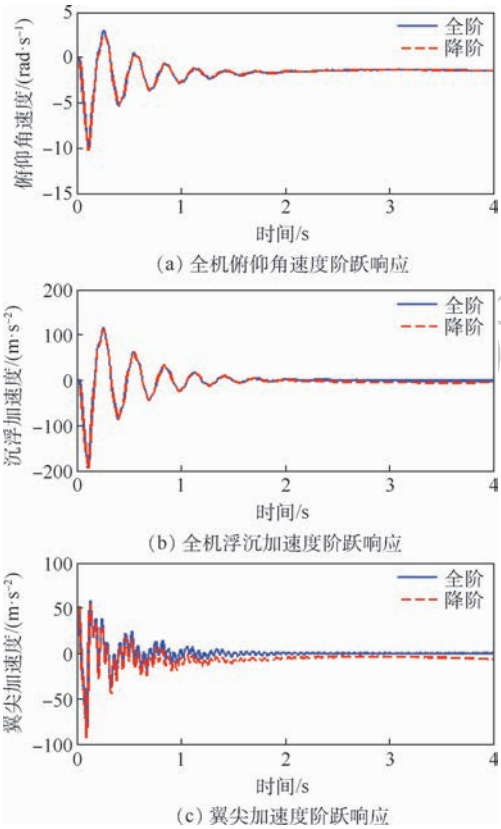


图 7　全阶模型和降阶模型的阶跃响应对比

Fig. 7　Comparison of step response between full-order and reduced-order model

率的控制器综合方法设计 LPV 颤振抑制框图,如图 8 所示。其中:W_{dist}为扰动权重函数;e_u 和 e_p 分别为加权输入和输出;d 为扰动;n 为噪声;y_{meas}为输出反馈;性能权重函数 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{perf}}$的作用为抑制外部扰动引起的输出响应,由于本文在模型降阶时已经突出了[10,150] rad/s 频带的重要性,为使控制器尽量简单,可将性能函数取为各输出响应幅值最大值的倒数。

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{perf}} = \mathrm{diag}(1/20 \quad 1/500 \quad 1/900) \tag{41}$$

W_u 为舵面控制信号的输出加权函数,为限制控制舵面的偏转角度并抑制模型中的高频振荡,输出加权函数使用高通滤波器。

$$W_u = \frac{12}{\pi} \cdot \frac{1.5s + 210}{s + 1\,400} \tag{42}$$

$\boldsymbol{W}_{\mathrm{noise}}$为量测噪声权重函数,可以提高控制器的抗噪能力,同时避免设计过程中可能出现的数

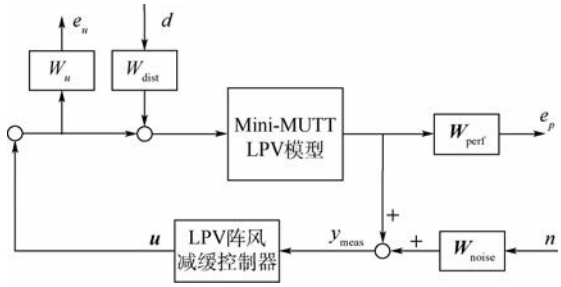


图 8　LPV 颤振抑制控制框图

Fig. 8　LPV control program chart of flutter suppression

值问题。为反映传感器 1% 的量测噪声,量测噪声权重函数选取为

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{noise}} = \mathrm{diag}(0.2 \quad 5 \quad 9) \tag{43}$$

按照上述权重函数的选取,最终所得的阵风减缓 LPV 阵风减缓控制器的阶次为 10 阶。

3.2.1　单舵面效能分析

为了验证 LPV 阵风减缓控制器对飞翼无人机的阵风减缓控制效果,评估不同舵面对阵风减缓控制效果的影响,本节使用图 9 所示的 Dryden 阵风模型作为紊流干扰,LPV 阵风减缓控制器的速度范围为 $V \in [18,24]$ m/s(见图 10),对比控制前后系统的输出响应情况,并考虑 2 种不同单舵面的控制策略,分析 2 个舵面下的控制效果差异,计算出控制器性能为 $\gamma_1 = 0.5737$。

从以上的开闭环系统响应对比可以看出,LPV 阵风减缓控制器能够自适应地计算出合适的反馈增益,使全机的俯仰角速度和浮沉加速度得到有效减缓。

经图 11 中全机俯仰角速度与全机沉浮加速度参数的对比,明显发现处于纵向力臂较长位置 WRF3 舵面对阵风减缓的控制效果更好。

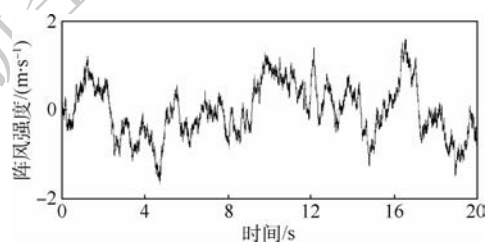


图 9　Dryden 阵风模型

Fig. 9　Dryden gust model

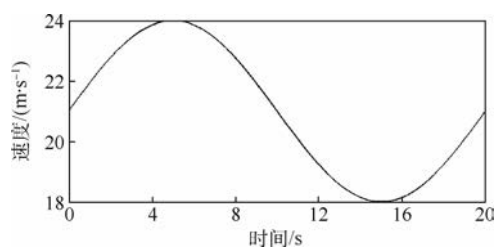


图 10　调度参数轨迹

Fig. 10　Trajectory of scheduling parameter

北航学报 赠阅

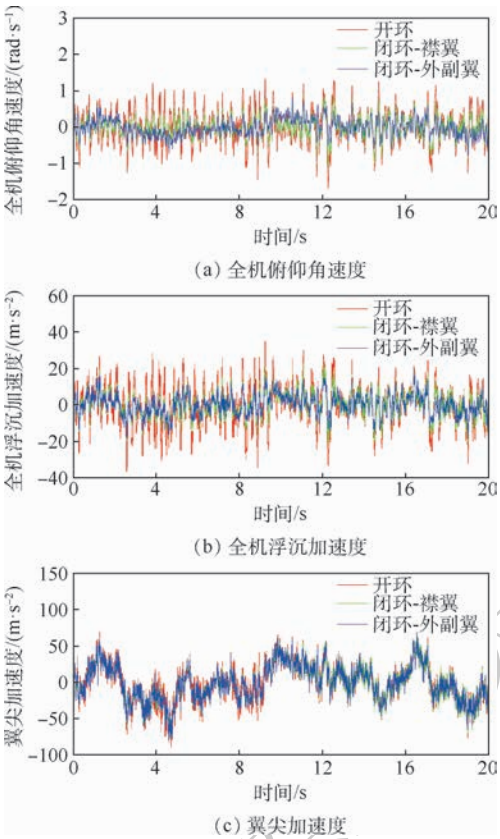


图 11 开环系统与闭环系统 2 种舵面输出响应对比

Fig. 11 Comparison of output response for two kinds of control surface between open-loop and closed-loop system

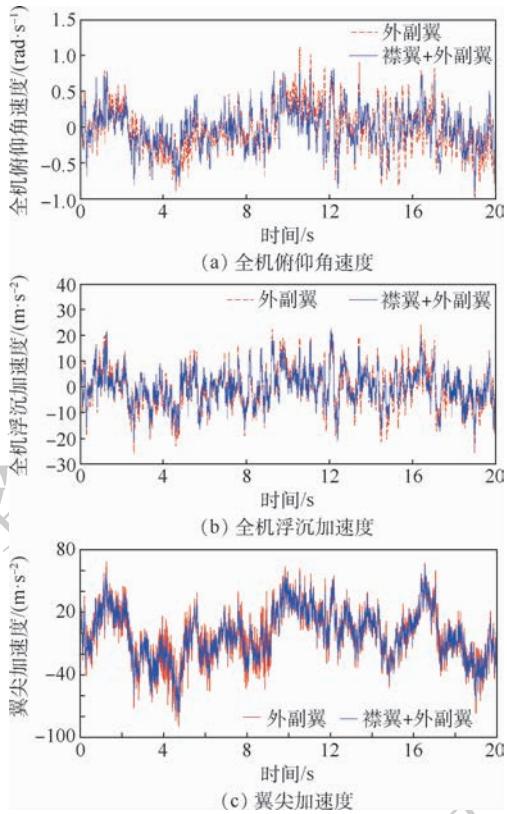


图 12 单舵面与双舵面控制输出响应对比

Fig. 12 Comparison of output responses between single control surface and double control surfaces control

3.2.2 不同舵面组合效能分析

在飞行器的实际飞行过程中,为应对不同的来流情况,是需要不同舵面的搭配来处理,下面设计襟翼与外副翼舵面组合进行阵风减缓的控制器,与之前性能较好的单舵面外副翼进行阵风控制效果的比较。最终,所得的阵风减缓 LPV 阵风减缓控制器的阶次为 11 阶,控制器性能为 $\gamma_2 = 0.3443$,γ_2 明显小于单舵面 γ_1。

为了定量地描述阵风减缓的效果,本文从最大幅值、振动能量和输入能量这 3 个角度来对阵风减缓效果进行评价。

1) 最大幅值

定义阵风的幅值减缓率为

$$\zeta = \frac{A_{\text{open}} - A_{\text{close}}}{A_{\text{open}}} \times 100\% \tag{44}$$

式中:A_{open}为开环系统响应幅值的最大值;A_{close}为闭环系统响应幅值的最大值。

在遭遇连续阵风后,由于 2 个舵面同时偏转,将产生更大的气动力来抵消飞机的过载。

由图 12 和表 2 分析可知,从遭遇连续紊流阵风后系统的闭环响应来看,2 个舵面配合使用时,阵风减缓的效果明显优于单舵面进行控制时的效果。其中闭环系统中双舵面控制全机俯仰角速度幅值、全机浮沉加速度减缓率明显超过单舵面,而翼尖加速度的幅值减缓率的提升则不高。

表 2 2 种控制方式的幅值减缓率对比

Table 2 Comparison of amplitude reduction rate between two control strategies

控制方式	幅值减缓率/%		
	全机俯仰角速度	全机刚体浮沉加速度	翼尖加速度
外副翼	40.12	35.73	10.56
襟翼+外副翼	44.86	38.93	11.73

2) 振动能量

Parseval 定理指出,振动信号计算的平均功率在时域与频域内相等。因此,阵风时域响应信号中的一样本函数 $x(t)$ 的平均功率为

$$\lim_{T\to\infty}\frac{1}{T}\int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}}x^2(t)\,\mathrm{d}t = \int_{-\infty}^{+\infty}S_{xx}(f)\,\mathrm{d}f \tag{45}$$

式中:T 和 f 分别为周期和频率;S_{xx}为阵风响应信号 $x(t)$的自功率谱密度,即单位频率上的平均功率。而 S_{xx}曲线与频率轴之间的面积表示信号的平均功率。计算出控制前后输出信号的平均功率后,定义阵风的能量减缓率:

$$\eta = \frac{p_0 - p_1}{p_0} \times 100\% \tag{46}$$

北航学报 赠阅

其中：p_0 为开环输出信号的平均功率；p_1 为闭环输出信号的平均功率。

图 13 对比了全机俯仰角速度、全机浮沉加速度、翼尖加速度输出信号的功率谱。

表 3 中对比了 2 种舵面控制下的能量减缓率。由表 3 分析可知，与幅值减缓的分析类似，双舵面控制与单舵面控制相比各输出响应对应的减缓率均较高。

并且图 13 的功率谱可以看出，翼尖加速度 a_{tip} 中的低频信号并没有得到抑制，高频信号得到一定程度的减弱，对比降阶模型与全阶模型幅频响应，对于输入舵偏对翼尖加速度输出的系统频带，降阶模型与全阶模型在低频段吻合度较差，控制器设计时采用的是降阶模型，因此造成控制器对低频段响应无法做出准确控制，这导致了翼尖振动的抑制效果不佳。

3）输入能量

由之前的结果可以看出，双舵面较之单舵面控制的阵风幅值减缓率、能量减缓率更高。但由于实际飞行时需考虑消耗能量，因此对于阵风减缓问题，双舵面与单舵面控制策略的选择还需从输入能量这个方面考虑。

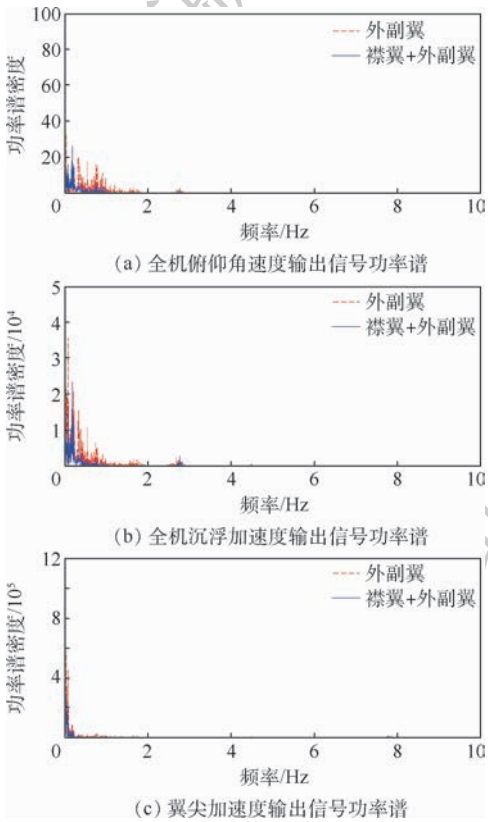


图 13　单舵面与双舵面控制输出响应功率谱对比

Fig. 13　Comparison of power spertrum of output responses between single control surface and double control surfaces control

表 3　2 种控制形式的能量减缓率对比

Table 3　Comparison of energy reduction rate between two control strategies

能量减缓率	能量减缓率/%		
	全机俯仰角速度	全机刚体浮沉加速度	翼尖加速度
外副翼	58.39	56.92	8.78
襟翼 + 外副翼	64.36	61.08	10.56

由图 14(a)可知，与双舵面控制相比，单舵面控输入舵面偏角大。从输入功率谱对比(图 14(b))中发现，单舵面控制所消耗的能量小于双舵面控制。在工程应用中，需要综合考虑舵面偏角与消耗能量的因素，选择合适的阵风减缓控制策略。

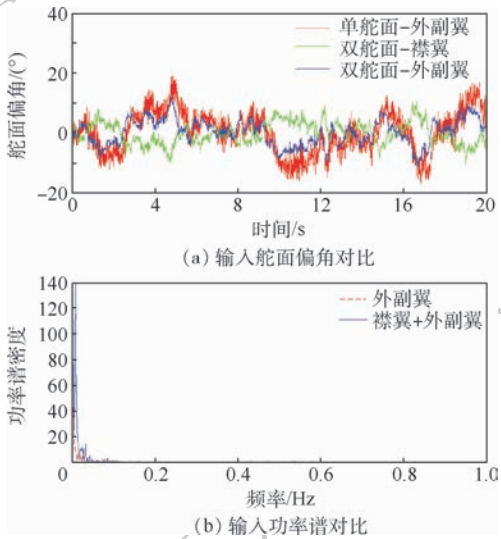


图 14　单舵面与双舵面控制输入对比

Fig. 14　Comparison of input between single control surface and double control surfaces control

4　结　论

本文针对飞翼无人机阵风减缓问题，结合 Lyapunov 函数方法和变参斜投影降阶算法，构建同时考虑参数变化率限制和模型降阶条件的 LPV 阵风减缓控制器，并将该方法应用于 Mini-MUTT 飞翼无人机模型的阵风减缓研究中，得到：

1）所采用的变参斜投影降阶算法能够实现高阶模型的快速有效降阶，得到的降阶模型较好地保留了全阶模型的幅频特性和时变特性。

2）基于所提方法设计的 LPV 阵风减缓控制器是一个随调度参数时变的控制器，能够保证较宽速度范围内阵风得到有效减缓。

3）在单一舵面阵风减缓中，置于外侧的舵面控制效果优于内侧舵面；而在双舵面阵风减缓中，双舵面的控制效果优于单一舵面，但控制所需输

北航学报 赠阅

入能量也会增加。在工程应用中需要针对具体问题,综合考虑控制效果和能量消耗以确定合适的控制策略。

参考文献(References)

[1] SOHRAB H. Multidisciplinary design optimization of a highly flexible aeroservoelastic wing[D]. Toronto:University of Toronto,2012.

[2] OLDS S D. Modeling and LQR control of two-dimensional airfoil [D]. Blacksbur:Virginia Polytechnic Institute and State University,1997.

[3] BAIL T R. A disturbance-rejection problem for a 2-d airfoil [D]. Blacksbur:Virginia Polytechnic Institute and State University,1997.

[4] BARKER J M,BALAS G J. Comparing linear parameter-varying gain-scheduled control techniques for active flutter suppression [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5):948-955.

[5] BALAS G J,CLAUDIA M,PETER J S. Robust aeroservoelastic control utilizing physics-based aerodynamic sensing[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA,2012:4897-4907.

[6] MCKENZIE J R. B-52 control configured vehicles ride control analysis and flight test: AIAA-1973-782 [R]. Reston: AIAA,1973.

[7] DISNEY T E. C-5A active load alleviation system[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1977,14(2):81-86.

[8] WINTHER B A,SHIRLEY W A,HEIMBAUGH R M. Windtunnel investigation of active control technology applied to a DC-10 deribative:AIAA-1980-0771[R]. Reston:AIAA,1980.

[9] KARPEL M, MOULIN B, FELDGUN V. Active alleviation of gust loads using special control surfaces: AIAA-2006-1833 [R]. Reston:AIAA,2006.

[10] 许晓平,周洲,王军利. 基于直接力控制的阵风响应及阵风减缓研究[J]. 空气动力学学报,2012,30(1):101-107.
XU X P,ZHOU Z,WANG J L. Research on gust response and gust mitigation based on direct force control[J]. Acta Aerodynamica Sinina,2012,30(1):101-107(in Chinese).

[11] 杨俊斌,吴志刚,戴玉婷,等. 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(1):184-192.
YANG J B,WU Z G,DAI Y T,et al. Flying wing layout aircraft gust mitigation active control wind tunnel test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1):184-192(in Chinese).

[12] 陈磊,吴志刚,杨超,等. 多控制面机翼阵风减缓主动控制与风洞试验验证[J]. 航空学报,2009,30(12):2250-2256.
CHEN L, WU Z G, YANG C, et al. Active control and wind tunnel test verif ication of multi-control surfaces wing for gust alleviation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009, 30(12):2250-2256(in Chinese).

[13] EDWARD B,CHRIS A,JEFF B,et al. NDOF simulation model for flight control development with flight test correlation[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston:AIAA,2010:7780-7794.

[14] ABHINEET G,CLAUDIA P M,HARALD P,et al. Updating a finite element based structural model of a small flexible aircraft [C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston:AIAA,2015:1-14.

[15] 孙智伟. 高空长航时无人机多学科设计若干问题研究[D]. 西安:西北工业大学,2016.
SUN Z W. Investigation of the problems in multidisciplinary design of high altitude long endurance unmanned aerial vehicle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese).

[16] ANDY P. Gain scheduling via linear fractional transformations [J]. Systems and Control Letters,1994,22(2):79-92.

[17] WU F. Control of linear parameter varying systems[D]. Berkeley:University of California,1995.

[18] SUN X,POSTLETHWAITE I. Affine LPV modeling and its use in gain-scheduled helicopter control[C]// UKACC International Conference on Control. [S. l.]: Institution of Engineering and Technology,1998:1504-1509.

[19] THEIS J, SEILER P, WERNER H. Model order reduction by parameter-varying oclique projection[C] // American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016:4586-4591.

[20] WU F, YANG X H, ANDY P, et al. Induced L2-norm control for LPV systems with bounded parameter variation rates[C] // American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2002: 983-998.

作者简介:

孙逸轩 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

白俊强 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器气动优化设计、飞行器综合应用、计算流体力学。

刘金龙 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

孙智伟 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Gust alleviation control for flying-wing UAV by control surface based on limited parameter variation rate

SUN Yixuan[1], BAI Junqiang[1,2,*], LIU Jinlong[1], SUN Zhiwei[3]

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710029, China;
2. Unmanned System Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710029, China;
3. UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710029, China)

Abstract: The flying-wing UAV has problems such as low pitching inertia and weak longitudinal stability, and as a result, its gust alleviation characteristics are sensitive to the changes in flight parameters. Furthermore, the flying-wing UAV has multiple control surfaces, the control effects of different placements of control surfaces are generally various. Therefore, the Linear Parameter Varying (LPV) control law design considering parameter variation rate for gust alleviation of this kind of aircraft and the research on the effects of different control surface placements are of great significance. Combined with the parameter-dependent Lyapunov function method and the parameter-varying oblique projection reduction algorithm, an LPV gust alleviation controller considering both parameter variation rate and model reduction is constructed. Based on this method, the LPV gust alleviation controller is designed for the Mini-MUTT flying-wing UAV model, and the influence of different strategies of control surface placement on the control performance is studied. The result shows that the reduced-order model obtained by the parameter-varying oblique projection reduction algorithm can effectively represent the dynamic characteristics of the full-order model. The designed LPV controller can guarantee the effective alleviation of the gust in a wide speed range. In the strategy that single control surface is considered, the control effect of the outboard control surface is superior to that of the inboard one. In addition, the control effect of double control surfaces is better than that of the single one, but the energy of control input of double control surfaces is greater than that of the single one. As a result, the control effect and energy consumption should be considered comprehensively to determine the appropriate control strategy for specific problems in engineering application.

Keywords: flying-wing UAV; gust alleviation; parameter-varying oblique projection reduction; parameter variation rate; Linear Parameter Varying(LPV) control; placements of control surface

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-12; **Accepted**: 2019-11-11; **Published online**: 2019-12-04 14:06
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191204.1116.002.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0441

激光雷达复材型面测量精度分析方法

全下文载

潘鑫[1], 张俐[1,*], 何凯[2]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;
2. 航空工业成都飞机工业(集团)有限责任公司 复材厂, 成都 610092)

摘 要: 针对激光雷达复材型面测量时测量精度的评定需求,提出了一种基于激光雷达回波信号信噪比(SNR)的精度分析方法。通过对复材型面检测结果进行评价,获取零件脱模后准确的变形量结果,有利于实现精准修模。所提方法考虑了测量工程中待测距离、入射角、材料属性等因素对测量结果产生的影响,研究激光雷达型面测量过程中回波信号信噪比与测量精度的联系,利用信噪比的变化规律,结合仪器不确定度,确定测量点云不同区域的精度修正因子,实现激光雷达大尺寸复材型面变形量检测结果的测量精度分析,减小了测量误差对变形量的影响。所提方法能准确评价测量结果的精度,获取复材型面的真实变形量。

关 键 词: 信噪比 (SNR); 复材型面测量; 精度分析; 散射特性; 修正因子
中图分类号: V262.3+6; TB553
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1398-07

复合材料(以下简称复材)因其高比强度、低密度、易于实现设计制造一体化等优点在航空、航天、汽车、电子电气等领域的得到了广泛应用[1]。与钣金成型及机加工零件相比,复材零件在制造过程中一旦固化成型后,其型面的变形误差将无法再次进行校正,只能从设计角度进行结构优化,因此需要准确地获取脱模后复材零件的型面信息。传统检测通过塞尺等手段测量零件局部区域的变形量,随着数字化检测技术与测量设备的发展,高精度测量仪器逐渐用于复材零件的型面检测领域[2-3]。将数字化测量得到的点云数据与零件的理论制造模型进行对比,能够实现产品复杂曲面的变形分析,测量结果将作为成型模具修正与优化的参考依据[4-5]。

目前,复材零件的数字化检测所采用的设备包括激光跟踪仪、激光雷达、摄影扫描仪等。文献[6]介绍了激光跟踪仪在复材零件检测中的应用,包括模具检测与安装检测等方面;文献[7]运用激光雷达对复材零件的制造过程进行检测,研究模具、筋条的变化对零件成型过程产生的影响;文献[8]采用摄影扫描测量技术对复材零件外形进行检测,再通过逆向建模对模具进行工艺补偿。随着被测对象测量精度要求的不断提高,数字化检测仪器本身的测量误差对最终测量结果产生的影响已不可忽略,型面的测量精度将会对变形量结果的计算产生很大的影响。

根据 ISO 计量联合委员会指南(2012)的基本概念和相关术语定义[9],测量结果可以采用"测量值 + 不确定度"的形式进行表示。因此,针对采用激光雷达实现复材零件数字化检测的方式,本文研究了一种基于激光雷达回波信号信噪比(SNR)的复材型面测量精度分析方法。利用激光雷达回波信号的信噪比,确定精度修正因子 κ,计算测量工程的实测不确定度,量化测量误差对点云结果产生的影响,最终能够准确地计算出零件变形量的大小。该方法还考虑了待测距离、入

收稿日期: 2019-08-16; **录用日期**: 2020-01-17; **网络出版时间**: 2020-02-05 15:47
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200205.1542.001.html
基金项目: 联合基金 (6141B05090201)
* **通信作者**. E-mail: gracejune@buaa.edu.cn

引用格式: *潘鑫, 张俐, 何凯. 激光雷达复材型面测量精度分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1398-1404.*
PAN X, ZHANG L, HE K. Method of accuracy analysis for composite material surface measurement by lidar[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1398-1404 (in Chinese).

北航学报 赠阅

射角和材料属性对测量结果产生的影响。

1　激光雷达测量精度分析

激光雷达的表面点测量模式属于非接触测量。雷达的发射光学系统将发出 2 束光线:测量光与参考光。参考光进入固定长度的标准光纤进行直接传输,测量光经过发射光学系统入射到待测型面后返回,随后混频器将接收到的反射激光与射向雷达内部标准光纤的激光进行混频,计算出 2 束激光的频率差与时间差,最终得到激光测量系统与被测点的绝对距离[10],测距原理如图 1 所示,P_S 为回波信号强度,P_Q 为光学系统的量子极限功率,P_W 为系统发射信号强度。因此,激光雷达的测量信息主要包含在系统所接收的激光雷达回波信号中,测量的准确度取决于信号的强弱。

信噪比是系统接收到信号与噪声的比值,可作为信号质量与强度的衡量指标。激光雷达信噪比则定义为待测目标的回波信号强度与雷达接收光学系统所能探测到最小信号强度之间的比值[11]。在雷达的测量过程中,系统提供回波信号信噪比的监视窗口,如图 2 所示。因此,在测量过程中可以对测点信噪比的峰值数据进行采集,并将其记作该点的质量因子(Quality),作为测点质量优劣的衡量指标。

本文基于激光雷达测量过程中回波信号信噪比的变化规律,研究其测量精度分析方法。首先依据测量工艺确定零件的放置状态与激光雷达的

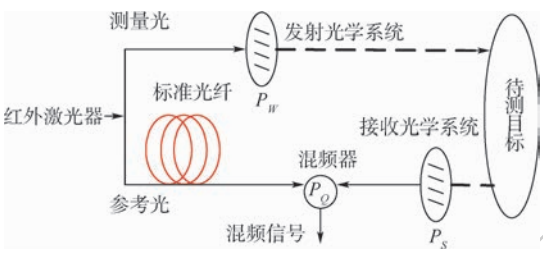


图 1　激光雷达测距原理

Fig. 1　Principle of lidar ranging

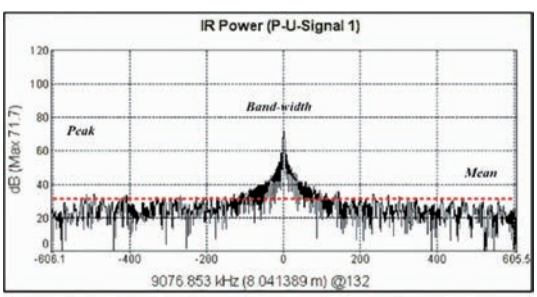


图 2　激光雷达信噪比监视窗口

Fig. 2　Lidar's SNR monitoring window

站位,然后采用工具球获取测量空间内各区域的信噪比强度,建立仪器标准不确定度与信噪比强度的联系。利用相同距离条件下工具球与复材回波信号信噪比之间的比值,确定精度修正因子 κ,最终实现不同区域型面点云数据测量精度的修正,消除测量偏差对变形量检测结果的影响。该方法工作内容主要包括 3 个部分:

1)确定零件的放置状态、雷达测量站位,评估测量空间的覆盖尺寸。利用雷达标准工具球获取特定距离下的信噪比强度,将仪器标准不确定度与信噪比数值对应起来。

2)利用激光雷达对待测零件执行型面检测,测量过程中需要观察记录复材零件目标信噪比随待测距离的变化情况,确定精度修正因子 κ。

3)结合修正因子 κ,依据待测距离、入射角等信息对结果点云进行分区,修正型面检测结果的测量精度,分析复材零件成型后产生的变形量。

分析方法的具体操作流程如图 3 所示。

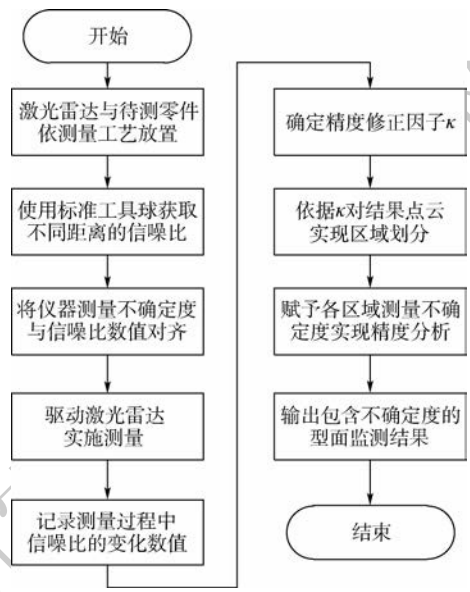


图 3　精度分析流程图

Fig. 3　Flowchart of accuracy analysis

2　求解精度修正因子

2.1　激光雷达信噪比求解

激光雷达系统的回波信号强度受待测型面散射特性、入射角、待测距离等因素的影响,因此,计算回波能量的信噪比需要明确这些因素对其产生的影响。其中,可采用激光雷达散射截面(LRCS)作为待测型面散射特性的量度[12]。

探测型面的激光雷达散射截面表征的是入射到目标表面激光的散射能力,以面积为计数单位[13]。LRCS 与激光波长、目标材料与结构、辐射

北航学报 赠阅

测量与标定原理、激光探测原理、背景与大气环境等因素相关,其数值可以利用双向反射分布函数BRDF通过积分求得,用目标反射率 ρ 表示[14]。通常情况下,球体目标的激光雷达散射截面表示为

$$\sigma_d = \rho_d \cdot \pi r^2 \tag{1}$$

式中:r 为球体目标半径;ρ_d 为目标反射率。

结合激光雷达的系统参数,通过计算推导,将系统所接收的回波信号强度 P_S 表示为

$$P_S = P_T L_T \sigma A_i / (\Omega \pi R^4) \tag{2}$$

式中:P_T 为雷达的发射光学系统功率;L_T 为测量工程的整体损耗系数,包括大气损耗、光能传输损耗及系统效率损耗等;σ 为待测型面激光雷达的散射截面;A_i 为接收系统透镜的面积;Ω 为发射系统立体角;R 为待测距离。

采用光学系统的量子极限功率表示激光雷达的最小探测功率 P_Q。由于雷达信号的探测方式属于激光外差探测模式,因此系统所能探测的信号强度可以通过外差等效功率表示,记作

$$P_Q = hvB/\eta \approx (\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}} \cdot B \tag{3}$$

式中:B 为测量信号带宽;$(\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}}$ 为外差等效功率[11]。因此信噪比定义式为

$$\mathrm{SNR}_{\mathrm{def}} = \frac{P_S}{P_Q} = \frac{P_T L_T \sigma A_i}{\Omega \pi R^4 B (\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}}} \tag{4}$$

2.2 不同测量状态下的修正因子

激光雷达的仪器测量精度通常采用不确定度进行描述。校准证书所提供的描述字段是基于合作目标的仪器标准不确定度,而型面检测属于无合作目标的非接触式测量,测量不确定度将与实验室校准精度存在差异。通过引入精度修正因子 κ,结合材料属性、入射角、待测距离等信息,研究信噪比强度的变化规律,可以实现对仪器测量不确定度的修正与实际测量的精度分析。

结合式(4),当测量目标为工具球时,测量空间内各向反射强度均匀,其雷达散射截面表示为 $\sigma_0 = 4\pi\rho_0 R_0^2 \cos\varphi$[15],$\rho_0$ 和 R_0 分别为工具球的反射率和待测距离,φ 为工具球入射角,此时的工具球信噪比 $\mathrm{SNR}_{\mathrm{TB}}$ 记为

$$\mathrm{SNR}_{\mathrm{TB}} = \frac{P_S}{P_Q} = \frac{4P_T L_T A_i \rho_0 \cos\varphi}{\Omega B R_0^2 (\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}}} \tag{5}$$

当测量目标为复材型面时,测量光束直径小于目标尺寸,属于漫反射扩展目标,散射截面可表示为 $\sigma = \pi\rho\theta^2 R^2$[15],$\rho$ 和 R 分别为复材型面的反射率和待测距离,θ 为复材型面入射角,此时的复材型面信噪比 $\mathrm{SNR}_{\mathrm{SP}}$ 记为

$$\mathrm{SNR}_{\mathrm{SP}} = \frac{P_S}{P_Q} = \frac{P_T L_T A_i \rho \theta^2}{\Omega B R^2 (\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}}} \tag{6}$$

本文记录激光雷达标准工具球测量时的信噪比数值,与相同距离条件下的仪器不确定度对齐,再利用工具球测量与复材测量信噪比的比值确定修正因子 κ,如式(7)所示:

$$\kappa \overset{\mathrm{def}}{\underset{\mathrm{eq}}{\rightleftharpoons}} \frac{\mathrm{SNR}_{\mathrm{SP}}}{\mathrm{SNR}_{\mathrm{TB}}} = \frac{\rho\theta^2 R_0^2}{4\rho_0 \cos\varphi R^2} \tag{7}$$

通过 κ 修正仪器不确定度进而获得实际测量结果的不确定度。从式(7)可以看出,κ 的量化需要考虑待测距离与入射角变化产生的影响。图4表示复材检测时待测零件的2种放置状态,根据激光雷达的站位,利用系统的水平角 φ 与俯仰角 ω 表示复材测量光的入射角 θ,其光路示意如图4所示。

根据图4(a)推导出平视状态下入射角 θ 满足:

$$\theta = \arctan\sqrt{\tan^2\omega + \tan^2\varphi} \tag{8}$$

根据图4(b)推导出俯视状态下入射角 θ 满足:

$$\theta = \arctan\sqrt{\frac{1 + \tan^2\varphi}{\tan^2\omega}} \tag{9}$$

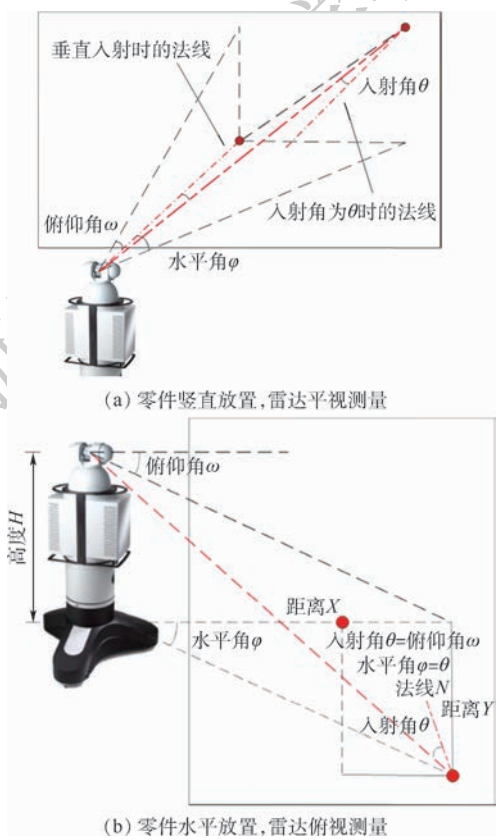


图4 测量时激光雷达的站位与光路示意图

Fig. 4 Schematic diagram of position and optical path of lidar during measurement

北航学报 赠阅

将 2 组角度关系式代入式(7)中,得出复材零件俯视状态与平视状态时的精度修正因子 κ:

$$\begin{cases} \kappa_{\mathrm{DV}} = \dfrac{(\arctan\sqrt{\tan^2\omega+\tan^2\varphi})^2\rho R_0^2}{4\rho_0\cos\varphi R^2} \\ \kappa_{\mathrm{OV}} = \dfrac{\left(\arctan\sqrt{\dfrac{1+\tan^2\varphi}{\tan^2\omega}}\right)^2\rho R_0^2}{4\rho_0\cos\varphi R^2} \end{cases} \tag{10}$$

通常状态下,激光雷达平视时水平角 $\varphi\in[-\pi/3,\pi/3]$,俯仰角 $\omega\in[-\pi/4,\pi/4]$;雷达俯视时水平角 $\varphi\in[-\pi/3,\pi/3]$,俯仰角 $\omega\in[-\pi/4,0)$。将除角度之外的所有参数视为常量,绘制 κ 随入射角 θ 变化的网格图,如图 5 所示。再结合待测距离 R 的信息,从图中提取对应网格节点上的数据,最终得到精度修正因子 κ。

通过精度修正因子 κ 对测量结果点云实施分区,结合待测距离与入射角信息的差异,求解每个区域所对应 κ 的值。κ 能够将仪器不确定度修正为实测不确定度,并将其赋给测量结果,实现复材型面测量精度的分析。精度分区的示意图如图 6 所示。

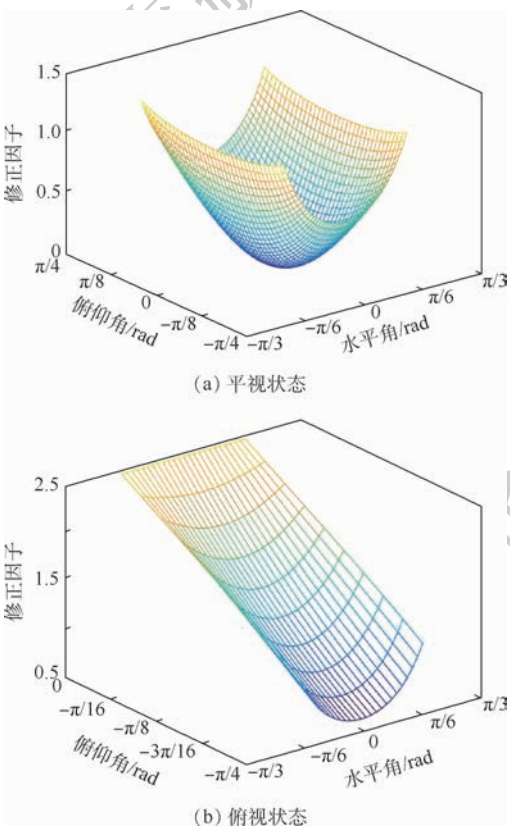


图 5　2 种状态 κ 随入射角 θ 变化网格图

Fig. 5　Grid diagram of κ as a function of incident angle θ in two states

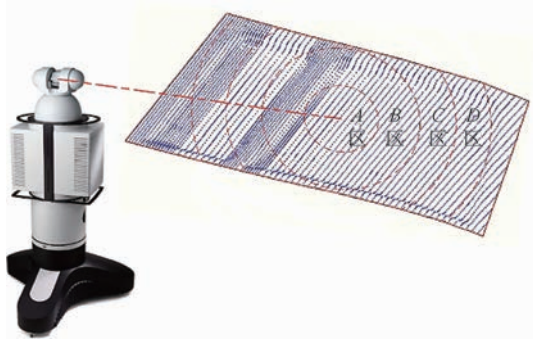


图 6　测量结果点云依修正因子 κ 分区

Fig. 6　Partition of measurement result point-cloud according to correction factor κ

3　信噪比变化分析实验

通过第 2 节的分析可以得出,激光雷达测量时的信号强度受多种因素影响,在同一测量工程中,P_T、L_T、A_i、B、$(\mathrm{NEP})_{\mathrm{Het}}$ 等因素基本不变,实测信噪比的数值大小主要与待测距离、目标反射率等因素有关。因此,本节通过实验分析待测距离、表面特性、材料属性对 SNR 数值产生的影响,研究信噪比的变化规律。

实验采用的激光雷达型号为 Nikon MV330,工作空间范围 1 ~ 30 m,水平角测量范围 ±180°,俯仰角测量范围 ±45°,标准测距精度(2σ)为 10 μm + 2.5 μm/m;实验现场为恒温净化间,温度为(24 ±0.5)℃,湿度为 60% ±2.5%。

3.1　信噪比随待测距离变化分析实验

选择标准工具球作为待测型面,在 1 ~ 10 m 的测量空间内进行单点测量实验。调整雷达的俯仰角与水平角数值为 0°,每隔 0.5 m 采集 1 组数据,记录激光雷达测量窗口的信号峰值与监视窗口的信号均值,绘制出的折线图如图 7 所示,CF 为置信度。

从图中可以看出,随着待测距离的增加测量信号的信噪比逐渐降低,接收光学系统所探测到

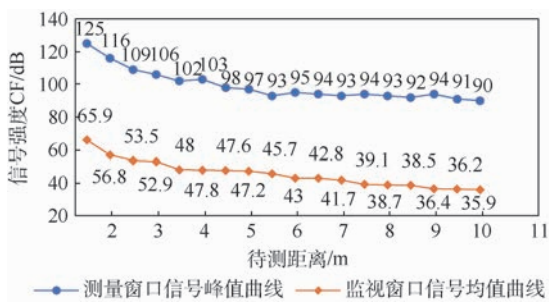


图 7　工具球测量信号强度随待测距离变化曲线

Fig. 7　Variation of measurement signal strength of tooling ball with measurement distance

北航学报 赠阅

的信号强度减弱;近端的降低速率快,远端的降低速率漫,符合实验预期结果。

3.2 信噪比随表面处理方式变化分析实验

通过实验分析同属性材料,采用不同类型的表面处理对测量特性产生的影响。此实验选择不锈钢 304 与黑化处理的 45#材料 2 种同类型的金属材料,数据采集方式与 3.1 节实验相同,记录激光雷达测量窗口的信号峰值,绘制出的折线图如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,同类型待测对象经过不同类型的表面处理后,接收光学系统所探测的信号强度将会产生变化,产生 SNR 变化梯度。因此,复材测量实验中对于需要喷涂显影剂辅助测量的区域,应当单独划分区域进行精度分析。

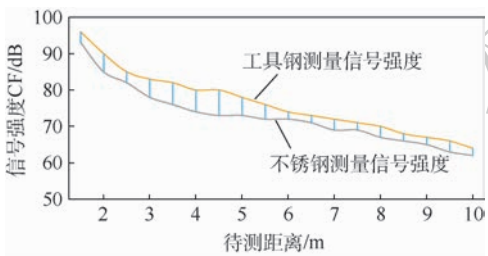


图 8 不同表面处理目标测量信号强度随待测距离变化曲线

Fig. 8 Variation of measurement signal strength of target with different types of surface treatment with measurement distance

3.3 信噪比随材料属性变化分析实验

通过实验分析激光雷达测量不同类型材料时,信号强度的变化情况。此实验选取标准工具球,摄影测量荧光标志、金属材料和复材 4 种类型的待测型面,数据采集方式与 3.1 节实验相同,记录激光雷达测量窗口的信号峰值,绘制出的折线图如图 9 所示。

从图 9 中可以看出,测量信号强度受待测对象材料的影响,工具球与荧光标志等参考元素的回波信号强度高,复材与金属材料的回波信号强度低,且工具球与复材的 SNR 对距离变化敏感,表明复材型面检测过程中同一零件不同区域的点云测量精度存在差异,验证了分区修正方法的合理性。

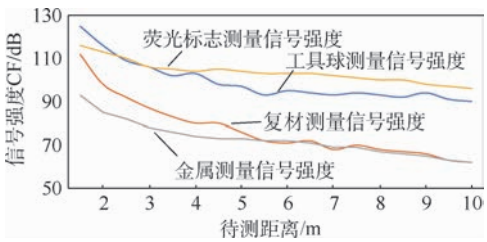


图 9 不同材料目标测量信号强度随待测距离变化曲线

Fig. 9 Variation of measurement signal strength of different materials of target with measurement distance

4 精度修正实例

以某大尺寸复材型面作为精度分析的实例,验证方法的可行性。测量所采用激光雷达的型号为 Nikon MV330,测量空间尺寸 12 m × 3 m × 2 m,零件的测量许可误差在 ±0.5 mm 范围内。依据图 3 的示意流程完成测量精度分析。

1)零件水平放置在桁架上,激光雷达放置在待测型面的窄端,采用单站位完成测量任务。

2)使用标准工具球每隔 1 m 获取一次信噪比数值,将信噪比数值与仪器的测量不确定度相对应,部分数据如表 1 所示。

3)驱动激光雷达实施测量,记录复材测量过程中信噪比的波动情况,如图 10 所示。

4)扫描完成后检验型面点云的完整性。根据需求针对缺失区域或变形量重点检测区域,使用显影剂进行表面处理,增强回波信号的强度。

5)结合待测距离与入射角确定精度修正因子。待测距离 R 在 2 ~ 12 m 范围内变化,俯仰角在 −40° ~ −6°范围内波动,水平角在 ±5°范围内波动,最终得到实际测量不确定度如表 2 所示;2σ 条件下的包含区间长度在许可误差范围内,证明测量结果具有可靠性。

6)依据区域划分情况,将实测不确定度赋给结果点云,输出包含不确定度信息的型面检测结

表 1 仪器不确定度与信噪比数值对应关系

Table 1 Correspondence between instrument uncertainty and SNR

待测距离/m	仪器不确定度/μm	信噪比/dB
2	24	56.5
4	43	47.8
6	61	43.1
8	82	38.7
10	102	35.9

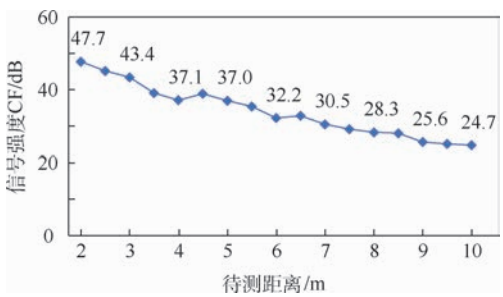


图 10 复材实测过程中信噪比波动曲线

Fig. 10 SNR fluctuation curve during composite material measurement process

北航学报 赠阅

果,用于复材零件变形量的后续分析过程。截取零件部分点云结果及分区情况如图 11 所示。

7)变形量结果分析:将不确定度结果修正到点云坐标值中,消除测量误差对变形量计算产生的影响,如表 3 所示。计算结果的准确度得到了提高。

8)测量精度分析:采用线性模型不确定度合成公式计算点云的整体不确定度,作为测量工程的精度评价指标,各测点数据获取不相关。合成不确定度结果 u_c 表示为

$$u_c = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} u_i^2 / n} = 94.9\ \mu\text{m} < 0.1\ \text{mm} \quad (11)$$

式中:u_i 为各点实测不确定度;n 为测点数目。

测量精度符合零件检测的许可要求。

最终,将型面点云与合成不确定度 u_c 共同作为本案例的测量结果。相比于单纯输出点云进行变形量分析,利用信噪比对激光雷达测量结果的精度进行评价后,所输出的点云更符合复材零件实际的变形情况,能够提高逆向工程的准确度,减少设计修模的误差。

表 2　精度修正因子与实测不确定度对应关系

Table 2　Correspondence between accuracy correction factor and measured uncertainty

测量分区	精度修正因子 κ	实测不确定度/μm
A	0.84	28.4
B	0.77	55.4
C	0.74	81.6
D	0.71	112.1
E	0.68	148.1

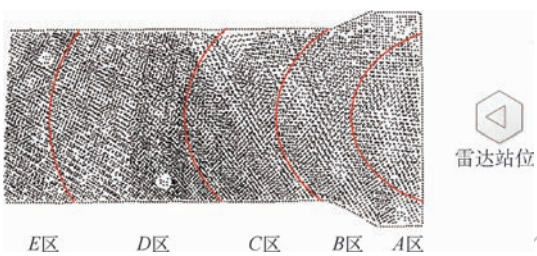


图 11　测量结果点云与精度分区

Fig. 11　Point-cloud and precision partition of measurement results

表 3　精度修正前后各区域平均变形量结果

Table 3　Average deformation results of each area before and after accuracy correction

测量分区	修正前变形量/mm	修正后变形量/mm
A	1.83	1.80
B	2.31	2.25
C	1.72	1.64
D	1.57	1.46
E	2.03	1.88

5　结　论

本文针对采用激光雷达进行复材型面检测的方式,研究了一种基于回波信号信噪比的测量精度分析方法,通过实验与案例验证了方法的可行性,主要内容包括:

1)考虑测量误差对复材变形量计算产生的影响,采用不确定度量化结果点云精度,将测量结果表示为"测量值 + 不确定度"的形式。

2)采用 LRCS 表示复材型面散射特性,同时,引入待测距离和入射角变化对激光雷达测量精度产生的影响,推导出复材测量时激光雷达的回波信号信噪比。

3)研究回波信号信噪比随待测距离和入射角的变化规律,并利用不同待测型面的信噪比的比值设定精度修正因子 κ,确定待测零件的实测不确定度。

4)根据回波信号信噪比的变化规律,对复材型面测量结果进行分区,针对不同区域逐一信息精度修正。

需要指出的是,为了提高精度修正因子的准确度,下一步需要考虑各因素耦合变化对其产生的影响,是后续工作中的研究重点。

参考文献(References)

[1] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机[J]. 航空学报,2008,29(3):605-610.
CHEN S J. Composite technology and large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(3):605-610(in Chinese).

[2] WUCHER B,LANI F,PARDOEN T,et al. Simulation and verification of machining deformation for composite materials[J]. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing,2014,5(1):27-35.

[3] 王衡,孙明. 激光跟踪仪在复合材料零件检测中的应用[J]. 航空制造技术,2014,57(Z2):93-94.
WANG H,SUN M. Application of laser tracker in composites parts measurement[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2014,57(Z2):93-94(in Chinese).

[4] CHENG S D. Dimension variation predication and control for composites[D]. Tallahassee:Florida State University,2010.

[5] 张军强. 数字化模型获取技术在模具修复中的应用[D]. 南昌:南昌大学,2012.
ZHANG J Q. The application of digital model acquire technology in mould repair[D]. Nanchang:Nanchang University,2012(in Chinese).

[6] GUAN W Q. Laser tracker and its application in composite materials measurement[J]. Fiber Composites,2018,35(4):

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

23-25.

[7] 钟日良,马军,苏亮,等.数字化检测技术在复合材料制造过程中的应用[J].航空制造技术,2018,61(16):74-78.
ZHONG R L,MA J,SU L,et al. Application of digital measurement technique in composite materials processing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2018,61(16):74-78(in Chinese).

[8] LI J,JIANG J L,YING B. Application of digital measurement technology in the precise molding of composite materials[J]. Hi-Tech Fiber and Application,2019,44(3):60-64.

[9] The Joint Commitee for Guides in Metrology. International vocabulary of metrology basic and general concepts and associated terms(VIM):JCGM 200:2012[R]. 3rd ed. [S. l.]:The Joint Commitee for Guides in Metrology,2012.

[10] YANG W,ZHAO J,DU X,et al. Laser diode transmitter for laser radar based on FM ranging principle[C]// International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging,Manufacturing,and Testing. Bellingham:SPIE,2007:662408.

[11] GATT P,THOMSON J A,HENDERSON S W. Coherent laser radar range precision for range resolved and unresolved targets [C]// Proceedings of the 11th Coherent Laser Radar Conference,2001.

[12] 李相迎,涂志明.雷达 RCS 目标特性测量的标定与精度分析[J].装备指挥学院学报,2002,13(2):81-83.
LI X Y,TU Z M. Calibration and analysis of precision for radar RCS target signature[J]. Journal of Institute of Command and Technology of Equipment,2002,13(2):81-83(in Chinese).

[13] WEIBRING P,SMITH N J,EDNER H,et al. Development and testing of a frequency-agile optical parametric oscillator system for differential absorption LiDAR[J] Review of Scientific Instruments,2013,74(10):4478.

[14] 王安祥,张晓军,张涵路.利用 BRDF 实验测量获取目标表面单位面积激光雷达截面[J].红外技术,2008,30(2):63-68.
WANG A X,ZHANG X J,ZHANG H L. Laser rader cross section obtained by the measurement of bidirectional reflectance distribution function[J]. Infrared Technology,2008,30(2):63-68(in Chinese).

[15] 张乐.激光雷达发射和接收光学系统研究[D].长沙:国防科学技术大学,2004.
ZHANG L. Study on emitting and receiving optical systems of lidar[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2004(in Chinese).

作者简介:

潘鑫 男,硕士研究生。主要研究方向:飞机数字化装配检测技术。

张俐 女,高级工程师,硕士生导师。主要研究方向:复杂产品数字化测量应用技术与工艺方法。

Method of accuracy analysis for composite material surface measurement by lidar

PAN Xin[1], ZHANG Li[1,*], HE Kai[2]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Composite Factory, AVIC Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Chengdu 610092, China)

Abstract: In order to meet the accuracy evaluation requirement of composite material surface measurement with lidar, this paper proposed an analysis method based on Signal to Noise Ratio (SNR) of lidar echo signals. By evaluating the detection results, the deformation results after the demolding can be obtained accurately, which is conducive to achieving the repairs of composite material mold. This method considers the influence of measurement distance, incident angle and material property on the results in measurement engineering. And the relationship between echo signal SNR and measurement accuracy in lidar measurement process is studied. Combined with SNR variation law and instrument uncertainty, the accuracy correction factor can be determined in different areas of measurement point-cloud. Finally, this method is used to realize measurement accuracy analysis of large-scale composite material surface deformation measurement results by lidar, which reduces the influence of the measurement error on deformation. This method can accurately evaluate the accuracy of measurement results and obtain the true deformation amount of composite material surface.

Keywords: Signal to Noise Ratio (SNR); composite surface measurement; accuracy analysis; scattering characteristics; correction factor

Received: 2019-08-16; **Accepted**: 2020-01-17; **Published online**: 2020-02-05 15:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200205.1542.001.html

Foundation item: United Fund (6141B05090201)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0437

基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法

全下文载

郭达维[1], 刘莉[1,*], 陈余军[2], 李文光[1], 程松[1]

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094)

摘 要: 针对可重构航天器需要考虑几何和性能双重约束的特点,为了充分发挥概念设计阶段具有较大创新空间的优势,提出了一种基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法,给出了具有良好开放性和可扩展性的平台体系框架,搭建了具有高真实度交互界面和快速性能评估功能的可重构航天器概念设计平台,可实现不同可重构航天器构型的拼装。算例表明,所提出的概念设计方法可以满足可重构航天器的概念设计需求,搭建的平台能为可重构航天器概念设计方案论证提供条件保障。

关 键 词: 可重构航天器; 卫星设计; 概念设计; 性能评估; 可视化
中图分类号: V423.4
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1405-07

可重构航天器是模块化即插即用技术与卫星平台技术相结合的新型卫星系统[1]。这种具有标准接口、长期在轨运行的公用平台通过多次发射及在轨组装而形成,能够大大提高在轨系统的灵活性、可扩展性和可维护性[2]。与传统的航天器相比,可重构航天器具有标准化、可重构、面向在轨服务等优势[3],所以在概念设计阶段,工程设计人员具有较大的创新空间[4]。

飞行器概念设计阶段的关键问题是:如何快速给出多方案的对比分析,以便做出方案选择。为了提升概念设计的水平,国内外学者针对概念设计阶段的设计方法开展了大量的研究工作,取得了丰富的研究成果。Feng 等[5]提出了基于知识的可扩展的构建飞机概念设计系统的方法,并实现了一个民用飞机概念设计系统的构建。陈稗等[6]研究了民用飞机机身结构快速设计及自动化调整的方法,并在一个开放式飞机总体设计环境中开发实现了相应功能。McManus 等[7]提出了一种考虑风险的方案选择和概念设计过程,郭爱斌等[8]将其应用于卫星星座的概念设计中。杨金军等[9]基于自顶向下(Top-down)设计模式实现了航天器桁架结构的快速设计。

与传统航天器相比,可重构航天器概念设计阶段需要考虑几何和性能双重约束,现有概念设计方法和工具难以满足可重构航天器多方案快速设计评估需求。针对可重构航天器特点,面向其概念设计阶段需求,本文给出了一种基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法的研究及实现过程,并通过算例验证了方法的有效性和平台的可行性。

1 基于可视化模型的概念设计方法

概念设计阶段就整体的设计过程而言,所花费的时间和经费成本并不突出,但是多数方案的提出和验证以及关键性的决策均发生在该阶段。对于可重构航天器,一方面由于其特殊的构成形式,具有高度的设计灵活性,另一方面其构型的合理性由几何和性能两方面同时约束。在考虑可重

收稿日期: 2019-08-12; **录用日期**: 2019-09-29; **网络出版时间**: 2019-10-14 11:55
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1139.001.html
* **通信作者**. E-mail: liuli@bit.edu.cn

引用格式: *郭达维, 刘莉, 陈余军, 等. 基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1405-1411. GUO D W, LIU L, CHEN Y J, et al. Conceptual design method of reconfigurable spacecraft based on visualization model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1405-1411 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

构航天器特点的同时,使工程设计人员发挥创造性并为设计方案迭代过程提供实现基础是概念设计方法所应达到的目标。

本文所提出的基于可视化模型的概念设计方法如图 1 所示,充分考虑了可重构航天器的特点及概念设计阶段的实际需求。工程设计人员使用该方法对可重构航天器进行设计时,首先对可重构模块的属性参数进行设置,之后基于模型库进行可视化建模,根据设计构思对可重构模块进行拼接,所得的构型将进行质量、基频特性评估及几何约束判断以供设计人员确定构型的合理性。对于合理性欠佳的构型修改属性参数设置或拼接形式以进行设计迭代;合理性被设计人员认可的构型将保存于模型库中。

基于上述方法,可在概念设计阶段支持工程设计人员将模糊的设计构思在短时间内转换为具有较高显示度的航天器构型,并能结合可重构航天器的设计约束对构型性能进行评估,可以为构型设计方案的快速形成、设计迭代提供支持。

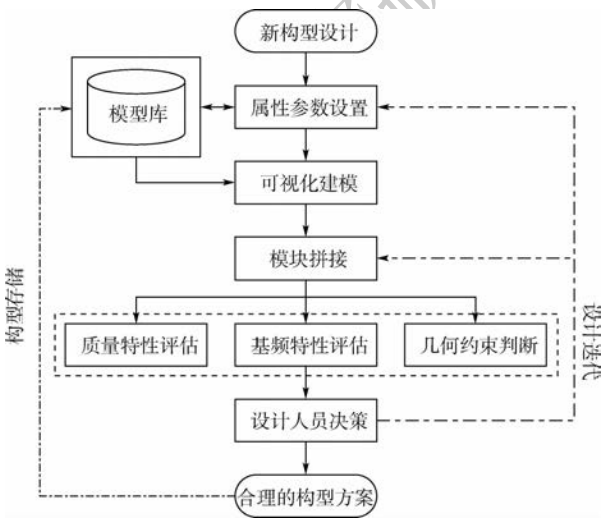


图 1 概念设计方法流程

Fig. 1 Workflow of conceptual design method

2 方法实现

2.1 可视化模型建立与特性关联

需进行可视化的模型包括各类不同功能的可重构航天器模块等重构部件,作为本文所提出概念设计方法的实现基础,重构部件可视化模型所包括的内涵特征如图 2 所示。

根据图 2 所示的内涵特征,外形信息和尺寸信息是可视化模型中所包含的关键基础信息,采用从下至上的建模方式,根据模型特征对模型进行拆分建模,再将独立的部件进行拼接并设置成

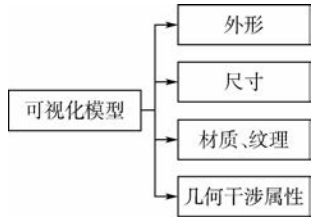


图 2 可视化模型内涵

Fig. 2 Content of visualization model

组合体,即得到含外形、尺寸信息的可视化模型;不同种类模型具有不一样的外形渲染特征,主要由材质、纹理属性决定,材质是纹理用于模型的媒介,纹理生成为材质后根据需要可设置纹理类型、纹理间隙等特性,本文使用了对模型添加纹理和材质贴图的方法,该方法与直接在三维建模软件中进行外形渲染相比,不会对内存和显存有过高的要求[10];针对可重构航天器概念设计阶段需要考虑的几何约束,本文采用按部件外形设置网格碰撞器(Mesh Collider)或添加脚本监测部件间距离的方法实现重构部件的几何干涉属性。

可视化模型与物理特性之间的关联包括特性数据对应及特性模型更新。概念设计过程中,各重构部件的可视化模型均具有唯一编号,与模型库中各数据表存储编号对应,将重构部件可视化模型与物理特性在数据层面上对应。可视化模型中各重构部件的拼接关系、位置等信息为特性模型更新所需关键信息,随着概念设计的进行,上述信息通过重构部件可视化模型中若干标志点坐标信息的提取和转化获取,并用于重构部件物理特性模型的更新,以保证物理特性模型与可视化概念设计的一致性,支持航天器构型的性能评估。

2.2 性能快速评估

可重构航天器作为不同学科领域所构成的有机整体,在概念设计阶段对关键性能进行评估有利于提高航天器构型设计迭代的效率,并能为后续设计过程提供指标参考。本文所提出的基于可视化模型的概念设计方法中重点考虑可重构航天器质量特性、结构基频特性的评估。

2.2.1 质量特性评估

可重构航天器的质量特性是概念设计阶段的核心参数,主要包括整星质量、质心位置以及转动惯量,计算构型全局坐标系下质心的 x 轴坐标 x_{cm} 的基本公式为

$$x_{\mathrm{cm}} = \frac{\sum M_i x_{\mathrm{cm}i}}{\sum M_i} \tag{1}$$

式中:M_i 和 $x_{\mathrm{cm}i}$ 分别为可重构航天器第 i 个重构

北航学报 赠阅

部件的质量和全局坐标系下的质心 x 轴坐标。计算构型相对于以质心为原点的坐标 x 轴转动惯量 I_x 的基本公式为

$$I_x = \sum (I_{xi} + M_i d_{xi}^2) \tag{2}$$

式中：I_{xi} 为可重构航天器第 i 个重构部件相对于以其质心为原点的坐标 x 轴的转动惯量；d_{xi} 为以第 i 个重构部件质心为原点的坐标 x 轴相对于以构型质心为原点的坐标 x 轴的距离。可重构航天器模块多为正六面体，一般以模块质心为原点的坐标轴与以构型质心为原点的坐标轴之间的夹角为 0°，即上述两坐标系为平移变换关系。若两坐标系之间存在旋转变换关系，则在使用式(2)计算前还应对重构部件的转动惯量数据先进行旋转变换。

2.2.2　基频特性评估

航天器的基频及大部件刚度是航天器总体参数中的重要组成部分[11]，基于可视化模型的概念设计方法中，利用 MSC. NASTRAN 求解器及 C#程序实现了构型基频特性的快速评估。

以固定界面模态综合法[12]为理论基础的动态子结构分析，在 MSC. NASTRAN 中以超单元(Superelement)的形式实现[13]。针对可重构航天器的拼装灵活性及可拓展性，应重新定义生成组成模块的有限元模型，以用于组装构型有限元模型。本文方法中使用零件超单元(PARTs)对航天器构型各组成模块模型进行定义，该定义方法中，每个超单元都在所对应的独立卡片数据区域内定义，各卡片数据区域中都包括超单元的几何、单元、属性、约束以及载荷数据，所以当使用零件超单元方法时，可视为各超单元像零件一样装配形成最终模型的过程，易于模型文件的自动化编写。

根据 MSC. NASTRAN 中对于超单元的定义规则，各超单元中位置重合的节点和单元将被视为各超单元的连接部分，这部分模型属于残余结构(Residual Structure)，模型信息需要在模型数据文件(*.bdf 文件)中单独声明，相关的 MSC. NASTRAN 命令见表 1[14]。

表 1　MSC. NASTRAN 零件超单元创建命令[14]

Table 1　MSC. NASTRAN commands for PARTs definition[14]

超单元创建步骤	NASTRAN 命令
求解序列	SOL 103
工况分配至第 i 个超单元	SUPER = i
定义广义节点	SPOINT
定义广义自由度	QSET
声明第 i 个超单元的模型信息	BEGIN SUPER = i

对于 MSC. NASTRAN 求解器中的模态综合法，模型的组装为各超单元模型之间及超单元与残余结构间的连接过程，连接完成后即可进行模态分析。为实现构型有限元模型的正确组装，关键技术包括超单元模型数据的写入和模型的位置调整。

超单元模型数据的写入需借助 C#程序，利用模块拼接顺序、位置、姿态等信息，结合模型库中存储并重新生成的模块有限元模型，编写 *.bdf 文件。首先编写求解序列及工况设置等信息，再结合外部数据依次写入残余结构模型及超单元模型信息，若模型组装完成即停止写入，否则继续写入模型信息，实现过程如图 3 所示。

对于采用零件超单元的模型数据，性能评估正确性的核心在于超单元模块连接正确且各连接界面位置完全重合。本文采用了如图 4 所示的一级超单元体系结构[15]，为调整子结构的位置和姿态，使用了 POINT 和 SELOC 语句来保证模块连接的正确性。根据模块拼接信息，POINT 语句在空间中定义 3 个不共线的点以标志出模块连接面的 3 个顶点，此后通过 SELOC 语句指定某超单元上对应连接面的 3 个顶点调整位置与之重合，实现模型位置的正确调整与模块组装，该过程示意图如图 5 所示。

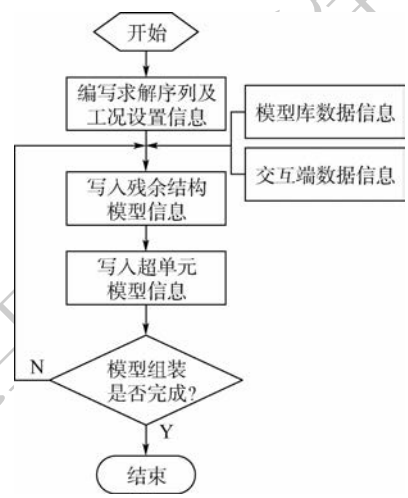


图 3　模型数据写入实现过程

Fig. 3　Realization process of model data editing

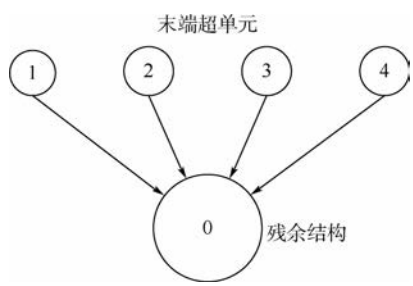


图 4　一级超单元体系结构[15]

Fig. 4　Single-level superelement system structure diagram[15]

北航学报 赠阅

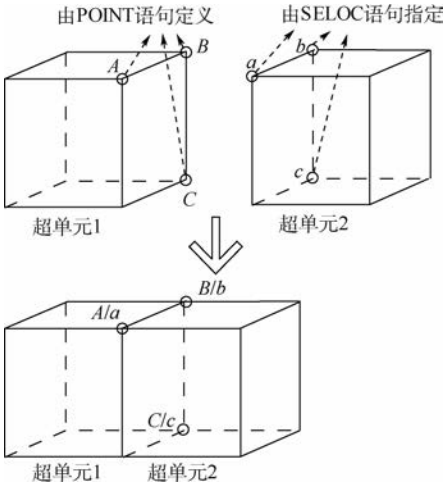


图 5 模型位置调整过程示意图

Fig. 5 Schematic diagram of model location adjustment process

3 平台的体系框架

3.1 平台总体框架设计

根据本文所提出的基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法,可视化概念设计平台的总体设计框架如图 6 所示,平台按功能分为可视化建模、数据源、检测与评估及可视化显示与交互 4 个模块,具体如下。

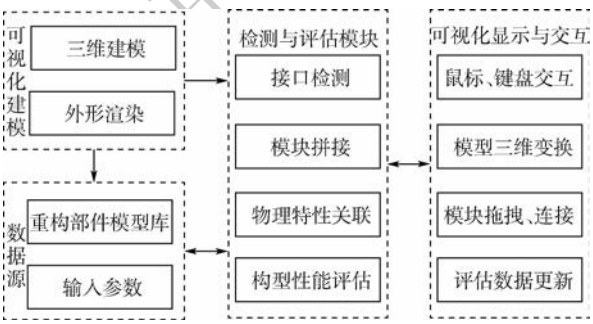


图 6 平台总体设计框架

Fig. 6 Overall design architecture of platform

1)可视化建模包括三维模型建立和外形渲染:三维建模中根据外形和尺寸信息建立概念设计阶段所需的模型;外形渲染结合重构部件的外层材料材质特点,使用映射技术以增强模型的真实感。

2)数据源包括重构部件模型库及输入参数两部分。重构部件模型库中包括可视化建模模块中所获得的可重构部件可视化模型及部件特性模型;输入参数主要是通过平台为重构部件输入的物理参数和接口属性信息。

3)检测与评估模块为平台的核心功能模块,在工程设计人员操作平台的过程中,该模块实时进行接口检测,确认是否满足几何约束,通过检测后进行模块拼接,确保可将满足连接条件的模块接口连接;完成模块连接操作后,对形成的可重构构型进行性能评估并关联物理特性,相关数据信息可保存于重构部件数据库中。

4)可视化显示与交互为平台的主要人机交互界面,可根据工程设计人员需要,基于渲染管线对各类模型进行三维可视化变换,实现不同可重构模块的移动和连接,接收性能评估数据并进行显示,为可重构航天器概念设计阶段的模块装配提供了客观逼真的场景。

3.2 信息流程设计

基于平台总体设计框架,在进行可重构航天器概念设计的过程中,工程设计人员可通过交互界面进行构型的新建、保存以及打开,上述操作过程中指令信息经交互界面传递至可视化场景,场景对信息进行处理后将参数信息对应传递至模型库、性能评估模块以实现模型库信息的获取及评估模块的调用,反馈的结果或参数信息将传送至可视化场景中以支持概念设计工作,该流程随航天器构型设计而持续运行,设计平台的信息流程如图 7 所示。

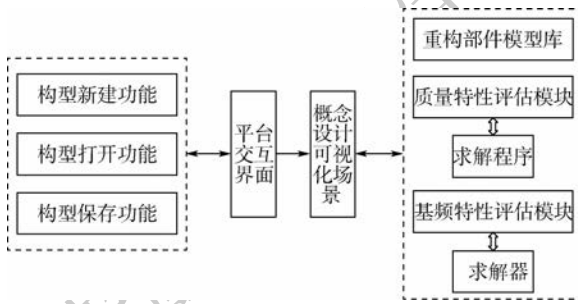


图 7 平台信息流程

Fig. 7 Information flow of platform

4 平台搭建与算例

4.1 平台搭建

可重构航天器可视化概念设计平台根据框架设计方案基于多平台开发搭建,其中基于 Visual Studio 软件进行 WPF 前端程序开发,可视化交互界面基于 Unity3D 开发,模型库基于 SQL Server 数据库引擎开发。

模型库的架构设计将直接影响设计的效率及实现的效果,合理的设计将减少模型库存储量,并使数据有较高的完整性和一致性[16]。根据不同的数据存储对象,模型库内部架构分为标准库、模块库和构型库,如图 8 所示。

在可重构航天器概念设计阶段,为快速完成

北航学报 赠阅

航天器构型的设计，需实现标准模块的快速导入。为此在标准库中存储常用可重构模块的三维模型及属性数据，可实现航天器模块的快速生成和信息的快速提取。

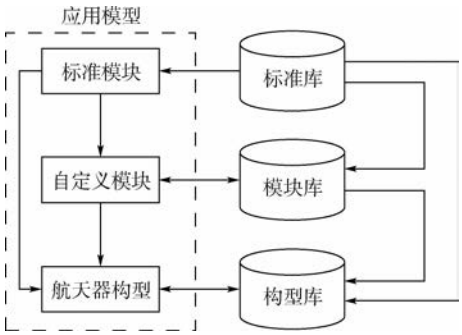


图 8　重构部件模型库架构

Fig. 8　Architecture of reconfigurable components model base

模块库主要针对经过人为调整修改的特定模块进行数据存储，参数修改后的模块，若在设计中将被多次使用，可在属性数据设置完成后保存至模块库，此后可直接调用以避免重复操作。

构型库对应由重构部件拼接所形成的可重构航天器构型，通过对模块的添加和拼接设计，并进行特性分析评估，即完成一种特定构型的初步设计评估工作。初步设计的航天器构型可以保存至构型库中，构型库将对数据信息进行保存以便再次进行编辑。

为开发并建立重构部件模型库，依照模型库架构，设计标准模块表、自定义模块表、航天器构型表及航天器模块表以完成对于概念设计的数据支持，数据表间的关系如图 9 所示。

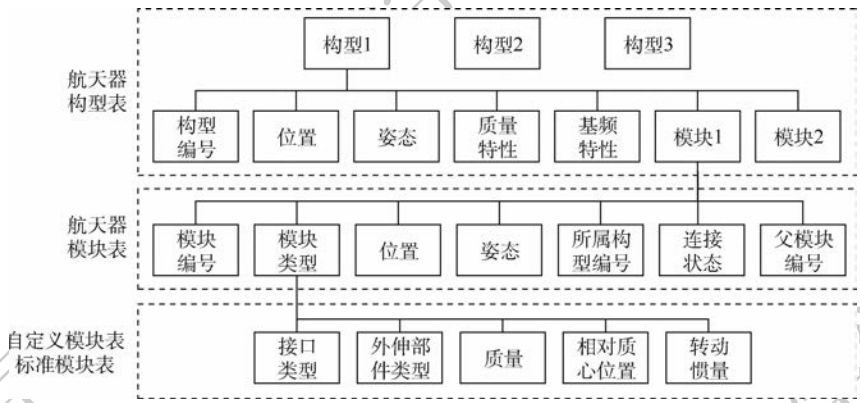


图 9　数据表的数据关系

Fig. 9　Data relationship of data tables

4.2　算　例

为说明本文方法的有效性，给出了基于平台所实现的可重构航天器概念设计算例。算例参考了 Adomeit 等[17]对于可重构航天器的设计思想，可重构模块包括系统模块和用于传递载荷的结构模块，其中系统模块对应航天器子系统可划分为不同功能的模块。

在平台资源准备阶段，结合重构部件模型库，工程设计人员向可视化场景中添加可重构模块；在概念设计运行阶段，利用平台的人机交互功能，设计人员可按照设计意图拼接模块形成航天器构型，并能根据需求向场景中继续添加模块；平台中分析评估与概念设计同步进行，性能评估模块对航天器构型的质量、基频特性进行评估，同时更新重构部件模型库中的数据。在可重构航天器设计过程中设计人员可随时调整场景的视点和视角，并将初步设计获得的航天器构型保存于模型库以便再次查看和编辑。图 10 给出了设计人员拖拽传感器模块与结构模块进行拼接过程中，模块接口间距满足连接几何要求时场景中弹出连接按钮



图 10　模块连接效果

Fig. 10　Rendering of module connection

的平台界面场景。界面上方为菜单栏，左侧任务栏用于显示任务树及模型相关信息，中部的操作显示区为嵌入的 Unity3D 三维交互场景，为平台主要操作区域，下方的日志记录区主要用于显示各关键操作指令信息等。

以概念设计方案为基础，图 11 为通过平台设计获得可重构航天器构型后，平台对构型的质量和基频特性进行评估的场景，所得结果显示于操作显示区左下侧的性能评估窗口，设计人员可对构型方案合理性做出判断以进行迭代设计。

北航学报 赠阅

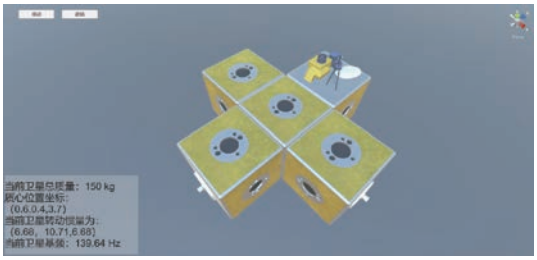


图 11 航天器构型特性评估效果

Fig. 11 Rendering of spacecraft configuration characteristics evaluation

5 结 论

本文针对可重构航天器概念设计阶段需要在保证设计效率的前提下考虑几何及性能双重约束进行设计这一问题,提出了基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法。

1)所提方法基于具有几何及性能特性的可视化模型,实现了可视化层面和物理特性层面的关联,将传统分析方法中独立实现的三维模型建立和性能分析步骤进行有效整合。

2)所提方法对应概念设计阶段设计空间大、方案迭代频繁的特点,依托重构部件模型库实现设计过程的数据信息支持,具有一定的工程适用性。

3)基于所提方法所搭建的设计平台具有可扩展性及较强的人机交互性能,平台具有接入其他领域特性评估模块的能力,操作直观,较使用 CAD 软件设计构型具有更强的浸入感。

4)算例表明,可重构航天器可视化概念设计平台为新型航天器的概念设计提供了关键信息参考,为后续设计方案的分析与修改奠定了基础,具有一定推广应用的前景。

参考文献(References)

[1] 王兴龙,董云峰. 即插即用模块化卫星体系结构研究[J]. 航天器工程,2012,21(5):124-129.
WANG X L, DONG Y F. Research on architecture of plug-and-play modular satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(5):124-129(in Chinese).

[2] 王超,韩笑冬,王睿,等. 支持网络互连的可重构卫星平台关键技术研究[J]. 通信学报,2017,38(Z1):83-87.
WANG C, HAN X D, WANG R, et al. Study of key technology for reconfigurable satellite platform supporting network interconnection[J]. Journal on Communications, 2017, 38(Z1):83-87(in Chinese).

[3] 黄攀峰,常海涛,鹿振宇,等. 面向在轨服务的可重构细胞卫星关键技术与展望[J]. 宇航学报,2016,37(1):1-10.
HUANG P F, CHANG H T, LU Z Y, et al. Key techniques of on-orbit service-oriented reconfigurable cellularized satellite and its prospects[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(1):1-10(in Chinese).

[4] 刘峰华. 基于本体知识的计算机辅助卫星概念设计研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011:1-2.
LIU F H. Computer aided conceptual design for satellite based on ontology knowledge[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011:1-2(in Chinese).

[5] FENG H C, LUO M Q, LIU H, et al. A knowledge-based and extensible aircraft conceptual design environment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(6):709-719.

[6] 陈稗,罗明强,武哲. 民用飞机机身结构快速设计及自动化调整[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(6):782-787.
CHEN B, LUO M Q, WU Z. Rapid structure design and automated adjustment of civil aircraft fuselage[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(6):782-787(in Chinese).

[7] MCMANUS H L, HASTINGS D E, WARMKESSEL J M. New methods for rapid architecture selection and conceptual design[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(1):10-19.

[8] 郭爱斌,米洁,董晓琴,等. 概念设计集成系统与星座方案探索[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(5):613-617.
GUO A B, MI J, DONG X Q, et al. Concept design integrated system and constellation architecture exploration[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5):613-617(in Chinese).

[9] 杨金军,姚骏,彭海阔,等. 航天器桁架结构快速设计方法研究[J]. 电子机械工程,2015,31(6):25-28.
YANG J J, YAO J, PENG H K, et al. Research on rapid design method of spacecraft truss structure[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(6):25-28(in Chinese).

[10] 杨会兰. 分层技术在计算机软件开发中的应用效果分析[J]. 电子技术与软件工程,2016(5):70.
YANG H L. Analysis of application effect of layering technology in computer software development[J]. Electronic Technology & Software Engineering, 2016(5):70(in Chinese).

[11] 周志成,曲广吉. 通信卫星总体设计和动力学分析[M]. 北京:中国科学技术出版社,2013:108-109.
ZHOU Z C, QU G J. System design and dynamics analysis of communication satellites[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2013:108-109(in Chinese).

[12] BAMPTON M C C, CRAIG R R. Coupling of substructures for dynamic analyses[J]. AIAA Journal, 1968, 6(7):1313-1319.

[13] 钱志英,罗文波,阮剑华. MSC. NASTRAN 子结构法在航天器结构动力学分析中的应用[J]. 航天器工程,2011,20(5):55-60.
QIAN Z Y, LUO W B, RUAN J H. Application of substructure method based on MSC. NASTRAN in spacecraft structural analysis[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(5):55-60(in Chinese).

[14] MSC. Software Corporation. MSC. NASTRAN quick reference guide[Z]. Los Angeles: The Mac Neal-Schwendler Corporation, 2008.

[15] MSC. Software Corporation. MSC. NASTRAN superelement user's guide[Z]. Los Angeles: The MacNeal-Schwendler Cor-

北航学报 赠阅

poration,2008.

[16] 马志昊,陈磊,周伯昭.空间碎片环境与碰撞预警仿真系统设计[J].空间科学学报,2005,25(4):298-303.
MA Z H,CHEN L,ZHOU B Z. Design of orbit debris environment and collision alert system[J]. Chinene Journal of Space Science,2005,25(4):298-303(in Chinese).

[17] ADOMEIT A,LAKSHMANAN M,SCHERVAN T,et al. Structural concept and design for modular and serviceable spacecraft systems[C]// 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures,Structural Dynamics,and Materials Conference. Reston:AIAA,2013:1-11.

作者简介:

郭达维　男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构分析与设计。

刘莉　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计与强度分析、飞行器制导与控制技术。

Conceptual design method of reconfigurable spacecraft based on visualization model

GUO Dawei[1], LIU Li[1,*], CHEN Yujun[2], LI Wenguang[1], CHENG Song[1]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to give full play to the advantages of innovation in the conceptual design stage, and to satisfy the dual constraints of geometry and performance for the reconfigurable spacecraft, a conceptual design method of reconfigurable spacecraft based on visualization model is proposed. The architecture with openness and extensibility of the conceptual design platform was given, and the platform was built with high-reality interactive interface and rapid performance evaluation function, which can realize the assembly of different configurations of reconfigurable spacecraft. The computational example shows that the proposed conceptual design method can meet the conceptual design requirements of reconfigurable spacecraft, and the developed platform can provide conditions for the conceptual design scheme argumentation of reconfigurable spacecraft.

Keywords: reconfigurable spacecraft; satellite design; conceptual design; performance evaluation; visualization

Received: 2019-08-12; **Accepted**: 2019-09-29; **Published online**: 2019-10-14 11:55
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1139.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: liuli@bit.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0448

基于 CGAN 的避扰通信决策网络离线式训练方法

全下文载

江民民[1], 李大朋[2,*], 邱昕[2], 慕福奇[2], 柴旭荣[2], 孙志浩[1]
(1. 中国科学院大学 微电子学院, 北京 100029; 2. 中国科学院微电子研究所, 北京 100029)

摘 要: 基于强化学习的避扰通信,由于需要不断地与环境交互从中学习到最优决策,其决策网络的训练时间受环境反馈速率的约束,通常耗时严重。针对这一问题,提出了一种离线式训练方法。构建出一种频谱虚拟环境生成器,可以快速生成大量的逼真合成频谱瀑布图,用于避扰通信决策网络训练。由于所提方法脱离真实环境反馈,形成离线式训练,进而显著提高模型训练效率。实验结果表明:与实时在线训练方法比较,所提离线式训练方法的训练时间可以减少 50% 以上。

关 键 词: 强化学习; 避扰通信; 频谱瀑布图; 条件生成对抗网络(CGAN); 离线式训练

中图分类号: TN974; TP181

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2020)07-1412-10

避扰通信是认知无线电领域的研究热点之一,其工作过程是:感知周围频谱环境信息,自动调整到不受干扰的工作频点。已有很多成熟的方法被提出,如跳频扩频(FHSS)[1]和动态频谱接入(DSA)[2]技术。近年来,人工智能技术飞速发展,一些方法被应用在避扰通信中,如基于深度强化学习的避扰通信算法(Anti-jamming Deep Reinforcement Learning Algorithm, ADRLA)[3-4]、基于卷积神经网络(CNN)的方法[5]、基于游戏理论的方法[6],以及基于深度学习的对抗通信[7]等。这些方法各有优劣,其中基于强化学习的方法可以与环境进行实时交互,是未来重要的研究方向[8]。但是,这种方法应用于实际真实环境下会遇到各种问题,这是因为其在训练过程中为了更新模型参数需要不断地与真实环境进行交互,获取失败或成功的经验进而学习到最优决策,然而,通常决策网络与真实环境交互的速度较低,进而导致了模型训练耗时严重。

本文提出一种基于条件生成对抗网络(CGAN)[9]的避扰通信决策网络离线式训练方法,称为 OFFLINE_ADRLA。具体过程是:首先,通过 Ettus USRP B210 采集真实环境频谱数据作为 CGAN 训练数据集。然后,基于真实环境频谱数据训练出的 CGAN 网络能够生成符合真实频谱瀑布(Spectrum Waterfall, SW)图分布的逼真合成 SW 图。最后,利用产生的合成 SW 图作为决策网络的训练数据集,训练出避扰通信决策网络模型。实验结果表明,本文方法能够快速训练模型,并且在实际应用中达到较好效果。本文主要贡献如下:

1) 提出一种离线式快速避扰决策网络训练方法。与大多数基于数值仿真的研究成果不同,本文面向真实电磁环境,避免了实际决策网络在线训练受环境反馈速率制约的问题,快速灵活,具有实际应用价值。

2) 基于 CGAN 技术,创造了一个频谱虚拟环境生成器,能够快速生成大量逼真的合成 SW 图,短时间内构造丰富多样的训练数据集,从而提高

收稿日期: 2019-08-16; **录用日期**: 2020-01-18; **网络出版时间**: 2020-02-06 15:41
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200206.1501.002.html
* **通信作者**. E-mail: insanegtp@sina.cn

引用格式: 江民民, 李大朋, 邱昕, 等. 基于CGAN的避扰通信决策网络离线式训练方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1412-1421. JIANG M M, LI D P, QIU X, et al. An offline training method using CGAN for anti-jamming communication decision network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1412-1421 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

网络模型泛化能力,同时使训练时间大大减少。

1　基于强化学习的避扰通信技术

ADRLA[3]是一种典型的基于深度学习和强化学习技术的避扰通信算法,其本质是一个最优频点决策网络。该网络以当前环境 SW 图作为输入,并输出无干扰的当前最优通信频点。其网络模型的训练方法借鉴了 DQN(Deep Q learning Network)[10-11]的训练思想,训练过程如图 1 所示[3]。图中:状态 $\boldsymbol{S}$ 和 $\boldsymbol{S}'$均为 SW 图,大小为 $T\times N$ 的二维矩阵(T 为频谱数据的历史采样时长,N 为频谱采样点数);D 为固定大小的经验池,用于存储训练过程中的成败经验;e 为存储在经验池 D 中的一个经验元组。

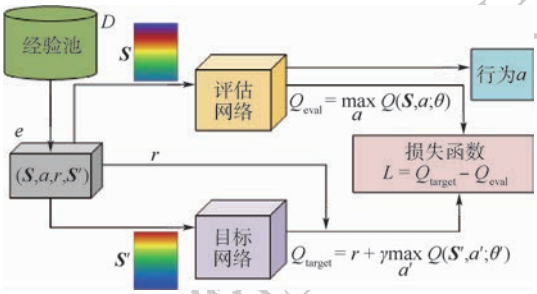


图 1　ADRLA 训练过程图[3]

Fig. 1　Training process of ADRLA[3]

ADRLA 中有 2 个相同结构的神经网络(3 个卷积层、2 个全连接层),分别称为目标网络和评估网络。目标网络中的输出值 Q_{target} 表示当用户在状态 $\boldsymbol{S}$ 下选择动作 a 时的衰减得分,即

$$Q_{\text{target}}=r+\gamma\max_{a'}Q(\boldsymbol{S}',a';\theta') \tag{1}$$

式中:r 和 $\boldsymbol{S}'$分别为用户在状态 $\boldsymbol{S}$ 下采取动作 a 时的得分和对应的下一个状态;γ 为衰减因子;a' 为评估网络输出的 Q 值向量表中在状态 $\boldsymbol{S}'$能获取到最大 Q_{eval} 值的动作;θ'为目标网络的权重参数。

评估网络的输出值 Q_{eval} 表示当用户在状态 $\boldsymbol{S}$ 时采取动作 a 的价值,即

$$Q_{\text{eval}}=\max_{a}Q(\boldsymbol{S},a;\theta) \tag{2}$$

式中:θ 为评估网络的权重参数。

ADRLA 训练过程分为 3 个阶段:

1)初始阶段。这时经验池 D 未满,在每一个时刻 t 中随机选择行为获取经验元组 $e_t=(\boldsymbol{S}_t,a_t,r_t,\boldsymbol{S}_{t+1})$,然后将每一步的经验元组存储至经验池 $\boldsymbol{D}_t=(e_1,e_2,\cdots,e_t)$。这个阶段主要用来积攒经验,此时 ADRLA 的 2 个网络均不进行训练。

2)探索阶段。这一阶段采用了 ε-贪心策略(ε 从 1 至 0 逐渐减少)获取动作 a,在网络产生决策的同时,又能以一定的概率探索其他可能的最优行为,避免了陷入局部最优解的问题。这个阶段中不断更新经验池中的经验元组,并作为评估网络、目标网络的输入,得到 Q_{eval} 和 Q_{target}。然后将 Q_{target} 与 Q_{eval} 差值作为损失函数,以梯度下降法更新评估网络的权重参数。为了使训练收敛,目标网络的权重参数更新方式为:每隔一段固定的迭代次数,将评估网络的权重参数复制给目标网络。

3)利用阶段。这一阶段 ε 降为 0,即用户选择的动作全部来自评估网络的输出。评估网络和目标网络的更新方法与探索阶段相同。

这一方法在实验室仿真环境下有着出色的表现,然而其离实用相去甚远,这是因为其训练过程存在如下致命问题:

1)训练效率低、速度慢。避扰通信的本质属于动态最优决策问题,与分类和回归问题不同,其训练的每一步都要求有环境反馈。因此,此类网络训练的每一步耗时完全取决于每一次决策后的环境反馈时间。以电磁环境频谱信号活动模式重复周期为 10 s 为例(通常远远大于 10 s),如果模型训练需要 5 000 个独立模式样本(实际需要样本数量远大于 5 000),则采集样本将耗时约 13.9 h。假设有足够强大的计算能力,模型训练时间为 0,则模型产生时间为 13.9 h,这种小时级别的模型产生时间,对于在线应用来说是不可接受的,尤其是电子对抗。

2)模型参数更新、调整困难。实际应用中,训练好的模型通常需要在应用现场采集样本数据,通过迁移学习调整更新模型参数。然而,由于电磁频谱的多样性,现场需要采集大量新的样本数据,因此常规的在线训练方式通常没有足够的时间采集和标注足够多的样本。

综上所述,由于 ADRLA 这一类基于强化学习的避扰通信技术模型训练受与环境交互速度制约,限制了其在真实环境中的应用。

为此,本文以 ADRLA 为典型代表,解决其实际应用中存在的训练耗时严重问题,提出一种新颖的离线式快速训练框架,加速认知无线电领域强化学习类算法的模型训练。

2　离线式快速避扰通信模型训练框架

本文所提框架包含两部分。第 1 部分:基于 CGAN 技术构建频谱虚拟环境生成器。环境生成

北航学报 赠阅

器可以快速生成符合真实 SW 图分布的合成 SW 图,为避扰通信决策网络提供实时交互的训练数据。第 2 部分:利用第 1 部分得到的频谱虚拟环境生成器模拟真实电磁环境的反馈频谱图,对避扰通信决策网络进行离线式快速训练。具体框架如图 2 所示。

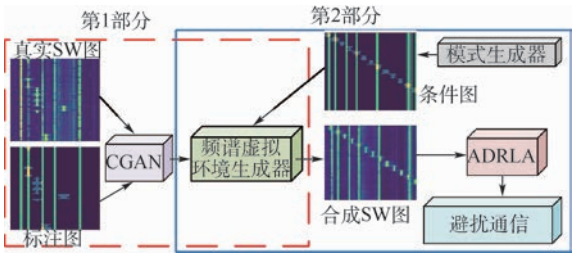


图 2 离线式快速避扰通信模型训练框架

Fig. 2 An offline fast model training framework for anti-jamming communication

2.1 基于 CGAN 的频谱虚拟环境生成器

本节利用 CGAN 能够生成逼真合成图的特点,将其应用于电磁频谱环境虚拟中,生成逼真的合成 SW 图。由于合成 SW 图可被计算机快速生成,进而可快速离线式训练出避扰通信模型。考虑到防止 CGAN 发生模式崩溃(生成的图没有多样性),本文提出一种保障频谱多样性的随机采样及其自动标注方法,该方法以“随机跳频”方式采集多样真实频谱图,结合所设计的一套面向多信号建模的自动标注方法,能够制作出丰富多样的真实频谱图及其相应标注图,从而产生丰富多样的 CGAN 训练数据集。基于该训练数据集训练出的 CGAN 生成器网络,可以作为频谱虚拟环境生成器,快速生成各种符合预设条件的 SW 图。产生频谱虚拟环境生成器的细节如图 3 所示。图中:随机跳频是指控制实际收发机 Ettus USRP B210 随机选择中心频率和驻留时间。

如果对随机生成的真实 SW 图进行手动标注,将是一项非常繁琐的工作。为此,本文提出一种面向多信号建模的自动标注方法。本文将电磁频谱环境中的信号标签进行如下建模:随机跳频程序控制下收发机信号的标签可以表示为

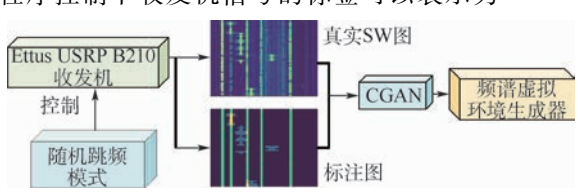


图 3 产生频谱虚拟环境生成器的细节

Fig. 3 Details of making spectrum virtual environment generator

$$\boldsymbol{L}_t^{\text{random}}(f_i)=\begin{cases}1 & f_i\in[f_{t,\text{c}}^{\text{random}}-B_{0.5},f_{t,\text{c}}^{\text{random}}+B_{0.5}]\\0 & f_i\notin[f_{t,\text{c}}^{\text{random}}-B_{0.5},f_{t,\text{c}}^{\text{random}}+B_{0.5}]\end{cases}\tag{3}$$

式中:$f_{t,\text{c}}^{\text{random}}$为在 t 时刻的随机发射中心频率;$B_{0.5}$ 为带宽的一半;f_i 为在采集频段里的第 i 个采样点,$i=0,1,\cdots,N$,N 为总采样点数。

通常,空间中还存在其他一些信号,这些背景信号的标签可以表示为

$$\boldsymbol{L}_t^{\text{bkg}}(f_i,j)=\begin{cases}j+1 & f_i\in[f_{t,\text{l}}^j,f_{t,\text{u}}^j]\\0 & f_i\notin[f_{t,\text{l}}^j,f_{t,\text{u}}^j]\end{cases}\tag{4}$$

式中:$f_{t,\text{u}}^j$ 和 $f_{t,\text{l}}^j$ 分别为第 j 类背景信号的上下频率界限。

如果存在 M 类不同的背景信号,则可以表示为

$$\boldsymbol{L}_t'(f_i)=\boldsymbol{L}_t^{\text{random}}(f_i)+\sum_{j=1}^{M}\boldsymbol{L}_t^{\text{bkg}}(f_i,j)\tag{5}$$

由于背景信号的能量和频点未知,没有先验知识将其从 SW 图中分割出来,因此引入阈值来分割背景信号。阈值函数定义为

$$\boldsymbol{\text{Mask}}_t(f_i)=\begin{cases}1 & \boldsymbol{S}_t(f_i)>\text{THR}\\0 & \boldsymbol{S}_t(f_i)\leqslant\text{THR}\end{cases}\tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{S}_t(f_i)$ 为采样点 f_i 的信号能量值,dB;THR 为分割背景信号的阈值。

最终标签表示为

$$\boldsymbol{L}_t(f_i)=\boldsymbol{L}_t'(f_i)\cdot\boldsymbol{\text{Mask}}_t(f_i)\tag{7}$$

上面参数中,$f_{t,\text{c}}^{\text{random}}$ 和 $B_{0.5}$ 均已预先知道,而参数 $f_{t,\text{l}}^j$ $f_{t,\text{u}}^j$ 和 M 则能够自动被计算出。

对真实 SW 图自动标注后,基于制作出的真实 SW 图和相应标注图,建立 CGAN 训练数据集。其中一对真实的 SW 图及其相应标注图如图 4 所示。图中:纵轴频谱采样时刻表示第几次采集给定带宽内频谱数据。

目前,CGAN 算法[12-13]种类很多。本文基于 pix2pix[14] 算法构建虚拟频谱环境生成器。pix2pix 包含一个生成器 G 和一个判别器 D,如图 5所示。其中,判别器 D 用来判别输入图片的真假,生成器 G 用来生成符合真实图片分布的合成图,两者相互对抗进而各自提升能力。

2017 年,Martin 等提出的 WGAN(Wasserstein GAN)[15-16]对传统 CGAN 进行了 4 点改进:①判别器最后一层去掉 sigmoid 激活函数;②生成器和判别器的损失函数不取对数值;③每次更新判别器的参数之后把它们的绝对值截断到不超过一个固定常数 C(本文取 0.01);④没有使用基于动量的优化算法(如 Adam),使用 RMSProp 优化算法。

北航学报 赠阅

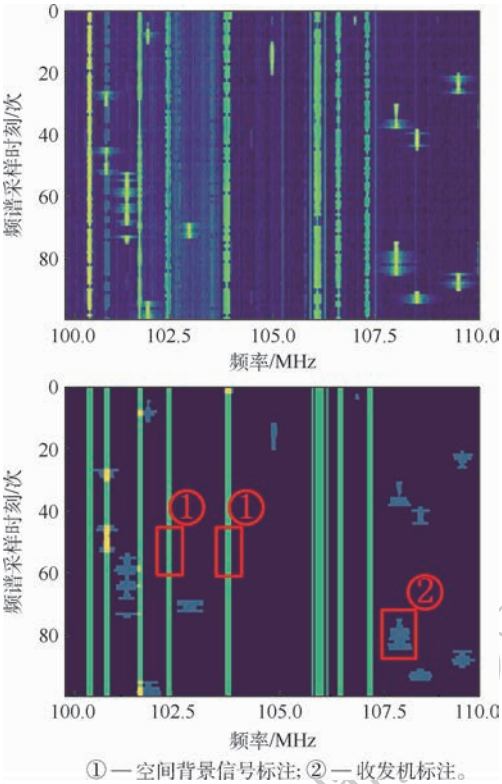


图 4　真实的 SW 图和相应的标注图

Fig. 4　Real SW image and corresponding labeled image

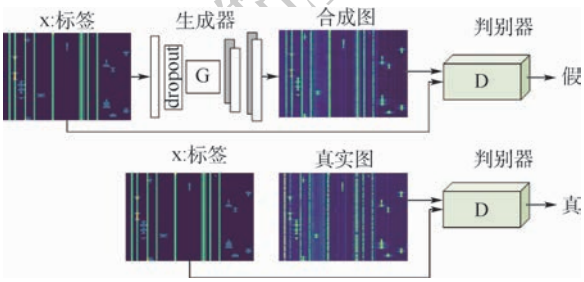


图 5　pix2pix 中生成器和判别器功能作用

Fig. 5　Functions of generator and discriminator in pix2pix

为了获得更逼真的 SW 图，本文将 WGAN 思想应用于 pix2pix。增强后的 pix2pix 与原始 pix2pix 相比，能够生成更高质量的 SW 图，效果展示如图 6 所示。

可以明显看出，增强后的 pix2pix 生成的合成 SW 图纹理细腻清晰，原始 pix2pix 生成的合成 SW 图略显粗糙。

在 pix2pix 模型收敛后，取其生成器作为训练出的频谱虚拟环境生成器。下面将实验证明这一频谱虚拟环境生成器能够保证产生的 SW 图具有多样性。所谓多样性，一方面指信号形态的多样性（如 QPSK 信号、WIFI 信号等），另一方面指频谱信号工作模式的多样性（扫频、梳状等工作模式）。为此，本文进行一组实验同时模拟合成了 WIFI 信号和 QPSK 信号，如图 7 所示。

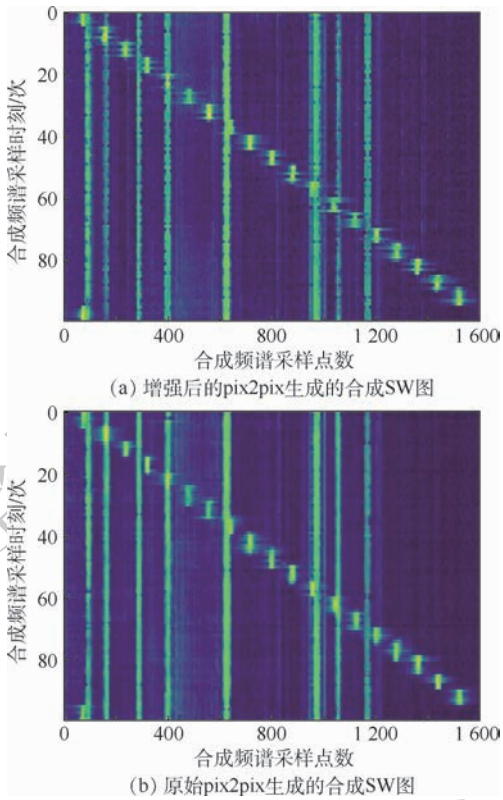


图 6　增强后的 pix2pix 生成的合成 SW 图和原始 pix2pix 生成的合成 SW 图对比

Fig. 6　Comparison between synthesis SW image generated by enhanced pix2pix and synthesis SW image generated by original pix2pix

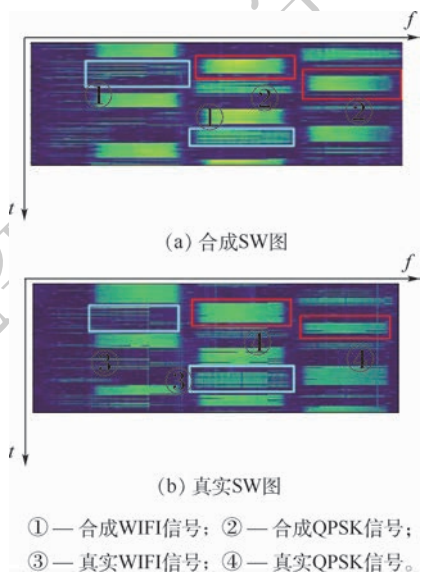


图 7　合成 SW 图和真实 SW 图

Fig. 7　Synthesis SW image and real SW image

图 7(a)为合成 SW 图，其中，浅蓝色矩形框为模拟合成的 WIFI 信号，红色矩形框为模拟合成的 QPSK 信号。图 7(b)为真实 SW 图，其中，浅蓝色矩形框为真实的 WIFI 信号，红色矩形框为真实的 QPSK 信号。可以看出，虽然真实的 WIFI 信号和 QPSK 信号形态迥异（WIFI 信号呈

北航学报 赠阅

细线状,而 QPSK 信号呈块状),但本文仍能逼真地模拟合成出这 2 种不同形态的信号,证明了本文方法能够满足多样性的第一方面。

为了证明本文方法能够产生多样的信号工作模式,随意制造条件图(见图 8(a)),频谱虚拟环境生成器能够产生相应逼真的模拟合成 SW 图(见图 8(b))。

可见,本文方法可以随意安排信号的工作模式,既能模拟产生多样的信号形态,又能产生多样的信号工作模式。

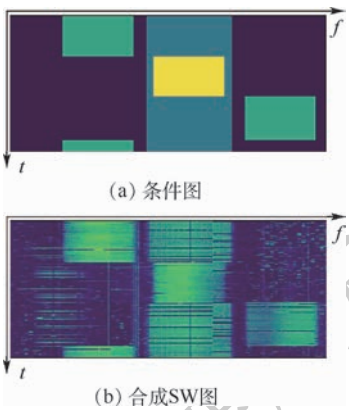


图 8 条件图和合成 SW 图

Fig. 8 Condition image and synthesis SW image

2.2 避扰通信模型的离线式训练

第 2 部分是避扰通信决策网络的离线训练过程。利用了第 1 部分中的频谱虚拟环境生成器来模拟真实电磁环境的反馈频谱图,对避扰通信决策网络进行快速离线训练。其中,频谱虚拟环境生成器要想达到模拟真实环境反馈的目的,则需要一个如图 2 所示的模式生成器来控制产生输入条件图,所谓“模式生成器”就是用来控制产生 CGAN 网络(环境生成器)的输入条件图的程序。基于该程序可预先设置信号工作模式,以生成用户想要模式的合成 SW 图。以扫频干扰模式为例,模式生成器生成扫频干扰模式的条件图(见图 9(a)),频谱虚拟环境生成器据此生成扫频干扰模式的合成 SW 图(见图 9(b))。

此条件图中有 3 类信号:第 1 类是背景信号,这类信号通常是电磁环境中未知发射机产生的背景信号,它们在条件图中的位置是固定的,本例中这类信号在条件图中像素值为 2;第 2 类是 Ettus USRP B210 收发机信号,这类信号动作行为通常是变化的,可根据信号所处频点和持续时间自行设计在条件图中的位置,本例为扫频干扰模式,故其中心频点以周期性递增的形式出现,在此条件图中像素值为 1;第 3 类是前两者交叠部分的信号,这类信号的像素值为前两者的和,本例中为 3。这些信号的像素值要与训练网络时的标签值保持一致,具体公式详见文中标签定义式(3)~式(7)。

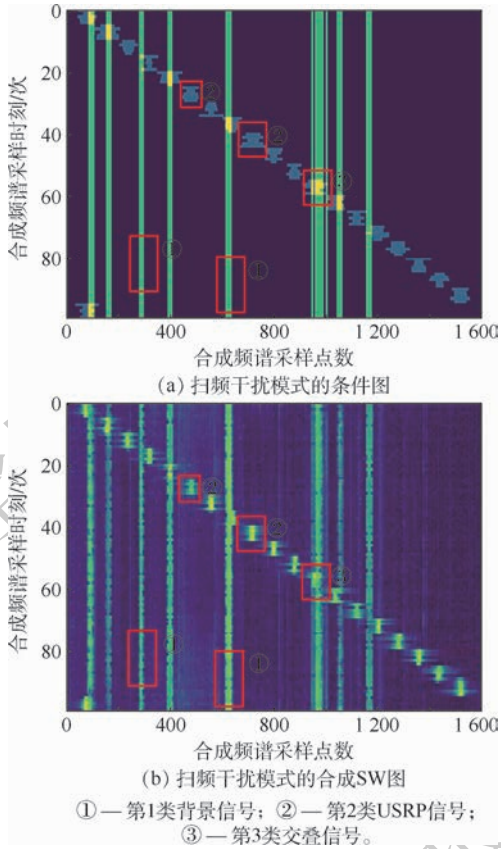


图 9 扫频干扰模式的条件图和合成 SW 图

Fig. 9 Condition image of sweeping jamming and corresponding synthesis SW image

为了产生丰富多变的信号形态,更符合实际的 Ettus USRP B210 信号样式,本文设计出一种增加信号形态多样性的条件图生成方法:将条件图中的第 2 类 Ettus USRP B210 信号每一行的带宽设计成在一定范围的随机值,本例为 50 ~ 100 中的随机数。按这种方法,模式生成器可产生更丰富多样的条件图,条件图作为频谱虚拟环境生成器的输入,进而产生丰富多样的合成 SW 图。

本文所提离线式训练方法 OFFLINE_ADRLA 具体如下:

初始化:经验池 D,经验池的最大容量 N,初始迭代次数 $i=0$,网络初始权重 θ_0 随机化,Training = True,初始化状态 $S_0 = O(T \times N)$(模式生成器产生某种干扰模式的条件图 I_0,然后条件图作为频谱虚拟环境生成器的输入图生成状态 S_0),目标网络更新步长为 interval。

For 时刻 $t = 0, 1, \cdots, \infty$ **do**

If Training **do**

北航学报 赠阅

通过 ε-贪心算法选择时刻 t 的动作 a_t

Else

选择 t 时刻行为 a_t 通过公式：

$$a_t = \arg\max_a Q(\boldsymbol{S}_t, a; \theta)$$

End If

执行动作 a_t（模式生成器产生选择动作 a_t 后下一状态的输入条件图 I_{t+1}），计算得分 r_t，频谱虚拟环境生成器根据输入条件图 I_{t+1} 生成下一个状态 $\boldsymbol{S}_{t+1}$

存储经验元组 $(\boldsymbol{S}_t, a_t, r_t, \boldsymbol{S}_{t+1})$ 到经验池 D

If 经验池大小 sizeof(D) > N **and** Training

从经验池 D 中随机抽取固定批量大小的经验元组 $(\boldsymbol{S}, a, r, \boldsymbol{S}')$

计算目标网络的输出：

$$Q_{\text{target}} = r(a) + \gamma \max_{a'} Q(\boldsymbol{S}', a'; \theta')$$

计算评估网络的输出：

$$Q_{\text{eval}} = \max_a Q(\boldsymbol{S}, a; \theta)$$

计算损失函数 $L = Q_{\text{eval}} - Q_{\text{target}}$ 的梯度 $\nabla_{\theta_i} L(\theta_i)$，更新 θ_i

If i% interval = = 0：

更新目标网络权重 $\theta_i' = \theta_i$

$i = i + 1$

If $i >$ Iterations$_{\text{Max}}$ **then** Training = **False**

End If

End For

其中，得分奖励 r[3] 定义如下：

$$r(a_t) = \delta(a_t \neq a_{\text{jammer}}) - \lambda\delta(a_t \neq a_{t-1}) \tag{8}$$

式中：如果 x 为真则 $\delta(x) = 1$，x 为假则 $\delta(x) = 0$；$\lambda = 0.2$；$a_{\text{jammer}} = 0, 1, \cdots, M-1$，为当前状态下干扰信号位置，$M$ 为用户可以选择的动作总数；a_t 和 a_{t-1} 分别为当前状态下采取的动作和上一个采取的动作。

OFFLINE_ADRLA 训练的损失函数为

$$L(\theta) = E\{r + \gamma \max_{a'} Q(\boldsymbol{S}', a'; \theta') - \max_a Q(\boldsymbol{S}, a; \theta)\} \tag{9}$$

经过多次迭代后，避扰通信决策网络的损失函数趋于最小。本文采用 t 时刻的总体得分变化来判断避扰通信决策网络是否收敛。在实验中有 3 种干扰模式，分别为扫频干扰模式、跟踪干扰模式和梳状干扰模式，训练它们的决策网络的总体得分变化如图 10 所示。可以看出，随着步数的增加，避扰通信决策网络的总体得分一直在增加，再也不会减少，这说明决策网络模型已经收敛，训练完成。此后，决策网络模型可以实时将实际电磁环境频谱图作为输入得出无干扰的最优工作频点，进而进行避扰通信。

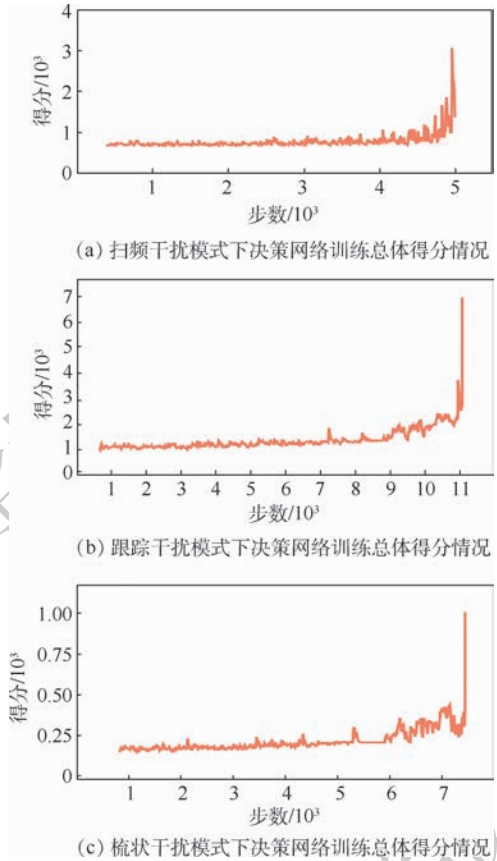


图 10　t 时刻总体得分变化

Fig. 10　Total reward variation of time t

3　理论分析

通过数学建模对 ADRLA 和所提 OFFLINE_ADRLA 方法的耗时进行评估。

ADRLA 耗时模型为

$$T_{\text{ADRLA}} \sim O(T_{\text{online_init}} + k(T_{\text{sample}} + T_{\text{DQN}})) \tag{10}$$

OFFLINE_ADRLA 方法耗时模型为

$$T_{\text{OFFLINE_ADRLA}} \sim O(T_{\text{offline_init}} + k(T_{\text{CGAN}} + T_{\text{DQN}})) \tag{11}$$

式中：$T_{\text{offline_init}}$ 和 $T_{\text{online_init}}$ 分别为 OFFLINE_ADRLA 和 ADRLA 的初始化时间；k 为迭代次数；T_{CGAN} 为 CGAN 生成一张 SW 图的耗时；T_{DQN} 为 ADRLA 训练 DQN 模型一次迭代所需时间；T_{sample} 为使用真实接收机（如 Ettus USRP B210）一次采集频谱信息的耗时。

本文 OFFLINE_ADRLA 方法与 ADRLA 在不同性能计算机上的时间消耗对比如表 1 所示。

表 1 中，由于 $T_{\text{CGAN}} < T_{\text{sample}}$，并且 T_{CGAN} 会随着计算机性能的提升而减少，因此有：在基于 CPU 计算的低性能计算机上，OFFLINE_ADRLA 的训练时间约为 8.3 min，ADRLA 的训练时间为 15.7 min；在基于 1 块 GPU 计算的中等性能计算机上，OFFLINE_ADRLA 的训练时间大约降低

北航学报 赠阅

表 1 本文方法和 ADRLA 耗时对比

Table 1 Comparison of time consumption between proposed method and ADRLA

计算机性能	参数	$T_{\text{OFFLINE_ADRLA}}$/min	T_{ADRLA}/min
低性能（CPU）	$T_{\text{offline_init}}=0.5$ s，$T_{\text{CGAN}}=0.4$ s，$T_{\text{online_init}}=40$ s，$T_{\text{sample}}=0.8$ s，$T_{\text{DQN}}=0.1$ s，$k=1\,000$	8.3	15.7
中等性能（1 块 GPU）	$T_{\text{offline_init}}=0.3$ s，$T_{\text{CGAN}}=0.2$ s，$T_{\text{online_init}}=40$ s，$T_{\text{sample}}=0.8$ s，$T_{\text{DQN}}=0.05$ s，$k=1\,000$	4.2	14.8
高性能（4 块 GPU）	$T_{\text{offline_init}}=0.1$ s，$T_{\text{CGAN}}=0.1$ s，$T_{\text{online_init}}=40$ s，$T_{\text{sample}}=0.8$ s，$T_{\text{DQN}}=0.01$ s，$k=1\,000$	1.8	14.2

50%，而 ADRLA 仅仅只降到 14.8 min；在基于 4 块GPU 计算的高性能计算机上，OFFLINE_ADRLA 的训练时间大大降低，从最初的 8.3 min 降到 1.8 min。由于 T_{sample} 不会随计算机性能提升而减少，故导致 ADRLA 的训练耗时略有降低，从最初的 15.7 min 仅降到 14.2 min。这说明本文提出的 OFFLINE_ADRLA 方法训练时间远远低于在线方法 ADRLA，具有快速性。

4 实验验证

本次实验环境中，设定 3 种干扰模式，即扫频干扰模式、跟踪干扰模式、梳状干扰模式。实验环境如图 11 所示。



图 11 实验环境

Fig. 11 Experimental environment

4.1 OFFLINE_ADRLA 在真实环境中的实现过程

实验中使用 2 块 Ettus USRP B210 收发机采集 CGAN 的训练数据集，干扰和频谱感知代码均基于开源软件 GNURadio。为了保证采集到的数据能充分反映无线信道环境，发射机在随机跳频（随机信道、随机驻留时间）的模式下发射信号，发射机的带宽和功率为 200 kHz 和 30 dBm。接收机每 0.026 s 在 100 ~ 1 106 MHz 频段内以采样点间隔 $\Delta f=6\,250$ Hz 执行频谱感知，连续采集5 120 s，共采集了 256 000 行 1 601 列的频谱数据，基于 Python 的 H5Py 库将这些频谱数据以矩阵的形式存储起来，然后按 256 行的间隔依次取出1 000 个 256 × 1 601 的矩阵（即真实 SW 图），因此接收机共采集了 1 000 张 256 × 1 601 大小的真实 SW 图。按照 2.1 节提出的快速自动标注方法自动生成相应的标注图，其中背景信号类 M 为 1，分割背景信号的阈值 THR 为 24 dB。最终，取训练完成的 CGAN 生成器网络作为频谱虚拟环境生成器。

接着利用频谱虚拟环境生成器对 ADRLA 模型进行离线训练。ADRLA 算法参数设置如下：目标网络和评估网络均采用 3 层卷积 2 层全连接架构，具体为：输入大小为 100 × 1 601，3 层卷积层的卷积核大小依次为 8 × 8、4 × 4、3 × 3，3 层卷积层的步长大小依次为 4 × 4、2 × 2、1 × 1，两层全连接层的输出通道分别为 512、19。目标网络的衰减因子 γ 为 0.9，优化器采用 RMSProp，其学习率为 0.000 25，epochs（训练轮数）为 12 000 次，batch size（训练的批大小）为 128，经验池大小为 10 000 条，算法初始阶段的迭代次数为 1 000 步，算法探索阶段的迭代次数为 10 000 步。训练的每一步迭代中，频谱虚拟环境生成器在模式生成器的控制下产生当前动作下的合成 SW 图，合成 SW 图作为 OFFLINE_ADRLA 神经网络输入，并通过梯度下降法优化网络参数，进而离线式训练 ADRLA 模型。当 OFFLINE_ADRLA 方法中总体得分一直上升、不再减少时，即可判断 OFFLINE_ADRLA 模型已收敛，训练完成。

4.2 真实环境下 OFFLINE_ADRLA 有效性验证

为验证 OFFLINE_ADRLA 的有效性，使用 3 块Ettus USRP B210 收发机在 100 ~ 110 MHz频段内构造真实的避扰通信场景（扫频干扰模式下跳频速度为 0.5 MHz/s，跟踪干扰模式下跳频速度为 1 MHz/s，梳状干扰模式下不进行跳频）。3 块收发机分别扮演不同角色：用户、干扰机和接

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

收机。有一台中央 PC 控制着用户和接收机，一方面控制接收机采集真实 SW 图，另一方面控制用户设置动作（中心频率）、功率和带宽。本节验证实验中，在扫频干扰模式和梳状干扰模式下，用户信号的功率和带宽分别为 30 dBm 和 200 kHz，在跟踪干扰模式下，用户信号的功率和带宽分别为 50 dBm 和 200 kHz，干扰机信号 3 种模式下的功率和带宽均为 30 dBm 和 200 kHz。

基于上述实验设置，本文对 OFFLINE_ADRLA 方法进行实测，干扰机发射不同模式干扰信号的同时，接收机实时采集真实 SW 图，并连续输入 OFFLINE_ADRLA 模型。PC 基于模型输出最优动作控制用户切换到最佳工作频点。实验结果表明，OFFLINE_ADRLA 是一种高效、切实可行的面向基于强化学习的避扰通信训练方法。

验证结果如图 12 所示。图中，扫频干扰模式下，由于干扰机信号频率的线性变化导致干扰信号在 SW 图上以斜线的形式呈现；跟踪干扰模式下，每隔一段时间干扰机信号会跳到用户所在频点；梳状干扰模式下，干扰机信号保持固定不变的频点。由图 12 可以看出，扫频干扰模式和跟踪干扰模式下，当用户快碰上干扰信号时，用户就会跳到另一个频点；梳状干扰模式下，用户一直选择无干扰的频点。在没有干扰接近时，3 种场景用户一直保持和上一时刻相同的频点，这与 OFFLINE_ADRLA 的奖惩函数预期效果一致。实测结果表明，OFFLINE_ADRLA 训练的避扰通信模型较好适用于真实环境，验证了该方法的有效性。

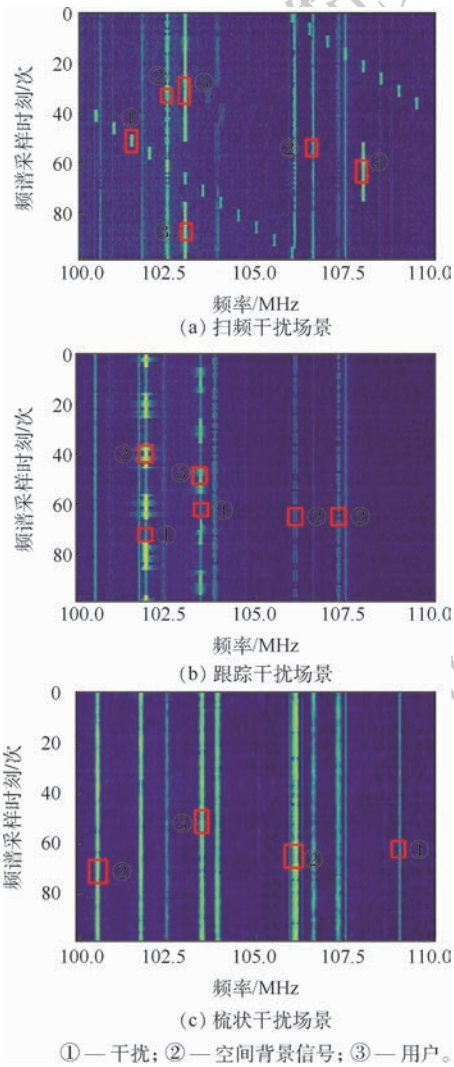


图 12　在真实环境下的验证

Fig. 12　Validation in real environment

图 13 给出了本文方法与 ADRLA 在真实干扰环境下的训练耗时对比。实验表明，与在线训练方法 ADRLA 相比，离线式训练方法 OFFLINE_ADRLA 的耗时降低了 50% 以上。从而证明了 OFFLINE_ADRLA 比 ADRLA 具有更快的训练速度。

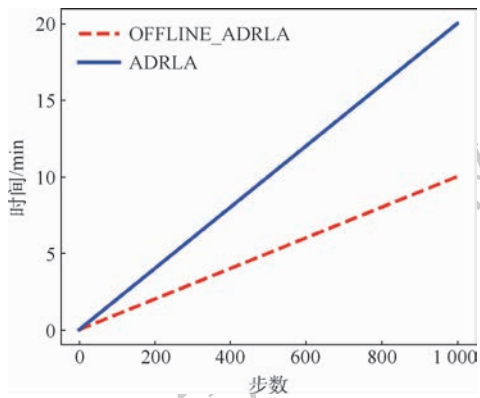


图 13　真实环境下本文方法和 ADRLA 的耗时对比

Fig. 13　Comparison of time consumption between proposed method and ADRLA for real environment

5　结　论

本文研究了基于 CGAN 的避扰通信决策网络离线式训练方法，提出了一种全新的训练框架 OFFLINE_ADRLA 来解决 ADRLA 这一类训练耗时严重问题，总结如下：

1）OFFLINE_ADRLA 在真实电磁环境下可实现较为优异的避扰能力，能够促成基于强化学习的智能避扰通信技术落地工程化的目的。

2）OFFLINE_ADRLA 利用 CGAN 网络得到一个虚拟频谱环境生成器，避扰通信决策网络基于这个环境生成器生成的数据进行离线式训练，从而达到减少训练避扰通信模型耗时目的。实验验证，该方法与在线训练方法相比，训练时间减少 50% 以上。

3）本文方法如同其他方法一样，当干扰信号模式变化时，或出现新的频谱信号样式，已训练出

北航学报 赠阅

的模型性能可能下降甚至失效,解决方法是利用频谱虚拟环境生成器生成新的干扰模式或信号样式的频谱数据,重新快速离线式训练避扰通信决策网络模型。

4) OFFLINE_ADRLA 是一种“训练框架”,不仅仅局限于 ADRLA 这类算法,还可应用于样本采集受环境限制的其他应用中。本质上讲,本文是一种基于 CGAN 虚拟频谱技术的模型加速训练方法。

在未来研究中,为使本文方法能处理更复杂的干扰环境和多干扰任务问题,仍需要优化本文方法 CGAN 参数,使之能够生成更逼真的频谱图。

参考文献(References)

[1] DUAN R J, JIA L L, GUO P C. Research on spectrum allocation of HF access network based on intelligent frequency hopping[C]// 8th International Symposium on Computational Intelligence and Design(ISCID). Piscataway: IEEE Press, 2015, 2: 295-300.

[2] ZHANG L Y, GUAN Z Y, MELODIA T. United against the enemy: Anti-jamming based on cross-layer cooperation in wireless networks[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2016, 15(8): 5733-5747.

[3] LIU X, XU Y H, JIA L L, et al. Anti-jamming communications using spectrum waterfall: A deep reinforcement learning approach[J]. IEEE Communications Letters, 2018, 22(5): 998-1001.

[4] LIU Y, XU Y H, CHENG Y P, et al. A heterogeneous information fusion deep reinforcement learning for intelligent frequency selection of HF communication[J]. China Communications, 2018, 15(9): 73-84.

[5] RIYAZ S, SANKLE K, LOANNIDIS S, et al. Deep learning convolutional neural networks for radio identification[J]. IEEE Communications Magazine, 2018, 56(9): 146-152.

[6] XIAO L, CHEN T H, LIU J L, et al. Anti-jamming transmission Stackelberg game with observation errors[J]. IEEE Communications Letters, 2015, 19(6): 949-952.

[7] ERPEK T, SAGDUYU Y E, ERPEK T, et al. Adversarial deep learning for cognitive radio security: Jamming attack and defense strategies[C]// IEEE International Conference on Communications Workshops (ICC Workshops). Piscataway: IEEE Press, 2018, 5: 1-6.

[8] WUNSCH F, PAOSANA F, RAJENDRAN S, et al. DySPAN spectrum challenge: Situational awareness and opportunistic spectrum access benchmarked[J]. IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking, 2017, 3(3): 550-562.

[9] MIRZA M, OSINDERO S. Conditional generative adversarial nets[J]. Computer Science, 2014, 27(8): 2672-2680.

[10] MINH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Playing atari with deep reinforcement learning[EB/OL]. (2014-11-06)[2019-08-15]. https://arxiv.org/abs/1411.1784.

[11] MNIH V, KAVUKCUOGLU K, SILVER D, et al. Human-level control through deep reinforcement learning[J]. Nature, 2015, 518(7540): 529-533.

[12] WANG J F, LI X, YANG J, et al. Stacked conditional generative adversarial networks for jointly learning shadow detection and shadow removal[EB/OL]. (2017-12-07)[2019-08-15]. https://arxiv.org/abs/1712.02478.

[13] ODENA A, OLAH C, SHLENS J. Conditional image synthesis with auxiliary classifier GANs[C]// Proceedings of the 34th International Conference on Machine Learning. Piscataway: IEEE Press, 2017, 70: 2642-2651.

[14] ISOLA P, ZHU J Y, ZHOU T H, et al. Image-to-image translation with conditional adversarial networks[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2017: 5967-5976.

[15] MARTIN A, LÉON B. Towards principled methods for training generative adversarial networks[EB/OL]. (2017-01-07)[2019-08-15]. https://arxiv.org/abs/1701.04862.

[16] MARTIN A, CHINTALA S, LÉON B. Wasserstein GAN[EB/OL]. (2017-12-06)[2019-08-15]. https://arxiv.org/abs/1701.07875.

作者简介:

江民民 男,硕士研究生。主要研究方向:人工智能、认知无线电。

李大朋 男,博士,副研究员。主要研究方向:数字信号处理。

邱昕 男,博士,研究员。主要研究方向:无线通信系统设计、通信信号处理技术。

慕福奇 男,研究员,博士生导师。主要研究方向:无线通信系统与技术、物联网传输与应用。

柴旭荣 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:无线通信系统与技术、通信信号处理技术。

孙志浩 男,硕士研究生。主要研究方向:数字信号处理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

An offline training method using CGAN for anti-jamming communication decision network

JIANG Minmin[1], LI Dapeng[2,*], QIU Xin[2], MU Fuqi[2], CHAI Xurong[2], SUN Zhihao[1]

(1. School of Microelectronics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100029, China;
2. Institute of Microelectronics of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100029, China)

Abstract: Due to the continuous interaction with the environment to learn the optimal decision, the training time of the decision network based on reinforcement learning is restricted by the feedback rate of the environment, which usually consumes a lot of time. To solve this problem, an offline training method is proposed. A spectrum virtual environment generator is constructed, which can quickly generate a large number of realistic synthetic spectrum waterfall images for the training of anti-jamming communication decision network. Because the method is separated from the real environment feedback, the offline training is formed and the efficiency of model training is improved significantly. Experimental results show that the training time of this offline method is reduced by more than 50% compared with the online real-time training method.

Keywords: reinforcement learning; anti-jamming communications; spectrum waterfall image; Conditional Generative Adversarial Nets (CGAN); offline training

北京航空航天大学学报

Received: 2019-08-16; **Accepted**: 2020-01-18; **Published online**: 2020-02-06 15:41
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200206.1501.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: insanegtp@sina.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0028

面向订单的航空制造业多工厂生产与运输综合计划模型

全下文载

沈广亚，李立恒，张宁*

（北京航空航天大学 经济管理学院，北京 100083）

摘 要：在多个异质性离散型生产工厂的航空零部件集成制造环境下，以最小化生产与运输总成本为目标，研究了订单的分配以及零部件加工和成品装配、产品运输的综合计划制定问题，构建了整数规划模型。所建模型既不需要单独引入订单分配决策变量，也不需要在生产量和运输量的决策变量中添加订单维度，而是通过成品配送约束解决了订单分配决策问题，大幅度减少了决策变量数量，显著降低了模型的复杂度，提升了模型的实用性。以某航空制造企业为例验证了模型的有效性。

关 键 词：生产计划；运输；多工厂；订单分配；航空制造业
中图分类号：V2-9；C935
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2020)07-1422-15

由于互联网信息技术的飞跃发展，以航空工业江西洪都航空工业集团有限责任公司为代表的航空制造型企业管理分布在各地的工厂也变得更加便捷。然而，为了提升整体效益，航空制造型企业制定多工厂综合生产计划却变得更加复杂。相对单一工厂生产而言，多工厂制造系统需要考虑更多的决策变量与约束条件，包括不同工厂生产能力，运输条件，库存控制以及不同工厂所处地理位置的相关政策、科技水平和劳动力水平的差异。尤其是在当今全球化采购的情境下，航空制造型企业间的竞争日益白热化，不得不从面向库存的大批量生产模式转型为面向订单的顾客定制化生产模式，以响应市场对产品的多元化和个性化需求。与此同时，这也给企业制定最优的多工厂生产计划提出了挑战。

如何实现订单的合理分配和多个工厂之间生产与运输的协作一直是业界和学界持续关注的焦点。目前，对多工厂生产系统的研究主要集中在订单分配和产品调度[1-5]，综合考虑生产与运输成本的订单分配的研究较少[6-7]。本文以面向订单的航空制造企业为研究对象，考虑产品的多样性和工厂的差异性，将产品生产过程分为零部件加工和成品组装2个阶段，研究订单的分配以及零部件加工和成品装配、产品运输的综合计划制定，以达到总成本最小的目标。

面向订单式生产是市场经济下企业应对市场趋势变化、满足消费者个性化需求的必然选择。国内外学者已经从订单分配决策、基于订单的生产计划制定和产品调度等角度进行了研究。针对订单分配决策问题，Yu 等[8]提出了以面向生产过程的订单分组方法和以订单组为单位的产品调度模型，建立了混合整数规划模型，开发了一个基于禁忌搜索的求解算法，通过算例验证了分组方法和模型的有效性；Guo 等[9]研究了面向订单式生产的多目标订单分配和产品调度问题，考虑了实际生产特征，建立了一个集成多目标优化过程和

收稿日期：2020-01-18；**录用日期**：2020-02-07；**网络出版时间**：2020-02-17 11:54
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.2300.005.html
*通信作者. E-mail：nzhang@buaa.edu.cn

引用格式：沈广亚，李立恒，张宁. 面向订单的航空制造业多工厂生产与运输综合计划模型[J]. 北京航空航天大学学报，2020，46(7)：1422-1436. SHEN G Y，LI L H，ZHANG N. An integrated planning model for production and transportation in make-to-order multi-site aviation manufacturing industry [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2020，46(7)：1422-1436 (in Chinese).

北航学报 赠阅

仿真技术的混合智能模型;Yang 和 Fung[10] 研究了订单选择、交货期设置和订单分配问题,建立了层级和综合 2 种结构的确定性模型,但此模型未考虑真实生产过程中订单的不确定性对多工厂生产系统的影响;Guo 等[11] 考虑了多工厂生产不确定性因素和学习效应,建立了一个多目标优化模型,开发了一个基于和声搜索的求解算法;Hadian 等[12] 研究了折扣情景下的供应商选择和订单分配问题,建立了多目标线性整数规划模型,提出了基于层次分析的求解方法,通过实验验证了模型的有效性和对参数的敏感性。针对面向订单的生产计划问题,Tsai 和 Wang[13] 分 3 个阶段构建了一个生产计划模型,基于某生产企业的真实数据进行了对比实验,分析了 8 种不同成本结构下目标函数值的差异,测试了生产计划模型在不同成本结构下的绩效;Khakdaman 等[14] 针对混合生产系统,研究了多产品生产企业的生产计划问题,考虑了供应商、生产过程和顾客的不确定性因素,建立了多周期的线性规划模型;Leung 等[15] 以某制造企业为例,研究了全球性多工厂生产计划问题,考虑了不同工厂所在地区的进出口份额、工厂生产能力、生产成本、劳动力成本、库存成本等因素,建立了多目标线性规划模型,并通过一系列数值实验验证了模型的有效性;Rafiei 等[16] 针对混合生产系统,建立了多工厂生产计划和生产调度综合模型,并开发了一种遗传算法进行求解;Chen 等[17] 研究了装配型生产企业的订单分配和生产调度问题,分析了产品结构特点和生产过程特点,建立了订单分配和生产调度两阶段模型,此模型仅考虑了生产的装配过程,忽略了零部件的生产过程。

多工厂生产决策,除订单分配和综合生产计划制定外,还涉及到多工厂的生产调度与多场站的产品运输等问题。对于多工厂生产计划问题,周金宏等[18-20] 考虑了提前/拖期的惩罚成本下批量生产企业和单件制造企业的生产计划问题,并假定单个订单只在单个工厂中生产,不允许拆分;周威和金以慧[21] 提出了一种工厂内部价格协调优化策略,通过工厂之间的物料耦合约束将整个供应链的生产计划问题分解为多个单厂的生产计划,但是没有考虑上下级供需工厂之间的运输;Kanyalkar 和 Adil[22] 研究了一个全球性多工厂采购-生产-销售系统,考虑了库存空间、生产能力与采购、生产、销售之间的时滞约束,分别从短期、中期、长期 3 个时间尺度建立了相应的鲁棒优化模型;Safaei[23] 研究了一个多工厂、多产品、多周期的生产计划问题,以最小化总成本为目标,通过大量的数值仿真实验探究了不同情景下生产系统的动态行为特征;Gholamian 等[24] 研究了在需求不确定性环境下的多工厂生产计划问题,建立了多目标非线性混合整数规划模型;Jing 等[25] 讨论了多工厂再制造和延期生产的生产计划问题,提出了 3 种不同的规划模型,设计了基于种群划分的自适应遗传算法,通过数值算例验证了所提模型和求解方法的有效性。对于多工厂生产调度问题,Chung 等[26] 假定一部分工厂生产零部件并提供给装配工厂,另外一部分工厂生产最终产品并供应给客户,建立了一个混合整数规划模型,开发了一个改进的遗传算法,通过实验验证了模型的可行性;Beheshtinia 和 Ghasemi[27] 以最小化延迟时间和车辆运输总路程为目标,建立了多工厂运输调度模型;Karimi 和 Davoudpour[28] 研究了多工厂生产与运输调度问题,设计了基于分支定界法的求解算法; Terrazas-Moreno 等[29] 讨论了一个多工厂、多周期、多产品规划调度优化问题,建立了一个混合整数规划模型,并利用拉格朗日分解方法进行了求解;Aissani[30] 和 Lim[31] 等采用多智能体系统对多工厂生产计划与调度问题进行了研究;Mardan 等[32] 研究了在需求和产量不确定性环境下的紧急订单分配和生产计划模型,考虑了顾客和供应商可能存在延期或退订的情况,提出了一种两阶段式的决策过程,建立了线性规划模型,开发了基于抽样的平均近似算法;Lin 等[33] 研究了炼钢-连铸-热轧生产过程中多工厂订单分配问题,考虑了 4 个相互矛盾的目标,建立了多目标混合整数规划模型,开发了一种基于和声搜索的多目标求解算法,并通过大量算例验证了该方法的有效性;刘洪伟等[34] 研究了在多工厂连续生产情况下的订单分配和工厂任务调度问题;曹立思[35]、蒋大奎[36] 等研究了在多工厂平行机生产环境下的订单分配和供应链排序问题,但是,没有考虑生产周期内工厂生产能力限制和产品的多样性。

综上可以看出,现有的文献在订单分配决策问题中较少综合考虑生产与运输成本。由于生产离散性的特征和工厂能力的限制,装配型产品常常需要不同地区的多个工厂相互合作才能完成。与此同时,零部件或半成品在多工厂之间的转运成本和成品的配送成本已经成为企业不可忽略的运营管理问题[37-40]。鉴于此,本文综合考虑了产品生产制造过程和工厂之间的转运及成品配送过程,研究了订单分配问题和各类工厂的生产计划和运输计划问题。

北航学报 赠阅

1 数学模型

1.1 问题描述

设某制造企业在不同地区拥有多个零件加工工厂和多个装配工厂,这些工厂可以按照如图 1 所示的生产流程制造出多种型号的产品。一部分零部件加工工厂仅能生产部分零部件,另一部分工厂可以生产全部零部件;每个装配工厂能组装全部产品。企业在接收到来自不同客户的订单后,根据顾客对产品类型、数量、配送地点等信息,结合每种产品的物料清单和工厂生产能力将顾客订单分解成零部件加工需求和成品装配需求。企业根据产品需求制定每个工厂的生产计划和运输计划,即每个零件加工工厂需生产的零件种类及相应数量与需运输至下游各装配工厂的零件种类及相应数量,每个装配工厂需组装的产品种类及相应数量与需运输至各销售地的产品种类和相应数量。企业做出订单分配决策、生产与运输计划时,追求生产与运输的总成本最小。

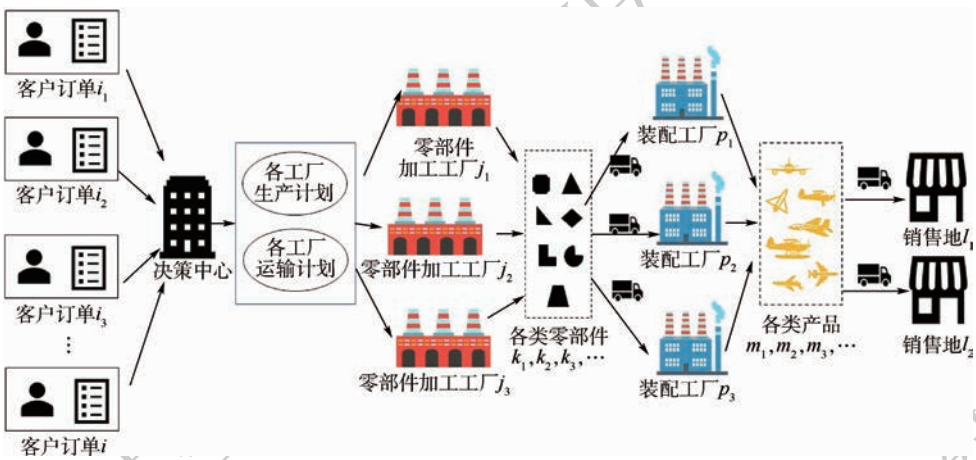


图 1 装配型企业多工厂生产全流程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of whole multi-site production process of assembly enterprise

1.2 规划模型

$$\text{Min } C = \sum_j \sum_k C_{1jk} X_{jk} + \sum_p \sum_m C_{2pm} Y_{pm} + \sum_j \sum_p \sum_k C_{3jp} T_{jpk} + \sum_p \sum_l \sum_m C_{4pl} S_{pml} \quad (1)$$

s. t.

$$\sum_j T_{jpk} \geqslant \sum_m \beta_{km} Y_{pm} \qquad \forall k \in K, p \in P \quad (2)$$

$$X_{jk} \geqslant \sum_p T_{jpk} \qquad \forall j \in J, k \in K \quad (3)$$

$$Y_{pm} \geqslant \sum_l S_{pml} \qquad \forall p \in P, m \in M \quad (4)$$

$$\sum_k d_{jk} X_{jk} \leqslant D_{1j} \qquad \forall j \in J \quad (5)$$

$$\sum_m d_{pm} Y_{pm} \leqslant D_{2p} \qquad \forall p \in P \quad (6)$$

$$\sum_{p \in P} S_{pml} = \sum_{i \in I} d_{eiml} \qquad \forall m \in M, l \in L \quad (7)$$

$$\sum_{p \in P_{im}} S_{pml} \geqslant d_{eiml} \qquad \forall i \in I', m \in M_i, l \in L_{im} \quad (8)$$

$$X_{jk} = 0 \qquad \forall j \in J', k \in K_j \quad (9)$$

$$X_{jk}, Y_{pm}, T_{jpk}, S_{plm} \in \mathbf{N} \quad (10)$$

上述模型中各数学符号的定义汇总在表 1 中。式(1)为模型的目标函数,表示最小化生产过程和运输过程的总成本。式(1)中第 1 项为零部件加工工厂的生产成本,第 2 项为装配工厂的生产成本,第 3 项为零部件加工工厂和装配工厂之间的运输成本,最后 1 项为装配工厂和销售地之间的运输成本。式(2)表示物料清单约束,为确保每个装配工厂能按时生产,运往每个装配工厂的每种零部件的数量不应小于该装配工厂生产所有产品对该类零部件的需求量。式(3)表示从每个加工工厂运出的每种零部件的数量不超过这种零部件在该厂的生产量。式(4)表示从每个装配工厂运出的各产品的数量不超过这种产品在该厂的生产量。式(5)和式(6)分别表示零部件加工工厂和装配工厂的最大生产能力(以下简称“产能”)约束,即在每个工厂加工各类零部件的加工时间和生产各类产品的加工时间不应超过工厂的可用工时。式(7)表示各销售地接收到的每种产品的总数量等于所有订单要求发往该销售地的、对这种产品的总需求量。式(8)确保了部分订单对某些产品的生产工厂的特殊要求得以满足,即从某订单所要求的装配工厂运往销指定售地的产品数量不应低于该订单对该产品的需求量。式(9)表示部分零部件加工工厂仅能生产部分零部件。式(10)指出了所有决策变量均为非负整数。

北航学报 赠阅

表 1　数学符号含义

Table 1　Notation of mathematical symbols

符号	定义
I	接收到的订单集 $I=\{i_1,i_2,\cdots,i\}$
I'	指定装配工厂的订单集,$I'\subset I$
J	零部件加工工厂集 $J=\{j_1,j_2,\cdots,j\}$
J'	不具备生产全品类零部件的加工工厂集,$J'\subset J$
P	装配工厂集 $P=\{p_1,p_2,\cdots,p\}$
K	零部件类型集 $K=\{k_1,k_2,\cdots,k\}$
K_j	零部件加工工厂 $j\in J'$ 不能生产的零部件类型集,$K_j\subset K$
M	可加工产品集 $M=\{m_1,m_2,\cdots,m\}$
M_i	订单 $i\in I'$ 指定装配工厂组装的产品集,$M_i\subset M$
P_{im}	订单 $i\in I'$ 指定产品 $m\in M_i$ 的装配工厂集,$P_{im}\subset P$
L	销售地集 $L=\{l_1,l_2,\cdots,l\}$
L_{im}	订单 $i\in I'$ 指定将产品 $m\in M_i$ 运往的销售地集,$L_{im}\subset L$
d_{eiml}	订单 i 要求生产并运往销售地 l 的产品 m 的数量
C	生产和运输中成本
C_{1jk}	零部件加工工厂 j 生产单位零件 k 的生产成本
C_{2pm}	装配工厂 p 组装单位产品 m 的生产成本
C_{3jp}	运输单位零部件从加工工厂 j 至装配工厂 p 的成本
C_{4pl}	运输单位产品从装配工厂 p 至销售地 l 的运输成本
d_{jk}	零部件加工工厂 j 生产单位零件 k 所花费的工时
d_{pm}	装配工厂 p 组装单位产品 m 所花费的工时
D_{1j}	零部件加工工厂 j 的可用工时
D_{2p}	装配工厂 p 的可用工时
β_{km}	产品 m 和零部件 k 的物料关系
X_{jk}	零部件加工工厂 j 生产零件 k 的数量
Y_{pm}	装配工厂 p 生产产品 m 的数量
T_{jpk}	零部件加工工厂 j 运输零件 k 到装配工厂 p 的数量
S_{pml}	装配工厂 p 运输产品 m 到销售地 l 的数量

1.3　模型特质

上述模型的主要特点是通过成品配送约束式(7)和式(8)实现了订单的分配问题,尤其是约束式(8)确保了有生产地偏好的顾客的需求得以保障。对于约束式(7),如果,$d_{eiml}>0$,则订单$i\in I$生产产品 $m\in M$ 的任务可能被分配到了装配工厂 $\{p\mid p\in P,S_{pml}>0\}$。对于约束式(8),如果 $S_{pml}>0$,则订单 $i\in I'$生产产品 $m\in M_i$ 的任务被分配给工厂 $p\in P_{im}$。也即,通过约束式(7)和式(8),可以反推订单的最优分配方案。值得注意的是,反推结果可能不唯一。

传统建模方法需要单独引入订单分配决策变量并在产量和运量决策时增添订单维度。如果按照传统建模方法,需要新增 $|I|\cdot(|J|+|P|)$ 个订单分配决策变量,同时在产量和运量决策变量中添加订单索引后,将导致产量和运量的决策变量数目扩充 $|I|$ 倍。而且,模型还需新增关于订单分配决策变量与产量和运量决策变量的逻辑关系约束,以及关于每个订单的产量和运量决策变量逻辑关系约束。

事实上,零部件加工工厂和成品装配工厂在生产过程中只需要产品型号、数量和交货期等基本信息,不需要知道具体来自哪个客户的哪一笔订单。面向订单的装配型企业只需要将顾客规定的产品需求在规定的时间运送达指定的地点即可。因此,企业在制定综合计划时,只需要在成品配送环节确保顾客的需求得到满足。

2　模型有效性验证

2.1　数　据

设某航空制造企业有 5 个零部件加工工厂,其中 2 个工厂仅能生产 8 种关键零部件,其余 3 个工厂可以加工 19 种零部件。这些零部件可运往分布在各地的 6 个装配工厂,按照附录 A 中的表 A-1 所示的物料清单组装 7 种产品。这些工厂的生产成本和生产能力等参数展示在附录 A 中。

2.2　计算结果及最优解特点分析

使用 Cplex 软件对问题进行了求解。运行结果展示在附录 B 中,包括零部件加工工厂的生产计划、装配工厂的生产计划、零部件转运计划和成品配送计划。

1) 订单分配

根据附录 A 中的表 A-2、表 A-3 和表 A-4 中各订单对 7 种产品的需求,从附录 B 中的表 B-3 所示的最优成品配送计划反推每个订单需求的各产品的可能产地。结果如表 2 ~ 表 4 所示。订单 i_1 指定装配工厂 p_4 生产其所需产品,所以,订单 i_1 应分配给工厂 p_4。订单 i_2 和 i_3 均未指定装配工厂,因此,这 2 份订单的分配方案可能存在多解的情况。例如,表 B-3 中,发往销售地 l_3 的产品 m_1 来自装配工厂 p_3 和 p_5,意味着订单 i_2 和 i_3 对产品 m_1 的生产任务可以分配给装配工厂 p_3 或 p_5,只要分配的产量之和与需求量之和相等即可。

表 2　订单 i_1 需求的 7 种产品的装配工厂分配

Table 2　Allocation of 7 types of product for order i_1 to assembly plant

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1	p_4	p_4	p_4	p_4	p_4	p_4	p_4
l_2							
l_3							
l_4							
l_5							
l_6							

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 3 订单 i_2 需求的 7 种产品的装配工厂分配

Table 3 Allocation of 7 types of product for order i_2 to assembly plant

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1							
l_2	p_3	p_2	p_2	p_1，p_3	p_2，p_4	p_2	p_1
l_3	p_3，p_5	p_1	p_6	p_6	p_4	p_3	p_1
l_4	p_5	p_1	p_6	p_6	p_4	p_3	p_1
l_5	p_5	p_1，p_5	p_5	p_3，p_6	p_5	p_3，p_5	p_1
l_6	p_3	p_2	p_2	p_3	p_1，p_3	p_3	p_1

表 4 订单 i_3 需求的 7 种产品的装配工厂分配

Table 4 Allocation of 7 types of product for order i_3 to assembly plant

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1							
l_2	p_3	p_2	p_2	p_1，p_3	p_2，p_4	p_2	p_1
l_3	p_3，p_5	p_1	p_6	p_6	p_4	p_3	p_1
l_4	p_5	p_1	p_6	p_6	p_4	p_3	p_1
l_5	p_5	p_1，p_5	p_5	p_3，p_6	p_5	p_3，p_5	p_1
l_6	p_3	p_2	p_2	p_3	p_1，p_3	p_3	p_1

2）各工厂的生产负荷

图 2 描绘了在最优的生产与运输综合计划下各工厂的负荷情况。由该图可知，除零部件加工工厂 j_1 和装配工厂 p_1、p_2 外，其余工厂都处于满负荷运转状态，可用工时全部消耗，同时也反应出这些工厂的生产资源也得到了充分利用。如果订单量增加，可能需要考虑扩大产能或者加班、外包等措施解决。

3）最低成本的分布

图 3(a)显示了在最优的生产与运输综合计划下各项成本的占比。正如图 3(a)所示，零部件生产成本占比最大，其次是零部件的转运成本。图 3(b)进一步展示了各类零部件的生产成本分布情况，其中关键零部件 $k_8 \sim k_{11}$ 的生产费用占比份额较大。

2.3 灵敏度分析

零部件加工工厂和装配工厂的最大产能、生产成本、运输成本和产品需求量是工厂生产制造的重要参数，对 2 类工厂的最优生产运输计划产生重要影响。因此分别对 2 类工厂的这些参数进行灵敏度分析，可知这些参数在一定范围内变化时，2 类工厂的生产运输计划如何改变，如图 4 ~ 图 8 所示。

2.3.1 零部件加工工厂最大产能变化的影响

图 4 显示了 3 个零部件加工工厂的最大产能发生变化对生产计划和生产成本的影响。

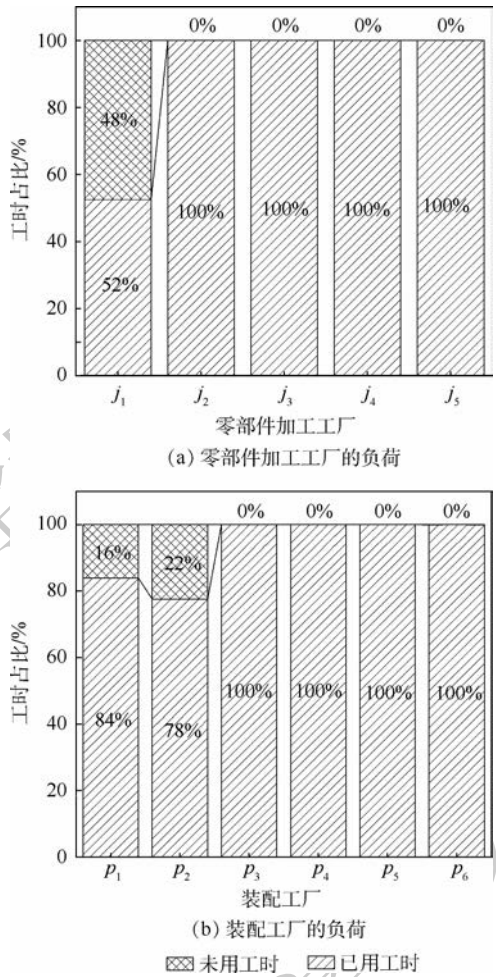


图 2 最优生产计划下的 2 类工厂负荷

Fig. 2 Loads of two types of factory under optimal production plan

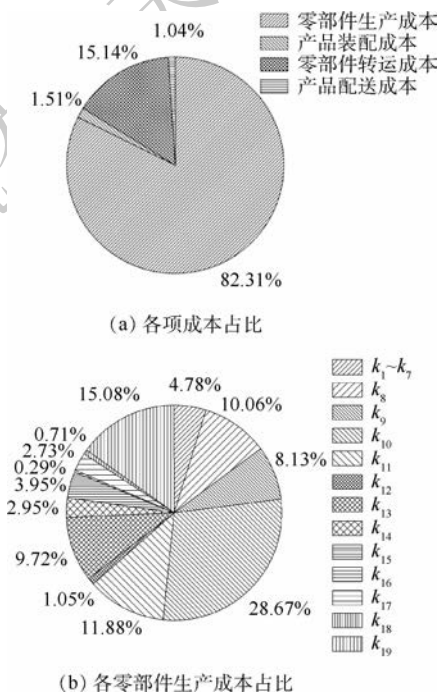


图 3 最优解的各项成本占比

Fig. 3 Proportion of various costs of optimal solution

北航学报 赠阅

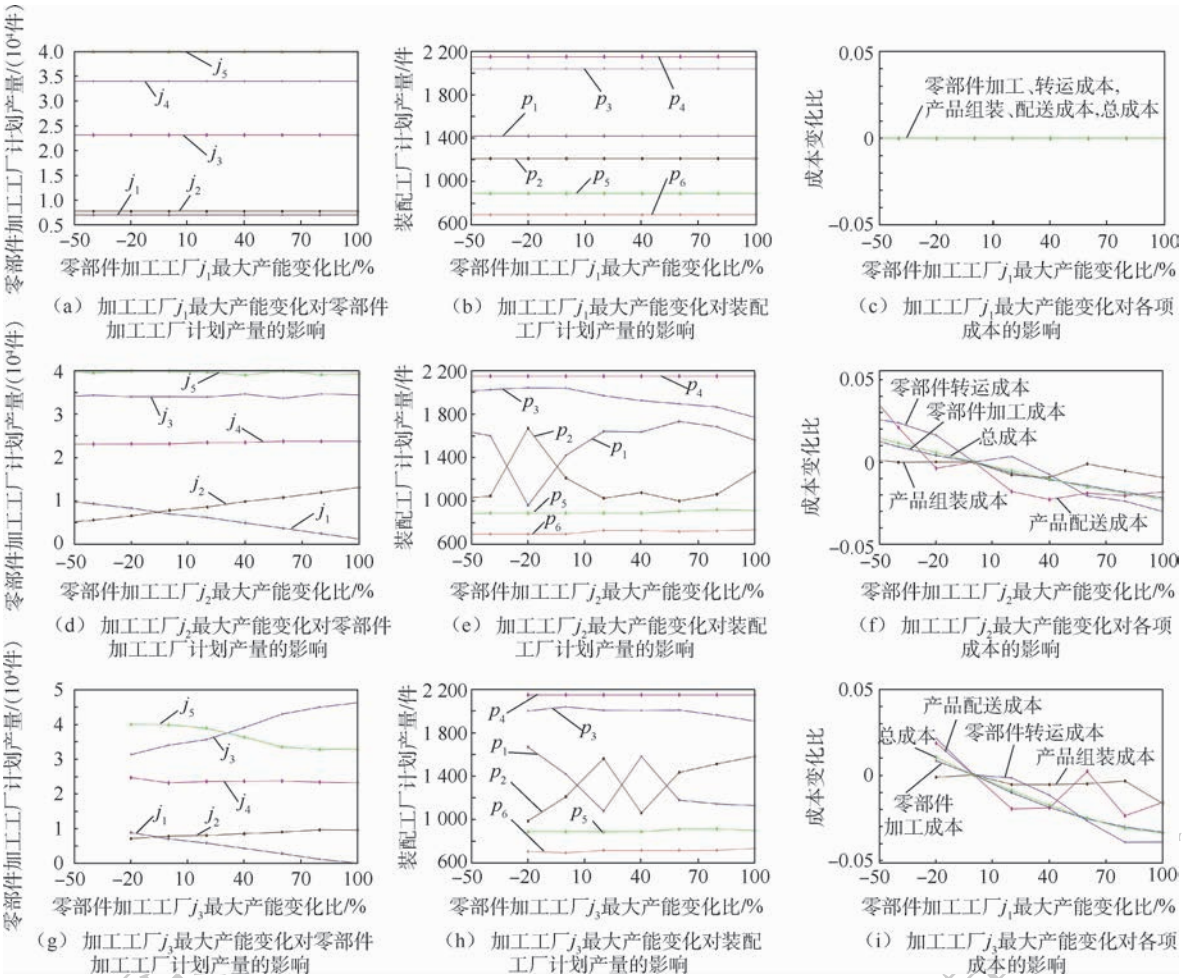


图 4　零部件加工工厂最大产能变化的影响

Fig. 4　Effect of variation of maximum production capacity of parts processing factories

由图 4(a)~(c)可知,无论零部件加工工厂 j_1 的可用工时逐渐减少到一半或者增加到一倍时,对生产计划和成本没有影响,这是由于在最优计划下该工厂的产能利用率只有 52%(见图 2(a))。

由图 4(d)可知,当零部件加工工厂 j_2 的可用工时逐渐减少时,加工工厂 j_1 的最优计划产量在逐渐上升;当加工工厂 j_2 的可用工时逐渐增加时,加工工厂 j_1 的最优计划产量在逐渐下降,这是因为加工工厂 j_2 的生产成本低于加工工厂 j_1,更多的关键零部件转移到加工工厂 j_2 生产。由图 4(e)可知,零部件加工工厂 j_2 的最大产能变化也间接影响了装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量。由图 4(f)可知,当零部件加工工厂 j_2 的可用工时逐渐减少时,总成本增加,其中产品配送成本的增加量更显著。

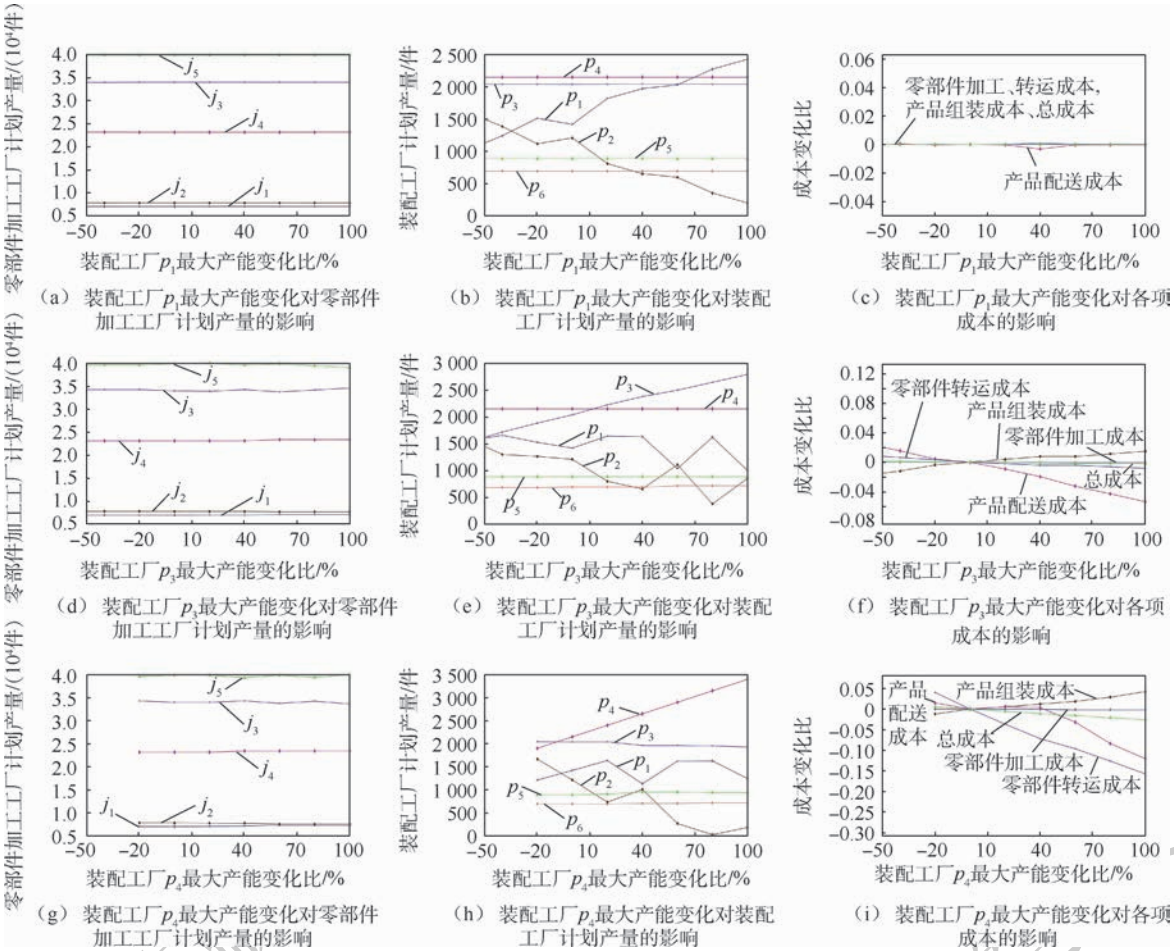
由图 4(g)~(i)可知,当零部件加工工厂 j_3 的可用工时减少超过 20% 后,模型无解,即当前工厂产能无法满足所有订单的生产需求。这是因为加工工厂 j_2、j_4 和 j_5 的产能已经达到饱和,而有空闲的加工工厂 j_1 又不能生产这些订单提出的产品需求,如表 A-7 所示。随着加工工厂 j_3 的可用工时增加,加工工厂 j_1 和 j_5 的计划产量随之减少,总成本也逐渐降低。正如图 4(h)所示,零部件加工工厂 j_3 的最大产能变化导致了装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量在一定范围内出现了较大的波动。值得注意的是,这种波动呈现出对称形态。这是因为模型有多个最优解所导致的。如表 A-6、表 A-8、表 A-10 和表 A-12 所示,装配工厂 p_1 和 p_2 生产各产品的单位成本、单位工时以及与各地之间的运输成本完全相同。

由于零部件加工工厂 j_4 和 j_5 的最大产能变化对生产计划和生产成本的影响与加工工厂 j_3 的结果类似,因此,不再赘述。

2.3.2　装配工厂最大生产能力变化的影响

由图 2(b)可知,装配工厂 p_1 和 p_2 有部分空闲资源,装配工厂 p_3、p_4、p_5 和 p_6 的产能已达到饱和。下面以装配工厂 p_1、p_3 和 p_4 为例,分析装配工厂最大产能变化对生产计划和各项成本的影响。

北航学报 赠阅



(a) 装配工厂p_1最大产能变化对零部件加工工厂计划产量的影响 (b) 装配工厂p_1最大产能变化对装配工厂计划产量的影响 (c) 装配工厂p_1最大产能变化对各项成本的影响

(d) 装配工厂p_3最大产能变化对零部件加工工厂计划产量的影响 (e) 装配工厂p_3最大产能变化对装配工厂计划产量的影响 (f) 装配工厂p_3最大产能变化对各项成本的影响

(g) 装配工厂p_4最大产能变化对零部件加工工厂计划产量的影响 (h) 装配工厂p_4最大产能变化对装配工厂计划产量的影响 (i) 装配工厂p_4最大产能变化对各项成本的影响

图 5 装配工厂最大产能变化的影响

Fig. 5 Effect of variation of maximum production capacity of assembly factories

图 5(a)~(c)表明,装配工厂 p_1 的最大产能变化对各零部件加工工厂和除 p_2 外其他装配工厂的最优计划产量没有影响,对成本的影响几乎可以忽略。图 5(b)显示,随着装配工厂 p_1 可用工时的增加,其最优计划产量也随之增长,装配工厂 p_2 的最优计划产量等量减少。

由图 5(d)可知,装配工厂 p_3 的最大产能变化对各零部件加工工厂的最优计划产量几乎没有影响。由图 5(e)可知,当装配工厂 p_3 的可用工时逐渐增加时,其最优计划产量也应逐渐增加,装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量之和逐渐减小,其他工厂的最优计划产量维持原值不变。正如表 A-11 所示,运输至装配工厂 p_1 和 p_2 的零部件转运成本显著高于其他工厂,因此,随着装配工厂 p_3 的产能增加,装配工厂 p_1 和 p_2 的产量便转移至装配工厂 p_3 生产。同时,产品的组装成本逐渐增大;零部件转运成本和产品配送成本逐渐减小,且减小幅度大于产品的组装成本;零部件加工成本近似不变,总成本略有降低,如图 5(f)所示。

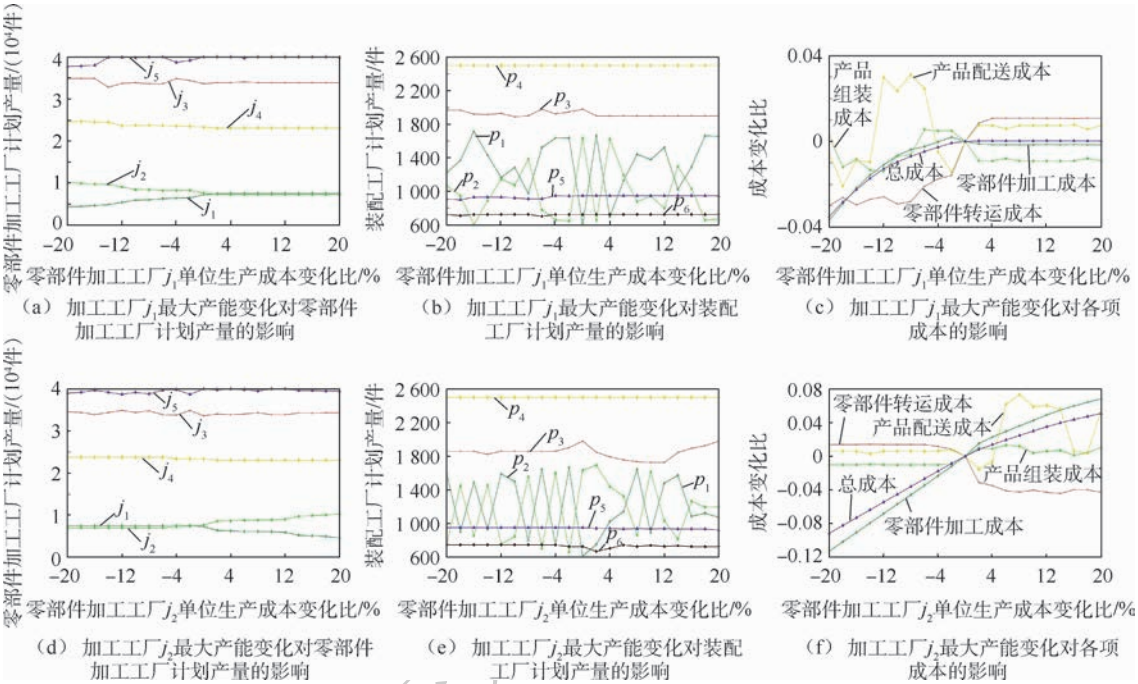
图 5(g)~(i)展示了装配工厂 p_4 最大产能变化对各工厂的生产计划和各项成本的影响。该工厂为订单 i_1 指定生产产品的工厂。如果该工厂产能降低,将影响到订单 i_1 的需求满足。所以,正如图 5(g)~(i)所示,当装配工厂 p_4 的可用工时减少 20% 以后,导致问题无解。随着工厂 p_4 的可用工时逐渐增大,该工厂的最优计划产量也随之增加,装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量之和逐渐减小,其他工厂的最优计划产量保持不变。同时,运输成本,尤其是零部件转运成本明显降低。

2.3.3 零部件加工工厂生产成本变化的影响

正如图 3 所示,零部件生产成本在总成本中的占比超过 60%,尤其是关键零部件 k_8~k_{11}所需的生产成本较高。因此,本文对这 4 种零部件的单位生产成本的变化对生产计划和生产成本的影响进行了分析。既然零部件生产成本与加工工厂有直接关系,因此,本文选择零部件加工工厂 j_1 和 j_2,并针对这 4 个关键零部件进行了敏感性分析。

图 6 描述了 4 个关键零部件在工厂 j_1 和 j_2 的单位生产成本变化对生产计划和各项成本的影响。图 6 中,横坐标的单位生产成本变化比表示这 4 个关键零部件的单位生产成本同时变动的幅度。

北航学报 赠阅

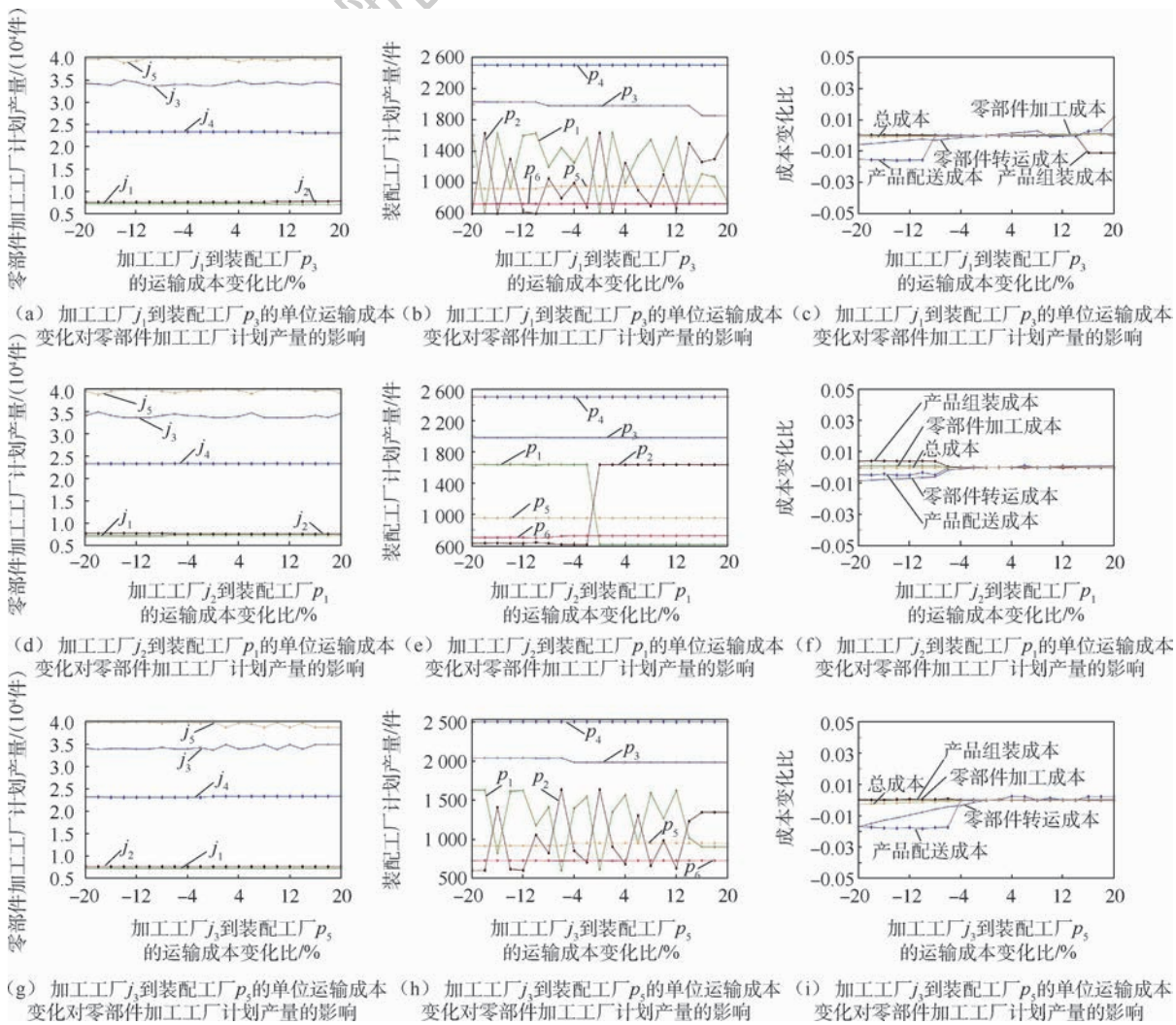


（a）加工工厂j_1最大产能变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（b）加工工厂j_1最大产能变化对装配工厂计划产量的影响　（c）加工工厂j_1最大产能变化对各项成本的影响

（d）加工工厂j_2最大产能变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（e）加工工厂j_2最大产能变化对装配工厂计划产量的影响　（f）加工工厂j_2最大产能变化对各项成本的影响

图 6　零部件加工工厂单位生产成本变化的影响

Fig. 6　Effect of variation of unit production cost of parts processing factories



（a）加工工厂j_1到装配工厂p_3的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（b）加工工厂j_1到装配工厂p_3的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（c）加工工厂j_1到装配工厂p_3的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响

（d）加工工厂j_2到装配工厂p_1的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（e）加工工厂j_2到装配工厂p_1的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（f）加工工厂j_2到装配工厂p_1的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响

（g）加工工厂j_3到装配工厂p_5的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（h）加工工厂j_3到装配工厂p_5的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响　（i）加工工厂j_3到装配工厂p_5的单位运输成本变化对零部件加工工厂计划产量的影响

图 7　零部件单位运输成本变化的影响

Fig. 7　Effect of the variation of unit transportation cost of parts

北航学报 赠阅

由图 6(a)可知,加工工厂 j_1 生产 4 个关键零部件的单位生产成本增长百分比由 -20% 逐渐增加至 0 时,其最优计划产量逐渐增长直至与加工工厂 j_2 的最优计划产量相等;当单位生产成本进一步增加时,各加工工厂的最优计划产量保持不变。由图 6(b)可知,关键零部件在加工工厂 j_1 的单位生产成本变化主要对装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量有影响。

由图 6(d)可知,加工工厂 j_2 生产 4 个关键零部件的单位成本增长百分比由 -20% 增加至 0 时,该工厂的最优计划产量保持不变;但是,当单位成本继续增长时,该工厂的最优计划产量将随之小幅增加;加工工厂 j_1 的最优计划产量随之下降。由图 6(e)可知,关键零部件在加工工厂 j_2 的单位生产成本变化对装配工厂 p_1、p_2 和 p_3 的最优计划产量有显著影响,对其他装配工厂几乎没有影响。

关键零部件 $k_8 \sim k_{11}$,无论是在加工工厂 j_1 还是在 j_2 生产,都会导致零部件加工成本的明显增长。正如图 6(c)、(f)所示,单位生产成本变动百分比在[-20% ,0]时的影响程度更显著。

2.3.4 零部件运输成本变化的影响

图 7 展示了零部件的单位运输成本变化对各工厂生产计划和各项成本的影响。由图 7 可知,零部件单位运输成本的变动百分比在[-20% ,20%]之间变动时,加工工厂和装配工厂的最优生产计划的变化不大,总成本略有波动,但是变化范围极小。值得注意的是,图 7(b)、(e)和(h)中装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量在波动,但是它们之和基本上是恒定的,这是由于这 2 个装配工厂的生产参数完全相等导致的多解现象。

2.3.5 产品需求量变化的影响

图 8 给出了产品 m_1 和 m_6 需求量变化对各工厂的生产计划和各项成本的影响。由图 8 可知,这 2 种产品的需求量变动对于零部件加工工厂的最优计划产量的影响不显著,对装配工厂 p_1 和 p_2 的最优计划产量有一定影响。各项成本随着产品需求量的增加而逐渐增加,其中总成本的增长变化幅度同零件加工成本和零件转运成本相似。其他产品需求量的变化的影响与这 2 种产品的结果一致,因此,不再赘述。

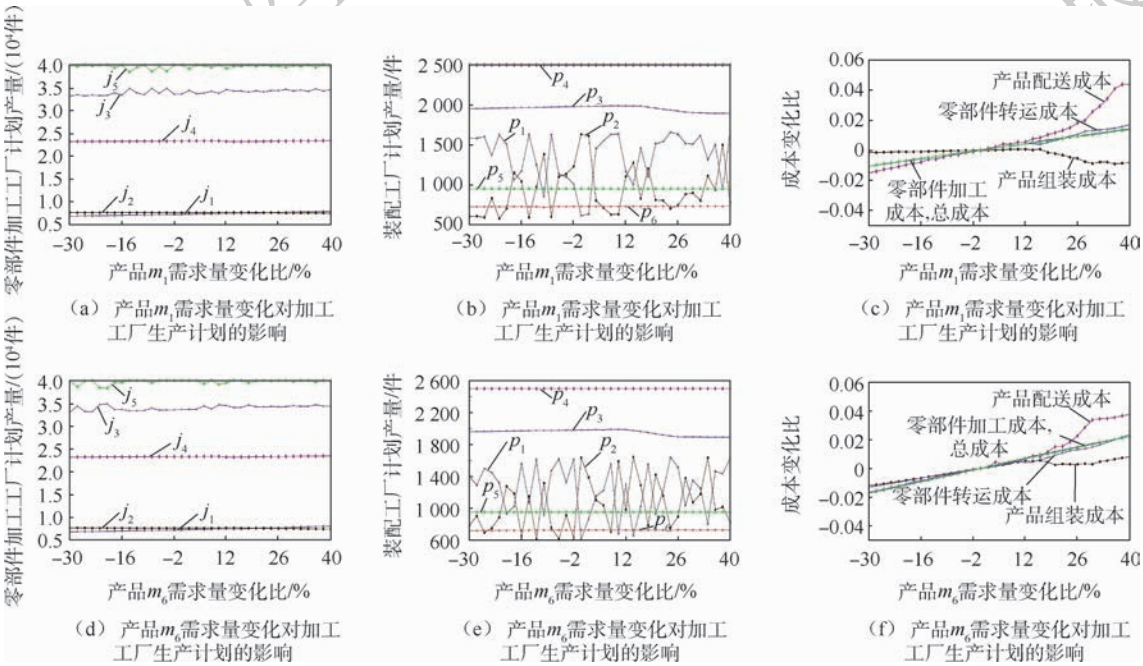


图 8 产品需求量变化的影响

Fig. 8 Effect of product demand variation

3 结 论

1)所建模型可有效解决单周期情况下多异质性工厂的综合生产计划问题。

2)模型通过成品配送约束解决了订单分配决策问题,大幅度减少了决策变量数量,显著降低了模型的复杂度。

3)灵敏度分析结果表明生产能力、生产成本、运输成本和产品需求量等参数变化会对最优生产计划产生影响。

当航空制造型企业面临过度订购的情况时,不得不对过多的订单需求做出响应,可以选择直接拒绝、增加产能、延期交货、部分产品外包或外购等决策。因此,如何选择并添加这些

北航学报 赠阅

决策要素并改进本文所提模型以适应过度订购的实际需求，如何扩展所提模型以确保多周期情况下总成本最少，这些是值得进一步深入研究的课题。

参考文献（References）

[1] KIRALY A, CHRISTIDOU M, CHOVAN T, et al. Minimization of off-grade production in multi-site multi-product plants by solving multiple traveling salesman problem[J]. Journal of Cleaner Production, 2016, 111: 253-261.

[2] 王文浩，张洁. 面向 ATP 的多工厂订单决策与生产计划集成优化模型[J]. 上海交通大学学报, 2011, 45(12): 1794-1799.
WANG W H, ZHANG J. An order decision and production planning integrated available to promise model for multi-plant manufacturing[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45(12): 1794-1799(in Chinese).

[3] KANYALKAR A P, ADIL G K. Integrated planning in a multi-site procurement, production and distribution system under rolling schedule[J]. International Journal of Services and Operations Management, 2011, 9(2): 162-182.

[4] BEHESHTINIA M A, GHASEMI A, FAROKHNIA M. Supply chain scheduling and routing in multi-site manufacturing system (case study: A drug manufacturing company)[J]. Journal of Modelling in Management, 2018, 13(1): 27-49.

[5] WANG P S, YANG T, YU L C. Lean-pull strategy for order scheduling problem in a multi-site semiconductor crystal ingot-pulling manufacturing company[J]. Computers & Industrial Engineering, 2018, 125: 545-562.

[6] STEVENSON M, HENDRY L C, KINGSMAN B G. A review of production planning and control: The applicability of key concepts to the make-to-order industry[J]. International Journal of Production Research, 2005, 43(5): 869-898.

[7] DÍAZ-MADROÑERO M, PEIDRO D, MULA J. A review of tactical optimization models for integrated production and transport routing planning decisions[J]. Computers & Industrial Engineering, 2015, 88: 518-535.

[8] YU C Y, JI Y J, QI G N, et al. Group-based production scheduling for make-to-order production[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2013, 26(3): 585-600.

[9] GUO Z X, WONG W K, LEUNG S Y S. A hybrid intelligent model for order allocation planning in make-to-order manufacturing[J]. Applied Soft Computing, 2013, 13(3): 1376-1390.

[10] YANG W, FUNG R Y K. An available to promise decision support for a multi-site make-to-order production system[J]. International Journal of Production Research, 2014, 52(14): 4253-4266.

[11] GUO Z X, YANG C, WANG W, et al. Harmony search-based multi-objective optimization model for multi-site order planning with multiple uncertainties and learning effects[J]. Computers & Industrial Engineering, 2015, 83: 74-90.

[12] HADIAN H, JAHROMI A E, SOLEIMANI M. Order allocation in a multiple-vendor and quantity discount environment: A multi-objective decision-making approach[J]. Management Science Letters, 2018, 8(10): 975-990.

[13] TSAI K M, WANG S C. Multi-site available-to-promise modeling for assemble-to-order manufacturing: An illustration on TFT-LCD manufacturing[J]. International Journal of Production Economics, 2009, 117(1): 174-184.

[14] KHAKDAMAN M, WONG K Y, ZOHOORI B, et al. Tactical production planning in a hybrid make-to-stock-make-to-order environment under supply, process and demand uncertainties: A robust optimization model[J]. International Journal of Production Research, 2015, 53(5): 1358-1386.

[15] LEUNG S C H, TSANG S O S, NG W L, et al. A robust optimization model for multi-site production planning problem in an uncertain environment[J]. European Journal of Operational Research, 2006, 181(1): 224-238.

[16] RAFIEI H, RABBANI M, KOKABI R. Multi-site production planning in hybrid make-to-stock/make-to order production environment[J]. Journal of Industrial Engineering International, 2014, 10(3): 1-9.

[17] CHEN W L, HUANG C Y, LAI Y C. Multi-tier and multi-site collaborative production: Illustrated by a case example of TFT-LCD manufacturing[J]. Computers & Industrial Engineering, 2009, 57(1): 61-72.

[18] 周金宏，汪定伟. 软件算求解分布式多工厂单件制造业的提前/拖期生产计划问题[J]. 控制理论与应用, 2002, 19(2): 235-238.
ZHOU J H, WANG D W. Soft computing for earliness and tardiness production planning of multi-location OKP manufacturing systems[J]. Control Theory & Applications, 2002, 19(2): 235-238(in Chinese).

[19] 周金宏，汪定伟. 基于模糊交货期分布式多工厂单件制造业的生产计划[J]. 系统工程理论方法应用, 2000(3): 229-234.
ZHOU J H, WANG D W. Production planning with fuzzy due data for multi-location OKP manufacturing systems[J]. Systems Engineering-Theory Methodology Applications, 2000(3): 229-235(in Chinese).

[20] 周金宏，汪定伟，徐洋. 软计算求解分布式多工厂多顾客的供应链准时化生产计划问题[J]. 控制与决策, 2001, 16(6): 894-898.
ZHOU J H, WANG D W, XU Y. Soft computing for JIT production planning of supply chain of multi-location manufacturing systems[J]. Control and Decision, 2001, 16(6): 894-898(in Chinese).

[21] 周威，金以慧. 利用拉格朗日松弛算法协调多厂供应链生产计划[J]. 计算机集成制造系统, 2005, 11(9): 1255-1259.
ZHOU W, JIN Y H. Coordination method for multi-plants supply chain production planning based on Lagrange relaxation algorithm[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2005, 11(9): 1255-1259(in Chinese).

[22] KANYALKAR A P, ADIL G K. A robust optimization model for aggregate and detailed planning of a multi-site procurement-production-distribution system[J]. International Journal of Production Research, 2010, 48(3): 635-656.

[23] SAFAEI A S. Integrated multi-site production-distribution plan-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ning in supply chain by hybrid modelling[J]. International Journal of Production Research,2010,48(14):13-14.

[24] GHOLAMIAN N, MAHDAVI I, TAVAKKOLI-MOGHADDAM R, et al. Multi-objective multi-product multi-site aggregate production planning in a supply chain under uncertainty: Fuzzy multi-objective optimization[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing,2016,29(2):149-165.

[25] JING Y, LI W, WANG X. Production planning with remanufacturing and back-ordering in a cooperative multi-factory environment[J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing,2016,29(6):692-708.

[26] CHUNG S H, LAU H C W, CHOY K L, et al. Application of genetic approach for advanced planning in multi-factory environment[J]. International Journal of Production Economics,2010,127(2):300-308.

[27] BEHESHTINIA M A, GHASEMI A. A multi-objective and integrated model for supply chain scheduling optimization in a multi-site manufacturing system[J]. Engineering Optimization,2018,50(9):1415-1433.

[28] KARIMI N, DAVOUDPOUR H. A branch and bound method for solving multi-factory supply chain scheduling with batch delivery[J]. Expert Systems with Applications,2015,42(1):238-245.

[29] TERRAZAS-MORENO S, TROTTER P A, GROSSMANN I E. Temporal and spatial Lagrangean decompositions in multi-site, multi-period production planning problems with sequence-dependent changeovers[J]. Computers and Chemical Engineering,2011,35(12):2913-2928.

[30] AISSANI N, BEKRAR A, TRENTESAUX D, et al. Dynamic scheduling for multi-site companies: A decisional approach based on reinforcement multi-agent learning[J]. Journal of Intelligent Manufacturing,2012,23(6):2513-2529.

[31] LIM M K, TAN K, LEUNG S C H. Using a multi-agent system to optimise resource utilisation in multi-site manufacturing facilities[J]. International Journal of Production Research,2013,51(9):2620-2638.

[32] MARDAN E, AMALNIK M S, RABBANI M. An integrated emergency ordering and production planning optimization model with demand and yield uncertainty[J]. International Journal of Production Research,2015,53(20):6023-6039.

[33] LIN J, LIU M, HAO J, et al. Many-objective harmony search for integrated order planning in steelmaking-continuous casting-hot rolling production of multi-plants[J]. International Journal of Production Research,2017,55(14):4003-4020.

[34] 刘洪伟,苑东平,郑飞. 集团分布式制造模式下生产调配优化模型研究及算法设计[J]. 运筹与管理,2017,26(1):1-7.
LIU H W, YUAN D P, ZHENG F. Optimization of production allocation and algorithm design based on group distributed manufacturing[J]. Operations Research and Management Science,2017,26(1):1-7(in Chinese).

[35] 曹立思,郝剑虹,蒋大奎. 考虑交货期约束的多工厂供应链排序[J]. 工业技术经济,2018,37(5):42-47.
CAO L S, HAO J H, JIANG D K. Supply chain scheduling with deadline constraints on multiple plants[J]. Industrial Technology & Economy,2018,37(5):42-47(in Chinese).

[36] 蒋大奎,李波. 基于禁忌搜索的平行机多工厂供应链调度[J]. 中国机械工程,2012,23(6):688-693.
JIANG D K, LI B. Multi-plant supply chain scheduling with parallel machines based on taboo search algorithm[J]. China Mechanical Engineering,2012,23(6):688-693(in Chinese).

[37] KOÇ U, TOPTAL A, SABUNCUOGLU I. Coordination of inbound and outbound transportation schedules with the production schedule[J]. Computer & Industrial Engineering,2017,103:178-192.

[38] HOMAYOUNI S M, FONTES D B M M. Joint scheduling of production and transport with alternative job routing in flexible manufacturing systems[C]// AIP Conference Proceedings,2019:20041-20045.

[39] LIU L, LI W L, LI K P, et al. A coordinated production and transportation scheduling problem with minimum sum of order delivery times[J]. Journal of Heuristics,2020,26(1):33-58.

[40] PEI J, PARDALOS P M, LIU X, et al. Coordination of production and transportation in supply chain scheduling[J]. Journal of Industrial and Management Optimization,2015,11(2):399-419.

作者简介:

沈广亚 男,博士研究生。主要研究方向:制造资源优化配置。

李立恒 女,硕士研究生。主要研究方向:生产运作管理。

张宁 男,教授,博士生导师。主要研究方向:交通运输规划。

附录 A:问题的参数

表 A-1 7 种产品的物料清单

Table A-1 Bill of materials of 7 types of products

零部件	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
k_1	1	0	0	0	0	0	0
k_2	0	0	1	0	0	0	0
k_3	0	1	0	1	0	0	0
k_4	0	0	0	0	0	1	0
k_5	0	0	0	0	1	0	0
k_6	0	0	0	0	0	0	1
k_7	1	1	1	1	1	1	1
k_8	1	1	0	0	0	0	0
k_9	0	0	0	0	1	0	0
k_{10}	0	0	0	1	0	1	1
k_{11}	0	0	1	0	0	0	0
k_{12}	0	0	0	0	0	0	1
k_{13}	1	1	0	1	1	0	0
k_{14}	0	0	0	0	0	1	0
k_{15}	0	0	1	0	0	0	0
k_{16}	0	0	0	0	0	0	1
k_{17}	1	1	0	1	1	1	0
k_{18}	0	0	1	0	0	0	0
k_{19}	6	7	8	11	11	8	8

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 A-2　订单 i_1 对 7 种产品的需求量

Table A-2　Demand of 7 types of products in order i_1

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1	300	350	200	300	220	150	230
l_2	0	0	0	0	0	0	0
l_3	0	0	0	0	0	0	0
l_4	0	0	0	0	0	0	0
l_5	0	0	0	0	0	0	0
l_6	0	0	0	0	0	0	0

表 A-3　订单 i_2 对 7 种产品的需求量

Table A-3　Demand of 7 types of products in order i_2

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1	0	0	0	0	0	0	0
l_2	100	100	100	100	100	50	100
l_3	100	150	50	100	100	60	100
l_4	100	50	50	100	50	100	75
l_5	50	50	100	50	50	100	50
l_6	150	200	150	100	200	200	100

表 A-4　订单 i_3 对 7 种产品的需求量

Table A-4　Demand of 7 types of products in order i_3

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1	0	0	0	0	0	0	0
l_2	150	100	100	150	70	50	80
l_3	100	100	50	100	20	140	30
l_4	100	200	50	100	70	100	55
l_5	50	50	100	100	100	100	50
l_6	200	200	150	100	50	0	100

表 A-5　零部件加工工厂的生产成本

Table A-5　Production cost of parts processing factories

元/件

零部件	j_1	j_2	j_3	j_4	j_5
k_1	0	0	20	18	20
k_2	0	0	15	15	13
k_3	0	0	13	13	13
k_4	0	0	12	12	13
k_5	0	0	10	10	10
k_6	0	0	10	10	10
k_7	0	0	15	15	15
k_8	1 000	800	700	720	700
k_9	2 000	1 800	1 800	1 850	1 800
k_{10}	2 500	2 000	2 000	2 000	2 000
k_{11}	3 000	2 500	2 500	2 500	2 500
k_{12}	0	0	200	200	180
k_{13}	0	0	400	450	400
k_{14}	0	0	600	600	650
k_{15}	0	0	800	750	750
k_{16}	0	0	70	70	70
k_{17}	0	0	100	100	100
k_{18}	160	150	150	150	150
k_{19}	60	50	50	50	50

表 A-6　装配工厂的生产成本

Table A-6　Production cost of assembly plants

元/件

装配工厂	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
p_1	10	10	80	65	50	60	30
p_2	10	10	80	65	50	60	30
p_3	15	15	90	70	70	70	40
p_4	20	20	100	70	70	80	55
p_5	15	10	75	70	65	70	50
p_6	12	12	95	75	85	80	75

表 A-7　零部件加工工厂生产各零部件消耗的工时

Table A-7　Working-hours consumed for production of various parts in parts processing factories　h

零部件	j_1	j_2	j_3	j_4	j_5
k_1	0	0	0.06	0.08	0.06
k_2	0	0	0.06	0.06	0.06
k_3	0	0	0.06	0.06	0.08
k_4	0	0	0.05	0.06	0.05
k_5	0	0	0.06	0.06	0.06
k_6	0	0	0.06	0.05	0.06
k_7	0	0	0.06	0.05	0.06
k_8	0.16	0.2	0.2	0.21	0.2
k_9	0.18	0.2	0.2	0.21	0.2
k_{10}	0.2	0.21	0.2	0.21	0.2
k_{11}	0.23	0.25	0.23	0.23	0.25
k_{12}	0.1	0.13	0.1	0.11	0.1
k_{13}	0.1	0.11	0.13	0.15	0.11
k_{14}	0.11	0.13	0.13	0.15	0.11
k_{15}	0.13	0.13	0.13	0.11	0.15
k_{16}	0	0	0.1	0.1	0.13
k_{17}	0	0	0.1	0.11	0.11
k_{18}	0	0	0.1	0.13	0.15
k_{19}	0	0	0.05	0.06	0.05

表 A-8　装配工厂组装各产品所耗工时

Table A-8　Working-hours consumed for assembly of various products in assembly plants　h

装配工厂	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
p_1	1	1.3	1.3	1.2	1.2	1.1	1.1
p_2	1	1.3	1.3	1.2	1.2	1.1	1.1
p_3	1	2	1.7	1.6	1.5	1.2	1.6
p_4	1	1	2	1.5	1	1	1
p_5	1.2	1.6	1.3	1.6	1.7	1.2	1.6
p_6	1.2	1.7	1.3	1.5	1.6	1.8	1.4

表 A-9　零部件加工工厂的最大可用工时

Table A-9　Maximum working-hours of parts processing plants　h

加工工厂	j_1	j_2	j_3	j_4	j_5
最大可用工时	1 500	1 500	1 800	2 000	2 000

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 A-10 装配工厂的最大可用工时

Table A-10 Maximum working hours of assembly plants h

装配工厂	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
最大可用工时	2 000	2 000	2 500	2 500	1 200	1 000

表 A-11 零部件加工工厂与装配工厂间的运输成本

Table A-11 Transportation cost between processing plant and assembly plants 元/件

加工工厂	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
j_1	80	80	70	50	20	80
j_2	30	30	35	40	80	30
j_3	50	50	45	5	45	45
j_4	50	50	45	5	45	45
j_5	50	50	45	5	45	45

表 A-12 装配工厂与销售地之间的运输成本

Table A-12 Transportation costs between assembly plant and sales location 元/件

销售地	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
l_1	50	50	55	10	80	30
l_2	30	30	25	20	50	30
l_3	60	60	50	20	40	40
l_4	60	60	50	20	30	40
l_5	90	90	80	80	20	80
l_6	50	50	30	60	100	70

表 A-13 订单在各销售地的 7 种产品需求量

Table A-13 Demand for 7 types of products of orders at each sales location 件

销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
l_1	300	350	200	300	220	150	230
l_2	250	200	200	250	170	100	180
l_3	200	250	100	200	120	200	130
l_4	200	250	100	200	120	200	130
l_5	100	100	200	150	150	200	100
l_6	350	400	300	200	250	200	200

附录 B:问题的解

表 B-1 零部件加工工厂生产计划

Table B-1 Production plan of parts processing plants 件

零部件	j_1	j_2	j_3	j_4	j_5
k_1	0	0	1 100	0	300
k_2	0	0	0	1 100	0
k_3	0	0	0	2 850	0
k_4	0	0	1 050	0	0
k_5	0	0	0	1 030	0
k_6	0	0	0	970	0
k_7	0	0	0	8 400	0
k_8	419	1 102	0	1 429	0
k_9	150	880	0	0	0
k_{10}	0	3 320	0	0	0
k_{11}	1	705	0	394	0
k_{12}	969	0	0	1	0
k_{13}	3 497	1 783	0	0	0
k_{14}	1 050	0	0	0	0
k_{15}	902	0	0	198	0
k_{16}	0	0	0	970	0
k_{17}	0	0	521	5 809	0
k_{18}	0	0	1 100	0	0
k_{19}	0	0	30 241	0	39 599

续表

表 B-2 装配工厂生产计划

Table B-2 Production plan of assembly plants 件

装配工厂	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
p_1	0	502	0	174	3	0	740
p_2	0	600	500	0	10	100	0
p_3	779	0	0	333	247	681	0
p_4	300	350	200	300	620	150	230
p_5	321	98	200	0	150	119	0
p_6	0	0	200	493	0	0	0

表 B-3 装配工厂运输计划

Table B-3 Transportation plan of assembly plants 件

装配工厂	销售地	m_1	m_2	m_3	m_4	m_5	m_6	m_7
p_1	l_1	0	0	0	0	0	0	0
	l_2	0	0	0	174	0	0	180
	l_3	0	250	0	0	0	0	130
	l_4	0	250	0	0	0	0	130
	l_5	0	2	0	0	0	0	100
	l_6	0	0	0	0	3	0	200
p_2	l_1	0	0	0	0	0	0	0
	l_2	0	200	200	0	10	100	0
	l_3	0	0	0	0	0	0	0
	l_4	0	0	0	0	0	0	0
	l_5	0	0	0	0	0	0	0
	l_6	0	400	300	0	0	0	0
p_3	l_1	0	0	0	0	0	0	0
	l_2	250	0	0	76	0	0	0
	l_3	179	0	0	0	0	200	0
	l_4	0	0	0	0	0	200	0
	l_5	0	0	0	57	0	81	0
	l_6	350	0	0	200	247	200	0
p_4	l_1	300	350	200	300	220	150	230
	l_2	0	0	0	0	160	0	0
	l_3	0	0	0	0	120	0	0
	l_4	0	0	0	0	120	0	0
	l_5	0	0	0	0	0	0	0
	l_6	0	0	0	0	0	0	0
p_5	l_1	0	0	0	0	0	0	0
	l_2	0	0	0	0	0	0	0
	l_3	21	0	0	0	0	0	0
	l_4	200	0	0	0	0	0	0
	l_5	100	98	200	0	150	119	0
	l_6	0	0	0	0	0	0	0
p_6	l_1	0	0	0	0	0	0	0
	l_2	0	0	0	0	0	0	0
	l_3	0	0	100	200	0	0	0
	l_4	0	0	100	200	0	0	0
	l_5	0	0	0	93	0	0	0
	l_6	0	0	0	0	0	0	0

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 B-4　零部件加工工厂 j_1 运输计划

Table B-4　Transportation plan of parts processing plant j_1

零部件	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
k_1	0	0	0	0	0	0
k_2	0	0	0	0	0	0
k_3	0	0	0	0	0	0
k_4	0	0	0	0	0	0
k_5	0	0	0	0	0	0
k_6	0	0	0	0	0	0
k_7	0	0	0	0	0	0
k_8	0	0	0	0	419	0
k_9	0	0	0	0	150	0
k_{10}	0	0	0	0	0	0
k_{11}	0	0	0	1	0	0
k_{12}	739	0	0	230	0	0
k_{13}	0	0	1 358	1 570	569	0
k_{14}	0	100	681	150	119	0
k_{15}	0	500	0	2	200	200
k_{16}	0	0	0	0	0	0
k_{17}	0	0	0	0	0	0
k_{18}	0	0	0	0	0	0
k_{19}	0	0	0	0	0	0

表 B-5　零部件加工工厂 j_2 运输计划

Table B-5　Transportation plan of parts processing plant j_2

零部件	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
k_1	0	0	0	0	0	0
k_2	0	0	0	0	0	0
k_3	0	0	0	0	0	0
k_4	0	0	0	0	0	0
k_5	0	0	0	0	0	0
k_6	0	0	0	0	0	0
k_7	0	0	0	0	0	0
k_8	502	600	0	0	0	0
k_9	3	10	247	620	0	0
k_{10}	914	100	1 014	680	119	493
k_{11}	0	500	0	5	0	200
k_{12}	0	0	0	0	0	0
k_{13}	679	610	1	0	0	493
k_{14}	0	0	0	0	0	0
k_{15}	0	0	0	0	0	0
k_{16}	0	0	0	0	0	0
k_{17}	0	0	0	0	0	0
k_{18}	0	0	0	0	0	0
k_{19}	0	0	0	0	0	0

表 B-6　零部件加工工厂 j_3 运输计划

Table B-6　Transportation plan of parts processing plant j_3

零部件	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
k_1	0	0	779	0	321	0
k_2	0	0	0	0	0	0
k_3	0	0	0	0	0	0
k_4	0	100	681	150	119	0
k_5	0	0	0	0	0	0
k_6	0	0	0	0	0	0
k_7	0	0	0	0	0	0
k_8	0	0	0	0	0	0
k_9	0	0	0	0	0	0
k_{10}	0	0	0	0	0	0
k_{11}	0	0	0	0	0	0
k_{12}	0	0	0	0	0	0
k_{13}	0	0	0	0	0	0
k_{14}	0	0	0	0	0	0
k_{15}	0	0	0	0	0	0
k_{16}	0	0	0	0	0	0
k_{17}	521	0	0	0	0	0
k_{18}	0	500	0	200	200	200
k_{19}	1	0	4 207	19 010	0	7 023

表 B-7　零部件加工工厂 j_4 运输计划

Table B-7　Transportation plan of parts processing plant j_4

零部件	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
k_1	0	0	0	0	0	0
k_2	0	500	0	200	200	200
k_3	676	600	333	650	98	493
k_4	0	0	0	0	0	0
k_5	3	10	247	620	150	0
k_6	740	0	0	230	0	0
k_7	1 419	1 210	2 040	2 150	888	693
k_8	0	0	779	650	0	0
k_9	0	0	0	0	0	0
k_{10}	0	0	0	0	0	0
k_{11}	0	0	0	194	200	0
k_{12}	1	0	0	0	0	0
k_{13}	0	0	0	0	0	0
k_{14}	0	0	0	0	0	0
k_{15}	0	0	0	198	0	0
k_{16}	740	0	0	230	0	0
k_{17}	158	710	2 040	1 720	688	493
k_{18}	0	0	0	0	0	0
k_{19}	0	0	0	0	0	0

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 B-8 零部件加工工厂 j_5 运输计划

Table B-8 Transportation plan of parts processing plant j_5

零部件	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
k_1	0	0	0	300	0	0
k_2	0	0	0	0	0	0
k_3	0	0	0	0	0	0
k_4	0	0	0	0	0	0
k_5	0	0	0	0	0	0
k_6	0	0	0	0	0	0
k_7	0	0	0	0	0	0
k_8	0	0	0	0	0	0
k_9	0	0	0	0	0	0
k_{10}	0	0	0	0	0	0
k_{11}	0	0	0	0	0	0
k_{12}	0	0	0	0	0	0
k_{13}	0	0	0	0	0	0
k_{14}	0	0	0	0	0	0
k_{15}	0	0	0	0	0	0
k_{16}	0	0	0	0	0	0
k_{17}	0	0	0	0	0	0
k_{18}	0	0	0	0	0	0
k_{19}	11 380	9 110	12 295	0	6 814	0

An integrated planning model for production and transportation in make-to-order multi-site aviation manufacturing industry

SHEN Guangya, LI Liheng, ZHANG Ning*

(School of Economics & Management, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: An integer programming model is built to solve the integrated planning problems including order allocation, components and parts processing, product assembly and product transportation in aviation parts integrated manufacturing environment with multiple heterogenic discrete manufacturing plants. The objective of the proposed model is the minimization of the total cost in the whole process of production and transportation. The proposed model handles the order allocation problem through constructing the product shipment constraint rather than separately introducing order allocation decision variables or adding order dimensions to the production and transportation decision variables so as to reduce a large number of unnecessary decision variables, which significantly reduces the complexity of the model and improves its practicability. The effectiveness of the proposed model is confirmed by an instance from an aviation manufacturing enterprise.

Keywords: production planning; transportation; multi-site; order allocation; aviation manufacturing industry

Received: 2020-01-18; **Accepted**: 2020-02-07; **Published online**: 2020-02-17 11:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.2300.005.html

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

北京航空航天大学学报

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

《北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 46 卷 第 7 期　2020 年 7 月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594 82338922 82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.7 July 2020

Administrated by Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922 82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00 元／期

ISSN 1001-5965

