ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2022-03
Vol.48 No.3

北航学报
赠 阅

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 48 卷 第 3 期 （总第 349 期） 2022 年 3 月

目 次

飞机燃油系统全飞行剖面热边界模拟与温度预测 …… 王瑞卿，李栋，李运华，王曦（369）

未知载荷条件下机械系统剩余寿命预测方法 …… 许丹，肖小琦，冯至昕（376）

基于有效中转时间预测的不正常航班恢复技术 … 何坚，果红艳，姚远，卞磊，唐红武，王殿胜（384）

基于有限时间引导律的欠驱智能船舶循迹控制 …… 冯辉，胡胜，余文婴，徐海祥（394）

阻力和升力加速度指令快速解析与跟踪制导 …… 刘刚（401）

CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数测量 …… 李超越，冯诗愚，徐雷，王志凌（412）

星载 GNSS 海洋反射信号建模与仿真 …… 王峰，杨东凯，张波，李博闻，张国栋（419）

变质心固定翼无人机动力学分析与抗扰控制 …… 邱潇颀，高长生，荆武兴（430）

泡沫铜/低熔点合金复合相变材料凝固放热分析 …… 侯天睿，邢玉明，郑文远，郝兆龙（438）

基于最大熵法和遗传算法的 SMSP 干扰对抗方法 …… 周长霖，王春阳，宫健，谭铭，赵英健（447）

基于搜索意图交互的无人机集群协同搜索算法…… 王宁，李哲，梁晓龙，侯岳奇，吴傲（454）

捆绑火箭气动载荷分布不确定性分析 …… 董欣心，刘莉，葛佳昊，王志（464）

基于释热率分析的钝体贫油熄火过程分析 …… 邢竞文，金捷，王方（473）

脉冲射流对环量控制翼型气动性能的影响 …… 雷玉昌，张登成，张艳华，苏光旭（485）

一种基座姿态可控空间机器人的通用避奇异算法 …… 赵龙泽，佘浩平，黄良伟，黄龙飞（495）

基于深度学习的焊缝 PAUT 数据智能化分析方法 …… 朱甜甜，宋波，毛捷，廉国选（504）

基于 A2-RO 电路版图填充的硬件木马抗植入方法 ……
…… 李宗哲，何家骥，马浩诚，刘燕江，秦国轩，赵毅强（514）

基于深度神经网络的像素级别可见光图像配准…… 黄晨威，程景春，潘雄，宋凝芳，刘冰（522）

基于调制卷积神经网络的空地数据链信道估计 …… 刘春辉，王美琳，董赞亮，王沛（533）

机载中空纤维膜组件壳程气体流动数值模拟 ……
…… 刘国田，白文涛，潘江丽，陈广豪，潘俊，冯诗愚（544）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 182 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 20 * 2022-03

（**编 辑** 张 嵘 李艳霞 孙 芳 卞欢欢）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 48 No. 3 (Sum 349) March 2022

北航学报 赠阅

CONTENTS

Thermal boundary simulation and temperature prediction for aircraft fuel system with full flight profile
…… WANG Ruiqing, LI Dong, LI Yunhua, WANG Xi (369)
Remaining life prediction method of mechanical system under uncertain loads
…… XU Dan, XIAO Xiaoqi, FENG Zhixin (376)
Irregular flight recovery technique based on accurate transit time prediction
…… HE Jian, GUO Hongyan, YAO Yuan, BIAN Lei, TANG Hongwu, WANG Diansheng (384)
Finite-time line-of-sight guidance law path following control for underactuated intelligent ships
…… FENG Hui, HU Sheng, YU Wenzhao, XU Haixiang (394)
Drag and lift acceleration commands rapid calculation and tracking guidance
…… LIU Gang (401)
Measurement of mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel
…… LI Chaoyue, FENG Shiyu, XU Lei, WANG Zhiling (412)
Modeling and simulation of spaceborne GNSS ocean-reflectometry
…… WANG Feng, YANG Dongkai, ZHANG Bo, LI Bowen, ZHANG Guodong (419)
Dynamic analysis and disturbance rejection control of mass-actuated fixed-wing UAV
…… QIU Xiaoqi, CAO Changsheng, JING Wuxing (430)
Solidification heat release of copper foam/low-melting-point alloy composite phase change material
…… HOU Tianrui, XING Yuming, ZHENG Wenyuan, HAO Zhaolong (438)
SMSP jamming countermeasure method based on maximum entropy method and genetic algorithm
…… ZHOU Changlin, WANG Chunyang, GONG Jian, TAN Ming, ZHAO Yingjian (447)
Cooperative search algorithm for UAV swarm based on search intensity interaction
…… WANG Ning, LI Zhe, LIANG Xiaolong, HOU Yueqi, WU Ao (454)
Uncertainty analysis of aerodynamic load distribution on strap-on launch vehicle
…… DONG Xinxin, LIU Li, GE Jiahao, WANG Zhi (464)
Lean blowoff process of bluff body based on heat release rate analysis
…… XING Jingwen, JIN Jie, WANG Fang (473)
Effect of pulsed jet on aerodynamic performance of circulation control airfoil
…… LEI Yuchang, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, SU Guangxu (485)
A general singularity avoidance algorithm for pedestal-controllable space manipulator
…… ZHAO Longze, SHE Haoping, HUANG Liangwei, HUANG Longfei (495)
PAUT data intelligent analysis method of welding seams based on deep learning
…… ZHU Tiantian, SONG Bo, MAO Jie, LIAN Guoxuan (504)
A hardware Trojan insertion prevention method based on layout filling with A2-RO circuit
…… LI Zongzhe, HE Jiaji, MA Haocheng, LIU Yanjiang, QIN Guoxuan, ZHAO Yiqiang (514)
Pixel-wise visible image registration based on deep neural network
…… HUANG Chenwei, CHENG Jingchun, PAN Xiong, SONG Ningfang, LIU Bing (522)
Channel estimation of air-ground data link based on modulated convolutional neural network
…… LIU Chunhui, WANG Meilin, DONG Zanliang, WANG Pei (533)
Numerical simulation of shell-side gas flow of airborne hollow fiber membrane module
…… LIU Guotian, BAI Wentao, PAN Jiangli, CHEN Guanghao, PAN Jun, FENG Shiyu (544)

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.1001-5965.2020.0555

全下文载

飞机燃油系统全飞行剖面热边界模拟与温度预测

王瑞卿[1], 李栋[2], 李运华[2,*], 王曦[3]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;
2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 通过仿真实验和机器学习,对影响飞机燃油系统温度的主要因素进行了研究,并对燃油系统温度进行了预测。对飞机燃油系统的基本结构布局进行了描述。利用Simulink仿真平台建立了燃油系统热动态仿真,该模型可以模拟出全飞行剖面下燃油回路各个节点的温度,通过改变不同的条件得到影响燃油系统各个节点温度的主要影响因素,并通过机器学习模型对燃油系统的温度进行预测。研究成果可以估计和感知燃油系统的工作温度及飞机液压、滑油等系统的工作温度,为进一步进行燃油液压系统的热边界感知和机载液压与机电系统热载荷吸收控制打下基础。

关 键 词: 燃油系统; 热边界模拟; 仿真建模; 温度预测; 机器学习
中图分类号: V245.3; TK39
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0369-07

随着中国机载电子与机电技术不断提升,机载热负荷也持续上升,进而导致对于机载制冷系统的要求也逐渐增大。然而,传统的冲压空气作为热沉介质的ACS(air cycle system)会影响飞机的动力性能及飞行性能,因此难以满足过高的热负荷吸收及散热问题需求。研究新的飞机热沉及控温措施已显得非常迫切。

近年来,随着发动机性能的提高和发动机传动及机载系统不断增加的热负荷,利用燃油作为热沉已成为现代飞机设计的一个共识,燃油热沉将大为提高环境控制系统的性能[1]。然而,由于燃油温度受到飞行状态、燃油供油路换热器变化的热负荷和燃油供油流量等诸多因素影响,加之燃油控温与发动机燃油供给和飞机热沉存在交联,控制困难。因此,燃油系统热管理与温度控制还存在着很多问题。对此,国内外专家对燃油系统热管理方面开展了很多研究工作。Morris[1]、Bodie[2]、German[3]、Kim[4]等针对不同型号飞行器的综合热管理系统进行了研究,提出了稳态和非稳态仿真计算方法。Olcucuoglu[5]和Doman[6]等对飞机的不同部位进行仿真模拟。Pinheiro和Sandoval Góes[7]对单发动机的燃油系统进行了建模仿真分析。胡晓辰[8]采用MATLAB对燃油系统部件进行仿真。Rheaume和Lents[9]利用MATLAB进行仿真分析,提出了热管理控制方案。从现有研究来看,主要是利用仿真模型对燃油系统进行综合热管理研究。

机器学习建模预测是近年来受到重视的技术,其从系统大量历史数据中挖掘出隐含的规律来对系统输出进行预测[10]。Alyanak[11]、Mangortey[12]等在燃油系统中运用了机器学习等算法,利用机器学习建模预测对燃油系统的温度预测具

收稿日期: 2020-09-27; **录用日期**: 2020-11-20; **网络出版时间**: 2020-12-09 13:11
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201208.1047.002.html
基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0015-0067)
* **通信作者**. E-mail: yhli@buaa.edu.cn

引用格式: 王瑞卿, 李栋, 李运华, 等. 飞机燃油系统全飞行剖面热边界模拟与温度预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 369-375. WANG R Q, LI D, LI Y H, et al. Thermal boundary simulation and temperature prediction for aircraft fuel system with full flight profile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 369-375(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

有重要意义。

本文主要研究全飞行剖面下燃油系统温度的建模和基于机器学习模型对燃油系统温度的预测方法。全飞行剖面是一次完整飞行任务的所有飞行阶段的飞行状态变量变化历程图。首先,用理论计算的方法对燃油箱表面温度进行计算。然后,参考某型号战斗机的燃油分布和燃油系统结构[13],对关键部件进行数学建模和参数计算[14],利用 Simulink 仿真软件建立仿真模型,对燃油系统各个节点的燃油温度进行仿真模拟,再进一步建立机器学习模型对燃油系统温度进行预测。通过仿真和预测可以估算和预测燃油计量控制系统的燃油工作温度,为燃油液压系统的热边界感知和机载液压与机电系统热载荷吸收控制打下基础,同时防止燃油结焦和喷口堵塞。

1 燃油系统模型

燃油系统的温度受到外界环境的影响,在全飞行剖面下不断变化,需要对燃油系统内部的工作机理进行建模分析。

1.1 基本假设

1)飞机有均匀的温度场和速度场。

2)燃油系统内结构可用一集中质量代替,其温度只受各热源影响且是均匀的。

3)同一截面下燃油的温度相同。

1.2 燃油系统工作原理

图 1 为燃油系统的通用原理图,本文根据原理图进行具体燃油系统模型的搭建。图 1 中:LP 为低压泵,HP 为高压泵,ESU 为电液伺服单元。

燃油系统的工作原理为:燃油箱内的航空燃油通过低压泵进入燃油管路中,通过燃-液换热器吸热并升温,其中大部分通过高压泵流入发动机来为飞行提供能源。多余的燃油通过燃-空换热器进行散热后回到燃油箱。同时,燃油箱受到的主要热负荷为飞机蒙皮向燃油箱传热,该热负荷直接导致燃油箱内燃油温度上升。

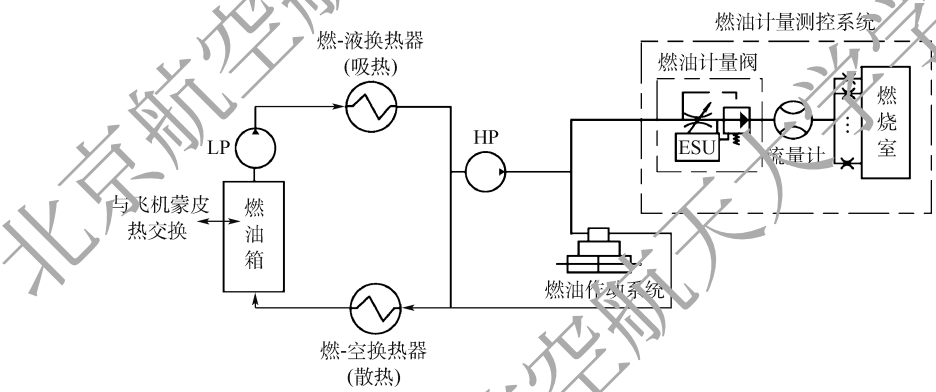


图 1 燃油系统工作原理

Fig. 1 Operation principle of fuel system

1.3 飞机全飞行剖面

图 2 为根据某型号飞机飞行训练[15]建立的全飞行剖面的飞机飞行高度和飞行速度与时间之间的关系,在不同的任务剖面,对应的热负荷和燃油箱的散热条件也不同。

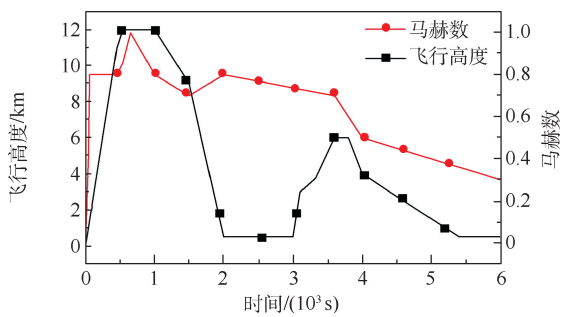


图 2 全飞行剖面飞机飞行高度和马赫数随时间变化

Fig. 2 Flight altitude and Mach number changing with time for full flight profile aircraft

1.4 燃油系统数学建模

1.4.1 燃油箱表面温度和热流量计算

首先计算飞机蒙皮表面空气层的阻滞温度:

$$T_{nc} = T_H C\left(1 + \frac{k-1}{2}Ma^2\right) \tag{1}$$

式中:k 为绝热指数;Ma 为马赫数;T_H 为静温;C 为附面层影响系数。

根据是否浸油将燃油箱分为浸油表面和非浸油表面,采用对流换热和辐射传热理论分别建立热平衡方程。对于浸油表面,其热平衡方程为

$$C_H A_{jin}(T_{nc} - T_{W1}) = 4.96\varepsilon_W A_{jin}\left[\left(\frac{T_{W1}}{100}\right)^4 - \left(\frac{T_H}{100}\right)^4\right] + \frac{T_{W1} - T_T}{R_{W1} + \frac{1}{A_{jin}C_{jin}}} \tag{2}$$

式中:C_H 为空气蒙皮对流换热系数;T_{W1} 为浸油表面燃油箱温度;ε_W 为辐射传热系数;T_T 为燃油温

北航学报 赠阅

度;R_{W1}为浸油表面燃油箱热阻;C_{jin}为浸油表面换热系数;A_{jin}为浸油表面燃油箱面积。

对于非浸油表面,其热平衡方程为

$$C_H A_{fei}(T_{nc}-T_{W2})=\frac{T_{W2}-T_T}{R_{W2}+\dfrac{1}{A_{fei}C_{fei}}+\dfrac{1}{A_{sur}C_{sur}}}+4.96\varepsilon_W A_{fei}\left[\left(\frac{T_{W2}}{100}\right)^4-\left(\frac{T_H}{100}\right)^4\right] \tag{3}$$

式中:A_{fei}为非浸油表面面积;C_{fei}为非浸油表面换热系数;R_{W2}为非浸油表面燃油箱热阻;A_{sur}为燃油液面面积;C_{sur}为燃油液面换热系数;T_{W2}为非浸油表面燃油箱温度。

则浸油表面和非浸油表面向燃油传热的热流量分别为

$$q_{jin}=\frac{T_{W1}-T_T}{R_{W1}+\dfrac{1}{A_{jin}C_{jin}}} \tag{4}$$

$$q_{fei}=\frac{T_{W2}-T_T}{R_{W2}+\dfrac{1}{A_{fei}C_{fei}}+\dfrac{1}{A_{sur}C_{sur}}} \tag{5}$$

1.4.2　燃油箱温度计算

燃油箱的温度主要受蒙皮传热、进入燃油箱热流率和流出燃油箱热流率的影响,其支配方程为

$$q_{jin}+q_{fei}+P_{in}-P_{out}=c_v T_T\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t}+c_v m\frac{\mathrm{d}T_T}{\mathrm{d}t} \tag{6}$$

式中:进油燃油的热功率 $P_{in}=c_v\dot{m}_{in}T_{in}$;排油燃油的热功率 $P_{out}=c_v\dot{m}_{out}T_{out}$,$\dot{m}_{out}$ 和 $\dot{m}_{in}$ 分别为排油和进油质量流量;c_v 为燃油比热容;T_{out}和 T_{in}分别为燃油箱排油口和进油口的温度;m 为燃油箱内燃油质量,质量随时间变化,可以表示为

$$\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t}=\dot{m}_{in}-\dot{m}_{out} \tag{7}$$

1.4.3　射流泵温度计算

燃油箱之间通过射流泵进行燃油传输,射流泵的压力比为

$$h=\frac{P_{30}-P_{20}}{P_{10}-P_{20}} \tag{8}$$

式中:P_{10}、P_{20}、P_{30}分别为喷嘴入口、射流泵吸入口、射流泵出口处压力。

射流泵的流量比为

$$q=\frac{Q_{20}}{Q_{10}} \tag{9}$$

式中:Q_{20}为射流泵吸入口的流量;Q_{10}为喷嘴入口流量。

则射流泵的效率为

$$\eta=\frac{qh}{1-h} \tag{10}$$

1.4.4　换热器温度计算

本文采用套管式散热器利用传热单元数(η-NTU)法建立数学模型,通过德雷克近似关系计算换热器效率来计算换热器温度:

$$\mathrm{NTU}=\frac{W_{HX}}{W_{hydraulic}} \tag{11}$$

$$C^*=\frac{W_{hydraulic}}{W_{fuel}}\leqslant 1 \tag{12}$$

$$\eta=1-\exp\left\{\frac{\mathrm{NTU}^{0.22}}{C^*}\left[\exp(-C^*\cdot\mathrm{NTU}^{0.78})-1\right]\right\} \tag{13}$$

式中:W_{HX}表示换热器的平均温差为 1℃时传递的热量;W_{fuel}为换热器中燃油热容量;$W_{hydraulic}$为换热器中液压油热容量;C^*为热容比。

1.5　仿真计算

1.5.1　燃油系统温度计算

利用 MATLAB/Simulink 对某型号飞机[15]的燃油系统进行仿真建模,具体模型如图 3 所示。同时对该飞机某次飞行的全飞行剖面的燃油系统温度进行仿真,仿真结果如图 4 所示。

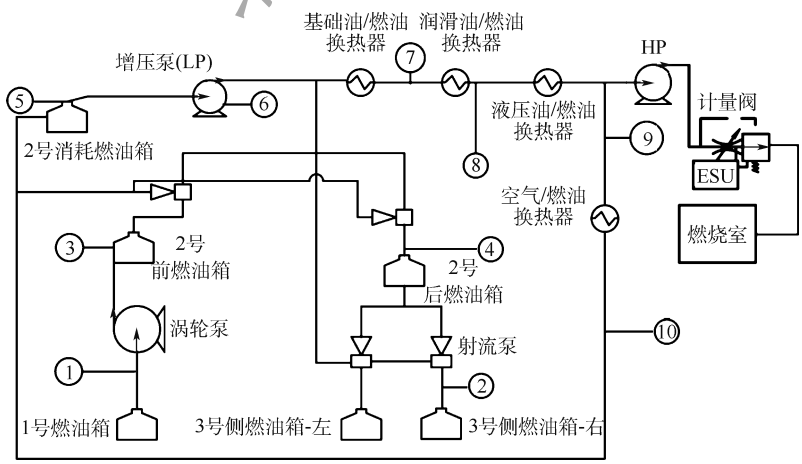


图 3　Simulink 仿真模型示意图

Fig. 3　Schematic diagram of Simulink simulation model

北京航空航天大学学报

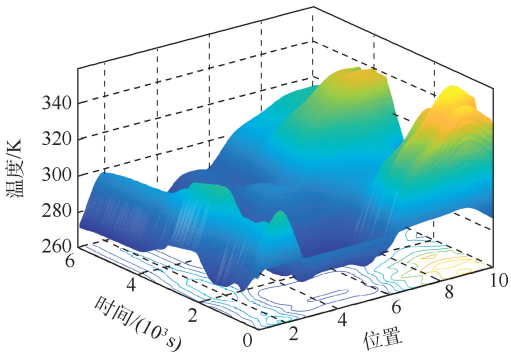


图 4 燃油系统各节点温度

Fig. 4 Temperature at each node of fuel system

从图 4 可以看出,2 号位置温度较高,原因是:其所处 3 号侧燃油箱位于机翼,热阻相比其他位于机身的燃油箱较小,燃油箱内的油温受环境影响更加明显,燃油箱内燃油温度较高。由于换热器传递给了燃油大量的热负荷,7 号、8 号、9 号位置较之前的位置温度大幅度升高,最终高压泵入口的燃油温度在 350 K 左右,低于结焦温度,满足设计要求。

1.5.2 燃油流量对燃油系统影响分析

由于增压泵直接调节燃油从 2 号燃油箱消耗舱输入燃油系统流量的大小,改变增压泵的转速,就可以控制燃油流量进而控制燃油系统温度。图 5为不同增压泵转速下燃油系统内最高温度

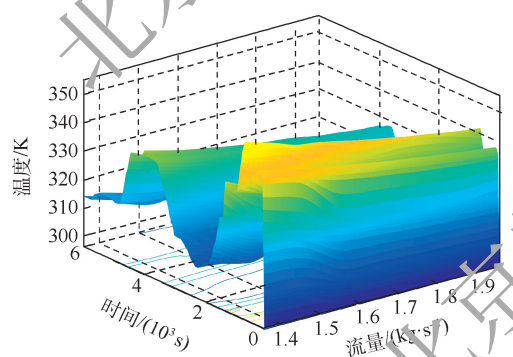


图 5 燃油系统温度随燃油系统流量变化

Fig. 5 Fuel system temperature changing with fuel system flow

(末级换热器出口温度)的变化关系,表明增压泵转速越大,燃油系统流量越大,燃油系统的最高温度越低。改变增压泵转速是控制燃油系统温度最直接有效的方法。

2 机器学习模型

2.1 机器学习目的和意义

神经网络和机器学习也是燃油系统温度建模和预测的重要方法。机器学习在模型的建立过程中充分考虑了数据集的分布特征,将对燃油系统温度产生影响的影响因素进行总结分类,将影响因素作为温度预测的输入。同时,由于燃油系统温度的变化是一个累积的过程,若将温度变化视作一个时间序列,前一时刻的燃油系统状态会影响后一时刻的燃油系统状态。通过机器学习建立预测模型,可以预测不同飞行剖面预测出燃油系统内的温度变化。具体实施过程为:基于某次已知的飞行过程进行仿真模型的建立,并通过仿真模型得到的数据对燃油系统进行温度预测。

2.2 机器学习算法机理

LSTM(long short-term memory)是递归神经网络(RNN)的一种改进算法,采用“忘记”控制,避免了梯度弥散或者梯度爆炸,保证预测的准确性。

本文中燃油系统的温度有一个时间累积的过程,具有显著的时间序列的特征,采用 LSTM 算法可以保证其预测结果的准确性。LSTM 的记忆单元如图 6 所示。

每一个 LSTM 单元均有一个细胞元组,该元组具有记忆功能。在时刻 t 时输入记为 X_t,细胞的状态记为 C_t,输出记为 h_t,σ 和 tanh 均为激励函数。LSTM 单元通过输入门、遗忘门和输出门来接收当前状态输入量 X_t 和上一时刻的输出量 h_{t-1},同时 LSTM 单元的细胞状态 C_t 通过遗忘门和输入门的叠加由上一时刻的 C_{t-1} 更新为此时刻

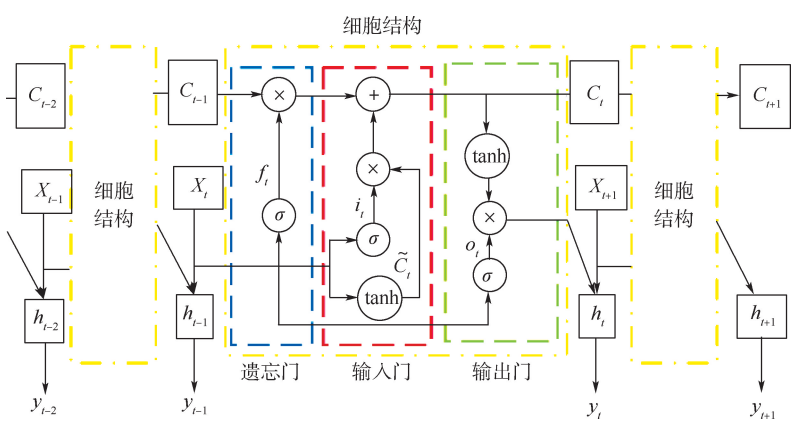


图 6 LSTM 架构

Fig. 6 LSTM architecture

C_t。最终,细胞状态 C_t 通过非线性函数和输出门的动态控制叠加成 t 时刻的输出量 h_t。各门的输出如下。

输入门:

$$i_t = \sigma(\boldsymbol{W}_i[h_{t-1}, X_t] + \boldsymbol{b}_i)$$

$$\tilde{C}_t = \tanh(\boldsymbol{W}_c[h_{t-1}, X_t] + \boldsymbol{b}_c)$$

遗忘门:

$$f_t = \sigma(\boldsymbol{W}_f[h_{t-1}, X_t] + \boldsymbol{b}_f)$$

输出门:

$$o_t = \sigma(\boldsymbol{W}_o[h_{t-1}, X_t] + \boldsymbol{b}_o)$$

长记忆:

$$C_t = f_t \circ C_{t-1} + i_t \circ \tilde{C}_t$$

短记忆(输出):

$$y_t = h_t = o_t \tanh(C_t)$$

式中:$\boldsymbol{W}_i$ 和 $\boldsymbol{b}_i$ 分别为输入门的权值矩阵和阈值向量;$\boldsymbol{W}_c$ 和 $\boldsymbol{b}_c$ 分别为输入门双曲正切激活函数部分的权值矩阵和阈值向量;$\boldsymbol{W}_f$ 和 $\boldsymbol{b}_f$ 分别为遗忘门的权值矩阵和阈值向量;$\boldsymbol{W}_o$ 和 $\boldsymbol{b}_o$ 分别为输出门的权值矩阵和阈值向量。

2.3　燃油系统结果分析

实验数据来源为某型号飞机飞行训练数据,结合仿真实验数据进行预测。训练数据包含了整个飞行过程(6 000 s)295 个采样点的全飞行剖面的环境量、飞行过程中燃油系统的状态、燃油系统各节点的温度,预测目标为燃油系统内的最高温度,预测评价采用相对均方误差。

2.3.1　输入贡献度分析

首先,通过人工经验选择全飞行剖面的环境量(飞行高度和马赫数)、飞行过程中燃油系统的状态和燃油系统各节点的温度。其中,燃油系统的状态包括燃油箱内燃油的质量、供油箱燃油流量、增压泵功率和换热器功率;燃油系统各节点的温度包括燃油箱内主要部位的前 3 个数据点的历史温度等作为 LSTM 的输入变量,如表 1 所示。LSTM 算法的特征贡献度如图 7 所示。

表 1　输入变量属性及编号

Table 1　Input variables attributes and numbers

特征范畴	特征属性	编号
环境信息	飞行高度	1
	飞行速度	2
飞行状态	燃油箱内燃油质量	3 ~ 7
	燃油系统流量	8、9
	增压泵功率	10
	换热器功率	11
历史温度	供油箱历史温度	12 ~ 14
	增压泵历史温度	15 ~ 17
	末级换热器(9 号位置)历史温度	18 ~ 20

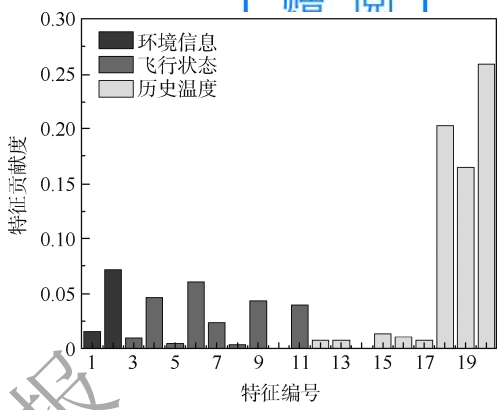


图 7　LSTM 模型特征贡献度分析

Fig. 7　Analysis of feature contribution degree of LSTM model

从图 7 可以看出,历史温度数据对预测目标影响很大,且越临近预测目标,历史温度信息所占的特征贡献度越高,预测目标前一个时间节点的历史温度信息所占的特征贡献度最高。同时环境信息对燃油系统的历史最高温度和飞行状态信息虽然贡献度较小,但对最终的预测结果产生了影响。

2.3.2　不同输入占比预测

通过对输入量因素进行量化分析,筛选出影响因素较大的输入量进行预测,其预测结果如图 8所示。可以明显看出,对数据进行筛选会对结果产生一定影响,LSTM 算法在对取 100% 相关度更高的数据进行分析时预测效果最好。

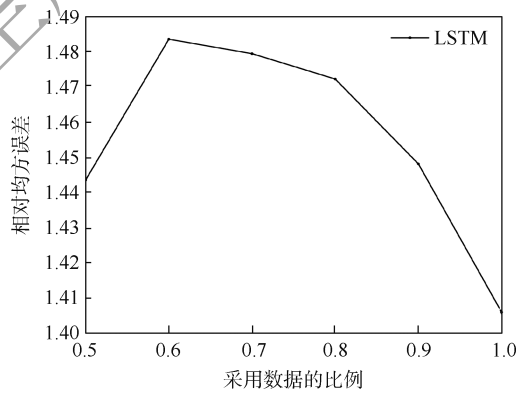


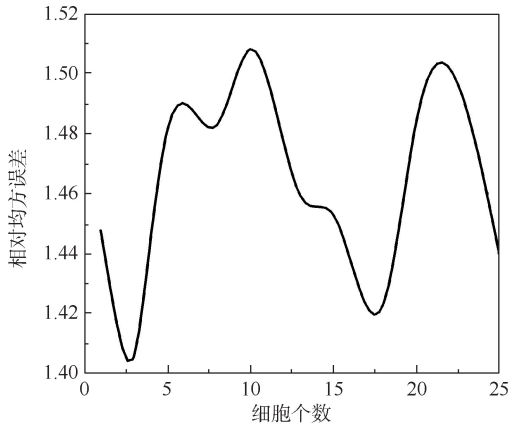
图 8　不同数据预测效果

Fig. 8　Different data prediction effects

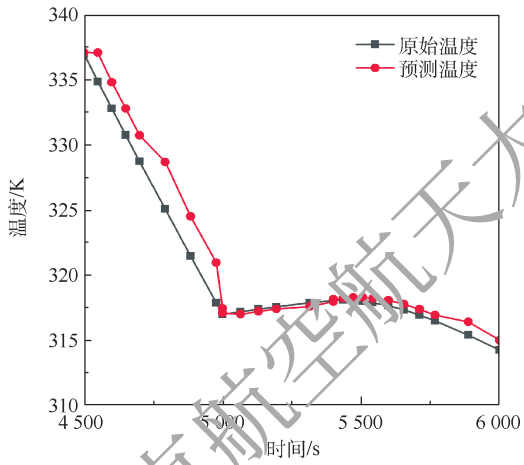
2.3.3　LSTM 预测结果分析

LSTM 不同细胞个数训练效果如图 9(a)所示,通过对比可以发现,当采用 3 个细胞单元在隐藏层时预测效果最好。预测结果如图 9(b)所示,其相对均方误差值为 1.365 8,表明所建立的 LSTM 模型能更准确预测出燃油系统的最高温度。

北京航空航天大学学报



(a) 不同细胞个数对预测结果影响



(b) 预测

图 9 LSTM 模型细胞个数对预测效果影响

Fig. 9 Effect of the number of cells in LSTM model and its prediction result

3 结 论

基于机理分析建立了燃油系统的数学模型，通过 Simulink 仿真分析燃油系统热负荷，利用机器学习模型进行了温度预测，主要结论如下：

1）通过 Simulink 仿真软件，分析了燃油流量对燃油温度的影响。结果表明，增大燃油系统的流量可以明显降低燃油系统最高温度，这说明采用电动低压燃油泵并调节其转速可以控制燃油温度。

2）利用 LSTM 模型可以对全飞行剖面下的燃油系统温度进行预测，通过对输入数据集进行相关度筛选分类，并选择最优的预测模型结构，可以有效提高预测精度。

参考文献（References）

[1] MORRIS R, MILLER J, LIMAYE S. Fuel deoxygenation and aircraft thermal management[C]// 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC), 2006.

[2] BODIE M, RUSSELL G, MCCARTHY K, et al. Thermal analysis of an integrated aircraft model: AIAA 2010-288[R]. Reston: AIAA, 2010.

[3] GERMAN B J, DASKILEWICZ M J, DOTY J H. Using interactive visualizations to assess aircraft thermal management system modeling approaches: AIAA 2011-7060[R]. Reston: AIAA, 2011.

[4] KIM J, KWON K, ROY S, et al. Megawatt-class turboelectric distributed propulsion, power, and thermal systems for aircraft [C]// 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018.

[5] OLCAYCLOCLU B, SARACOGLU B H. A preliminary heat transfer analysis of pulse detonation engines[J]. Transportation Research Procedia, 2018, 29: 279-288.

[6] HUANG G P, DOMAN D B, DESIMIO M P, et al. Dimensional analysis, modeling, and experimental validation of an aircraft fuel thermal management system[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2019, 33(4): 1-11.

[7] PINHEIRO N, SANDOVAL GÓES L. Modeling and simulation of a single engine aircraft fuel system[C]// 15th Scandinavian International Conference on Fluid Power, 2017: 45-50.

[8] 胡晓辰. 基于 MATLAB 仿真平台的动力与热管理系统建模及性能分析[D]. 南京：南京航空航天大学，2017：20-25.
HU X C. Modeling and performance analysis of power thermal management system based on MATLAB simulation platform [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 20-25 (in Chinese).

[9] RHEAUME J, LENTS C E. Design and simulation of a commercial hybrid electric aircraft thermal management system[C]// 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2018.

[10] PENG H, BAI X L. Artificial neural network-based machine learning approach to improve orbit prediction accuracy[C]// Space Flight Mechanics Meeting, 2018.

[11] ALYANAK E J, ALLISON D L. Fuel thermal management system consideration in conceptual design sizing[C]// 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2016.

[12] MANGORTEY E, GILLERON J, DARD G, et al. Development of a data fusion framework to support the analysis of aviation big data[C]// AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.

[13] 曹连华，庄达民，宁纯利，等. 战斗机燃油系统流体网络的数值计算[J]. 飞机设计，2002(4)：37-41.
CAO L H, ZHUANG D M, NING C L, et al. Numerical calculation of fluid network system of fighter[J]. Aircraft Desigin, 2002(4): 37-41 (in Chinese).

[14] DOMAN D B. Fuel flow control for extending aircraft thermal endurance. Part I: Underlying principles[C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2015.

[15] ROBERTS R, EASTBOURN S, MASER A. Generic aircraft thermal tip-to-tail modeling and simulation[C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Thermal boundary simulation and temperature prediction for aircraft fuel system with full flight profile

WANG Ruiqing[1], LI Dong[2], LI Yunhua[2,*], WANG Xi[3]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Through simulation experiments and machine learning, this paper studies the main factors that affect the temperature in aircraft fuel systems and predicts the temperature of the fuel system. The basic structure and layout of aircraft fuel system were determined. A simulation model was established using the Simulink simulation platform to simulate the temperature of each node of the fuel circuit with full flight profile, and the main factors affecting the temperature of each node of the fuel system were obtained by changing different conditions. The temperature of the fuel system was predicted through a machine learning model. This research can estimate and perceive the operating temperature of fuel system, aircraft hydraulic system and lubricating oil system, which lays a foundation for further sensing the thermal boundary of fuel hydraulic system and controlling the thermal load absorption of airborne hydraulic and electromechanical systems.

Keywords: fuel system; thermal boundary simulation; simulation modeling; temperature prediction; machine learning

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-27; **Accepted**: 2020-11-20; **Published online**: 2020-12-09 13:11
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201208.1047.002.html
Foundation item: National Science and Technology Major Project (2017-V-0015-0067)
* **Corresponding author**. E-mail: yhli@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0582

未知载荷条件下机械系统剩余寿命预测方法

全下文载

许丹*, 肖小琦, 冯至昕
(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对无法确定复杂机械系统的随机工作载荷的问题,提出了一种基于隐半马尔可夫模型(HSMM)的寿命预测方法。在完成基于隐半马尔可夫模型的载荷空间构建后,引入前向-后向过渡参数,并结合 Viterbi 算法对模型参数进行求解,通过估计参数预测随机未来载荷的转移走向及对应的概率。将载荷预测的结果结合基于多传感器信息的寿命预测模型预测系统的剩余寿命。使用 NASA 的商用模块化航空推进系统仿真数据验证所提方法的有效性和正确性。

关 键 词: 随机载荷; 隐半马尔可夫模型(HSMM); 载荷状态空间模型; 寿命预测; 机械系统

中图分类号: TH212; TH213.3

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0376-08

传感器技术的发展为复杂的工程系统的状态检测与运行环境检测提供了条件。其中,许多退化部件的传感器信号被用于退化建模以预测退化部件的剩余寿命。对于设备退化建模与寿命预测,现有研究大多集中在单个传感器信号在单个运行条件下的分析。具体来说,通常先根据历史监测数据建立随机退化模型,再根据现场传感器实时采集到的监测数据对模型参数进行更新。周绍华等[1]使用非参数方法建立了稀疏数据单传感器信号退化模型,其中工作状态参数由极大似然估计(maximum likelihood estimate, MLE)算法获取。在基于多传感器信息退化建模方面[2-3],通常先构建健康因子再进行退化过程建模。任子强等[4]将多个传感器数据融合成一个复合健康指标,并采用线性维纳过程对复合健康指标进行退化建模,进而得到系统的预测寿命。近年来,学者们开始研究基于机器学习的融合方法。马奇友等[5]利用深度学习和长短期记忆组合来构造 DLSTM 网络,将多个传感器信号数据进行融合处理,得到系统剩余寿命预测。Chen 等[6]提出了一种基于编码器-解码器框架的递归神经网络,融合多个传感器信号数据并预测 HI 值,通过线性回归获得最终的 RUL 值。但是,以上研究大多是考虑系统在单一工况下工作或者假设系统未来载荷与历史载荷服从独立同分布。目前,基于多传感器信息变载荷退化建模的研究较少。Javed 等[7]提出了一种基于小波极限学习机与减法最大熵模糊聚类的方法对多维变载荷条件下的退化数据进行降维,并利用降维后的特征来描述退化过程。Yan 等[8]以最小化退化模型不确定度、最小化失效阈值不确定度及最大化信息范围为目标进行线性优化,得到考虑变载荷情况下的传感器数据加权系数,构建健康因子。而在变载荷退化建模与预测中,未来载荷的不确定性也是研究的一个难点。Flory 等[9]假设变载荷状态为一个马尔可夫过程,通过蒙特卡罗抽样与经典贝叶斯信息准则的方法从传感器信息中估计环境状态参数,作为变换融合模型的输入,估计退化过程的首穿时分布。

收稿日期: 2020-10-12; **录用日期**: 2020-12-11; **网络出版时间**: 2021-01-15 13:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1145.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(51875017); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-20-BJ-J-726)
* **通信作者**. E-mail: xudan@buaa.edu.cn

引用格式: 许丹, 肖小琦, 冯至昕. 未知载荷条件下机械系统剩余寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 376-383. XU D, XIAO X Q, FENG Z X. Remaining life prediction method of mechanical system under uncertain loads[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 376-383(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 醉阅

在许多情况下，系统通常会在多个载荷下工作，且载荷变化的下一个状态常常与此前的工作状态无关，即可以假设为具有马尔可夫的无后效特性。而隐藏的半马尔可夫链具有用于近似复杂概率分布的隐马尔可夫链的灵活性和用于表示时间的半马尔可夫链的灵活性，常用于设备的故障诊断及预测[10-11]。因此，本文提出一种基于隐半马尔可夫模型(hidden semi-Markov model, HSMM)的随机载荷空间构建和预测的方法。首先，采用HSMM 对随机载荷空间进行建模。然后，结合多传感器信息的剩余寿命预测方法，得到针对未来载荷未知条件下的基于多传感器信息的变载荷下剩余寿命预测方法。

1　随机载荷建模

1.1　隐半马尔可夫模型

在常规的马尔可夫模型(Markov model, MM)中，模型在某状态停留一定时间的概率为非显式的概率模型，也就是说，没有参数化的表达形式。HSMM 通过在隐马尔可夫(hidden Markov model, HMM)中添加显式时间组件(temporal component)来改进 HMM 模型中不准确的时间建模。研究人员提出，用精心选择的概率函数替换持续时间概率函数[12]，而具有这种精心选择的状态时间概率函数的 HMM 模型成为 HSMM 模型。

HMM 过程由 $\boldsymbol{\pi}$、$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$ 等元素构成[13]。与 HMM 模型不同，HSMM 模型会在一个状态中产生一系列的观测值，HSMM 模型参数可以记为

$$\lambda = (\boldsymbol{\pi}, \boldsymbol{A}, D, \boldsymbol{B}, \boldsymbol{O}, \boldsymbol{S}_t) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{\pi}$ 为初始状态分布；$\boldsymbol{A}$ 为状态转移模型；$\boldsymbol{B}$ 为观测概率模型；$\boldsymbol{S}_t$ 表示 t 时刻下的隐藏状态；$\boldsymbol{O}$ 为观测序列；D 为状态停留时间分布。

1.2　基于 HSMM 的随机载荷空间建模

系统在工作中，常常需要经历多个工作状态，如发动机在不同的马赫数、油门解算器角度、飞行高度时，会对应不同的工作状态，即变载荷状态空间。在载荷随机变化的过程中，可以将其视为具有 N 个不同序贯状态的过程。令 d_i 表示载荷 i 下的停留时间，T 表示该系统历经所有载荷的总时长，则有

$$T = \sum_{i=1}^{N} d_i \tag{2}$$

假设 HSMM 模型中的状态序列 $\boldsymbol{\chi}$ 包含了 N 个部分，令 q_i 为一个部分中结束的时间点，则该状态序列可以表示为表 1。载荷空间变化过程如图 1 所示。

表 1　HSMM 模型特征量

Table 1　Characteristic variables in HSMM

时间点序列	$1,\cdots,q_1$	$q_1+1,\cdots,q_2$	…	$q_{N-1}+1,\cdots,q_N$
观测值	$o_1,\cdots,o_{q_1}$	$o_{q_1+1},\cdots,o_{q_2}$	…	$o_{q_{N-1}+1},\cdots,o_{q_N}$
正常状态	$g_1,\cdots,g_{q_1}$	$g_{q_1+1},\cdots,g_{q_2}$	…	$g_{q_{N-1}+1},\cdots,g_{q_N}$
停留时间	$d_1=q_1$	$d_2=q_2-q_1$	…	$d_N=q_N-q_{N-1}$
载荷状态	Z_1	Z_2	…	Z_N

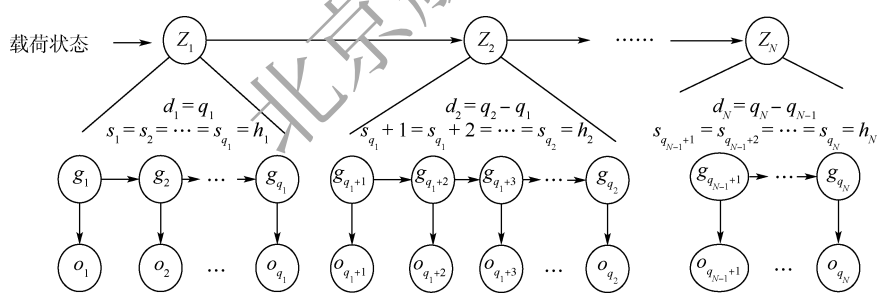


图 1　HSMM 载荷空间变化示意图

Fig. 1　Sketch map of load space change of HSMM

为实现上述基于 HSMM 模型的随机变载荷空间模型，对变载荷空间进行预测，采用改进的前向-后向变量与 Viterbi 算法，并通过动态规划方法对模型进行求解。

首先，将时间 t 时状态 i 下观测状态 o_1，$o_2,\cdots,o_t$ 的联合概率分布定义为 $\alpha_t(i)$，即前向变量。同样，可以推出后向变量 $\beta_t(i)$。前-后向变量计算过程如图 2 所示。对于 HSMM 模型 λ：

$$\alpha_t(i) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{d=1}^{\tilde{D}} \alpha_{t-d}(i)\, a_{ij} P(d\,|\,j) \prod_{l=t-d+1}^{t} b_j(o_l) \tag{3}$$

$$\beta_t(i) = \sum_{j=1}^{N}\sum_{d=1}^{\tilde{D}} a_{ij} P(d\,|\,j) \prod_{s=t+1}^{t+d} b_j(o_s)\beta_{t+d}(j) \tag{4}$$

式中：a_{ij} 为从状态 i 到状态 j 的概率；$P(d\,|\,j)$ 为在

北航学报 赠阅

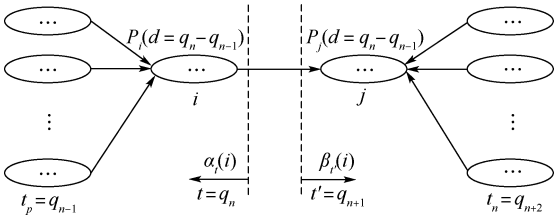


图 2 前向-后向变量算法示意图

Fig. 2 Sketch map of forward-backward variable algorithm

状态 j 的停留时间为 d 的概率；$b_j(o_l)$ 为在状态 j 观测到 o_l 的概率；$\tilde{D}$ 为最大停留时间。

$\boldsymbol{O}$ 在给定 HSMM 模型的情况下的概率模型可以记为

$$P(\boldsymbol{O}|\lambda)=\sum_{i=1}^{N}\alpha_T(i) \tag{5}$$

为对模型的其他参数进行求解，继续定义了 3 个变量：第 1 个变量为载荷处于状态 i 时停留时间 d_i，再跳转到状态 j 的平均概率值 $\alpha_{t,t'}(i,j)$；第 2 个变量为时刻 t 处于状态 i 和时刻 t' 处于状态 j 时的部分观测值 $o_1,o_2,\cdots,o_t$ 的联合概率 $\alpha_{t,t'}(i,j)$；第 3 个变量为在给定观测值序列 $o_1,o_2,\cdots,o_T$ 载荷处于状态 i 时的停留时间为 $d_i=t'-t$，再跳转到状态 j 的概率值 $\xi_{t,t'}(i,j)$。

Viterbi 算法的流程可以参考文献[12]。令 λ 表示部分 HSMM 过程的参数集，则对于观测序列 $\boldsymbol{O}$ 与对应的状态序列 $\boldsymbol{Z}$ 可以写为

$$P(\boldsymbol{O},\boldsymbol{Z}|\lambda)=\prod_{n=1}^{N}P(Z_n|Z_{n-1})\cdot\prod_{n=1}^{N}P(d_i=q_n-q_{n-1}|\theta_{d_i};i=Z_n)\cdot P(o_{(q_{n-1},q_n)}|\theta_{f_i};i=Z_n) \tag{6}$$

式中：θ_{d_i} 与 θ_{f_i} 为对应分布的参数集。

通过 EM 算法，可以对 λ 进行求解，其求解过程可以总结为如下过程。

E 步骤：对每一个数据点 o 与其对应的隐藏状态 z 计算 $P(z|o,\lambda^0)$。

M 步骤：设定新的 λ^{new} 使得对数极大似然函数最大：

$$\lambda^{\text{new}}=\arg\max_{\lambda}\sum_{o}\sum_{z}P(z|o,\lambda^{\text{old}})\ln P(o,z|\lambda^{\text{old}}) \tag{7}$$

2 未知载荷条件下的剩余寿命预测

2.1 基于 HSMM 的随机载荷预测

1）初始状态分布

在已知 $\boldsymbol{O}$ 时，模型的初始状态即在状态 i 为初始状态的概率：

$$\pi_i=\frac{\pi_i\left[\sum_{d=1}^{\tilde{D}}\beta_d(i)P(d|i)b_j(\boldsymbol{O}_1^d)\right]}{P(\boldsymbol{O}|\lambda)} \tag{8}$$

2）状态转移概率

状态转移概率的估计为从状态 i 转移到状态 j 的期望与从状态 i 转移的总期望值之间的比值：

$$\bar{a}_{ij}=\frac{\sum_{t=1}^{T}\alpha_t(i)a_{ij}\sum_{d=1}^{\tilde{D}}P(d|j)b_j(\boldsymbol{O}_{t+1}^{t'})\beta_{t'}(j)}{\sum_{t=1}^{T}\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\alpha_t(i)a_{ij}\sum_{d=1}^{\tilde{D}}P(d|j)b_j(\boldsymbol{O}_{t+1}^{t'})\beta_{t'}(j)}=\frac{\sum_{t=1}^{T}\xi_{t,t'}(i,j)}{\sum_{t=1}^{T}\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\xi_{t,t'}(i,j)} \tag{9}$$

3）观测值分布

观测值分布的估计为观测值 $o_t=v_k$ 在状态 i 下发生的期望次数，其通过在状态 i 发生的所有观测值的期望次数进行标准化。由于 $\alpha_t(i)$ 表示状态 i 发生在时间 t 时部分观测值序列 $o_1,o_2,\cdots,o_t$ 的概率，$\beta_t(i)$ 表示状态 i 发生在时间 t 时部分观测值序列 $o_{t'},o_{t'+1},\cdots,o_T$ 的概率，观测序列的其余部分 $o_{t+1},o_{t+2},\cdots,o_{t'}$（在时间 t 处于状态 i，时间 t' 处于状态 j）概率可记为 $P(\boldsymbol{O}_{t+1}^{t'}|t=q_n,s_t=i,t'=q_{n+1},s_{t'}=j)$。因此，观测值分布可由如下方法计算得到

$$\bar{b}_i(k)=\frac{\text{s.t. }o_t=v_k}{\sum_{t=1}^{T}\alpha_t(i)\left[\frac{\varpi_{t,t'}(i,j)}{\sum_{d=1}^{\tilde{D}}P(d=t'-t|i)}\right]\beta_t(i)}{\sum_{t=1}^{T}\alpha_t(i)\left[\frac{\varpi_{t,t'}(i,j)}{\sum_{d=1}^{\tilde{D}}P(d=t'-t|i)}\right]\beta_t(i)} \tag{10}$$

当使用显式状态停留时间模型时，状态停留时间密度反映在观测值中的重要性在于可以显著提高模型的质量。然而，使用显式状态停留模型当作状态停留时间密度有一定的缺点：①会使与状态停留时间相关的变量计算量大增；②包含了除基本的 HMM 模型参数外的与每个状态都相关的大量参数 d 的模型。因此，HSMM 模型的参数估计过程比标准的 HMM 过程更加困难。解决问题的方案是使用参数化状态停留时间密度函数而不是非参数密度函数。同时，综合考虑高斯分布、威布尔分布等分布的应用情况和在训练时计算量的大小，本文采用高斯分布对状态停留时间概率

北京航空航天大学学报

进行建模。状态停留时间参数通过训练集进行估计，状态停留时间的高斯分布的均值与方差可通过如下步骤进行估计。

1）训练 HSMM 模型识别 N 个不同载荷，即建立对载荷进行分类的模型。已知 N 组观测序列，对 N 组不同的 HSMM 模型（如 HSMM_1，HSMM_2，…，HSMM_N）中的每一组都进行特征建模。

2）对 HSMM 模型进行分类。在给定观测序列时，N 组 HSMM 模型中的每一个都通过同一序列呈现。根据极大似然估计，可以对这些序列进行分类。

3）对未知载荷进行预测。由于每一个载荷状态的停留时间密度函数 $P(d|Z_i)$ 是高斯分布模型，状态停留时间可以通过如下公式求解：

$$D(Z_i) = \mu(Z_i) + \rho\sigma^2(Z_i) \tag{11}$$

$$\rho = \left(T - \sum_{i=1}^{N}\mu(Z_i)\right) \Big/ \sum_{i=1}^{N}\sigma^2(Z_i) \tag{12}$$

式中：$D(Z_i)$ 表示载荷 Z_i 的状态停留时间分布；$\mu(Z_i)$ 和 $\sigma^2(Z_i)$ 分别为均值和方差；ρ 为相应的系数。

具体的状态停留时间模型预测步骤如下：

步骤 1　通过 HSMM 训练程序（如参数估计），从而可以获取 HSMM 的状态转移概率。

步骤 2　通过 HSMM 的参数估计，每一个载荷下的状态停留时间的概率分布函数可以获取。

步骤 3　通过分类，可以识别实时的载荷。

通过递归方程预测系统的载荷变化情况。此时，假设系统的实时载荷为 i，则随后的载荷序列记为 $\tilde{Z}_i$。基于 HSMM 的随机载荷预测流程如图 3所示。

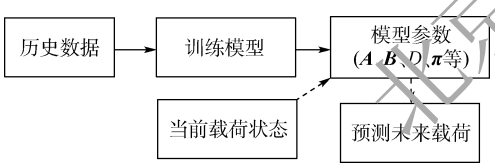


图 3　基于 HSMM 的随机载荷预测

Fig. 3　Random load prediction based on HSMM

2.2　基于随机预测载荷的剩余寿命预测

基于本文提出的随机载荷预测方法，可以得到每一个 HSMM 模型中每一个状态的停留时间分布 D 及状态之间的转移概率 $\boldsymbol{A}$。基于所求解的 HSMM 模型，已知 t_{k-1} 时的状态概率 Z_i，递推在时间 t_k 时状态为 Z_j 的概率为

$$P(Z(t_k) = Z_j | Z(t_{k-1}) = Z_i) = a_{ij}P(D(t > t_k - t_{k-1})) \tag{13}$$

基于这一递推公式，可以得到每一时刻的载荷与处于该载荷的概率。将这些概率代入文献[14]中所述的预测寿命的方法，便可计算得出预测的剩余寿命：

$$P(y_i \leqslant y) = \Omega\left(\frac{y - \pi(s_{i,p,l}(t))}{\sigma}\right) \tag{14}$$

式中：y_i 为系统/部件的失效时间；$\Omega(\cdot)$ 为累积分布函数；σ 为尺度参数；$\pi(s_{i,p,l}(t))$ 为位置参数；$s_{i,p,l}(t)$ 为载荷 l 下第 i 个系统第 p 个传感器的退化信号。

系统剩余寿命为式(14)得到的寿命估计值减去实时的时间值。基于随机预测载荷的剩余寿命预测流程如图 4 所示。

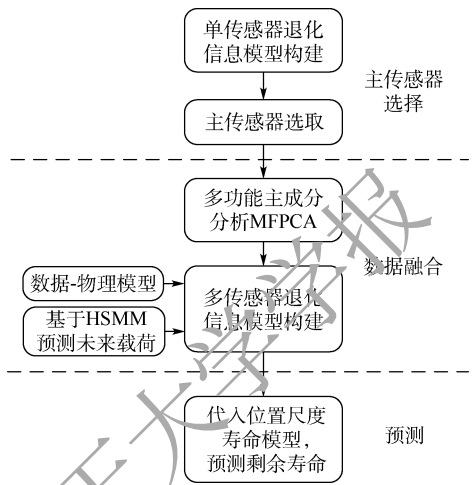


图 4　基于随机预测载荷的剩余寿命预测

Fig. 4　Remaining life prediction based on random load prediction

得到剩余寿命后，对其进行误差分析来验证本文方法的准确性。剩余寿命相对误差计算方法如下：

$$E_{\mathrm{mean}} = \frac{|\mathbf{mean}_{\mathrm{es}} - \mathbf{mean}_{\mathrm{sim}}|}{\mathbf{mean}_{\mathrm{sim}}} \times 100\% \tag{15}$$

$$E_{\mathrm{var}} = \frac{|\mathbf{Var}_{\mathrm{es}} - \mathbf{Var}_{\mathrm{sim}}|}{\mathbf{Var}_{\mathrm{sim}}} \times 100\% \tag{16}$$

式中：E_{mean} 为均值的相对误差；E_{var} 为方差的相对误差；$\mathbf{mean}_{\mathrm{es}}$ 和 $\mathbf{mean}_{\mathrm{sim}}$ 分别为预测得到的剩余寿命分布的均值和原始数据库中的剩余寿命分布均值；$\mathbf{Var}_{\mathrm{es}}$ 和 $\mathbf{Var}_{\mathrm{sim}}$ 分别为预测得到的剩余寿命分布的方差和原始数据库中的剩余寿命分布的方差。

3　发动机应用案例

商用模块化航空推进系统仿真（C-MAPSS）数据库的多传感器退化数据为基于物理退化模型的飞机涡扇发动机仿真数据[15]。本文选取 C-MAPSS 数据库中发动机在多种载荷条件下的性能退化数据进行应用案例验证。图 5 展示了 C-

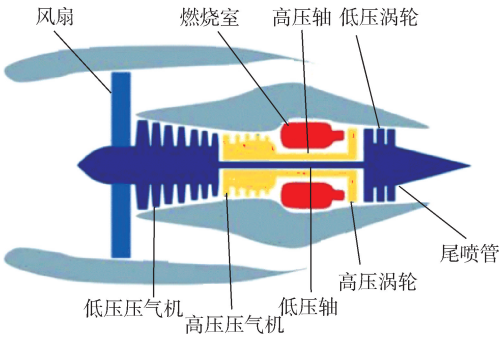


图 5 商用涡扇发动机结构简图

Fig. 5 Structure of commercial turbofan engine

MAPSS 系统中的发动机主要部件。所使用的数据基于如下假设:发动机退化是由于单个部件(如高压腔与高压压气机)在使用过程中特定载荷下的磨损引起的。同时,在数据库中,特定飞机上的损伤累计是无法直接基于飞行时间与飞行载荷计算的。因此,只能使用飞行过程与飞行刚刚结束时多传感器记录的退化信号对飞机涡扇发动机的剩余寿命进行计算。

该仿真数据库包含 260 个样本,挑选其中的 80%(208 个)作为历史数据,剩余 20%(52 个)作为在线测试样本。其中,包含了 21 个性能传感器参数,同时包含了 3 个表征载荷状态的传感器。载荷状态空间如表 2 所示,其不同载荷主要由 3 个指标表征,即马赫数、高度、油门解算器角度(TRA)。从表 2 中可知,这 3 个表征载荷的指标综合构成 6 个不同的载荷状态,该仿真数据在这 6 种载荷状态下仿真得来的。由于涡扇发动机整体结构十分复杂,难以建立准确的物理模型,采用基于数据的传感器融合方法进行处理,并基于训练集数据对测试集样本进行未来载荷未知情况下的剩余寿命预测研究。

图 6 展示了 6 个不同载荷条件随时间变化的过程。可以看出,在涡扇发动机模拟仿真过程中,6 个应力状态随时间变化,且综合考虑数据库中所有的数据,载荷变化呈现出一定的随机性。也就是说,3 个表征载荷状态的参数呈现出随时间变化的特点且具有一定的随机性,同时,可以认为

表 2 载荷状态空间

Table 2 Space of load states

载荷状态	高度/kft	马赫数	TRA
Ⅰ	42	0.84	100
Ⅱ	25	0.62	60
Ⅲ	0	0	100
Ⅳ	20	0.7	100
Ⅴ	10	0.25	100
Ⅵ	35	0.84	100

注:kft 为 10^3 ft,1ft(英尺)=0.304 8 m。

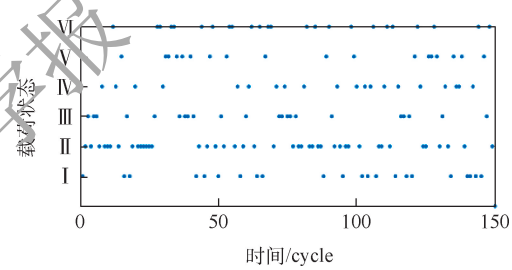


图 6 六个载荷状态随时间变化示意图

Fig. 6 Sketch map of six load states changing with time

后续状态只与前一个状态相关而与之前的其他状态无关,即具备马尔可夫空间的无后效性。同时,表征 3 个指标的传感器可以视为观测状态,而不同的观测状态的组合构成了载荷状态,因此可以根据基于 HSMM 模型的剩余寿命预测方法对 C-MAPSS 仿真数据中的随机载荷进行建模,将这 6 个载荷空间中不同载荷状态下的停留时间视为一个随机分布过程,并使用高斯过程对状态停留时间进行拟合。从而得到基于 HSMM 模型的载荷空间构建,通过 2.1 节中提出的模型参数方法对载荷空间的参数进行求解,从而在未来载荷未知的情况下对载荷变化进行预测,为未来载荷未知时的涡扇发动机剩余寿命预测提供基础。

首先,基于 2.1 节提出的基于 HSMM 模型的变载荷空间建模与参数预测方法,可以求解得到 HSMM 模型的相应参数,如表 3 和表 4 所示。假设初始状态为状态Ⅴ,未来载荷预测结果如表 5 所示。基于这一载荷模型可以对未来载荷的变化情况进行预测,结合文献[14]中提出的预测方法与式(13),可以对载荷未知的条件下的剩余寿命

表 3 六个载荷状态之间的转移概率矩阵

Table 3 Transition probability matrix of six load states

载荷状态	载荷状态					
	Ⅰ	Ⅱ	Ⅲ	Ⅳ	Ⅴ	Ⅵ
Ⅰ	0.082 3	0.096 5	0.344 4	0.062 0	0.204 1	0.210 7
Ⅱ	0.096 5	0.415 3	0.337 8	0.097 6	0.006 1	0.046 7
Ⅲ	0.344 4	0.337 8	0.053 3	0.084 9	0.085 1	0.094 4
Ⅳ	0.062 0	0.097 6	0.084 9	0.090 0	0.247 6	0.418 1
Ⅴ	0.204 1	0.006 1	0.085 1	0.247 6	0.109 2	0.347 9
Ⅵ	0.175 7	0.104 0	0.299 9	0.053 8	0.307 4	0.059 3

北航学报 网阅

表 4　六个载荷状态各自停留的时间均值与方差

Table 4　Average and variance of settling time under six load states

载荷状态	停留时间均值/cycle	停留时间方差/cycle^2
Ⅰ	3.735 2	0.961 3
Ⅱ	8.927 7	2.118 5
Ⅲ	4.163 5	1.400 9
Ⅳ	1.147 7	0.002 4
Ⅴ	1.071 3	0.001 9
Ⅵ	2.047 6	0.495 7

进行预测。基于 HSMM 模型的变载荷空间建模与参数预测方法是基于过去已知载荷预测未来载荷并代入寿命预测模型预测寿命,案例中同时也使用发动机从开始到失效真实经历的载荷代入文献[14]的方法进行寿命预测,即未来载荷已知的情况。

使用不同使用信息占比下的部分剩余寿命预测结果如表 6 与表 7 所示。为了分析预测结果的准确性,再根据式(15)和式(16)计算剩余寿命相对误差的均值与方差值,如表 8 与表 9 所示。

表 5　未知载荷预测结果

Table 5　Predicted results for unknown loads

时间/cycle	概率					
	载荷状态Ⅰ	载荷状态Ⅱ	载荷状态Ⅲ	载荷状态Ⅳ	载荷状态Ⅴ	载荷状态Ⅵ
0	0	0	0	0	1.000 0	0
1	0.010 4	0.000 3	0.004 2	0.012 6	0.954 8	0.017 7
2	0.204 4	0.006 2	0.085 6	0.248 0	0.109 1	0.346 7
3	0.206 0	0.014 0	0.099 0	0.242 1	0.117 3	0.321 6
4	0.152 0	0.109 3	0.209 5	0.087 0	0.223 4	0.218 8
5	0.269 2	0.054 6	0.167 4	0.061 5	0.119 1	0.328 2
6	0.295 1	0.031 0	0.196 6	0.059 2	0.097 5	0.270 6
7	0.299 9	0.092 2	0.252 0	0.051 4	0.105 7	0.199 0
8	0.264 6	0.112 3	0.250 1	0.040 9	0.095 9	0.236 2
9	0.297 7	0.117 9	0.249 3	0.040 2	0.079 9	0.215 1
10	0.329 8	0.126 5	0.267 6	0.034 7	0.079 2	0.162 3
11	0.330 0	0.129 8	0.276 6	0.030 9	0.069 1	0.163 6
12	0.319 8	0.137 4	0.288 7	0.030 4	0.065 5	0.158 2
⋮						

表 6　未来载荷已知时的剩余寿命

Table 6　Remaining life when future loads are known

样本	使用数据量占比为 50%			使用数据量占比为 60%			使用数据量占比为 70%			使用数据量占比为 80%			使用数据量占比为 90%		
	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%
1	3.65	3.00	22	2.12	2.00	6	2.00	2.00	0	1.00	1.00	0	1.00	1.00	0
2	4.67	4.00	17	3.21	3.00	7	2.09	2.00	5	1.96	2.00	2	1.01	1.00	1
3	4.94	4.00	24	3.32	3.00	10	1.93	2.00	4	2.00	2.00	0	0.98	1.00	2
⋮															
50	100.24	91.00	10	72.71	72.00	1	56.14	54.00	4	37.02	36.00	3	18.12	18.00	1
51	108.31	95.00	14	78.27	76.00	3	60.07	57.00	5	39.27	38.00	3	19.44	19.00	2
52	104.51	96.00	9	80.54	76.00	6	58.93	57.00	3	35.96	38.00	5	18.53	19.00	3

表 7　未来载荷未知时的剩余寿命

Table 7　Remaining life when future loads are unknown

样本	使用数据量占比为 50%			使用数据量占比为 60%			使用数据量占比为 70%			使用数据量占比为 80%			使用数据量占比为 90%		
	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%	预测数据/cycle	仿真数据/cycle	相对误差/%
1	2.83	3.00	6	1.85	2.00	8	1.89	2.00	6	1.00	1.00	0	1.03	1.00	3
2	4.06	4.00	2	3.00	3.00	0	1.85	2.00	8	2.10	2.00	5	0.99	1.00	1
3	4.24	4.00	6	3.25	3.00	8	2.07	2.00	4	2.00	2.00	0	0.98	1.00	2
⋮															
50	98.13	91.00	8	79.41	72.00	10	58.12	54.00	8	34.86	36.00	3	16.76	18.00	7
51	104.63	95.00	10	72.07	76.00	5	59.07	57.00	4	40.87	38.00	8	19.78	19.00	4
52	106.25	96.00	11	84.56	76.00	11	58.85	57.00	3	39.25	38.00	3	19.47	19.00	2

北京航空航天大学学报

北航学报 醒阅

表 8 剩余寿命相对误差均值

Table 8 Average relative error of remaining life

使用数据量占比/%	相对误差均值	
	载荷已知	载荷未知
50	10.31	11.4
60	7.0	8.50
70	4.40	6.60
80	4.15	4.70
90	2.80	3.90

表 9 剩余寿命相对误差方差

Table 9 Variance of relative error of remaining life

使用数据量占比/%	相对误差方差	
	载荷已知	载荷未知
50	1.18	1.60
60	0.81	1.17
70	0.74	0.98
80	0.59	0.72
90	0.41	0.51

从表 8 和表 9 可以看出，预测模型达到了一定的准确度，即对均值与方差的估计值与载荷已知条件下的误差相差小于 5%。因此，使用 HSMM 模型对随机载荷空间进行建模与预测具有一定的有效性。通过表 8 和表 9 可以看出，在使用数据占比越大时，对剩余寿命的均值与方差估计值的估计误差越小。这是由于大量的数据提高了模型参数估计值精度提高，从而提高整个模型的预测精度。

4 结 论

针对运行在多工况下的机械系统，本文提出的基于隐半马尔可夫模型的寿命预测方法解决了未来载荷未知情况下的寿命预测问题。通过实例应用，验证了本文提出的预测方法的有效性和正确性。

1）相比于当前寿命预测方法仅考虑单一工况或者系统未来载荷与历史载荷服从独立同分布的假设，本文将预测的未来载荷信息代入寿命预测模型进行寿命预测，更符合实际情况。

2）与发动机真实载荷代入计算的结果进行比较，结果表明本文提出的基于随机预测载荷的剩余寿命预测方法具有一定的准确性。由于载荷预测模型引入了预测误差，这种情况下的剩余寿命预测值比载荷已知时的剩余寿命预测值的相对误差更大，但是依然保持在较低的水平。

参考文献（References）

[1] 周绍华，胡昌华，司小胜，等. 运行状态切换下的设备剩余寿命预测[J]. 电光与控制，2017，24(2)：95-99.
ZHOU S H，HU C H，SI X S，et al. Remaining life estimation for products with operation state switching[J]. Electronics Optics & Control，2017，24(2)：95-99(in Chinese).

[2] 薛小锋，田晶，何树铭，等. 多传感器监测飞机部件非线性退化评估研究[J]. 航空学报，2021，42(5)：524342.
XUE X F，TIAN J，HE S M，et al. Non-linear degradation assessment of aircraft components monitored by multi-sensors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2021，42(5)：524342(in Chinese).

[3] LIU J，YAO X，ZHANG J，et al. Multi-sensor data fusion for remaining useful life prediction of machining tools by IABC-BPNN in dry milling operations[J]. Sensors，2020，20(17)：4657.

[4] 任子强，司小胜，胡昌华，等. 融合多传感器数据的发动机剩余寿命预测方法[J]. 航空学报，2019，40(12)：134-145.
REN Z Q，SI X S，HU C H，et al. Remaining useful life prediction method for engine combining multi-sensor data[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2019，40(12)：134-145(in Chinese).

[5] 马奇友，刘可薇，杜坚，等. 基于深度长短期记忆网络的发动机叶片剩余寿命预测[J]. 推进技术，2021，42(8)：1888-1897.
MA Q Y，LIU K W，DU J，et al. Prediction of residual life of engine blades based on deep short term memory network[J]. Journal of Propulsion Technology，2021，42(8)：1888-1897(in Chinese).

[6] CHEN Y，PENG G，ZHU Z，et al. A novel deep learning method based on attention mechanism for bearing remaining useful life prediction[J]. Applied Soft Computing，2020，86：105919.

[7] LAVIELLE K，GOURIVEAU R，ZERHOUNI N. A new multivariate approach for prognostics based on extreme learning machine and fuzzy clustering[J]. IEEE Transactions on Cybernetics，2015，45(12)：2626-2639.

[8] YAN H，LIU K，ZHANG X，et al. Multiple sensor data fusion for degradation modeling and prognostics under multiple operational conditions[J]. IEEE Transactions on Reliability，2016，65(3)：1416-1426.

[9] FLORY J A，KHAROUFEH J P，GEBRAEEL N Z. A switching diffusion model for lifetime estimation in randomly varying environments[J]. IIE Transaction，2014，46(11)：1227-1241.

[10] RAMIN M，ZUO M J. An integrated framework for online diagnostic and prognostic health monitoring using a multistate deterioration process[J]. Reliability Engineering & System Safety，2014，124：92-104.

[11] FAN L，WANG S P，DUAN H B，et al. Fatigue crack fault diagnosis and prognosis based on hidden semi-Markov model[J]. The Journal of Engineering，2019，2019(13)：406-410.

[12] DONG M，HE D. Hidden semi-Markov model-based methodology for multi-sensor equipment health diagnosis and prognosis[J]. European Journal of Operational Research，2007，178(3)：858-878.

[13] KOUADRI A，HAJJI M，HARKAT M F，et al. Hidden Markov model based principal component analysis for intelligent fault diagnosis of wind energy converter systems[J]. Renewable En-

北京航空航天大学学报

ergy，2020，150：598-606.

[14] XIAO X Q，XU D，FENG Z X. Multi-sensor infusion and data-physics model based remaining useful life prediction[C]// 2020 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway：IEEE Press，2020：395-400.

[15] SAXENA A，GOEBEL K，SIMON D，et al. Damage propagation modeling for aircraft engine run-to-failure simulation[C]// 2008 International Conference on Prognostics and Health Management. Piscataway：IEEE Press，2008：1-9.

Remaining life prediction method of mechanical system under uncertain loads

XU Dan*，XIAO Xiaoqi，FENG Zhixin

(School of Reliability and Systems Engineering，Beihang University，Beijing 100083，China)

Abstract：Aimed at the problem that the random working load of complex mechanical systems cannot be clearly given，a life prediction method based on hidden semi-Markov model (HSMM) is proposed. After completing the construction of the load space based on the HSMM，the forward and backward transition parameters and the Viterbi algorithm are introduced to solve the model parameters. The estimated parameters are used to predict the transition direction and corresponding probability of random future loads. The prediction result of the load is combined with the life prediction model based on multi-sensor information to predict the remaining life of the system. The effectiveness and correctness of the proposed method are verified by using NASA's commercial modular aero-propulsion system simulation data as a case study.

Keywords：random loads；hidden semi-Markov model (HSMM)；loading state space model；life prediction；mechanical system

Received：2020-10-12；**Accepted**：2020-12-11；**Published online**：2021-01-15 13：22

URL：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1145.003.html

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51875017)；the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-20-BJ-J-726)

* **Corresponding author**. E-mail：xudan@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.1001-5965.2020.0559

基于有效中转时间预测的不正常航班恢复技术

全下文载

何坚[1], 果红艳[1,2], 姚远[2], 卞磊[2,*], 唐红武[2], 王殿胜[2]

(1. 北京工业大学 信息学部, 北京 100124; 2. 中航信移动科技有限公司, 北京 100029)

摘 要: 不正常航班恢复问题研究通常基于固定航班中转时间,忽视了实际航班中转时间的改变对航班恢复带来的影响。对此,依据全国235个机场的全部运营航班数据抽取机场-航班特征,构建了基于LightGBM的航班中转时间预测模型,预测航班的有效中转时间,数值结果显示,航班中转时间预测模型预测的均方根误差为6.783 min。构造了基于有效中转时间的不正常航班恢复模型,并针对性地设计了求解该模型的列向量生成算法,构造的模型通过取消、改变计划时间、更换飞机等方式,分别在最小化航班延误时间、取消个数、换飞机个数的目标下,解决机场流量下降、机场关闭、飞机维修等不正常条件下的航班恢复问题。通过航空公司实际运行数据测试证明,基于有效中转时间预测的不正常航班恢复技术有效,在大规模航班恢复的情况下,可以将总延误时间减少34.2%。将列向量生成算法与时空网络算法的结果进行对比,所提出的恢复方法能降低航班恢复代价。

关 键 词: 不正常航班; 航班恢复; 中转时间预测; 列生成算法; 恢复代价
中图分类号: N945.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0384-10

航班计划表是航空公司提前几个月制定好的航班计划,包括每个航班的出发地、目的地、离港时间、到港时间及指定的执行飞机等信息。航班计划表的制定需考虑旅客的季节性、机组人员的排班、飞机的定期维护等多方面因素。在航空公司的日常运营中,飞机故障和恶劣天气造成的机场关闭、机场容量限制、空中交通管制等,都会导致航班不能按计划执行[1]。同时,飞机价格昂贵及其日常巨大的维护成本,使得航空公司尽可能地减少飞机闲置时间,以获得更大的利润。由于一个航班任务受到干扰后,会对其后续航班造成一系列的影响,为了减少航班计划受干扰带来的损失,航空公司需要及时修改航班计划表,重新安排飞机、机组等资源,不正常航班恢复问题由此提出。

航班恢复问题涉及8个必要因素:开始恢复时间、结束恢复时间、飞机、机场、航班、航线、干扰、航班中转时间。开始恢复时间是用户指定的开始进行航班恢复的时间,结束恢复时间一般是当日的24:00。在航班恢复过程中,飞机是执行航班任务的主体,飞机具有初始可用时间、初始可用机场、结束可用时间、结束可用机场、注册号等属性。恶劣天气可能会造成机场关闭的情况,机场关闭时禁止飞机到港、离港,只有在机场开启时进出该机场的航班才能正常执行。航班包括离港时间、到港时间、离港机场、到港机场、执行的飞机等多种属性。飞机执行的航班任务组成了该飞机的航线。航班恢复过程中包含多种干扰因素,如飞机故障、空中交通管制等。航班的中转时间是当前航班的离港时间减去前序航班的到港时间,

收稿日期: 2020-09-28; **录用日期**: 2020-12-18; **网络出版时间**: 2021-01-11 16:24
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1608.002.html
基金项目: 国家重点研发计划(2020YFB2104400); 国家自然科学基金(61602016,U2033205)
* **通信作者**. E-mail: bianlei@pku.edu.cn

引用格式: 何坚, 果红艳, 姚远, 等. 基于有效中转时间预测的不正常航班恢复技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 384-393. HE J, GUO H Y, YAO Y, et al. Irregular flight recovery technique based on accurate transit time prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 384-393(in Chinese).

北京航空航天大学学报

在大多数航班恢复模型中,航班中转时间被设置成一个固定的常数。梁哲等[2]将 30 min 的固定中转时间应用到基于列向量生成算法的飞机恢复研究中。Yu 等[3]将 40 min 的固定中转时间应用于时空网络模型中求解航班恢复问题。乐美龙等[4]将 60 min 的固定中转时间应用到基于贪婪随机自适应搜索过程的飞机优化恢复方案研究中。

固定的航班中转时间往往会影响实际恢复效果。本文的主要贡献在于引入了有效中转时间的概念。有效中转时间为特定的飞机在特定的时间、特定的机场、特定的天气状况下所需要的最短中转时间。在航班恢复过程中,根据航班的离港机场、到港机场、离港时间、天气及分配飞机的机型,使用 LightGBM[5]方法预测该时间,替代原本的固定中转时间。在保证航班中转时间充足的前提下,减少航班中转任务中无意义的等待时间,提升飞机利用率。实际实验数据验证了有效中转时间在航班恢复问题中的有效性,降低了航班恢复的成本。将列向量生成算法与时空网络模型进行横向比较,验证了飞机数量较多的恢复问题中,列向量生成算法可以在更短的时间内,达到与时空网络模型近似的恢复效果。

1　研究现状

Teodorović和Guberinić在不考虑航班取消的情况下建立模型,以减少乘客总延时为目标,采用分支定界法求解模型[6],但示例只有 3 架飞机,缺少在大规模数据下的测试验证。Jarrah 等[7]在只考虑航班延误或取消的情况下,以成本最小化为目标,加入了备用飞机及转移飞机的策略,提出由延迟模型、取消模型构成的时空网络模型,但该模型无法同时解决航班延误和取消的问题。Yan 和 Lin[8]以时空网络模型为基础,在机场关闭的情况下,提出将航班延误、航班取消及转移飞机等调度方法添加到一个框架中的调度模型。Cao 和 Kanafani[9-10]在 Jarrah 等[7]建立的延迟模型基础上提出了 0-1 二次规划模型,能够同时包含航班延迟和航班取消。Thengvall 等[11-12]针对机场关闭后的多机队飞机恢复问题,提出了基于多商品网络的 3 种模型。梁哲等[2]进一步改进了 Thengvall 等[11-12]的工作,提出了同时具有机场容量约束及维护灵活性的列向量生成算法。

虽然现有航班恢复模型已考虑了多方面的约束条件与恢复策略,但都没有考虑航班中转时间对航班恢复的影响[13-17]。航班中转时间是前一个航班到港后,下一个航班离港前飞机在机场停留的时间。现有不正常航班恢复模型中,通常将中转时间看作一个固定的常数[18-19],而在实际中,由于天气、机场流量等因素影响,航班中转时间也是时刻变化的,固定的中转时间会造成部分航班在执行完中转任务后,需要等待一段时间才能离港,降低了飞机的利用率。对此,根据航班相关特征,对每个航班的有效中转时间进行预测。梯度提升树(gradient boosting decision tree, GBDT)模型[20]是常用的预测算法,但在大数据的情况下,GBDT 模型训练速度相对较慢。LightGBM 模型是 GBDT 模型的一种[21],用于解决 GBDT 模型在海量数据处理上遇到的问题,其具有训练速度快、模型精度高的优点。Ke 等[21]在多种数据集下实验证明,当模型的准确率相同时,LightGBM 模型的训练速度是 GBDT 模型的 20 倍以上。因此,LightGBM 模型被广泛应用于交通预测[22]、价格评估[23]等方面。航班历史信息数据量较大,选择使用 LightGBM 模型对航班的中转时间进行预测,将预测结果应用于不正常航班恢复模型中,通过列向量生成算法求解,生成新的航班计划。

2　基于 LightGBM 的航班有效中转时间预测模型

在分析影响航班中转时间主要因素基础上,建立基于 LightGBM 的航班有效中转时间预测模型及评估技术。

2.1　影响航班中转时间因素分析

航班的预计中转时间为当前航班的预计离港时间(estimated time of departure)与前序航班的预计到港时间(estimated time of arrival)之间的差值。为了有效预测航班的中转时间,选取了 2018 年5 月至 2019 年 10 月某航空公司的实际航班数据进行特征分析。该数据集包含了不同机型、时间、位置及多种天气条件下的航班中转时间记录,具体特征如表 1 所示。影响航班中转时间的因素主要包括:

1) 机型因素。不同机型的飞机在执行航班中转任务时,需要完成的工作量不同。例如,座位数少的飞机在执行乘客登机、离机、装卸行李等任务时工作量较小,需要的时间较短。

2) 离港机场因素。不同规模的机场每天航班起降架次有很大差异。2017 年北京首都国际机场航班日高峰达到 1 863 架次,而长沙黄花国际机场仅有 548 架次。机场的繁忙程度会体现在

表 1 数据结构特征

Table 1 Data structure characteristics

特征	类型	例值
航班号	String	CA1234
日期	String	2018-05-02
出发机场	String	HGH
到达机场	String	SZX
飞机注册号	String	B2345
机型	String	319/131
预计离港时间	String	2018-05-02 18:50
前序到达时间	String	2018-05-02 18:05
雪	String	弱雪
风	String	尘卷风
雨	String	小雨
沙	String	浮尘
雾	String	轻雾

航班起降架次上,机场繁忙时,可能会出现跑道被占用等资源不足的情况,航班只能在地面等待,中转时间随之增加。

3) 到港机场因素。航班到港机场与离港机场之间的距离可能影响航班执行中转任务的工作量,对中转时间造成影响。

4) 天气因素。当天气条件不佳时,为了保证飞行安全,可能会导致航班延误,造成航班的中转时间增加。

5) 时间因素。图 1 表示了数据集中 2018 年 5 月至 2019 年 5 月每个月的离港航班总数。不同月份离港航班数有明显的波动。将 2018 年 5 月2 日的航班数据以 1 h 为时间间隔分成 24 个时间段,每个时间段的离港航班个数如图 2 所示,10:00—21:00 之间,离港航班数量明显多于其他时段。航班的时间因素与机场的起降架次相关,会对航班的中转时间造成影响。此外,初始航班计划会对航班的中转时间造成影响。例如,某架飞机计划到港时间为 09:00,该飞机执行的下一趟航班将于 17:00 离港,该航班的中转时间为 480 min,这种数据会影响航班中转时间的预测。因此,对所有的航班数据进行预处理,将航班中转时间偏大的数据剔除,只保留中转时间在 30 ~ 75 min之间的样本。筛选后的数据集包含 12 万条航班信息。

如图 1 和图 2 所示,航班的中转时间与离港时机场的流量紧密相关。在不同的月份或同一天的不同时间段内,航班的离港数量存在较大差异。因此,对原始数据集进行处理,提取到航班离港的月份、时间段数据。依据上述航班中转时间影响因素,选取航班的离港机场、到港机场、机型、离港时间段、离港月份、天气信息作为影响航班中转时间预测模型的特征。

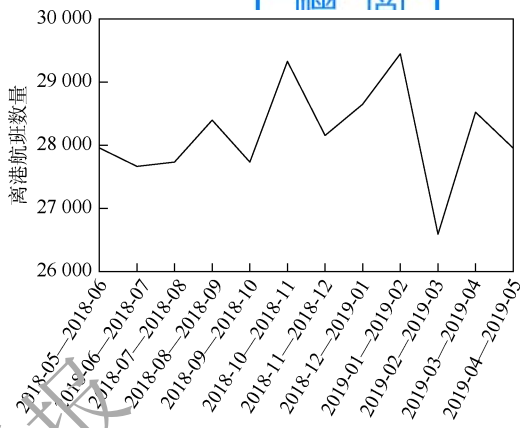


图 1 离港航班个数与月份关系

Fig. 1 Relationship between the number of departure flights and the months

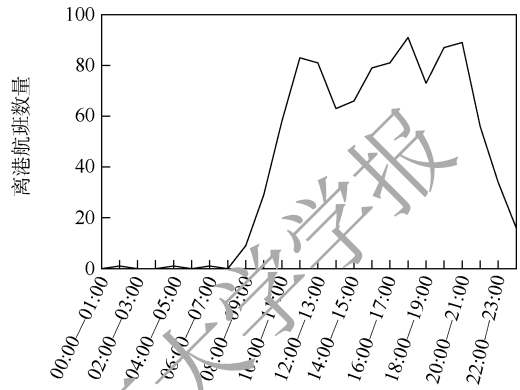


图 2 2018 年 5 月 2 日离港航班个数与时间关系

Fig. 2 Relationship between the number of departure flights and the time on May 2, 2018

此外,针对原始数据集中存在数据缺失、数据重复问题,对原始数据进行缺失值填充、去重操作,对出发机场及到达机场通过 mapping 方式将类别信息映射成数值,再将机型、雪雨等天气信息使用独热编码(one-hot encoding)转换成数值信息。

2.2 基于 LightGBM 的航班有效中转时间预测

采用 LightGBM 模型对航班的中转时间进行预测,LightGBM 采用具有深度限制的按叶子生长(leaf-wise)策略,能够提升模型的精确度,降低过拟合的风险;同时,该模型使用直方图算法,大幅度减少了内存占用、执行时间。

将 2018 年 5 月至 2019 年 7 月的 9 万条数据作为训练集,将 2019 年 8 月至 10 月的 3 万条航班数据作为测试集。提取的特征如 2.1 节所述,预测目标为航班的中转时间,属于连续值的预测问题,这类问题属于机器学习中的回归问题。模型的性能使用均方根误差(root mean square error, RMSE)及平均绝对误差(mean absolute error, MAE)来衡量,计算公式如下:

北京航空航天大学学报

$$\mathrm{RMSE} = \sqrt{\mathrm{MSE}} = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(y_i - \hat{y}_i)^2} \tag{1}$$

$$\mathrm{MAE} = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}|y_i - \hat{y}_i| \tag{2}$$

式中:y_i 为样本的真实值;$\hat{y}_i$ 为模型对样本的预测值;N 为样本的数量。

采用相同的特征,将 LightGBM 模型与 GBDT 模型进行实验对比,实验结果如表 2 所示。LightGBM 模型的 RMSE 及 MAE 这 2 个评估指标均优于 GBDT 模型,并且 LightGBM 模型的训练时间小于 GBDT 模型。

表 2　不同模型航班中转时间性能对比

Table 2　Performance comparison about different models' flight transit time

模型	RMSE/min	MAE/min	训练时间/s
LightGBM	6.783	5.467	66
GBDT	7.197	5.948	77

3　基于列向量生成算法的不正常航班恢复

基于第 2 节航班中转时间预测模型,预测出恢复期内所有航班被任意飞机在整点时刻执行时的中转时间。设计了基于列向量生成算法的不正常航班恢复算法,在每次使用航班中转时间时,根据航班执行的整点时刻、天气、离港机场、到港机场、执行任务的飞机等信息,从航班中转模型的预测结果中读取该航班的中转时间,作为有效中转时间。

3.1　基于列向量生成算法的不正常航班恢复算法

系统为每一航班设定最大许可延误时间,据此可采用航班延误、航班取消、航班交换 3 种策略实现不正常航班恢复。其中,当航班的延误时间小于该数值,航班允许延误,可以使用航班延误的策略来降低航班恢复方案的成本;当航班的延误时间超过该数值,航班通常会被取消,将飞机资源留给其他航班使用;在航班恢复过程中,可采用同类型飞机相互替代的方法(即航班交换策略)来设计恢复方案。此外,航班恢复过程受到可用飞机数量和机场运行、关闭状态的影响。考虑飞机故障、机场关闭的情况,设计基于列向量生成算法的低成本航班恢复方案。

基于列向量生成算法的不正常航班恢复算法的流程如图 3 所示。该流程主要分成 4 个阶段:初始化过程、主问题的求解、子问题的求解及生成恢复方案。在初始化过程中,为每个飞机选择执行的航班序列,形成飞机的航线;在主问题中以恢复成本最小化作为目标,建立整数规划模型,并计算其松弛模型,为每个飞机选择执行的航线;在子问题中,为飞机选择恢复成本更低的航线加入主问题的航线选择集合中,主问题与子问题迭代执行,直到所有飞机的子问题都无法找到比当前主问题选中航线更优的航线,迭代过程结束;计算主问题的整数规划模型,根据模型选中的航线,生成航班恢复方案。

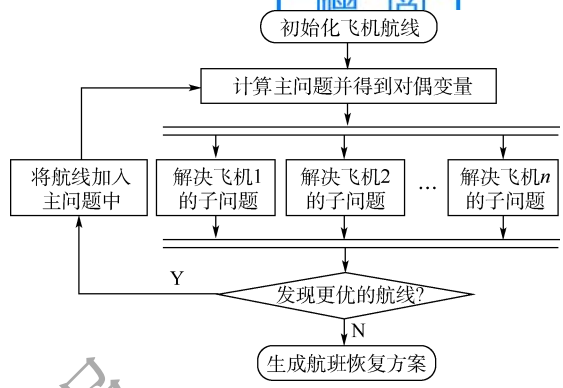


图 3　列向量生成算法解决不正常航班恢复问题的流程

Fig. 3　Flowchart for solving irregular flight recovery problems by column vector generation algorithm

为了清晰描述航班恢复问题的过程,定义以下几类符号:

1)集合。可用飞机的集合 P,航班的集合 F,航线的集合 L,机场的集合 A。

2)参数。航班 f 取消的成本 c_f,飞机 p 执行航线 l 的成本 $c_{p,l}$,航班 f 属于航线 l 时 $b_{f,l}$ 值为 1,否则 $b_{f,l}$ 值为 0,航线 l 终止于机场 a 时 $b_{l,a}$ 值为 1,否则 $b_{l,a}$ 为 0,航班 f 原计划由飞机 p 执行时 $s_{p,f}$ 值为 0,否则 $s_{p,f}$ 为 1,恢复期结束时机场 a 需要的飞机数量 h_a,换飞机个数上限 s_p,恢复期结束后任何机场中每个飞机不平衡的成本 c_{ub};恢复期结束后所有机场不平衡的飞机个数 $\mathrm{num}_{\mathrm{ub}}$(参数 c_f、$c_{p,l}$、h_a、s_p、c_{ub}、$\mathrm{num}_{\mathrm{ub}}$ 均大于 0)。

3)决策变量。如果飞机 p 执行了航线 l 时 $x_{p,l}$ 值为 1,否则 $x_{p,l}$ 值为 0,如果航班 f 被取消时 y_f 值为 1,否则 y_f 值为 0。

基于上述符号,建立如下航线选择整数规划模型:

$$\min\left(\sum_{f\in F} c_f y_f + \sum_{p\in P}\sum_{l\in L} c_{p,l}x_{p,l}\right) \tag{3}$$

$$\text{s.t.}\ \sum_{p\in P}\sum_{l\in L} b_{f,l}x_{p,l} + y_f = 1 \qquad \forall f \in F \tag{4}$$

$$\sum_{l\in L} x_{p,l} \leqslant 1 \qquad \forall p \in P \tag{5}$$

$$\sum_{p\in P}\sum_{l\in L} b_{l,a}x_{p,l} = h_a \qquad \forall a \in A \tag{6}$$

$$\sum_{l\in L}\sum_{f\in F}\sum_{p\in P} b_{f,l}x_{p,l}s_{p,f} \leqslant s_p \tag{7}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$x_{p,l} \in \{0,1\} \qquad \forall p \in P, \forall l \in L \tag{8}$$

$$y_f \in \{0,1\} \qquad \forall f \in F \tag{9}$$

航班恢复过程以成本最小化为目标，如式(3)所示，恢复成本包含取消航班的成本及执行航班的成本。恢复过程主要考虑如下约束：式(4)为航班覆盖约束，表示每个航班只能执行一次，或者取消该航班；式(5)为飞机任务约束，表示每个飞机最多只能执行一条航线；式(6)为机场的飞机流平衡约束，恢复期结束时，各个机场停靠的飞机个数应该等于恢复期结束后待执行航班需要的飞机个数；式(7)表示在主问题的计算结果中，所有飞机选中的航班集合内，换飞机的航班个数之和不能超出限制个数；式(8)和式(9)表示决策变量的取值约束。

3.2 航班恢复算法的初始化过程

航班恢复过程中，初始化过程的目的是为主问题中飞机航线提供初始的选择方案。实验分析发现，列向量生成算法的初始解会对算法的迭代次数产生很大影响。当初始解足够好时，列向量生成算法可经过几次迭代就得出最终恢复方案。对此，采用初始化原始航线的方法为每架飞机生成一条初始航线，步骤如下：

步骤 1 以飞机注册号、计划离港时间对航班进行排序，根据航班的状态(航班执行中、航班未离港、航班已到港)、航班预计飞行时长、机场的状态(机场开启、机场关闭)及飞机的状态(飞机正常、飞机故障)计算每架飞机在恢复期内的初始可用时间、初始可用机场。

步骤 2 从飞机集合中选出一架飞机，若飞机正常，执行步骤 3，若飞机故障，执行步骤 4。

步骤 3 遍历飞机的初始飞行计划，根据飞机所在机场、可用时间、离港机场、到港机场的状态信息选出飞机执行的下一个航班任务，更新该飞机的可用时间及机场信息，遍历完该飞机执行的所有航班之后，将该飞机从飞机集合中删除，并将航线加入到航线集合中。

步骤 4 查看飞机的可用时间，若飞机在整个恢复期内都不可用，则该飞机的航线为空；若飞机在恢复期内一段时间内不可用，只能在飞机的可用时间安排航班任务。

步骤 5 继续执行步骤 2，直到飞机集合为空，初始化过程结束，每个飞机都得到一条初始航线。

3.3 航班恢复算法的主问题

航班恢复主问题的求解过程就是飞机航线的选择过程，属于整数线性规划问题。航班恢复主问题的整数规划模型在 3.1 节中已经说明。模型的目标函数如式(3)所示，模型以恢复成本最小化为目标。在主问题的计算中，需要考虑多种类型的约束，式(4)～式(6)均为主问题求解的物理约束。此外，提出航班恢复实际业务中对换飞机总个数的业务条件约束，如式(7)所示。梁哲[2]和 Yu[3]等都没有此类型的约束，但在航班实际运行中，这样的约束是必要的，也是符合航空公司具体操作规范的。解决不正常航班恢复问题的流程如图 4 所示，图中展开说明了主问题的计算流程，在计算主问题的整数型性规划时，需要构建物理约束(式(4)～式(6))、业务条件约束(式(7))及决策变量约束(式(8)、式(9))，并根据可行航线集合生成恢复方案。

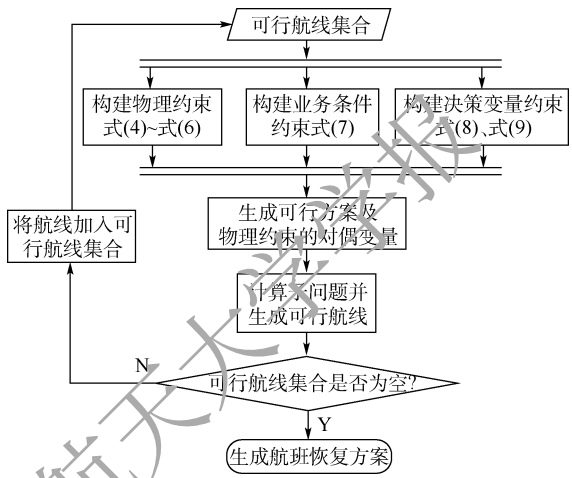


图 4 列向量生成算法主问题的流程

Fig. 4 Flowchart of main problem using column vector generation algorithm

在实际应用中，式(6)的飞机流平衡约束可能造成模型无解。因此，可以去掉此约束并采用式(10)在目标函数中增加飞机不平衡成本因子来修正式(3)。

$$\min\left(\sum_{f\in F} c_f y_f + \sum_{p\in P}\sum_{l\in L} c_{p,l} x_{p,l} + c_{\mathrm{ub}}\mathrm{num}_{\mathrm{ub}}\right) \tag{10}$$

为了使用列向量生成算法计算航班恢复问题，对主问题的整数线性规划模型进行线性规划松弛，将约束条件式(8)和式(9)替换为式(11)和式(12)的非整数约束，建立松弛模型。

$$0 \leqslant x_{p,l} \leqslant 1 \qquad \forall p \in P, \forall l \in L \tag{11}$$

$$0 \leqslant y_f \leqslant 1 \qquad \forall f \in F \tag{12}$$

3.4 航班恢复算法的子问题

子问题的任务是计算每个飞机的所有可行航线的简约成本，从而选择出成本最优的解。如图 5所示，图中展开介绍了子问题的处理流程，在子问题的计算中，仅需要考虑主问题中物理约束带来的影响。令 α_f 表示式(4)中对于航班 f 的对

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

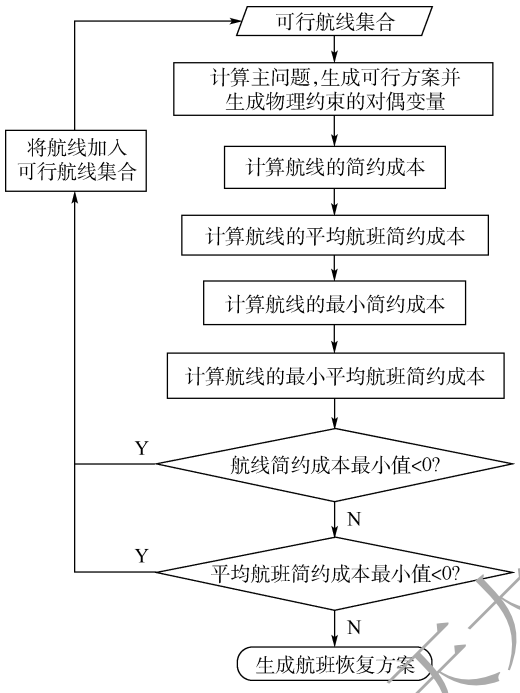


图 5　列向量生成算法子问题的流程

Fig. 5　Flowchart of subproblem using column vector generation algorithm

偶变量,令 β_p 表示式(5)中对于飞机 p 的对偶变量,令 γ_a 表示式(6)中对于机场 a 的对偶变量,飞机 p 执行航线 l 的简约成本 $\bar{c}_{p,l}$ 按照式(13)计算:

$$\bar{c}_{p,l} = c_{p,l} - \beta_p - \sum_{f \in F} b_{f,l}\alpha_f - \sum_{a \in A} b_{l,a}\gamma_a \tag{13}$$

飞机 p 执行航线 l 的成本 $c_{p,l}$ 根据式(14)计算:

$$c_{p,l} = \sum_{f \in F} (c_{p,l}^{\text{delay}} + c_{p,l}^{\text{swap}}) b_{f,l} \tag{14}$$

式中:飞机 p 执行航线 l 的成本 $c_{p,l}$ 包含飞机 p 执行航线 l 的总延误成本 $c_{p,l}^{\text{delay}}$ 及总交换航班成本 $c_{p,l}^{\text{swap}}$。

飞机 p 执行航线 l 时的平均航班简约成本 $\text{mean}_{p,l}$ 按照式(15)计算:

$$\text{mean}_{p,l} = \bar{c}_{p,l}/n - \bar{c}_p \tag{15}$$

式中:n 为飞机 p 执行的航线 l 上的航班总数;$\bar{c}_p$ 为主问题中飞机 p 选中航线的平均航班成本,计算公式为

$$\bar{c}_p = \sum_{f \in F} (c_p^{\text{dalay}} + c_p^{\text{swap}})/m \tag{16}$$

其中:c_p^{delay} 和 c_p^{swap} 分别为主问题中飞机 p 选中航线上每个航班的的延误成本和换飞机成本;m 为主问题中飞机 p 选中航线上的总航班个数。

为了筛选出飞机的最优可行航线,应计算出飞机 p 所有航线的简约成本的最小值 $\min_{c,p}$ 及整条航线上所有航班的平均简约成本的最小值 $\text{minmean}_{c,f}$,按照式(17)、式(18)计算:

$$\min_{c,p} = \min(\bar{c}_{p,l}) \quad \forall l \in L \tag{17}$$

$$\text{minmean}_{c,f} = \min(\text{mean}_{p,l}) \quad \forall l \in L \tag{18}$$

若 $\min_{c,p} < 0$,则飞机 p 选中的航线 l 优于该飞机在主问题中选中的航线;若 $\min_{c,p} \geqslant 0$ 且 $\text{minmean}_{c,f} < 0$,则飞机 p 选中的航线 l 优于该飞机在主问题中选中的航线;若 $\min_{c,p} \geqslant 0$ 且 $\text{minmean}_{c,f} \geqslant 0$,则飞机 p 的最优航线就是主问题中选择的航线。

使用列向量生成算法进行航班恢复的步骤如下:

步骤 1　生成航班恢复初始解,将初始解加入主问题的航线集合 R 中。

步骤 2　根据 R 计算主问题的线性模型,得出计算结果及对偶变量 α_f、β_p、γ_a,并根据每个选中航线的总成本及选中航线上的总航班数,计算出每个选中航线上所有航班的平均航班成本 $\bar{c}_p$。

步骤 3　根据航班计划的预计离港时间、预计到港时间计算出所有航班的计划执行时间。根据飞机的可用时间、飞机的可用机场、机场的可用时间、航班的预计离港时间、航班的计划执行时间这些信息,并且将恢复期开始时间、恢复期结束时间作为航线的限制信息,控制航线的长度,使用枚举法,为所有飞机生成全部可行航线集合 S。

步骤 4　对集合 S 中的每个飞机的所有航线,根据式(13)、式(15)计算出该飞机每条航线的简约成本 $\bar{c}_{p,l}$、平均航班简约成本 $\text{mean}_{p,l}$,并根据式(17)、式(18)计算出该飞机航线的简约成本最小值 $\min_{c,p}$ 及平均航班简约成本最小值 $\text{minmean}_{c,f}$。若 $\min_{c,p} < 0$,将该飞机的简约成本最小的航线加入候选集合 C 中;若 $\min_{c,p} \geqslant 0$ 且 $\text{minmean}_{c,f} < 0$,将该飞机平均航班简约成本最小的航线加入集合 C 中。

步骤 5　若集合 C 中存在航线,将 C 中的所有航线加入集合 R 中,执行步骤 2;若 C 为空集合,则执行步骤 6。

步骤 6　根据主问题的整数规划模型,计算出整数解。

步骤 7　根据步骤 6 中的整数解,生成新的航班计划表。

4　实验及结果分析

采用 JetBrains PyCharm 2019 对本文算法进行了编程实现。算法运行在 Win10 操作系统,运行内存为 32 GB,并使用大规模数学规划优化器 Gurobi 求解主问题的线性规划及整数规划

北京航空航天大学学报

模型。

实验数据均来自于航旅纵横 APP 官方平台(http://www.umetrip.com/),其计算及数据可为航班运控、航延服务、疫情防控[24]等提供精准服务。数据按航班规模分为 5 组,航班个数分别为 50、100、200、400、800,飞机个数分别为 19、37、71、144、305,算例中给出了离港、到港涉及机场的总和。算例中存在飞机故障及机场关闭的情况,恢复期内涉及的航班个数及机场个数、飞机故障个数等信息如表 3 所示。表 4 为每个算例的成本参数。

实验选择以时空网络模型的恢复结果作为对照,将时空网络模型的恢复结果与改进后的列向量生成模型恢复结果进行比较。其中,未使用有效中转时间的时空网络模型及未使用有效中转时间的列向量生成模型分别记作模型 A 及模型 B,2 个模型的恢复结果如表 5、表 6 所示。使用了有效中转时间的时空网络模型及使用了有效中转时间的列向量生成模型分别记作模型 C、模型 D,2 个模型的恢复结果如表 7、表 8 所示。

表 3 算例基本参数

Table 3 Basic parameters of calculation examples

算例	航班个数	飞机个数	飞机故障个数	机场个数	机场关闭个数
F50	50	19	0	24	0
F100	100	37	1	40	0
F200	200	71	0	63	1
F400	400	144	3	83	0
F800	800	305	1	143	0

表 4 算例成本参数

Table 4 Cost parameters of calculation examples

算例	取消成本	延误成本	换飞机成本	机场的飞机不平衡成本
F50	800	1	5	1 000
F100	500	1	5	1 000
F200	800	1	10	1 000
F400	500	1	10	1 000
F800	500	1	10	800

表 5 模型 A 的计算结果

Table 5 Calculation results of Model A

算例	取消个数	总延误时间/min	换飞机个数	飞机不平衡个数	成本	模型运算时间/s
F50	0	545	2	0	555	6
F100	0	1 283	3	0	1 298	28
F200	0	2 895	10	0	2 995	66
F400	1	5 047	30	0	5 847	248
F800	0	10 358	29	0	10 648	760

表 6 模型 B 的计算结果

Table 6 Calculation results of Model B

算例	取消个数	总延误时间/min	换飞机个数	飞机不平衡个数	成本	模型运算时间/s
F50	0	423	7	0	458	2
F100	0	1 061	16	0	1 141	7
F200	0	2 376	29	0	2 666	22
F400	1	4 877	30	0	5 677	90
F800	1	10 157	30	0	10 957	288

表 7 模型 C 的计算结果

Table 7 Calculation results of Model C

算例	取消个数	总延误时间/min	换飞机个数	飞机不平衡个数	成本	模型运算时间/s
F50	0	362	2	0	372	6
F100	0	755	3	0	770	29
F200	0	1 941	2	0	1 961	80
F400	1	3 265	25	0	4 015	273
F800	0	6 814	19	0	7 004	870

表 8 模型 D 的计算结果

Table 8 Calculation results of Model D

算例	取消个数	总延误时间/min	换飞机个数	飞机不平衡个数	成本	模型运算时间/s
F50	0	269	7	0	304	2
F100	0	629	13	0	694	7
F200	0	1 504	21	0	1 714	20
F400	1	3 163	30	0	3 963	92
F800	0	6 680	30	0	6 980	237

以算例 F800(航班数 800)作为样本,航班的中转时间分布情况如表 9 所示,表中包含设置的固定中转时间及在当前中转时间下能够完成中转任务的航班比例。当固定中转时间为 30 min[2]时,没有航班能够完成中转任务,当固定中转时间为 40 min[3]与 60 min[4]时,大多数航班不能完成中转任务,当固定中转时间为 75 min 时,63.15% 的航班能够完成中转任务。因此,选取 75 min 作为固定中转时间,应用到模型 A、模型 B 中。所有算例的换飞机个数限制在 30 架内,时空网络模型采用 30 min[3]的时间窗口。上述 3 个模型的恢复成本包括航班延误成本、航班取消成本、换飞机成本及机场的飞机不平衡成本 4 部分。通过恢复结果的对比可以发现,应用了有效中转时间的列向量生成模型(模型 D),能够取得最小的恢复代价。同时,与时空网络模型相比,列向量生成算法在运行时间上有很大的优势。模型 A、模型 B 在不同航班规模下的运行时间如图 6 所示。随着算例规模的增加,列向量生成模型运行时间的增长速度远小于时空网络模型。

模型 D 使用 Gurobi 优化器对主问题的求解

结果如表 10 所示。其中,LP 为迭代结束时主问题线性规划模型的最终计算结果,IP 为主问题整数规划模型的最终计算结果,最优间隔比例由式(19)计算得出。模型 D 的 4 个算例的最优间隔比例均为 0%,取得了最优解,算例 F400 没有取得最优解,但是该算例的最优间隔比例仅为 0.059%,证明了列向量生成算法的有效性。

$$gap = (IP - LP)/LP \tag{19}$$

表 9　算例 F800 的航班中转时间分布

Table 9　Flight transit time distribution of scenario F800

固定中转时间/min	能够完成中转任务的航班比例/%
30	0
40	0.81
60	36.04
75	63.15

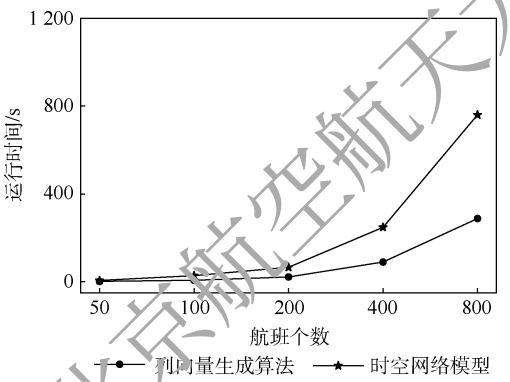


图 6　列向量生成算法与时空网络模型运行时间对比

Fig. 6　Comparison of operation time between column vector generation algorithm and spatio-temporal network model

表 10　基于模型 D 的优化器实验结果

Table 10　Experimental results of optimizer based on Model D

算例	LP	IP	最优间隔比例/%
F50	304.00	304	0
F100	694.00	694	0
F200	1 714.00	1 714	0
F400	3 960.67	3 963	0.059
F800	6 980.00	6 980	0

对比表 5 和表 6,由于时空网络模型是采用将所有的航线直接进行优化计算的方式,航线个数随着航班规模的增长迅速增加,使得模型在求解大规模问题时计算速度非常慢。列向量生成算法采用迭代的方式选择航线,使得每次迭代过程的计算量都远小于时空网络模型,并且列向量生成算法可以通过控制迭代次数的方式在有限的时间中求得最低的恢复成本。时空网络方法采用离散的航班延误时间,在某个时间间隔内,航班未能执行,只能在下一个时间间隔才可能离港,离散的延误时间可能会导致模型求出的最小成本高于最优解的最小成本。而列向量生成算法采用连续的航班延误时间,飞机可用时就可以分配飞机离港,解决了这一问题。同时,时空网络模型需要将时间轴划分成多个相同长度的时间窗,时间窗口的长短不易控制,如果时间窗口较长,时空网络模型求得的恢复成本会偏高,而时间窗口较短,模型的恢复成本会降低,但是模型的求解时间会更久。列向量生成算法采用连续的延误时间,不需要考虑这一问题。通过对比列向量生成算法及时空网络模型的恢复结果,列向量生成算法存在恢复成本高于时空网络模型的情况,若列向量生成算法在筛选满足子问题约束的航线时没有遗漏,则列向量生成算法可以取得与时空网络模型相同或者更低的恢复成本。由此可知,列向量生成算法筛选满足子问题约束的航线,并加入到主问题的优化集合中,这一特点使得列向量生成算法在计算最优解时,可能遗漏最优解中包含的航线。列向量生成算法的这一特点及时空网络模型的时间窗口较长都可能导致模型求得的恢复成本比最优恢复成本高,因此时空网络模型与列向量生成算法各有优劣。但是在大规模航班恢复过程中,2 个模型的恢复成本相似时,时空网络模型的计算时间可以达到列向量生成算法的 3 倍以上,影响了恢复结果的实时性。因此,在计算大规模航班恢复问题时,列向量生成算法的优势明显。表 7、表 8显示了将航班有效中转时间预测模型分别应用到时空网络模型和列向量生成算法中的航班恢复结果,与表 5、表 6 相比,虽然模型的运行时间可能稍有增加,但是 2 个模型的恢复成本均有显著的下降。

5　结　论

将航班中转时间预测模型与改进后的列向量生成算法相结合,提出了一种基于有效中转时间的不正常航班恢复模型。通过对比实验,得出以下结论:

1)基于列向量生成算法的航班恢复模型与时空网络模型相比,在恢复成本基本一致的情况下,计算时间更少。并且随着航班规模的增加,在时间上的差异会进一步增大。当航班规模是 400 架时,时空网络模型的恢复时间是列向量生成算法的 2.97 倍;当航班规模是 800 架时,时空网络模型的恢复时间是列向量生成算法的 3.67 倍。

2)将有效中转时间应用于不正常航班恢复模型,虽然模型的计算时间有所增加,但航班的恢复成本明显降低。在大规模恢复场景下,可以将

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

航班恢复成本减少 36.3%。

不正常航班恢复问题涉及到飞机恢复、机组恢复、乘客恢复 3 个阶段,本文中只针对飞机恢复阶段进行了研究,下一步可以针对后 2 个阶段进行研究,逐渐完善所提出的不正常航班恢复模型。在飞机恢复问题中,只考虑了以恢复成本为目标的航班恢复问题,在未来的研究中,可以将航班恢复成本与航班正常率等多个目标同时添加到航班恢复模型中,实现多目标条件下的航班恢复模型。

参考文献(References)

[1] 赵秀丽,朱金福,郭梅. 不正常航班延误调度型及算法[J]. 系统工程理论与实践,2008,28(4):2-4.
ZHAO X L,ZHU J F,GUO M. Study on modelling and algorithm of irregular flight delay operation[J]. Systems Engineering-Theory & Practice,2008,28(4):2-4(in Chinese).

[2] LIANG Z,XIAO F,QIAN X,et al. A column generation-based heuristic for aircraft recovery problem with airport capacity constraints and maintenance flexibility[J]. Transportation Research Part B:Methodological,2018,113:70-90.

[3] YU G,BARD J F,ARGUELLO M F. Optimizing aircraft routings in response to groundings and delays[J]. IIE Transactions,2001,33(10):931-947.

[4] 乐美龙,王婷婷,吴聪聪. 基于改进的 GRASP 算法的飞机优化恢复研究[J]. 江苏科技大学学报(自然科学版),2013,27(2):165-170.
LE M L,WANG T T,WU C C. Study on aircrafts optimal recovery based on improved GRASP algorithm[J]. Journal of Jiangsu University of Science and Technology(Natural Science Edition),2013,27(2):166-170(in Chinese).

[5] KE G,MENG Q,WANG T,et al. A communication-efficient parallel algorithm for decision tree[C]// Advances in Neural Information Processing Systems,2016:1279-1287.

[6] TEODOROVIĆ D,GUBERINIĆ S. Optimal dispatching strategy on an airline network after a schedule perturbation[J]. European Journal of Operational Research,1984,15(2):178-182.

[7] JARRAH A I,YU G,KRISHNAMURTHY N,et al. A decision support framework for airline flight cancellations and delays[J]. Transportation Science,1993,27(3):266-280.

[8] YAN S,LIN C G. Airline scheduling for the temporary closure of airports[J]. Transportation Science,1997,31(1):72-82.

[9] CAO J M,KANAFANI A. Real-time decision support for integration of airline flight cancellations and delays. Part I:Mathematical formulation[J]. Transportation Planning and Technology,1997,20(3):183-199.

[10] CAO J M,KANAFANI A. Real-time decision support for integration of airline flight cancellations and delays. Part II:Algorithm and computational experiments[J]. Transportation Planning and Technology,1997,20(3):201-217.

[11] THENGVALL B G,YU G,BARD J F. Multiple fleet aircraft schedule recovery following hub closures[J]. Transportation Research Part A:Policy and Practice,2001,35(4):289-308.

[12] THENGVALL B G,BARD J F,YU G. A bundle algorithm approach for the aircraft schedule recovery problem during hub closures[J]. Transportation Science,2003,37(4):392-407.

[13] 白凤,朱金福,高强. 基于列生成法的不正常航班调度[J]. 系统工程理论与实践,2010,30(11):2036-2045.
BAI F,ZHU J F,GAO Q. Disrupted airline schedules dispatching based on column generation methods[J]. Systems Engineering-Theory & Practice,2010,30(11):2036-2045(in Chinese).

[14] 汪瑜,孙宏. 基于航班时空网络模型的网络型机队随机规划方法[J]. 数学的实践与认识,2018,48(6):58-68.
WANG Y,SUN H. A network-type fleet stochastic planning methodology based on flight time space network model[J]. Mathematics in Practice and Theory,2018,48(6):58-68(in Chinese).

[15] 田倩南,李昆鹏,李文莉,等. 受扰航班恢复问题的优化方案研究[J]. 管理学报,2018,15(10):1081-1088.
TIAN Q N,LI K P,LI W L,et al. The research on optimization of disrupted flights recovery problem[J]. Chinese Journal of Management,2018,15(10):1081-1088(in Chinese).

[16] QIANG H A O,WEI F A N. Flight recovery model based on consideration of passenger satisfaction robustness[J]. Modern Electronics Technique,2018,2018(18):32.

[17] 唐小卫,高强,朱金福. 不正常航班恢复模型的贪婪模拟退火算法研究[J]. 预测,2010,29(1):66-70.
TANG X W,GAO Q,ZHU J F. Research on greedy simulated annealing algorithm of irregular flight schedule recovery model[J]. Forecasting,2010,29(1):66-70(in Chinese).

[18] 吴刚,严俊. 不正常航班恢复的一种改进的列生成算法[J]. 南京航空航天大学学报,2014,46(2):329-334.
WU G,YAN J. Improved column generation algorithm for disrupted airline schedules recovery[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2014,46(2):329-334(in Chinese).

[19] 乐美龙,王婷婷,吴聪聪. 多机型不正常航班恢复的时空网络模型[J]. 四川大学学报(自然科学版),2013,50(3):477-483.
LE M L,WANG T T,WU C C. The time-band model for recovery of multi-type aircrafts' disrupted flights[J]. Journal of Sichuan University(Natural Science Edition),2013,50(3):477-483(in Chinese).

[20] FRIEDMAN J H. Greedy function approximation:A gradient boosting machine[J]. Annals of Statistics,2001,29(5):1189-1232.

[21] KE G,MENG Q,FINLEY T,et al. LightGBM:A highly efficient gradient boosting decision tree[J]. Advances in Neural Information Processing Systems,2017,30:3146-3154.

[22] 王芳杰,王福建,王雨晨,等. 基于 LightGBM 算法的公交行程时间预测[J]. 交通运输系统工程与信息,2019,19(2):116-121.
WANG F J,WANG F J,WANG Y C,et al. Bus travel time prediction based on light gradient boosting machine algorithm[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology,2019,19(2):116-121(in Chinese).

[23] 顾桐,许国良,李万林,等. 基于集成 LightGBM 和贝叶斯优

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

化策略的房价智能评估模型[J]. 计算机应用,2020,40(9):2762-2767.
GU T,XU G L,LI W L,et al. Intelligent house price evaluation model based on ensemble LightGBM and Bayesian optimization strategy[J]. Journal of Computer Applications,2020,40(9):2762-2767(in Chinese).

[24] ZHANG L,YANG H,WANG K,et al. Measuring imported case risk of COVID-19 from inbound international flights-A case study on China[J]. Journal of Air Transport Management,2020,89:101918.

Irregular flight recovery technique based on accurate transit time prediction

HE Jian[1], GUO Hongyan[1,2], YAO Yuan[2], BIAN Lei[2,*], TANG Hongwu[2], WANG Diansheng[2]

(1. Department of Informatics, Beijing University of Technology, Beijing 100124, China;
2. Travelsky Mobile Technology Limited, Beijing 100029, China)

Abstract: In previous studies, the general method for flight recovery problem used fixed flight transit time, rather than considered the result of flight transit time changes in real airports. We propose a LightGBM model to predict accurate transit time based on the airport-flight features from total 235 airports and all flights in China. The numerical results show that our model has 6.783 minutes root mean square error using real flights data. We construct an irregular flight recovery model based on effective transit time, and specifically design a column vector generation algorithm to solve this model. This algorithm can solve the problem of airport traffic flow decrease, airport closure, aircraft maintenance and other irregular conditions under the goal of minimizing flight delays, the number of cancellations, and the number of aircraft changes by canceling, changing the planned time, and replacing aircraft. Tests on actual operating data of airlines prove that the irregular flight recovery method based on transit time prediction is effective. The real case of large-scale flight delays test shows the total delay time can be reduced by 34.2%. The comparison between the spatio-temporal network algorithm and the column vector generation algorithm shows that the proposed flight recovery method also can reduce the recovery cost under the premise of the same recovery result.

Keywords: irregular flights; flight recovery; transit time prediction; column generation algorithm; recovery cost

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-28; **Accepted**: 2020-12-18; **Published online**: 2021-01-11 16:24
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1608.002.html
Foundation items: National Key R & D Program of China (2020YFB2104400); National Natural Science Foundation of China (61602016, U2033205)

* **Corresponding author**. E-mail: bianlei@pku.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0561

基于有限时间引导律的欠驱智能船舶循迹控制

全下文载

冯辉[1,2], 胡胜[2], 余文婴[1,2,*], 徐海祥[1,2]

(1. 高性能船舶技术教育部重点实验室, 武汉 430063; 2. 武汉理工大学 船海与能源动力工程学院, 武汉 430063)

摘 要: 针对欠驱智能船舶在执行循迹任务时,受路径曲率和环境力干扰影响导致横向偏差增大的问题,对欠驱智能船舶的引导策略进行了研究。提出了一种有限时间收敛的自适应引导律,并基于该引导律实现了欠驱智能船舶循迹控制,使循迹过程中的横向偏差在有限时间内收敛至零。相比于传统积分引导律,所提方法的控制参数可以根据横向偏差的变化进行自适应调整,更快地引导欠驱智能船舶进行直线和曲线循迹。通过仿真对比验证了所提方法的有效性和先进性。

关 键 词: 循迹控制; 欠驱智能船舶; 有限时间引导律; 自适应控制; 横向偏差
中图分类号: TP273
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0394-07

在大数据和人工智能等新兴技术的影响下,研究无人化、绿色和安全的智能船舶已是大势所趋。作为智能船舶关键功能之一,智能航行受到了广泛的关注并得到了迅速的发展[1]。其中,循迹控制是实现智能航行功能的关键技术之一。

循迹控制是指控制欠驱智能船舶沿着一条预定的路径航行,并且这条路径与时间无关[2]。目前,国内外关于循迹控制的研究已有较多成果。Encarnação 等[3]在 Serret-Frenet 坐标系中依据期望路径重新定义输出信号,将控制目标转化为位置误差和艏向角误差,但缺点是控制器的设计十分复杂。为了简化控制器的设计,有学者将循迹控制系统分为2个子系统:引导律和控制系统[2]。在获得路径信息和环境信息后,引导律计算出控制系统的输入信号,即期望艏向角;控制系统则产生相应的控制信号,使船舶的实际艏向跟踪引导律给出的信号,完成循迹控制目标。

LOS(line-of-sight)引导律[4]因其结构简单、收敛性好等优点而被广泛应用于循迹控制。但在实际运行环境中,船舶受到风浪流等环境因素的干扰,即横向环境力的作用,在循迹过程中会存在漂角。但欠驱动结构无法产生横向的控制力,因此船舶的实际运动轨迹将偏离期望的运动轨迹,限制了传统 LOS 引导律的应用。因此,如何减小漂角对循迹效果的影响是目前的研究热点。

减小漂角影响的一种最直接的方法就是测量漂角。文献[5]使用加速度计测量横向和纵向的加速度,再通过积分得到横向和纵向速度,进而计算出漂角,但缺点是加速度的测量值易受噪声的污染从而导致计算出的速度存在较大的误差。文献[6]利用全球导航系统计算漂角,但成本较高且精确性较差。另一种方法是利用积分 LOS(ILOS)引导律。Børhaug 等[7]针对传统 LOS 引导律无法抵抗环境干扰的问题,提出了一种应用广泛、具有积分作用的 ILOS 引导律,并证明了其全局一致渐进稳定性。文献[8-9]在 Børhaug 等[7]的基础上,在设计引导律时考虑了航速,简化了参数调整过程,但使得该算法的响应速度易受航速的影

收稿日期: 2020-09-29; **录用日期**: 2021-03-05; **网络出版时间**: 2021-03-11 17:01
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210310.1618.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51879210,51979210); 中央高校基本科研业务费专项资金(2019Ⅲ040,2019Ⅲ132CG)
* **通信作者**. E-mail: wzyu@whut.edu.cn

引用格式: 冯辉, 胡胜, 余文婴, 等. 基于有限时间引导律的欠驱智能船舶循迹控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 394-400. FENG H, HU S, YU W Z, et al. Finite-time line-of-sight guidance law path following control for underactuated intelligent ships[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 394-400(in Chinese).

北京航空航天大学学报

响。文献[10]针对直线接圆弧路径不连续问题提出了一种参数化 ILOS 引导律,使控制输出更加平滑,但引导效果易受期望路径插值的边界条件影响。文献[11]设计时变增益的 ILOS 引导律减小位置超调,但前向距离的上限和下限难以确定。文献[12]提出一种自适应 ILOS(ALOS)引导律,将漂角视为固定参数,通过设计自适应项估计漂角。文献[13]在引导系统建模时考虑流速的影响,提出了一种直接 ILOS 引导律和间接 ILOS 引导律用以应对时变的海流,但无法应对其他未建模环境干扰的影响。文献[14]设计了一种降阶的扩张状态观测器,用来估计由外部干扰引起的时变漂角,但未考虑引导系统的有限时间稳定性。

近年来,有限时间控制方法因其更好的控制性能受到了广泛的关注,并得到了迅速发展[15]。文献[16]利用有限时间收敛的干扰观测器,以估计时变的大漂角,提高了曲线循迹的精确性。文献[17]提出了有限时间收敛的引导律,其不仅证明了漂角观测器的有限时间收敛性,还证明了位置跟踪误差的有限时间收敛性,但该方法的缺点是漂角的估计值易受传感器测量噪声的影响。

本文在现有国内外研究的基础上,提出了一种基于自适应控制理论的有限时间引导律,其控制参数可随横向偏差的变化而进行自适应调整,提升引导系统的响应速度,同时可适用于风浪流等环境载荷干扰下的欠驱智能船舶循迹控制,用于补偿船舶在循迹过程中受到的流载荷的干扰,并证明了该引导律的有限时间稳定性。通过仿真实现了欠驱智能船舶水平面内的直线和曲线循迹,并进行了仿真对比实验。

1　问题描述

1.1　船舶数学模型

欠驱船舶的水平面三自由度运动学和动力学方程如下[2]:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\eta}} = \boldsymbol{R}(\psi)\boldsymbol{v}\\ \boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{v}} + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{v})\boldsymbol{v} + \boldsymbol{D}(\boldsymbol{v})\boldsymbol{v} = \boldsymbol{B}\boldsymbol{\tau}\end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\eta}=[x,y,\psi]^{\mathrm{T}}$ 为船舶在固定坐标系下的位置,x、y、ψ 分别表示船舶在固定坐标系中的横坐标、纵坐标、艏向角;$\boldsymbol{R}(\psi)$ 为坐标系旋转矩阵;$\boldsymbol{v}=[u,v,r]^{\mathrm{T}}$ 为船舶在运动坐标系下的运动速度,u、v、r 分别表示船舶在运动坐标系中的纵向速度、横向速度、转艏角速度;$\boldsymbol{M}$ 为包含水动力附加质量的惯性矩阵;$\boldsymbol{C}$ 为包含附加质量的科里奥利向心力矩阵,由船舶自身和附加质量共同作用产生;$\boldsymbol{D}$ 为阻尼系数矩阵;$\boldsymbol{B}$ 为控制输入配置矩阵;$\boldsymbol{\tau}=[\tau_u,0,\tau_r]^{\mathrm{T}}$ 为控制输入矩阵,τ_u 为船舶纵向推力,τ_r 为转艏力矩。

注 1　在固定坐标系中,海流速度 $\boldsymbol{V}_c=[V_x,V_y,0]^{\mathrm{T}}$ 是定常且无旋的,海流合速度 $U_c=\sqrt{V_x^2+V_y^2}$ 存在上界。

因此,可以通过在式(1)的运动学和动力学方程中加入海流的速度,建立流载荷干扰下的船舶操纵运动方程,如下:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{\eta}} = \boldsymbol{R}(\psi)\boldsymbol{v}_r + \boldsymbol{V}_c\\ \boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{v}}_r + \boldsymbol{C}(\boldsymbol{v}_r)\boldsymbol{v}_r + \boldsymbol{D}(\boldsymbol{v}_r)\boldsymbol{v}_r = \boldsymbol{B}\boldsymbol{\tau}\end{cases} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{v}_r=\boldsymbol{v}-\boldsymbol{V}_c$ 为船舶相对海流的速度。

1.2　有限时间稳定性

有限时间稳定是指系统状态能在有限时间内收敛到平衡点。考虑如下系统:

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t),t)\\ \boldsymbol{f}(\boldsymbol{0},t) = \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{x}(t)\in\varsigma\subset\mathbf{R}^n\end{cases} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{x}(t)$ 表示系统状态;$\boldsymbol{f}:\varsigma\to\mathbf{R}^n$ 为包含原点的定义域 ς 到 n 维空间 $\mathbf{R}^n$ 中的一个连续函数;$\boldsymbol{0}\in\mathbf{R}^n$ 表示零向量。

引理 1　针对系统(3),假设在定义域 ς 上存在正定且连续函数 $V(x)$,并且存在实数 $c>0$ 和 $0<\alpha<1$,使得 $V(\boldsymbol{x})$ 在 ς 上正定且 $\dot{V}(\boldsymbol{x})\leqslant -cV^{\alpha}(\boldsymbol{x})$ 在 ς 上半负定,则系统(4)为有限时间稳定,即系统状态能在有限时间内收敛到平衡点,且收敛时间满足:

$$T\leqslant\frac{V^{1-\alpha}(\boldsymbol{x}_0)}{c(1-\alpha)} \tag{4}$$

1.3　引 导 律

引导律的推导是在一个二维平面内完成的,其中,期望路径通常由一系列路径点 $(x_p(\theta),y_p(\theta))$ 相连组成,如图 1 所示,其中 θ 为大于零的路径参数变量。图中:γ_p 为期望路径上任意一点处的切线与正北方向的夹角,即 Serret-Frenet 坐标系与固定坐标系之间的旋转角。

假设在固定坐标系中,船舶的位置坐标为 (x,y)。由图 1 可知,船舶在 Serret-Frenet 坐标系中的坐标为

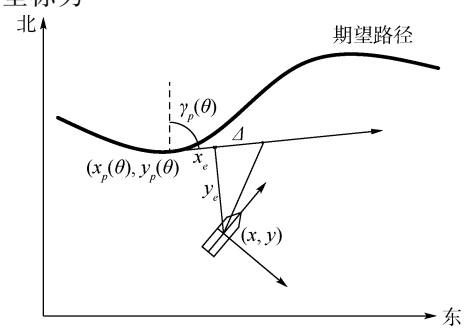


图 1　LOS 引导律原理

Fig. 1　Geometrical illustration of LOS guidance law

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma_p(\theta) & -\sin\gamma_p(\theta) \\ \sin\gamma_p(\theta) & \cos\gamma_p(\theta) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \begin{bmatrix} x - x_p(\theta) \\ y - y_p(\theta) \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中：x_e 为纵向偏差；y_e 为横向偏差。

旋转角 γ_p 定义如下：

$$\gamma_p(\theta) = \operatorname{atan2}(y_p'(\theta), x_p'(\theta)) \tag{6}$$

式中：$x_p'(\theta) = \partial x_p/\partial\theta$；$y_p'(\theta) = \partial y_p/\partial\theta$。

假设 1 通常在直线或者直线圆弧循迹时，x_e 并不影响引导律的引导效果，为了简化计算，故假设 $x_e = 0$。

假设 2 漂角 β 一般很小且可视为一个缓变的量，即 $\sin\beta \approx \beta$，$\cos\beta \approx 1$，$\dot{\beta} = 0$。

假设 3 船舶的实际艏向角可以准确跟踪期望艏向角，即 $\psi = \psi_{\mathrm{d}}$。

由式(5)和假设 1 可得

$$0 = (x - x_p(\theta))\cos\gamma_p(\theta) + (y - y_p(\theta))\sin\gamma_p(\theta) \tag{7}$$

$$y_e = -(x - x_p(\theta))\sin\gamma_p(\theta) + (y - y_p(\theta))\cos\gamma_p(\theta) \tag{8}$$

由式(1)可知船舶的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = u\cos\psi - v\sin\psi \\ \dot{y} = u\sin\psi + v\cos\psi \\ \dot{\psi} = r \end{cases} \tag{9}$$

将式(9)代入式(8)得

$$\begin{aligned} \dot{y}_e = & -(\dot{x} - \dot{x}_p(\theta))\sin\gamma_p(\theta) + (\dot{y} - \dot{y}_p(\theta))\cos\gamma_p(\theta) - \\ & [(x - x_p(\theta))\cos\gamma_p(\theta) + (y - y_p(\theta))\sin\gamma_p(\theta)]\dot{\gamma}_p(\theta) = \\ & -\dot{x}\sin\gamma_p(\theta) + \dot{y}\cos\gamma_p(\theta) = \\ & -(u\cos\psi - v\sin\psi)\sin\gamma_p(\theta) + (u\sin\psi + v\cos\psi)\cos\gamma_p(\theta) = \\ & U\sin(\psi - \gamma_p(\theta) + \beta) \end{aligned} \tag{10}$$

式中：$U = \sqrt{u^2 + v^2}$ 为航速；$\beta = \operatorname{atan2}(v, u)$ 为漂角。

注 2 船舶在直线循迹或圆弧循迹时，漂角为一定值。但对于直线圆弧组成路径，漂角会发生缓慢的变化。因为漂角的动态特性变化慢于控制带宽变化，所以可通过自适应项估计漂角。

将式(10)展开，并结合假设 2 可得

$$\dot{y}_e = U\sin(\psi - \gamma_p(\theta)) + U\cos(\psi - \gamma_p(\theta))\beta \tag{11}$$

2 有限时间引导律

本文提出的有限时间引导律定义如下：

$$\psi_{\mathrm{d}} = \gamma_p(\theta) - \arctan\left(\frac{k_p y_e + y_{\mathrm{int}}}{\Delta}\right) \tag{12}$$

式中：Δ 为前向距离；$k_p = 1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}$ 为引导律的比例系数，当 y_e 的值较大时，引导律的比例系数较小，可以防止引导系统的输入过大出现较大的超调，当 y_e 的值较小时，引导律中的比例系数较大，可以增加系统的响应速度。

$$\dot{y}_{\mathrm{int}} = \frac{k_2 U \Delta^2 y_e}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}]^2 + \Delta^2}}$$

其中：参数 $k_1 > 0$，$k_2 > 0$，参数 $0 < \alpha < 1$。

考虑到系统漂角 β 未知，建立如下误差跟踪系统：

$$\begin{cases} \dot{y}_e = U\sin(\psi - \gamma_p(\theta)) + U\cos(\psi - \gamma_p(\theta))\beta \\ \tilde{\beta} = \beta - \hat{\beta} \end{cases} \tag{13}$$

式中：$\hat{\beta}$ 为漂角的估计值且 $\dot{\hat{\beta}} = \dot{y}_{\mathrm{int}}/\Delta$，而且由假设 2 可知，$\dot{\tilde{\beta}} = -\dot{\hat{\beta}}$。

定理 1 对于系统(13)，在满足假设 3 的前提下，设计的引导律(12)可以使系统(13)有限时间稳定，即

$$\begin{cases} \lim\limits_{t \to T} |y_e| = \varepsilon_1 \\ \lim\limits_{t \to T} |\tilde{\beta}| = \varepsilon_2 \end{cases}$$

式中：ε_1 和 ε_2 为大于零的极小常数。

证明 将式(12)代入式(11)中可得

$$\dot{y}_e = U\sin\left(-\arctan\left(\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\Delta}\right)\right) + U\cos\left(-\arctan\left(\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\Delta}\right)\right)\beta \tag{14}$$

由于

$$\sin\left(-\arctan\left(\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\Delta}\right)\right) = -\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}]^2 + \Delta^2}} \tag{15}$$

$$\cos\left(-\arctan\left(\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\Delta}\right)\right) = \frac{\Delta}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}]^2 + \Delta^2}} \tag{16}$$

将式(15)和式(16)代入式(14)得

$$\dot{y}_e = -U\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}]^2 + \Delta^2}} + U\frac{\Delta\beta}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + y_{\mathrm{int}}]^2 + \Delta^2}} = -U\frac{(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e}{\sqrt{[(1 + k_1 |y_e|^{\alpha-1}) y_e + \Delta\hat{\beta}]^2 + \Delta^2}} +$$

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

$$\frac{U\Delta\tilde{\beta}}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}} \tag{17}$$

定义李雅普诺夫函数如下:

$$V_1=\frac{1}{2}y_e^2+\frac{1}{2k_2}\tilde{\beta}^2 \tag{18}$$

式(18)对时间求导并将式(17)代入可得

$$\dot{V}_1=-U\frac{y_e^2+k_1|y_e|^{\alpha+1}}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}}+\frac{U\Delta\tilde{\beta}y_e}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}}-\frac{1}{k_2}\tilde{\beta}\dot{\hat{\beta}}=-U\frac{y_e^2+k_1|y_e|^{\alpha+1}}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}}\leqslant-U\frac{k_1|y_e|^{\alpha+1}}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}} \tag{19}$$

令

$$k_3=\frac{k_1U}{\sqrt{[(1+k_1|y_e|^{\alpha-1})y_e+\Delta\hat{\beta}]^2+\Delta^2}} \tag{20}$$

$$k_4=\min\{k_3,1\} \tag{21}$$

则式(19)可以改写为

$$\dot{V}_1\leqslant-k_4|y_e|^{\alpha+1}\leqslant-k_4|y_e|^{\alpha+1}-(\tilde{\beta}^2)^{\frac{\alpha+1}{2}}+(\tilde{\beta}^2)^{\frac{\alpha+1}{2}}\leqslant-k_4((y_e^2)^{\frac{\alpha+1}{2}}+(\tilde{\beta}^2)^{\frac{\alpha+1}{2}})+\vartheta\leqslant-k_4 2^{\frac{\alpha+1}{2}}V_1^{\frac{\alpha+1}{2}}+\vartheta \tag{22}$$

式中:$k_4>0$;$\vartheta=(\tilde{\beta}^2)^{\frac{\alpha+1}{2}}$。

由文献[18]可知,存在参数 $0<\theta_0<1$,满足:

$$-k_4\theta_0 2^{\frac{\alpha+1}{2}}V_1^{\frac{\alpha+1}{2}}+\vartheta\leqslant 0 \tag{23}$$

得到

$$\dot{V}_1\leqslant-k_4\theta_0 2^{\frac{\alpha+1}{2}}V_1^{\frac{\alpha+1}{2}}-k_4(1-\theta_0)2^{\frac{\alpha+1}{2}}V_1^{\frac{\alpha+1}{2}}+\vartheta\leqslant-k_4(1-\theta_0)2^{\frac{\alpha+1}{2}}V_1^{\frac{\alpha+1}{2}} \tag{24}$$

通过引理 1 可知,系统(13)是有限时间稳定的,并且收敛时间 T_1 满足:

$$T_1\leqslant\frac{2V_1^{\frac{1-\alpha}{2}}(0)}{2^{\frac{1+\alpha}{2}}k_4(1-\theta_0)(1-\alpha)}$$

证毕

3　仿真实验

3.1　仿真条件

为了验证本文所提出的有限时间引导律的有效性,以武汉理工大学一艘欠驱智能船舶为模型进行了直线循迹仿真实验和曲线循迹仿真实验,并与文献[7]中的 ILOS 引导律进行对比分析,采用 PID 控制算法进行纵向和艏向控制器设计。

3.2　仿真结果与分析

1)直线循迹仿真

仿真条件设置如表 1 所示,引导律参数 $k_1=1$,$\alpha=0.8$,$k_2=0.008$。其他仿真条件如表 1 所示。

直线循迹的期望路径为连接表 1 中 2 个路径点的直线。图 2 为直线循迹航行路径曲线,图 3 为直线循迹横向偏差曲线。图 2 表示 2 种方法均能引导船舶沿期望路径航行。但是从图 3 中可以看出,本文引导律可以使 y_e 更快地收敛至零且没有超调,大约在 $t=110$ s 时收敛至零;传统 ILOS 引导律的 y_e 收敛速度较慢,大约在 $t=150$ s 时收敛至零。由此可知,本文引导律相比传统 ILOS 引导律在直线循迹时,y_e 的收敛速度更快,具有更好的引导效果。图 4 为比例系数 k_p 随时间变化曲线。图 5 表示 2 种方法的实际艏向角都可以较好地跟踪期望值。

表 1　直线循迹仿真条件

Table 1　Simulation conditions of straight-line path following

参数	数值
初始位置	$[10\ \text{m},-20\ \text{m},\pi/4]^{\mathrm{T}}$
海流合速度 U_c	0.1 m/s
路径点坐标	(0 m,0 m),(100 m,100 m)
采样周期	0.5 s
前向距离 Δ	3.0 m
流向角	$-\pi/4$
期望纵向航速	0.3 m/s
船长	2.3 m

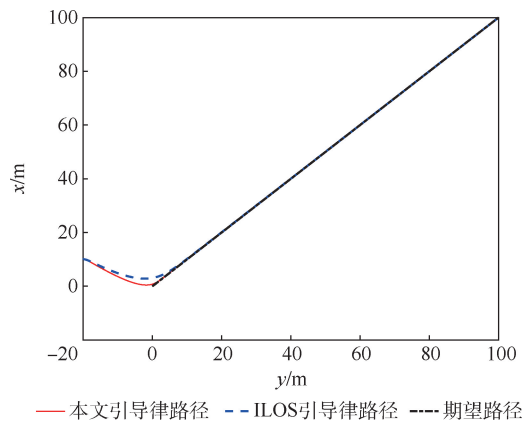


图 2　直线循迹曲线

Fig. 2　Curves of straight-line path following

2)曲线循迹仿真

仿真条件设置如表 2 所示,引导律参数 $k_1=0.4$,$\alpha=0.8$,$k_2=1$。其他仿真条件如表 2 所示。

北京航空航天大学学报

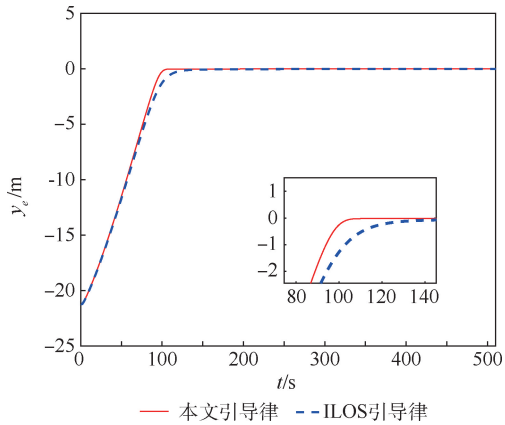


图 3 直线循迹横向偏差曲线

Fig. 3 Curves of straight-line path following cross-track error

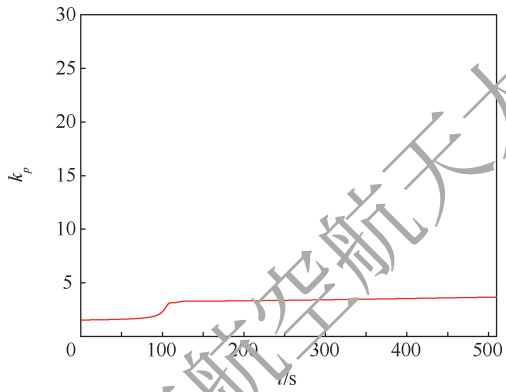


图 4 直线循迹引导律比例系数变化曲线

Fig. 4 Curve of straight-line path following guidance law proportional coefficient

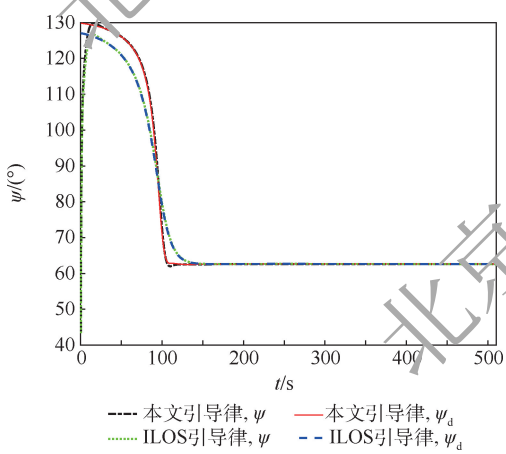


图 5 直线循迹艏向角变化曲线

Fig. 5 Curves of straight-line path following heading angle

曲线循迹的期望路径为连接表 2 中 5 个路径点的直线圆弧曲线。图 6 为曲线循迹航行路径曲线，图 7 为曲线循迹横向偏差曲线。图 6 表示 2 种方法均能引导船舶沿期望的曲线路径航行，但本文引导律的路径更接近期望路径。为了进一步比较 2 种方法引导效果的优劣，从图 7 中可以看出，本文引导律的 y_e 收敛速度更快。在 3 处转弯路径处，y_e 由于曲率的增大而增大，本文引导律的 y_e 的峰值分别为 0.01 m、0.04 m 和 0.04 m，传统

表 2 曲线循迹仿真条件

Table 2 Simulation conditions of curved-line path following

参数	数值
初始位置	$[0\ \text{m}, 0\ \text{m}, 0\ \text{m}]^{\mathrm{T}}$
路径点坐标	(0 m,0 m),(6 m,30 m),(30 m,30 m),(30 m,0 m),(60 m,0 m)
海流合速度 U_c	0.02 m/s
转弯圆弧半径	$[6\ \text{m}, 6\ \text{m}, 6\ \text{m}]^{\mathrm{T}}$
船长	2.3 m
前向距离 Δ	1.15 m
期望纵向航速	0.1 m/s
流向角	$\pi/4$
采样周期	0.5 s

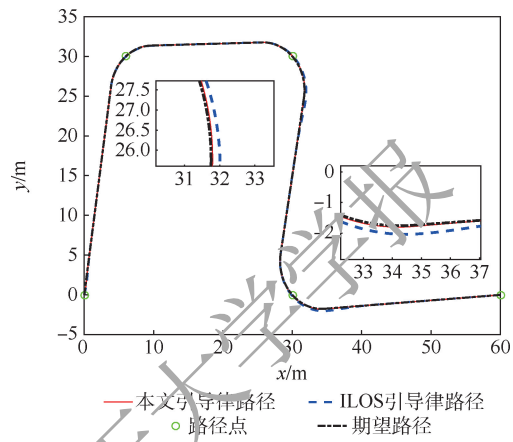


图 6 曲线循迹曲线

Fig. 6 Curves of curved-line path following

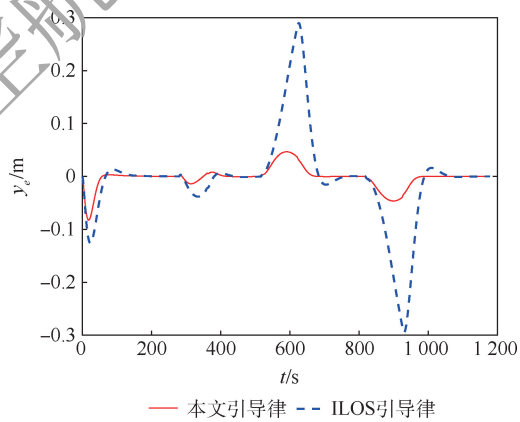


图 7 曲线循迹横向偏差曲线

Fig. 7 Curves of curved-line path following cross-track error

ILOS 引导律的 y_e 的峰值分别为 0.03 m、0.3 m 和 0.3 m；本文引导律的 y_e 重新收敛至零所花费的时间分别为 148 s、127 s 和 127 s，传统 ILOS 引导律的 y_e 又重新收敛至零所花费的时间分别为 148 s、241 s 和 241 s。图 8 为比例系数 k_p 随时间变化曲线。

结合图 3 和图 4、图 7 和图 8 分析可知，比例系数随横向偏差的变化关系有大误差、小增益和小误差、大增益的特点。由图 7 和图 8 可知，当横

北京航空航天大学学报

向偏差稳定于零附近时,比例系数有较大的变化(如图中的 80 ~ 280 s,448 ~ 515 s,697 ~ 816 s,997 ~ 1 175 s),原因是:横向偏差此时是一个逐渐趋近零的极小值,而比例系数对趋近零的极小值变化非常敏感,因此比例系数在此过程中变化较大。但由于横向偏差是极小值,当横向偏差趋于零时,比例系数的变化并不会影响引导效果。

图 9 表示曲线循迹情况下,2 种方法的实际艏向角也都可以较好地跟踪期望值。从图 5 和图 9的艏向角对比曲线可以看出,在相同 PID 控制参数控制下,2 种方法的艏向角跟踪效果都较好,但 2 种方法计算的期望艏向角不同,证明本文引导律计算的期望艏向角相比传统 ILOS 引导律更加合理和有效。

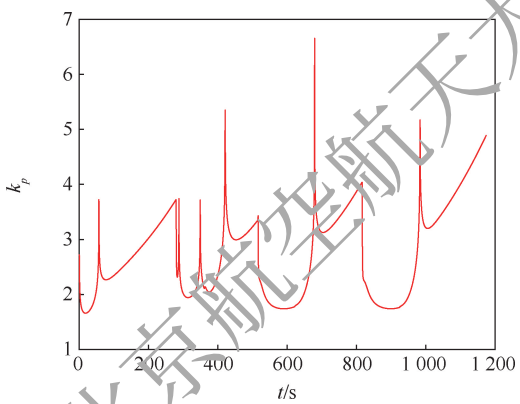


图 8　曲线循迹引导律比例系数变化曲线

Fig. 8　Curve of curved-line path following guidance law proportional coefficient

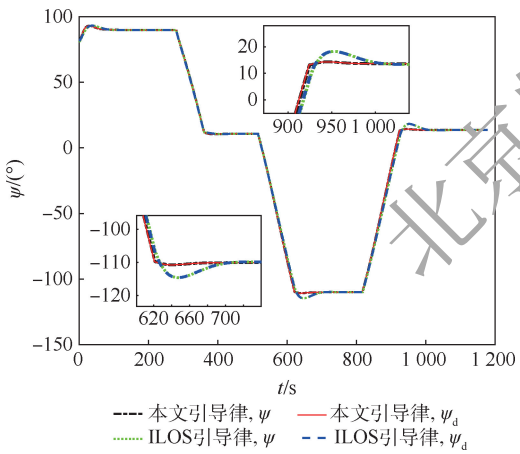


图 9　曲线循迹艏向角变化曲线

Fig. 9　Curves of curved-line path following heading angle

4　结　论

经过理论分析和仿真对比实验,得到以下结论:

1) 所提出的有限时间引导律适用于直线循迹和曲线循迹,设计的自适应项可以补偿环境干扰和路径曲率对循迹效果的影响。

2) 基于有限时间稳定理论证明了漂角未知时,横向偏差控制系统在应用所提出的有限时间引导律时是有限时间稳定的。

3) 通过直线循迹和曲线循迹仿真对比实验结果可知,相比于传统 ILOS 引导律,本文所提出的有限时间引导律可以使横向偏差更快收敛至零附近且超调量更小。

综上所述,对于欠驱智能船舶循迹控制,提出的有限时间引导律具有更大的应用潜力。本文未涉及控制器研究,但船舶运动受模型不确定和时变外部环境干扰的影响,将导致动力学控制性能变差,因此,下一步将研究模型不确定和时变外部环境干扰情况下欠驱智能船舶循迹控制器设计问题。

参考文献(References)

[1] 中国船级社. 智能船舶规范[S]. 北京:中国船级社,2020.
China Classification Society. Rules for intelligent ships[S]. Beijing: China Classification Society, 2020(in Chinese).

[2] FOSSEN T I. Handbook of marine craft hydrodynamics and motion control[M]. New York: John Wiley and Sons Ltd, 2011: 241-242.

[3] ENCARNAÇÃO P, PASCOAL A, ARCAK M. Path following for autonomous marine craft[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2000, 33(21): 117-122.

[4] FOSSEN T I, BREIVIK M, SKJETNE R. Line-of-sight path following of under-actuated marine craft[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2003, 36(21): 244-249.

[5] HAC A, SIMPSON M D. Estimation of vehicle sideslip angle and yaw rate[C]// Proceeding of Sea World Congress, 2000: 1032-1038.

[6] BEVLY D M, SHERIDAN R, GERDES C. Interating INS sensors with GPS velocity measurements for continuous estimations of vehicle sideslip and tire cornering stiffness[C]// Proceeding of American Control Conference, 2001: 25-30.

[7] BØRHAUG E, PAVLOV A, PETTERSEN K Y. Integral LOS control for path following of underactuated marine surface vessels in the presence of constant ocean currents[C]// Proceeding of 47th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2008: 4984-4991.

[8] LEKKAS A M. Guidance and path-planning systems for autonomous vehicles[D]. Gløshaugen: Norwegian University of Science and Technology, 2014.

[9] 瞿洋,徐海祥,余文曌,等. 基于 ILOS 的欠驱船舶循迹控制[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2016,40(5):834-838.
QU Y, XU H X, YU W Z, et al. Integral line-of-sight guidance for path following of underactuated marine surface vessels[J]. Journal of Wuhan University of Technology(Transportation Science & Engineering), 2016, 40(5): 834-838(in Chinese).

北京航空航天大学学报

[10] LEKKAS A M, FOSSEN T I. Integral LOS path following for curved paths based on a monotone cubic Hermite spline parametrization[J]. IEEE Transaction on Control System Technology, 2014,22(6):2287-2301.

[11] 陈霄,刘忠,张建强,等. 基于改进积分视线导引策略的欠驱动水面无人艇路径跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2018,44(3):489-499.
CHEN X, LIU Z, ZHANG J Q, et al. Path following of underactuated USV based on modified integral line-of-sight guidance strategies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018,44(3):489-499(in Chinese).

[12] FOSSEN T I, PETTERSEN K Y, GALEAZZI R. Line-of-sight path following for Dubins paths with adaptive sideslip compensation of drift forces[J]. IEEE Transaction on Control System Technology, 2015,23(2):820-827.

[13] FOSSEN T I, LEKKAS A M. Direct and indirect adaptive integral line-of-sight path-following controllers for marine craft exposed to ocean currents[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2015,31(4):445-463.

[14] LIU L, WANG D, PENG Z. ESO-based line-of-sight guidance law for path following of underactuated marine surface vehicles with exact sideslip compensation[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 2017,42(2):477-487.

[15] BHAT S, BERNSTAIN D S. Lyapunov analysis of finite-time differential equations[C]// Proceeding of American Control Conference, 1995:1831-1832.

[16] WANG N, SUN Z, YIN J, et al. Finite-time observer based guidance and control of underactuated surface vehicles with unknown sideslip angles and disturbances[J]. IEEE Access, 2018,6:14059-14070.

[17] WANG L, XU C K, CHENG J H. Robust output path-following control of marine surface vessels with finite-time LOS guidance[J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2020,8(4):275.

[18] 余亚磊. 无人运输船舶路径跟踪自主智能控制[D]. 大连:大连海事大学, 2019:67-69.
YU Y L. Autonomous intelligent control for path following of unmanned surface vehicles[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2019:67-69(in Chinese).

Finite-time line-of-sight guidance law path following control for underactuated intelligent ships

FENG Hui[1,2], HU Sheng[2], YU Wenzhao[1,2,*], XU Haixiang[1,2]

(1. Key Laboratory of High Performance Ship Technology, Ministry of Education, Wuhan 430063, China;
2. School of Naval Architecture, Ocean and Energy Power Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430063, China)

Abstract: In consideration of the problem that the lateral deviation of the underactuated intelligent ships increases due to the influence of path curvature and environmental disturbance during the path tracking task, the guidance law of intelligent ships is discussed. An adaptive guidance law with finite-time convergence is proposed. Based on the guidance law, the intelligent ships path following control is realized, so that the lateral deviation can converge to zero in finite time in the path following process. Compared with the traditional integral line-of-sight, the control parameters of the method can be adjusted adaptively according to the change of lateral deviation, and the intelligent ships can be guided to follow the desired line or curve path faster. The effectiveness and advancement of the proposed method are verified by simulation and comparison.

Keywords: path following control; underactuated intelligent ships; finite-time guidance law; adaptive control; cross-track error

Received: 2020-09-29; **Accepted**: 2021-03-05; **Published online**: 2021-03-11 17:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210310.1618.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51879210, 51979210); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2019Ⅲ040, 2019Ⅲ132CG)

* **Corresponding author**. E-mail: wzyu@whut.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0589

阻力和升力加速度指令快速解析与跟踪制导

全下文载

刘刚*
(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 针对升力式飞行器的滑翔段制导问题,提出一种阻力和升力加速度指令在线快速解析与跟踪制导方法。通过一维质点运动学解析并加权直接得到阻力加速度指令。引入虚拟目标和伪视线角的概念,将比例导引应用于滑翔段得到升力加速度指令。利用阻力加速度和攻角的单调性关系,通过改变攻角跟踪阻力加速度指令。倾侧角用于辅助跟踪阻力加速度指令,满足给定条件后切换至跟踪升力加速度指令。航迹方向角的控制通过倾侧角按反转走廊边界改变正负号实现。动压、热流、过载等约束可通过相关敏感参数的设计得到满足。所提方法不依赖参考轨迹和攻角剖面,计算量小,可实现对终端速度和终端高度的高精度控制。

关 键 词: 阻力加速度; 升力加速度; 解析; 跟踪; 制导
中图分类号: V448.235
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0401-11

升力式飞行器在大气层内的滑翔段一般有初始能量过剩、准平衡滑翔、倾侧转弯和无动力等特点,其制导任务通常是使飞行器在到达给定的待飞纵程时将其高度、速度、航迹方向角、弹道倾角等多个参数控制到期望的值,以实现和下一个飞行段的顺利衔接。解决滑翔段制导问题应用较多的制导方法有预测校正制导[1-9]、阻力加速度跟踪制导[10-14]、三维制导[15-16]、解析制导[17-21]等。在预测校正制导中,攻角剖面一般事先给定为一个随速度或马赫数变化的固定剖面,在制导中攻角仅在给定剖面基础上做小幅调整。攻角是一个重要的控制量,预测校正制导中给定攻角剖面的做法在一定程度上制约了攻角在制导中的作用。阻力加速度跟踪制导是一种成功获得航天飞机的工程应用的制导方法,但是该方法依赖于参考轨迹,灵活性不强。相比于其他方法,解析制导的研究相对较少。文献[17]把准平衡滑翔条件与解析预测制导相结合,形成一种不依赖参考轨迹和攻角剖面的滑翔段解析制导方法,该方法用倾侧角进行航向和终端速度控制,用攻角进行终端高度和纵程控制,取得了较好的效果,说明解析法用于滑翔段制导具有可行性。文献[19]以谱分析法寻求运动方程的解析解,并形成再入解析制导方法,但是其数学工具比较复杂,应用难度较大。

本文尝试探索一种基于直接解析的滑翔段制导方法。思路如下:首先,利用阻力加速度和攻角的单调性关系,在每个制导周期实时设计出满足终端速度约束的阻力加速度指令,靠改变攻角进行跟踪,实现对终端速度的控制;其次,通过引入虚拟目标和伪视线角的概念,将比例导引应用于滑翔段,通过纵向比例导引生成航迹坐标系的升力加速度指令,靠改变倾侧角进行跟踪,实现对终端高度和终端弹道倾角的控制。对于航迹方向角(或待飞横程)的控制,通过倾侧角按反转走廊边界改变正负号实现。本文提供的方法可摆脱对参考轨迹和攻角剖面的依赖,计算量很小,可快速生

收稿日期: 2020-10-19; **录用日期**: 2021-01-24; **网络出版时间**: 2021-02-04 14:44
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1357.002.html
*通信作者. E-mail: lgiuang@21cn.com

引用格式: 刘刚. 阻力和升力加速度指令快速解析与跟踪制导[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 401-411.
LIU G. Drag and lift acceleration commands rapid calculation and tracking guidance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 401-411(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

成制导指令,实现对终端高度和终端速度的较高精度控制。

1 滑翔段制导问题

滑翔段制导问题可表述如下:假设飞行器已经处于准平衡滑翔飞行状态,当前待飞纵程为 L_0、高度为 h_0、速度为 v_0。制导终端约束为:使飞行器在待飞纵程为 L_f 时,高度为 h_f、速度为 v_f、弹道倾角为 θ_f,航迹方向角偏差 $\Delta\chi_f$(或待飞横程)小于给定值。

2 终端速度的控制方法

注意到,在升力式飞行器滑翔段飞行的任一时刻,若其他参数都不变,只改变攻角大小,根据空气动力学原理,在约 0°~90°的攻角范围内,飞行器阻力加速度的绝对值和攻角具有单调递增关系,攻角越大,阻力加速度的绝对值越大。利用这一特点,可以通过改变攻角获得期望的阻力加速度。只要设计出满足终端速度约束的阻力加速度指令,再通过改变攻角对其进行跟踪,就能实现对终端速度的控制。

2.1 阻力加速度指令在线快速解析

首先,需要设计满足终端速度约束的阻力加速度指令。假设飞行器自当前状态到终端状态的飞行时间为 t,期间假设可以通过制导跟踪策略使得飞行器以固定的阻力加速度 $\bar{a}_x$ 飞行,到达终端纵程时的速度为 v_f。忽略航迹方位角的影响,仅考察飞行器在纵向平面的运动,飞行路程 s 为

$$s = \sqrt{(L_0 - L_f)^2 + (h_0 - h_f)^2} \tag{1}$$

由牛顿一维质点运动学,有

$$v_f = v_0 + \bar{a}_x t \tag{2}$$

$$s = v_0 t + \frac{1}{2}\bar{a}_x t^2 \tag{3}$$

由式(2)得

$$t = \frac{v_f - v_0}{\bar{a}_x} \tag{4}$$

将式(4)代入式(3)可得

$$\bar{a}_x = \frac{v_f^2 - v_0^2}{2s} \tag{5}$$

为使终端速度为 v_f,在后续飞行时间 t 内,需要的常值加速度 $\bar{a}_x$ 可由式(5)根据飞行器当前参数和期望终端参数解析给出。注意到,$\bar{a}_x$ 是由阻力和重力产生的总加速度。

$$\bar{a}_x = a_x^{\text{aero}} - g\sin\theta \tag{6}$$

式中:a_x^{aero} 是为了满足终端速度约束条件需要的阻力加速度;θ 为飞行器在当地水平坐标系的弹道倾角;g 为重力加速度。

由式(5)和式(6)可得

$$a_x^{\text{aero}} = \frac{v_f^2 - v_0^2}{2s} + g\sin\theta \tag{7}$$

为了适应不同飞行任务的要求,可再引入一个加权系数 k_{ax}:

$$a_x^* = k_{ax}\bar{a}_x \tag{8}$$

式中:a_x^* 为阻力加速度控制指令(航迹坐标系)。

由式(1)、式(7)和式(8)有

$$a_x^* = k_{ax}\left(\frac{v_f^2 - v_0^2}{2\sqrt{(L_0 - L_f)^2 + (h_0 - h_f)^2}} + g\sin\theta\right) \tag{9}$$

由式(9)可见,阻力加速度指令 a_x^* 可由当前飞行参数和期望终端参数直接解析给出。

阻力加速度指令加权系数 k_{ax} 可根据飞行任务的特点进行设计,加权系数剖面可以采用待飞纵程为横坐标进行设计,如图 1 所示。

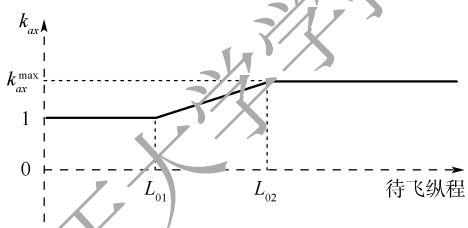


图 1 典型的阻力加速度加权系数剖面

Fig. 1 Typical drag acceleration weighting coefficient profile

只要在待飞纵程接近终端的飞行段内将阻力加速度指令加权系数值取 1,即可使终端速度等于期望值 v_f。阻力加速度指令加权系数剖面中,$k_{ax}^{\max}$ 值需要根据具体飞行任务的特点进行设计。对于飞行器初始能量大幅过剩或需要在短时间内减速的飞行任务,$k_{ax}^{\max}$ 值应取大于 1,最大可取到 1.8~2.0,这样可以在飞行前期和中期充分减速,降低后期飞行时的最大动压;对于接近最大极限航程或横向机动距离的飞行任务,$k_{ax}^{\max}$ 值应取小于 1,最小可取到 0.65~0.7,这样可以给飞行后期预留更多的能量。$k_{ax}^{\max}$ 的最终取值的设计可采用试算法。即针对具体飞行任务,选取不同的 $k_{ax}^{\max}$ 值,通过较小次数(如 200 次)的蒙特卡罗仿真进行试算,考察其约束满足程度和制导精度。最终通过比较得到较优的 $k_{ax}^{\max}$ 的取值。

2.2 用攻角跟踪阻力加速度指令

当前飞行器航迹坐标系的实际阻力加速度 a_x^{now} 为

$$a_x^{\text{now}} = f_x\cos\alpha_{gx} - f_y\sin\alpha_{gx} \tag{10}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:f_x、f_y 为飞行器本体坐标系视加速度,对于无动力升力式飞行器仅由气动力产生,可由加速度计直接测量;α_{gx} 为惯性攻角,是在忽略风速的情况下由飞行器的地速和姿态角的导航值计算出的攻角估计值。

对于升力式飞行器,在一定攻角范围内,飞行器的阻力加速度和攻角具有单调性,攻角越大,阻力加速度的绝对值越大。因此,可以通过改变攻角对阻力加速度指令进行跟踪。

指令攻角 α^*(惯性值)以增量形式按下式计算:

$$\Delta\alpha^* = k_\alpha(|a_x^*| - |a_x^{\text{now}}|) \tag{11}$$

$$\alpha^* = \alpha_{gx} + \Delta\alpha^* \tag{12}$$

式中:α_{gx} 为当前惯性攻角;k_α 为增益系数(正值)。

另外,需要根据飞行器姿态控制能力对指令攻角进行限幅和限速。由于本文方法中的攻角指令是增量形式的,k_α 取值与制导周期有关。若 k_α 取值过大,将触发指令攻角限速,此时一般不会对制导精度产生不良影响,也不会出现攻角指令震荡;但是若 k_α 取值过小,将影响阻力加速度跟踪效果。

2.3　倾侧角的阻力加速度跟踪模式

本文认为速度控制在滑翔段飞行中应优先得到保证,否则将造成任务成败。在滑翔段飞行初期,由于飞行高度较高,大气密度较低,可能出现攻角已经达到最大允许值 $\alpha_{\max}$,但是飞行器的阻力加速度 a_x^{now} 绝对值仍小于阻力加速度指令 a_x^* 绝对值的情况。此时,应将倾侧角置为阻力加速度跟踪模式,用倾侧角辅助攻角跟踪阻力加速度指令。具体做法是:以最大的可用角速度加大倾侧角,直到一个最大倾侧角允许值 $\sigma_{\max 1}$,使飞行器高度加速下降,处于更大的大气密度环境以提高阻力,即

$$\sigma^* = \sigma_{\max 1} \tag{13}$$

式中:σ^* 为在倾侧角的阻力加速度跟踪模式中指令倾侧角的大小;$\sigma_{\max 1}$ 为在倾侧角在阻力加速度跟踪模式中的最大允许值,该值对于飞行初期的最大热流有很大影响,一般设计为小于全程倾侧角最大允许值 $\sigma_{\max}$。$\sigma_{\max 1}$ 过小会影响阻力加速度指令的跟踪效果,因此需要根据具体任务折中考虑。

进入倾侧角的阻力加速度跟踪模式的判据可按式(14)计算:

$$|a_x^{\text{now}}| < 0.98|a_x^*| \text{且} \alpha > \alpha_{\max} - 0.1° \tag{14}$$

退出倾侧角的阻力加速度跟踪模式的判据可按式(15)计算:

$$|a_x^{\text{now}}| \geqslant 0.98|a_x^*| \text{且} \alpha \leqslant \alpha_{\max} - 0.1° \tag{15}$$

为了简化制导逻辑,可在滑翔段初期直接将倾侧角置为阻力加速度跟踪模式。在后续飞行中,只要满足式(15)的判据,即退出阻力加速度跟踪模式,切换为升力加速度跟踪模式。后续不再重复进行模式切换。在升力加速度跟踪模式中,倾侧角将用于跟踪升力加速度指令,不再用于跟踪阻力加速度指令。

3　终端高度和终端弹道倾角的控制方法

比例导引是一种精度高、所需过载小的末制导方法。比例导引的原理是:先计算从飞行器到目标点的视线角和视线角速度,再使飞行器速度矢量的变化率与视线角速度成比例,这样即可使飞行器精确击中目标。但是,这种方式不能直接用于滑翔段制导,其原因是:滑翔段飞行距离很长,一般为数千公里,与地球半径达到同一数量级,受到地球曲率的影响,从飞行器到目标的视线会处于地平线以下,如果直接使用比例导引会使飞行器在飞行半途中坠地。这是将比例导引用于滑翔段制导需要解决的一个问题。为了在滑翔段应用比例导引,本文提出虚拟目标、伪视线角和伪视线角速度的概念,通过带倾角约束的纵向比例导引生成航迹坐标系的升力加速度指令,通过改变倾侧角进行跟踪,实现对终端高度和弹道倾角的控制。

3.1　基于比例导引的升力加速度指令解析方法

虚拟目标是指以制导终端纵程 L_f 和终端高度 h_f 为特征参数的一个虚拟的目标。伪视线角是指在忽略地球曲率情况下计算的从飞行器到虚拟目标的视线角,伪视线角速度是指在忽略地球曲率情况下计算的从飞行器到虚拟目标的视线角速度。由于本文中比例导引仅用于纵向,不需要横向参数。在纵向,带终端弹道倾角约束的比例导引公式为

$$\dot{\theta} = k_D\dot{\lambda}_D + k_\theta\frac{\lambda_D - \theta^*}{t_{\text{left}}} \tag{16}$$

式中:$\dot{\theta}$ 为弹道倾角的变化率;$\dot{\lambda}_D$ 为纵向伪视线角速度;λ_D 为纵向伪视线角;θ^* 为期望终端弹道倾角;k_D 和 k_θ 为增益系数;t_{left} 为估算的剩余飞行时间。

根据比例导引的原理,若满足式(16),可使飞行器以弹道倾角 θ^* 击中虚拟目标。由虚拟目

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

标的定义,可知这实际上正好满足了制导终端纵程、终端高度和弹道倾角约束。

式(16)中,纵向伪视线角速度和纵向伪视线角计算公式如下:

$$\dot{\lambda}_D = \frac{\Delta V_Y \Delta X - \Delta V_X \Delta Y}{\Delta X \Delta X - \Delta Y \Delta Y} \tag{17}$$

$$\lambda_D = \arctan\left(\frac{\Delta Y}{\Delta X}\right) \tag{18}$$

式中:ΔX、ΔY 和 ΔV_X、ΔV_Y 分别为从飞行器到虚拟目标的相对位置和相对速度,表达式为

$$\begin{cases} \Delta X = (-L_f) - (-L_0) \\ \Delta Y = h_f - h_0 \end{cases} \tag{19}$$

$$\begin{cases} \Delta V_X = -v_0 \cos\theta \\ \Delta V_Y = -v_0 \sin\theta \end{cases} \tag{20}$$

剩余飞行时间 t_{left} 按下式估算:

$$t_{\text{left}} = \frac{\sqrt{\Delta X \Delta X + \Delta Y \Delta Y}}{0.5(v_0 + v_f)} \qquad t_{\text{left}} > 0.3 \tag{21}$$

由飞行动力学有

$$\dot{\theta} = \frac{\frac{A_y \cos\sigma}{m} - g\cos\theta + \frac{v^2}{R}\cos\theta}{v} \tag{22}$$

式中:A_y 为飞行器的升力;R 为飞行器到地心的距离;σ 为飞行器倾侧角;m 为飞行器质量;v 为飞行器对地速度。

另外,定义:

$$a_y^* = \frac{A_y \cos\sigma}{m} \tag{23}$$

式中:a_y^* 为升力加速度指令(航迹坐标系)。

由式(16)、式(22)和式(23)可得

$$a_y^* = k_D \dot{\lambda}_D v + g\cos\theta - \frac{v^2}{R}\cos\theta + k_\theta \frac{\lambda_D - \theta^*}{t_{\text{left}}} v \tag{24}$$

式(24)即为基于比例导引的升力加速度指令(航迹坐标系)解析值,其中第 1 项为高度控制项,第 2 项为重力补偿项,第 3 项为离心力补偿项,第 4 项为终端弹道倾角控制项。这里,比例导引的相关参数都是由常规导航参数解析得到的,并不需要增加额外的传感器。

3.2 倾侧角的升力加速度跟踪模式

2.2 节给出了当前的攻角指令。在当前的攻角状态下,飞行器的实际升力加速度 a_y^{now} 为

$$a_y^{\text{now}} = \frac{A_y}{m} = f_x \sin\alpha_{gx} + f_y \cos\alpha_{gx} \tag{25}$$

多数情况下,该值大于 3.1 节给出的航迹坐标系升力加速度指令 a_y^*,可通过倾侧角将多余的升力加速度分配到侧向,按式(26)和式(27)得到倾侧角指令 σ^* 的大小。

当 $|a_y^*| \leqslant |a_y^{\text{now}}|$ 时,

$$\sigma^* = \arccos(a_y^* / a_y^{\text{now}}) \tag{26}$$

否则,

$$\sigma^* = \begin{cases} 5° & a_y^* \geqslant 0 \\ \min(\sigma_{\max}, 85°) & a_y^* < 0 \end{cases} \tag{27}$$

式中:$\sigma_{\max}$ 为最大允许倾侧角。

同样,需要根据飞行器姿态控制能力对指令倾侧角进行限速。本节的控制策略仅得到倾侧角的大小,倾侧角的正负由第 4 节策略确定。

4 航迹方向角控制方法

第 2 节和第 3 节中的方法给出了攻角指令(含正负号)和倾侧角指令(仅绝对值),用于进行速度、高度和弹道倾角控制。在 3.2 节中,飞行器多余的升力加速度被倾侧角分配到侧向,会影响飞行器的侧向运动。为了对航迹方向角偏差 $\Delta\chi$(或待飞横程 H)进行控制,采用与预测校正制导类似的方法,设计一个侧向偏差走廊,当飞行器侧向运动超出走廊边界时,通过改变倾侧角的符号进行横向控制。典型的侧向偏差走廊如图 2 所示。

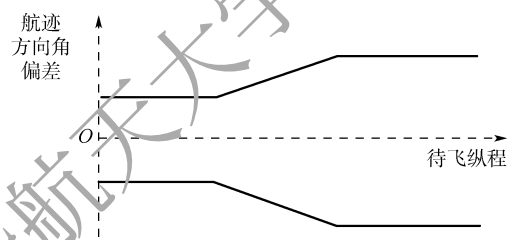


图 2 典型的侧向偏差走廊

Fig. 2 Typical azimuth deviation corridor

航迹方向角偏差 $\Delta\chi$ 定义为

$$\Delta\chi = \chi_t - A_t \tag{28}$$

式中:χ_t 为飞行器当前的航迹方向角;A_t 为从当前飞行器到目标的大地方位角。χ_t 和 A_t 都以指向当地正北为零,以向东偏为正。

指令倾侧角的符号 Sign_σ 初始值为

$$\text{Sign}_\sigma = \begin{cases} -1 & \Delta\chi \geqslant 0 \\ 1 & \Delta\chi < 0 \end{cases} \tag{29}$$

后续倾侧角反转触发逻辑为:若当前 $\text{Sign}_\sigma = -1$ 且 $\Delta\chi \leqslant -\Delta\chi_{\max}$ 时,触发正向反转;若当前 $\text{Sign}_\sigma = 1$ 且 $\Delta\chi \geqslant \Delta\chi_{\max}$ 时,触发负向反转。$\Delta\chi_{\max}$ 为按图 2 计算的侧向偏差走廊边界。

5 过程约束的满足途径和方法流程

升力式飞行器的滑翔段制导主要关注过载、热流、动压等过程约束。对于过载约束,本文采用的比例导引本身具有所需过载小的特点,一般能

北京航空航天大学学报

满足约束要求;对于热流约束,可通过合理设计倾侧角在阻力加速度跟踪模式中的最大倾侧角允许值 σ_{max1} 对最大热流实现有效限制;对于动压约束,可通过设计阻力加速度指令加权系数剖面中的最大权值 k_{ax}^{max} 进行有效限制。

方法流程如图 3 所示。可见,方法流程简单,计算量小,不依赖于标称轨迹或攻角剖面。

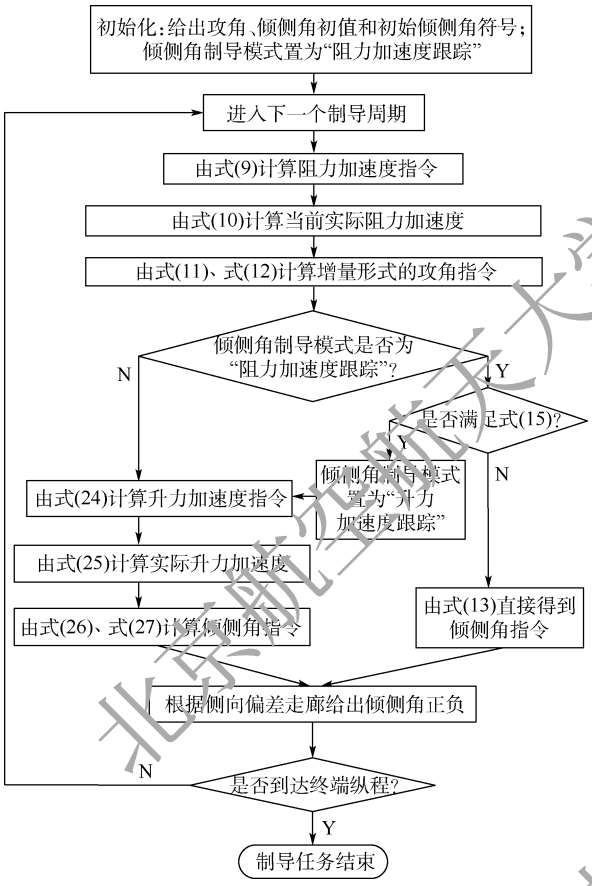


图 3　制导方法流程

Fig. 3　Flowchart of guidance method

6　仿真校验

6.1　模型参数

采用文献[10,22]中的飞行器参数,飞行器质量为 1 000 kg,参考面积为 3.5 m^2,升力系数和阻力系数按下式计算:

$$c_l = 0.01\mathrm{sign}(\alpha - 1°)\left|\alpha - 1°\right|^{1.25} \tag{30}$$

$$c_d = 0.018\ 28 + 1.1c_l^2 \tag{31}$$

攻角允许范围为 $10° < \alpha < 40°$,攻角变化速度小于 5°/s;倾侧角允许范围为 $|\sigma| < 90°$,倾侧角反转速度小于 15°/s。

表 1 为任务初始和终端参数。表中:λ 为经度,ϕ 为大地纬度。终端条件为距离目标点(经度 27.85°,纬度 0°)的待飞纵程为 100 km。对于终端坐标无具体要求。仅有终端速度、高度、航迹方向角偏差和弹道倾角要求。文献[10]中无弹道倾角约束,本文为了验证方法额外附加了终端弹道倾角约束。过程约束为过载小于 5g,驻点热流小于 2 500 kW/m^2,动压小于 15 000 Pa。

表 1　任务初始和终端参数

Table 1　Initial and terminal parameters of task

参数	初始值	终端期望值
h/km	71	27
λ/(°)	0	
ϕ/(°)	0	
v/(m·s^{-1})	7 300	900
χ_t/(°)	90	
θ/(°)	−0.5	−2.0

6.2　约束条件敏感因素分析

1)最大热流的敏感因素分析

考察倾侧角在阻力加速度跟踪模式中的最大允许值 σ_{max1} 对最大热流的影响。分别将 σ_{max1} 取为 70°、80°、90°,其余仿真条件都相同,仿真结果如图 4 所示。可见,σ_{max1} 越大,最大驻点热流越大。因此,需要合理选取 σ_{max1}。

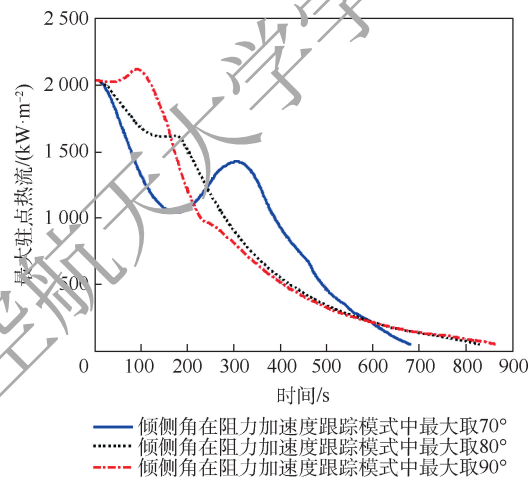


图 4　σ_{max1} 取不同值时的最大驻点热流

Fig. 4　Maximum stagnation heat flux for different values of σ_{max1}

2)最大动压的敏感因素分析

首先,考察阻力加速度加权系数剖面对动压的影响。在图 1 所示的剖面中,分别取如表 2 所示参数设置。

k_{ax}^{max} 分别取 1.0、1.2、1.36,其余仿真条件都相同,仿真结果如图 5 所示。

表 2　阻力加速度加权系数剖面设计

Table 2　Design of drag acceleration weighting coefficient profile

参数	情况 1	情况 2	情况 3
L_{01}/km	180	180	180
L_{02}/km	300	300	300
k_{ax}^{max}	1.0	1.2	1.36

北京航空航天大学学报

由图 5 可见，$k_{ax}^{\max}$ 取 1.0 时最大动压达到 16 000 Pa以上，超出了约束值，$k_{ax}^{\max}$ 取 1.36 时最大动压大幅减小，满足约束要求。

其次，考察期望终端弹道倾角对动压的影响。将期望终端弹道倾角 θ^* 分别取 0°、−2°、−4°，其余仿真条件都相同，仿真结果如图 6 所示。可见，当将期望终端弹道倾角 θ^* 取 0°时，最大动压达到 17 000 Pa 以上，超出了约束值，当 θ^* 取 −2°或 −4°时，最大动压大幅减小。产生这种现象的原因是：为了拉平终端弹道倾角，会使飞行器在速度较高时高度降低，处于大气密度较大的环境。

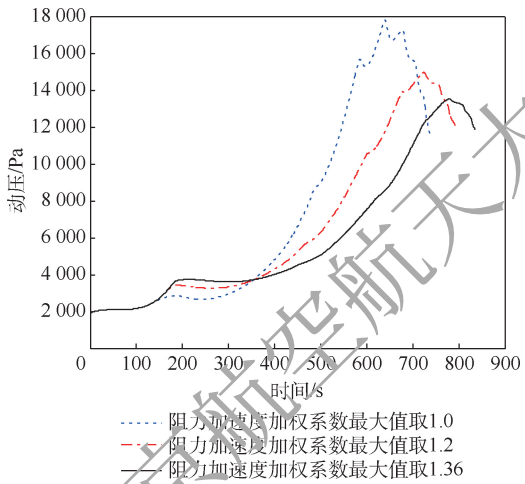


图 5 阻力加速度加权系数最大值取不同值时的动压

Fig. 5 Dynamic pressure for different drag acceleration weighting coefficient maximum values

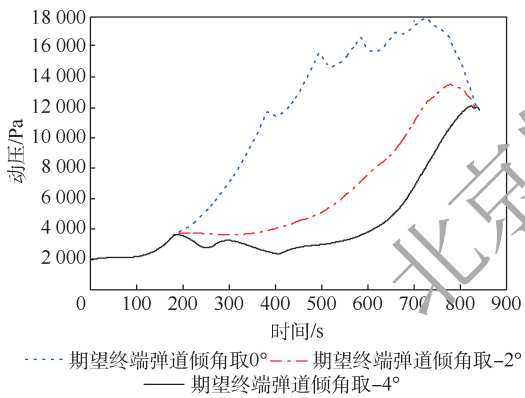


图 6 期望终端弹道倾角取不同值时的动压

Fig. 6 Dynamic pressure for different expected terminal trajectory inclination angles

6.3 标称状态下仿真

基于前述分析，为了满足动压和热流约束要求，将 $k_{ax}^{\max}$ 取 1.36，θ^* 取 −2°，$\sigma_{\max 1}$ 取 80°。另外，将比例导引系数 k_D 取 6，k_θ 取 3。k_α 取 0.000 2，制导周期取 10 ms。侧向偏差走廊设计如图 7 所示。

在标称状态下进行仿真，在距离目标点（经度 27.85°，纬度 0°）的待飞纵程小于或等于 100 km 时仿真结束。仿真曲线如图 8～图 18 所示。

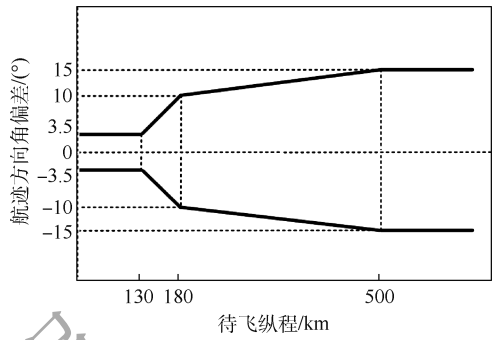


图 7 侧向偏差走廊设计

Fig. 7 Design of azimuth deviation corridor

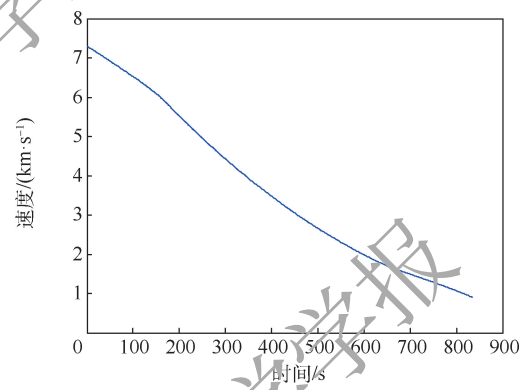


图 8 速度曲线

Fig. 8 Velocity curve

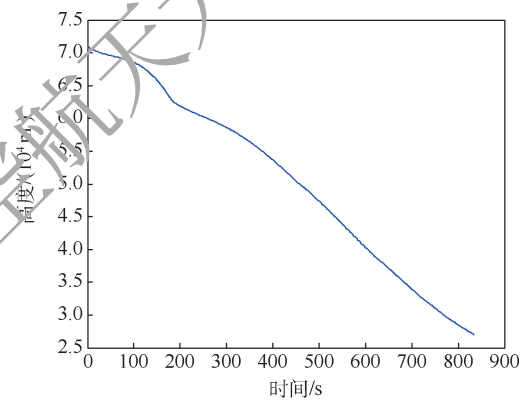


图 9 高度曲线

Fig. 9 Height curve

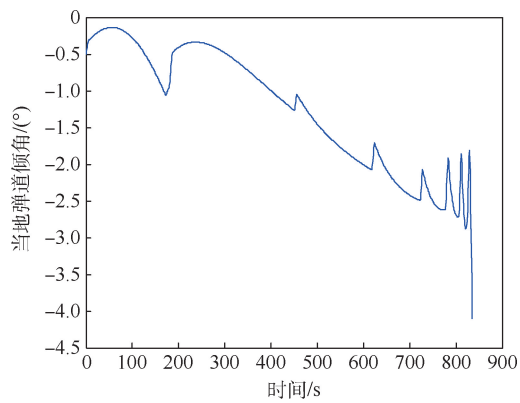


图 10 弹道倾角曲线

Fig. 10 Trajectory inclination angle curve

北京航空航天大学学报

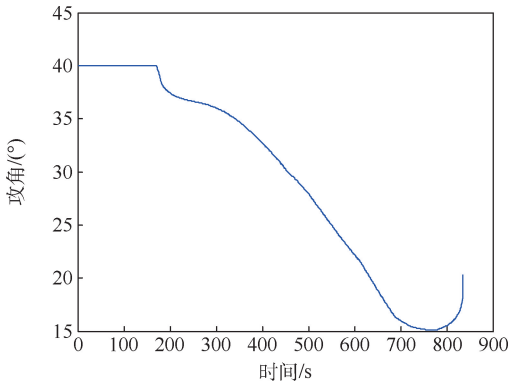


图 11　攻角曲线

Fig. 11　Attack angle curve

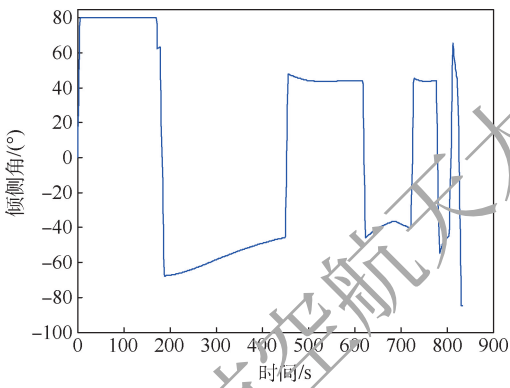


图 12　倾侧角曲线

Fig. 12　Inclination angle curve

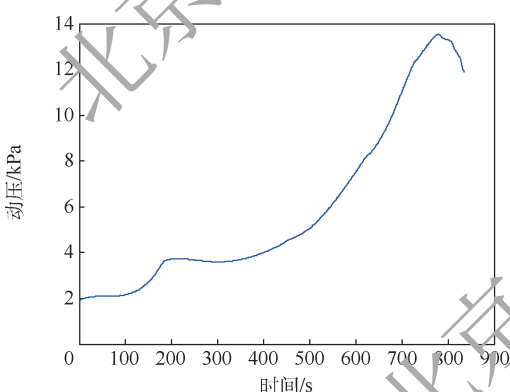


图 13　动压曲线

Fig. 13　Dynamic pressure curve

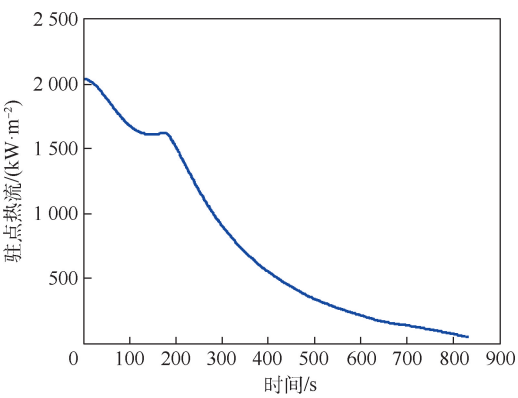


图 14　驻点热流曲线

Fig. 14　Stagnation heat flux curve

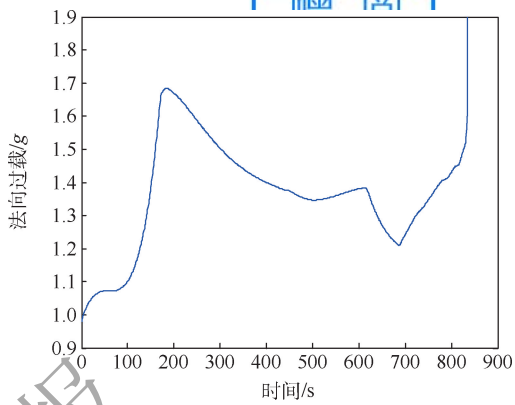


图 15　法向过载曲线

Fig. 15　Normal overload curve

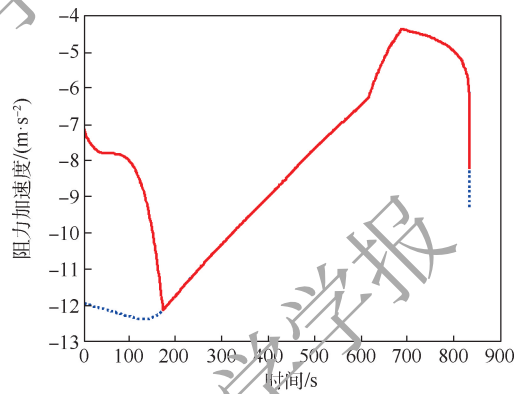


图 16　阻力加速度曲线

Fig. 16　Drag acceleration curves

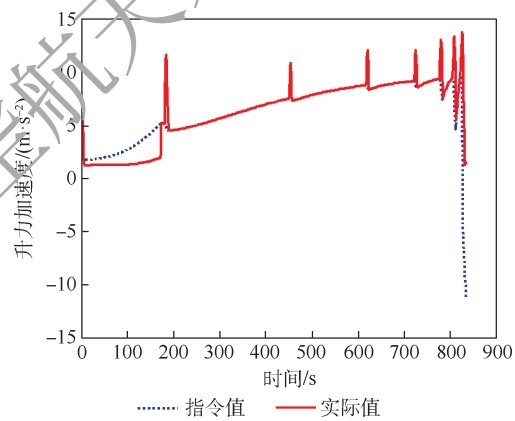


图 17　升力加速度曲线

Fig. 17　Lift acceleration curves

从图 11 和图 12 可见,约 170 s 前,倾侧角处于阻力加速度跟踪模式,此后倾侧角转入升力加速度跟踪模式。由图 16 可见,此期间实际阻力加速度与指令值曲线基本重合。由图 17 可见,升力加速度指令全程为正值,因此不需要采用大于 90°的倾侧角进行跟踪,除了在倾侧角的阻力加速度跟踪模式和倾侧角反转过程中,其余飞行段航迹坐标系的实际升力加速度与指令值曲线基本重合。这说明由解析给出的阻力加速度指令和升力加速度指令在大部分飞行时间内尤其是后期能通

北京航空航天大学学报

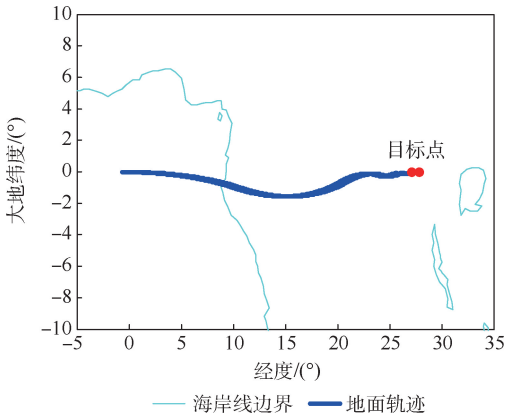


图 18 地面轨迹

Fig. 18 Ground track

过攻角和倾侧角得到有效跟踪。在飞行最末的十分之几秒时间加速度不能跟上指令是由比例导引的末端效应引起,对于制导精度影响很小。由图 13 ~ 图 15 所示,动压、热流、过载约束均满足要求。另外,解析法在线生成的攻角和倾侧角制导指令剖面都比较平滑,且即使在倾侧角反转过程中飞行器的高度也不会出现明显跳跃。

6.4 蒙特卡罗仿真

为了验证本文方法对于不确定性的适应能力并评估控制精度,采用蒙特卡罗打靶方法进行仿真,选取的打靶仿真偏差项同文献[10],如表 3 所示。表中 ρ 为大气密度。仿真过程中,上述误差在取值范围内随机选取。此外,还按高度施加了高空风场。高空风由南北向风和东西向风叠加而成,南北向风风速向北为正,东西向风风速向东为正。最大和最小风剖面如表 4 所示。蒙特卡罗仿真时,先根据高度插值得出最大、最小东西向风和最大、最小南北向风。根据 2 个随机数在最大值和最小值之间随机给出东西向风和南北向风的大小。

蒙特卡罗打靶 2 000 次,终端参数散布频率直方图如图 19 ~ 图 26 所示。

终端控制精度与文献[10]对比如表 5 所示。

表 3 蒙特卡罗仿真偏差项

Table 3 Deviation term of Monte Carlo simulation

参数	h/km	λ/(°)	ϕ/(°)	v/(m·s^{-1})	θ/(°)
偏差值	±1	±0.5	±0.5	±100	±0.05
参数	χ_t/(°)	m	c_l	c_d	ρ
偏差值	±0.5	±3%	±10%	±10%	±10%

表 4 高空风剖面

Table 4 Upper wind profile

大地高度/km	东西向风/(m·s^{-1})		南北向风/(m·s^{-1})	
	最大值	最小值	最大值	最小值
73	60	-30	30	-30
26	30	-30	10	-10

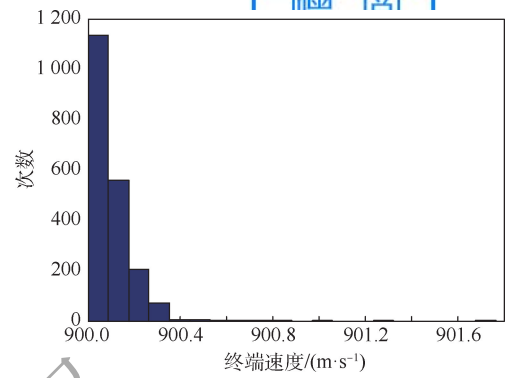


图 19 终端速度散布图

Fig. 19 Scatter of terminal velocity

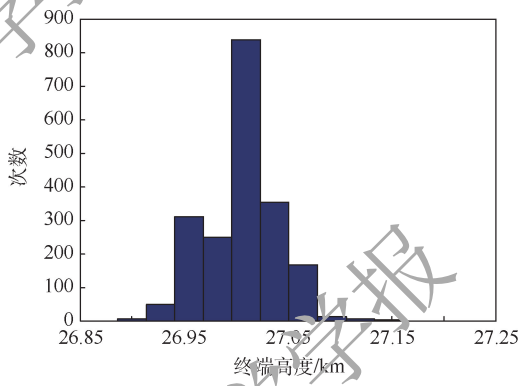


图 20 终端高度散布图

Fig. 20 Scatter of terminal height

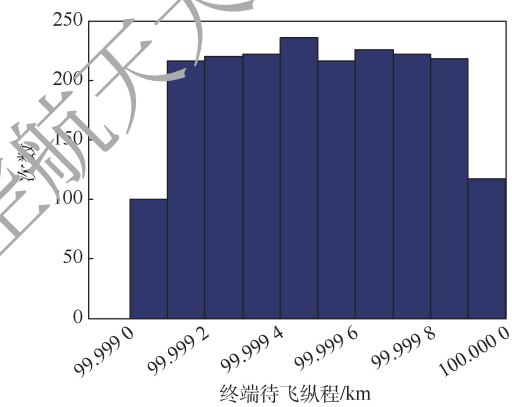


图 21 终端待飞纵程散布图

Fig. 21 Scatter of terminal longitudinal range to go

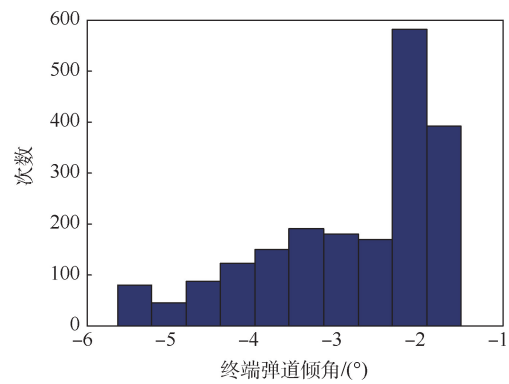


图 22 终端弹道倾角散布图

Fig. 22 Scatter of terminal trajectory inclination angle

北京航空航天大学学报

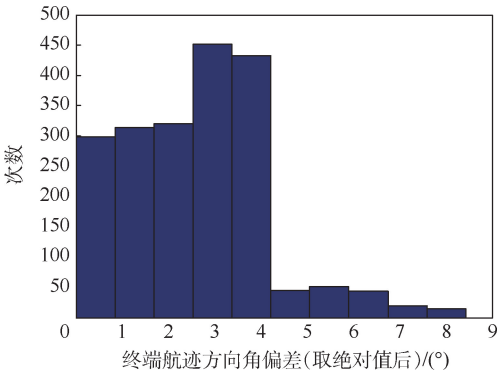


图 23　终端航迹方向角偏差(绝对值)散布图

Fig. 23　Scatter of terminal azimuth deviation (absolute value)

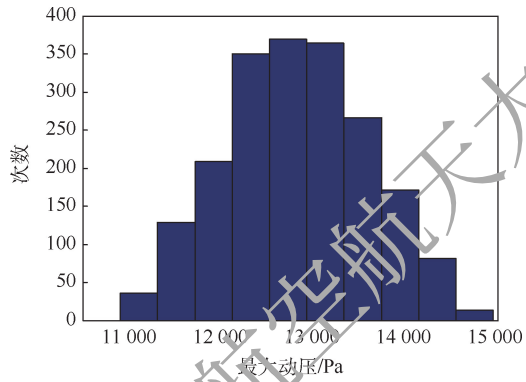


图 24　最大动压散布图

Fig. 24　Scatter of maximum dynamic pressure

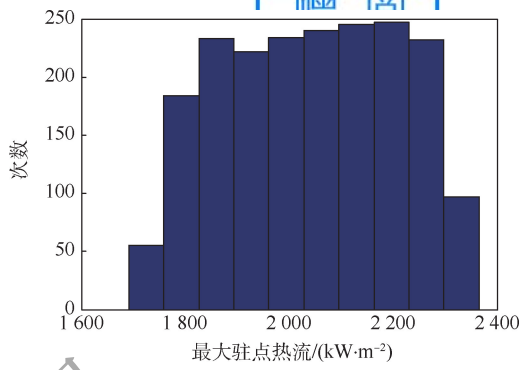


图 25　最大驻点热流散布图

Fig. 25　Scatter of maximum stagnation heat flow

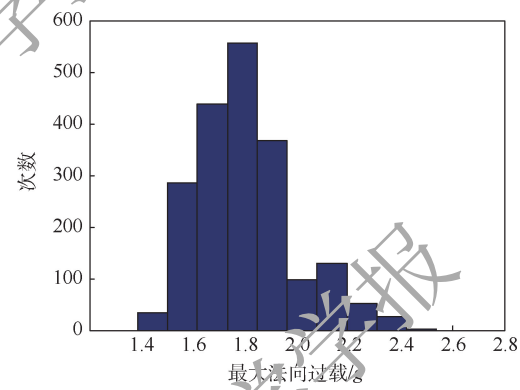


图 26　最大法向过载(本体坐标系)散布图

Fig. 26　Scatter of maximum normal overload (body coordinate system)

表 5　终端参数控制精度

Table 5　Control accuracy of terminal parameters

方法	纵程误差/m	速度误差/(m·s⁻¹)	高度误差/m	弹道倾角/(°)	航迹方向角偏差/(°)
文献[10]	±1 200	±25	±3 000	±2.5	±9.31
本文	±1	0 ~ +1.8	−110 ~ +160	−3.5 ~ +0.5	±8.4

可见,采用本文方法,对终端高度、终端速度的控制精度高于文献[10]。终端航迹方向角和终端弹道倾角的散布范围也小于文献[10]。由于本文方法以待飞纵程为迭代终止条件,纵向位置不存在误差。最大动压、最大热流、最大过载均满足约束要求。该方法与文献[17]类似,都具有不依赖参考轨迹和攻角剖面、计算量小等优点。

7　结　论

本文引入虚拟目标和伪视线角的概念,将比例导引应用于滑翔段,通过一维质点运动学解析并加权直接得到阻力加速度指令,利用阻力加速度和攻角的单调性关系实现有效跟踪,从而形成一种阻力和升力加速度指令在线快速解析与跟踪的制导方法。仿真表明:①本文方法对于终端速度、高度都可实现较高精度的控制,对终端弹道倾角也有一定的控制能力。②本文方法制导误差最大的参数是终端航迹方向角(或横向位置)偏差,其原因是:由于航向采用了基于侧向偏差走廊的 bang-bang 控制模式,受飞行器滚转通道姿态控制能力的制约,终端航迹方向角无法实现高精度控制。

若在接近终端时以侧向比例导引进行航向控制,可大幅提高终端航迹方向角(或横向位置)控制精度,但是这与终端速度控制不能兼顾,会以增大终端速度控制偏差为代价。在滑翔段制导中如何同时实现终端速度、高度、航迹方向角(或横向位置)的高精度控制仍有待于后续深入研究。

参考文献(References)

[1] LU P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4):1067-1075.

[2] XUE S B, LU P. Constrained predictor-corrector entry guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

(4):7-8.

[3] SHEN Z J, LU P. On-boardentry trajectory planning for sub-orbital flight[J]. Acta Astronautica, 2005, 56(6):573-591.

[4] SHEN Z J, LU P. Dynamic lateral entry guidance logic[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2004, 27(6):11-12.

[5] LU P. Entry trajectory optimization with analytical feedback bank angle law[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Reson: AIAA, 2008:11-18.

[6] LU P. Entry guidance: A unified method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3):713-728.

[7] LU P, SUSAN J S, GAVIN F M, et al. Verification of a fully numerical entry guidance algorithm[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(2):230-247.

[8] LU P, CHRISTOPHER J C, MICHAEL A T, et al. Optimal aerocapture guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(4):553-565.

[9] 赵頔,沈作军. 基于在线迭代的自适应再入制导[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(7):1526-1535.
ZHAO D, SHEN Z J. Adaptive reentry guidance based on onboard trajectory iterations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(7):1526-1535 (in Chinese).

[10] 黄汉斌,梁禄扬,杨业. 基于阻力加速度倒数剖面的再入轨迹规划与制导方法[J]. 航空学报,2018,39(12):322558.
HUANG H B, LIANG L Y, YANG Y. Reentry trajectory planning and guidance method based on inverse drag acceleration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12):322558 (in Chinese).

[11] 王涛,张洪波,朱如意,等. 考虑阻力加速度的再入预测-校正制导算法[J]. 宇航学报,2017,38(2):143-151.
WANG T, ZHANG H B, ZHU R Y, et al. Predictor-corrector reentry guidance based on drag acceleration[J]. Journal of astronautics, 2017, 38(2):143-151 (in Chinese).

[12] 魏毅寅,李瑜,段广仁. 远程滑翔导弹滑翔段制导算法研究[J],宇航学报,2009,30(2):481-485.
WEI Y Y, LI Y, DUAN G R. Research on guidance method of glide phase for long range glide missile[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2):481-485 (in Chinese).

[13] 蔺君,黄盘兴,何英姿. 高升阻比再入飞行器阻力加速度设计及跟踪制导[J]. 空间控制技术与应用,2020,46(1):17-23.
LIN J, HUANG P X, HE Y Z. Drag acceleration design and tracking guidance for high L/D reentry vehicle[J]. Aerospace Control and Application, 2020, 46(1):17-23 (in Chinese).

[14] 李惠峰. 高超声速飞行器制导与控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2012:333-363.
LI H F. Guide and control technology for hypersonic vehicle[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2012:333-363 (in Chinese).

[15] 阎晓东,王智. 高超声速无动力滑翔三维轨迹规划方法[J]. 北京理工大学学报,2013,33(7):669-674.
YAN X D, WANG Z. Three-dimensional trajectory planning method for hupersonic glide vehicles[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2013, 33(7):669-674 (in Chinese).

[16] 郭建峰,博瑜,崔乃刚. 三维自主再入制导方法[J]. 控制与决策,2013,28(8):689-694.
GUO J F, FU Y, CUI N G. Three dimensional autonomous entry guidance method[J]. Control and Decision, 2013, 28(8):689-694 (in Chinese).

[17] 徐明亮,陈克俊,刘鲁华,等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法[J]. 中国科学:技术科学,2012,42(4):378-387.
XU M L, CHEN K J, LIU L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles[J]. Sci China: Tech Sci, 2012, 42(4): 378-387 (in Chinese).

[18] 赵明,李洪梁,张维文,等. 高超声速飞行器的解析式滑翔制导[J]. 战术导弹技术,2018,18(4):78-83.
ZHAO M, LI H L, ZHANG W W, et al. Analytical guidance for hypersonic glide vehicles[J]. Tactical Missile Technology, 2018, 18(4):78-83 (in Chinese).

[19] YU W B, CHEN W C, JIANG Z G, et al. Omnidiretional autonomous entry guidance based on 3-D analytical flight formulae[J]. ISA Transactions, 2016, 65:487-503.

[20] 胡锦川,陈万春. 平稳再入弹道设计方法[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(8):1464-1475.
HU J C, CHEN W C. Steady reentry trajectory planning method for reentry vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8):1464-1475 (in Chinese).

[21] YU W B, CHEN W C. Guidance law with circular no fly zone constraint[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(3):1953-1971.

[22] YANG Y, LIANG L Y, WU H, et al. Onboard and analytic prediction algorithm of the range-to-go for the lifting vehicle[C]// 21st AIAA International Space Planesand Hypersonics Technologies Conference. Reston: AIAA, 2017.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Drag and lift acceleration commands rapid calculation and tracking guidance

LIU Gang*

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: For the gliding flight phase guidance problem of lifting vehicle, a drag and lift acceleration commands rapid calculation and tracking guidance method is proposed. Drag acceleration command is calculated directly by one-dimensional particle kinematics and weighting. By introducing the "virtual target" and "pseudo line of sight angle" concepts, proportional navigation is used in gliding flight phase to give the lift acceleration command. Using the monotonicity of the drag acceleration and the attack angle, the attack angle is used to track drag acceleration command. The bank angle is used to track drag acceleration command in a supplementary way in the early stage. After a given criterion is satisfied, the bank angle switches to track lift acceleration command. The azimuth angle control is realized by changing the sign of the bank angle according the reverse corridor border. The dynamic pressure, heat flow, and overload constraints can be satisfied by specific sensitive parameters design. The proposed method does not need reference trajectory or attack angle profile, and the amount of calculation is small. It can control the terminal velocity and height with high accuracy.

Keywords: drag acceleration; lift acceleration; calculation; tracking; guidance

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-19; **Accepted**: 2021-01-24; **Published online**: 2021-02-04 14:44

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1357.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: lgiuang@21cn.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0581

CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数测量

全下文载

李超越[1,2], 冯诗愚[2,*], 徐雷[1], 王志凌[1]
(1. 金陵科技学院 机电工程学院, 南京 211169; 2. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 根据数字全息干涉度量原理搭建了气液质扩散系数测量实验平台,设计并加工了中空不锈钢恒温扩散槽,采用自编程序进行数字图像处理,通过测量 298.15 K 时 0.33 mol/L KCl 溶液在水中的质扩散系数验证了实验系统的正确性。实验测量了常压下 278.15~343.15 K 温度范围内 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数。随着温度的增加,CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数逐渐增大。不同温度下的质扩散系数可利用 Arrhenius 方程模型进行拟合,而且质扩散系数理论模型计算与实验测量结果之间的相对误差均小于 9.51%。在实际工程应用中,可根据拟合的 Arrhenius 方程对 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数进行准确的预测,实验测量结果为燃油箱惰化系统的优化设计提供了数据支持。

关 键 词: 质扩散系数; 数字全息干涉; CO_2; RP5 航空燃油; 数字图像处理
中图分类号: V312, TP021.4
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0412-07

飞机飞行安全事故时有发生,并导致机毁人亡的惨剧,造成了人民生命和财产的损失,其中飞机燃油箱燃烧爆炸是飞机失事的主要原因之一[1-2]。飞机燃油箱中存在外部点火源,如静电、雷电、炮火攻击等,当燃油箱气相空间 O_2 浓度(飞机油箱惰化系统中一般用浓度表示体积分数)高于燃油极限可燃 O_2 浓度(limiting oxygen concentration, LOC)时,燃油箱极易发生燃烧爆炸,对于民用运输飞机而言,LOC 通常设置为 12%,军机为 9%[3-4]。

大量理论和实验研究表明,采用燃油箱惰化是一种经济高效的降低燃油箱可燃性、提高飞机安全系数的方法[5-7]。所谓燃油箱惰化,指的是利用惰性气体(如 N_2、哈龙、CO_2 等)充入燃油箱,置换出燃油箱中的 O_2,降低气相空间 O_2 浓度使其低于飞机燃油箱 LOC,从而降低燃油箱可燃性[8]。目前,技术最为成熟且应用广泛的飞机燃油箱惰化方式为中空纤维膜机载制氮惰化系统(hollow fiber membrane-on board inert gas generation system, HFM-OBIGGS),其中发动机引气通过中空纤维膜后生成高浓度富氮气体进入燃油箱,置换出燃油箱气相空间的 O_2。但 HFM-OBIGGS 也存在许多不足,如需从发动机高压级引气且引气量大,对发动机性能产生影响;中空纤维膜分离效率低,燃油箱惰化效果差;膜丝易堵塞,性能衰减严重[9]。因此,为提高飞机燃油箱惰化性能,减小燃油代偿损失,研究者开展了下一代先进燃油箱惰化系统的研究,如低温催化氧化惰化系统,又称为绿色惰化系统(green on board inert gas generation system, GOBIGGS)[10-11],以及燃油电池惰化系统[12-13]。在以上先进燃油箱惰化系统中,均有燃油蒸气参与化学反应生成 CO_2,惰性气体不再

收稿日期: 2020-10-12; **录用日期**: 2020-11-28; **网络出版时间**: 2020-12-01 08:45
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201130.1521.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(U1933121, 51905242); 江苏省高等学校基础科学(自然科学)研究项目(21KJD620003); 金陵科技学院高层次人才科研启动基金(jit-b-202044); 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室项目(KLAECLS-E-201903)
* **通信作者**. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

引用格式: *李超越, 冯诗愚, 徐雷, 等. CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 412-418. LI C Y, FENG S Y, XU L, et al. Measurement of mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 412-418(in Chinese).*

北京航空航天大学学报

是单一的富氮气体，而是 CO_2 和 N_2 的混合气体。

在燃油箱惰化过程中，随着飞机燃油箱外界环境温度和压力的改变，燃油中会发生 CO_2 的溶解或逸出传质过程。由于 CO_2 在航空燃油中的溶解度较大，且 CO_2 在航空燃油中的溶解度远大于 O_2 和 N_2，CO_2 在航空燃油中的传质过程会极大地影响燃油箱气相空间 O_2 浓度，进而影响惰化系统的优化设计[14-15]。

质扩散系数是表征燃油中气体溶解或逸出速率的基本要素，因此，掌握气体在燃油中的质扩散系数是了解不同阶段燃油和气相空间 O_2 浓度分布的关键。但是，目前极少有关于 CO_2 在航空燃油中的质扩散系数研究，而且质扩散系数并非由单一因素决定，而是与扩散体系中物质组分、黏度和温度等因素密切相关，而且对于不同的扩散体系并没有完全统一正确的理论预测模型[16-17]。因此，要准确了解不同温度下 CO_2 在航空燃油中的质扩散系数只能进行实验测量。

目前，测量质扩散系数的方法主要有隔膜池法[18-19]、Taylor 分散法[20-21]、压力降落法[22-23]、数字全息干涉法[24-25]等。与其他几种方法相比较，数字全息干涉法是一种可视化的全场实时检测扩散体系浓度变化的方法，具有无接触、时间短、精度高等优点。随着激光和 CCD 制造技术的发展和成本的降低，以及数字图像处理的精度提高，数字全息干涉法越来越广泛地应用于透明扩散体系质扩散系数的测量。

本文以舰载机常用国产 RP5 航空燃油为研究对象，采用数字全息干涉法搭建实验平台，并对实验系统进行了正确性验证。在此基础上，实验测量了不同温度下 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数，为中国下一代先进飞机燃油箱惰化系统的优化设计提供数据支持。

1　实验原理

由光学知识 Lorenz-Lorentz 关系可知，透明溶液的折射率与其浓度呈线性关系，而溶液折射率又与透过溶液的光波相位呈线性关系，因此溶液浓度与光波相位呈线性关系[26]。在气液接触过程中，由于分子扩散导致液相浓度发生改变，进而改变了通过溶液的光波相位。通过二次曝光数字全息干涉技术，利用 CCD 分别记录扩散前后两时刻分别载有扩散信息的全息干涉图像，并利用图像处理技术进行数字再现，得到扩散前后通过溶液的光波相位差，从而可计算得到溶液浓度变化和质扩散系数。

对于一维恒温扩散过程，质扩散系数可当作常数，根据 Fick 第二定律有

$$\frac{\partial c(z,t)}{\partial t} = D\frac{\partial^2 c(z,t)}{\partial z^2} \tag{1}$$

式中：$c(z,t)$ 为浓度，mol/L；z 为距离，m；t 为时间，s；D 为质扩散系数，m^2/s。

在扩散初始时刻 t_0，扩散体系内上下两部分浓度分别为 c_u 和 c_l，则在 t 时刻，位置 z 处的浓度可表示为

$$c(z,t) = \frac{c_l + c_u}{2} + \frac{(c_l - c_u)\pi}{2\sqrt{2}}\int_0^{z/(2\sqrt{Dt})} \exp(-z^2)\,\mathrm{d}z \tag{2}$$

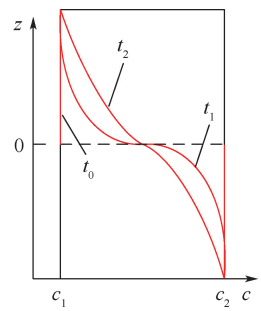
在同一位置不同时刻 t_1 和 t_2（$t_1 < t_2$）的浓度差可表示为

$$\Delta c = c(z,t_1) - c(z,t_2) = \frac{\pi}{2\sqrt{2}}(c_l - c_u)\left\{\int_0^{z/(2\sqrt{Dt_1})} \exp(-z^2)\,\mathrm{d}z - \int_0^{z/(2\sqrt{Dt_2})} \exp(-z^2)\,\mathrm{d}z\right\} \tag{3}$$

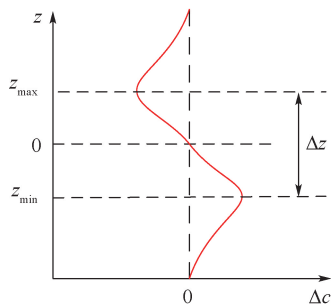
扩散过程中，气液浓度变化和浓度差分布如图 1 所示。可知，扩散过程中在 t_1 和 t_2 两时刻扩散方向上气液浓度差存在两极值点，则通过求解式(3)可将质扩散系数表示为[27]

$$D = \frac{\Delta z^2[(1/t_1) - (1/t_2)]}{8\ln(t_2/t_1)} \tag{4}$$

式中：Δz 为两浓度变化极值点之间的距离，m。



(a) 浓度分布



(b) 浓度差分布

图 1　扩散过程中浓度和浓度差分布

Fig. 1　Concentration and concentration difference distribution during diffusion process

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

由前述可知,不同位置处浓度差同时反映了透过溶液的物光相位差,因此,可采用图像处理方法获得 t_1 和 t_2 两时刻在扩散方向物光相位差即可求得两极值点间的距离。

2 实验测量

2.1 实验装置及方法

根据数字全息干涉原理搭建质扩散系数测量实验平台,如图 2 所示。实验系统中主要包括激光器、滤波器、扩束镜、光阑、反射镜、扩散槽、恒温水浴、CCD 和计算机等,为保证实验的精确度,减少振动带来的干扰,所有仪器都放置于气浮防震平台上。光学仪器和气浮防震平台采购自大恒光电有限公司,激光器为波长 650 nm 的半导体泵浦固体激光器,可产生质量高、稳定性好的不同功率的激光。实验测量所用 CCD 为德国 The Imaging Source 公司的 DMK-41BU02 工业 CCD,分辨率为 1 280 像素 ×960 像素,像素值大小为 4.65 μm。

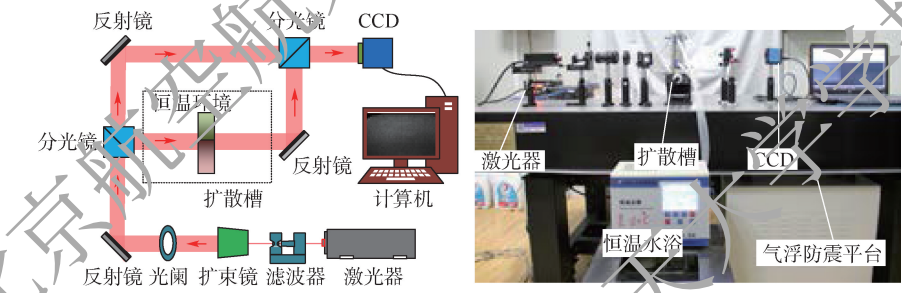
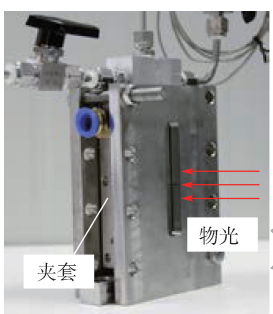


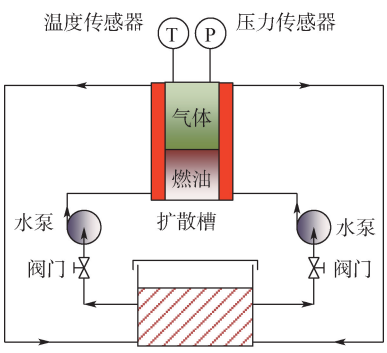
图 2 数字全息干涉测量系统

Fig. 2 Digital holographic interferometry system

为了测量不同温度条件下的质扩散系数,扩散槽内各组分应保持在相同的恒温环境中,因此,设计带夹套的扩散槽通过恒温水浴中的循环水以保持气体和燃油温度恒定,扩散槽和恒温系统如图 3 所示。扩散槽为不锈钢加工的竖直中空结构,扩散主体大小为 20 mm ×20 mm ×200 mm,为保证透过扩散槽的光质量,扩散槽由高透光度的 2 块平行安装的石英玻璃和防油腐蚀的氟胶圈进行密封。本文实验所采用的恒温水浴装置为商业生产的 FDL DC-3030 恒温水浴,利用其制冷及加热系统可产生 243.15 ~ 373.15 K 温度的水,通过其精确的控制系统保持温度的恒定,并通过水泵将恒温水输送进入扩散槽夹套内,加热扩散槽内组分达到一定温度,然后经过换热后的水重新返回水浴进行加热,如此循环维持系统温度恒定。



(a) 扩散槽



(b) 恒温系统

图 3 恒温系统

Fig. 3 Thermostatic system

实验过程中,由激光器发出的激光经过滤波器滤波后进入扩束镜形成平行光,平行光经过分光镜时形成物光和参考光两束光。两光束中,物光透过扩散槽气液界面部分与参考光在另一个分光镜上汇聚,由于物光透过扩散槽后与参考光产生光程差,在分光镜汇聚后产生干涉条纹,干涉条纹由 CCD 实时记录并存储在计算中便于后续进行物光相位差分析。

2.2 数字图像处理

为得到扩散过程中 t_1 和 t_2 时刻浓度差两极值点间的距离,需要对 2 次曝光的全息干涉图进行图像处理以重现透过溶液的物光波,并求得前后两时间的物光波相位差。质扩散系数计算中的数字图像处理主要包括图像空域和频域滤波、物光重建及相位解包裹等。本文利用 MATLAB 软件自编程序进行干涉图像分析,数字图像处理流程如图 4 所示。

2.3 实验正确性验证

为验证本文设计实验系统在测量质扩散系数

北航学报 融阅

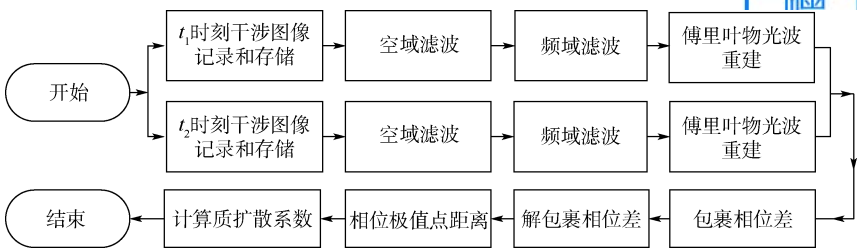


图 4　数字图像处理流程

Fig. 4　Digital image processing flowchart

实验中的正确性，先测量了 298.15 K 时 0.33 mol/LKCl溶液在水中的质扩散系数值，并与文献[28]经典实验结果进行对比。本文分析了多组不同时间的浓度差极值点之间的距离，并求得质扩散系数实验平均值 D'，结果如表 1 所示。由计算结果可知，实验测量质扩散系数平均值为 1.811×10^{-9} m^2/s，与文献中记录结果的相对误差为1.5%，因此，可认为本文所搭建实验系统和实验方法具有较高的测量精度，可满足质扩散系数测量要求。

表 1　298.15 K 时 0.33 mol/L KCl 溶液在水中质扩散系数

Table 1　Mass diffusion coefficient of 0.33 mol/L KCl in water at 298.15 K

t_1/s	t_2/s	Δz/mm	D/ (10^{-9} $m^2\cdot s^{-1}$)	D'/ (10^{-9} $m^2\cdot s^{-1}$)
900	1 800	4.259	1.817	1.811
	2 700	4.631	1.808	
	3 600	4.892	1.798	
	4 500	5.130	1.819	

3　实验结果

结合实际飞行条件下环境温度变化及燃油作为热沉引起的温度变化等情况，选择具有代表性的 273.15～343.15 K 温度范围进行研究。本文实验测量了在此温度范围内每间隔 5 K 时 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数。由于 CO_2 和 RP5 航空燃油的密度相差极大，当物光透过气液界面位置后，只有气相或液相一侧能与参考光形成干涉条纹并被 CCD 记录，此时经过数字图像处理后只存在一个相位差极值点。由于通常认为气体在液体中的质扩散系数与液体在气体中的质扩散系数相同，两极值点关于气液界面对称，将单一极值点与气液界面之间的距离扩大 2 倍即可认为是两极值点之间的距离 Δz。CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数测量实验中数字图像处理主要过程如图 5 所示。由于假设扩散只发生在竖直方向，在水平方向各处相位差相同，可根据解包裹后的相位差分布求得竖直方向各位置的平均相位差，即可获得扩散方向浓度差极值点之间的距离，如图 6所示。

实验测量结束后，选择 4 张不同时刻的全息干涉图分别求取 3 组质扩散系数值并求得其平均值。CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数实验测量结果如表 2 所示。

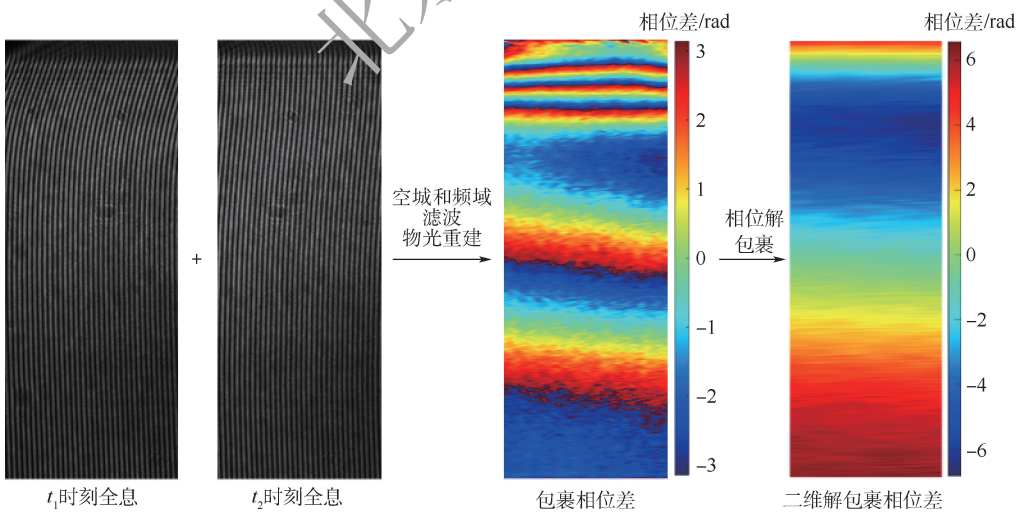
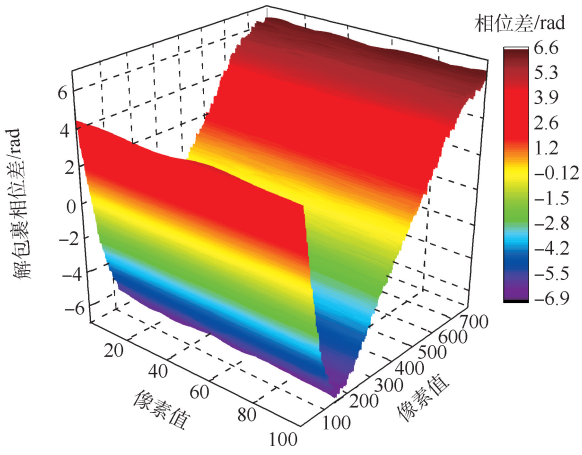


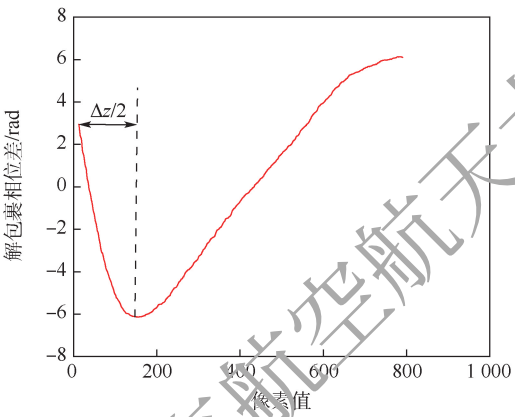
图 5　CO_2 在 RP5 航空燃油扩散体系中的图像处理过程

Fig. 5　Image processing of CO_2 in RP5 jet fuel diffusion system

北京航空航天大学学报



(a) 解包裹相位差三维分布



(b) 解包裹相位差数值分布

图 6 扩散方向解包裹相位差分布

Fig. 6 Unwrapped phase difference distribution in diffusion direction

由实验测量结果可知,随着温度的增大,CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散也增大。在实际应用中,不同温度下化学反应速率可根据 Arrhenius 方程表示,则质扩散系数与温度的关系可表示为

$$D = A\exp\left(\frac{-E}{RT}\right) \tag{5}$$

式中:A 为指前因子,拟合常数;E 为表观活化能,J/mol;R 为摩尔气体常数,8.314 mol/(kg·K^{-1})。

根据实验测量结果对 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数进行 Arrhenius 方程拟合,拟合结果如图 7 所示。质扩散系数拟合方程中指前因子 A 和表观活化能 E 的大小分别为 5.63×10^{-3} 和 30 752 J/mol。

根据实验测量结果进行拟合的质扩散系数模型计算结果与实验结果之间的误差关系如图 8 所示。可知,理论模型计算结果与实验测量结果之间的相对误差均小于 10%,最大相对误差为 9.51%。

表 2 CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数

Table 2 Mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel

T/K	t_1/s	t_2/s	$\frac{\Delta z}{2}$/mm	D/(10^{-8} m^2·s^{-1})	D'/(10^{-8} m^2·s^{-1})
		3 600	7.057	0.998	
278.15	1 800	5 400	7.360	0.913	0.899
		7 200	7.237	0.787	
		3 600	7.362	1.086	
283.15	1 800	5 400	7.640	0.984	1.091
		7 200	8.947	1.203	
		3 600	8.141	1.328	
288.15	1 800	5 400	9.281	1.452	1.389
		7 200	9.607	1.387	
		3 600	9.154	1.679	
293.15	1 800	5 400	10.057	1.705	1.766
		7 200	11.285	1.914	
		3 600	10.445	2.186	
298.15	1 800	5 400	11.196	2.113	2.039
		7 200	10.994	1.817	
		3 600	12.023	2.397	
303.15	1 800	5 400	13.261	2.964	2.802
		7 200	13.114	2.545	
		3 600	13.106	3.442	
308.15	1 800	5 400	14.719	3.652	3.425
		7 200	14.550	3.182	
		3 600	15.410	4.759	
313.15	1 800	5 400	16.290	4.473	4.458
		7 200	16.603	4.143	
		3 600	16.200	5.259	
318.15	1 800	5 400	18.023	5.476	5.521
		7 200	19.695	5.829	
		3 600	17.363	6.041	
323.15	1 800	5 400	19.422	6.358	6.422
		7 200	21.374	6.866	
		3 600	19.952	7.976	
328.15	1 800	5 400	22.087	8.223	7.791
		7 200	21.851	7.175	
		3 600	20.417	8.352	
333.15	1 800	5 400	23.269	9.127	8.509
		7 200	23.142	8.048	
		3 600	21.637	9.381	
338.15	1 800	5 400	23.399	9.229	9.551
		7 200	25.850	10.042	
		3 600	23.381	10.954	
343.15	1 800	5 400	25.335	10.819	11.442
		7 200	28.902	12.554	

北京航空航天大学学报

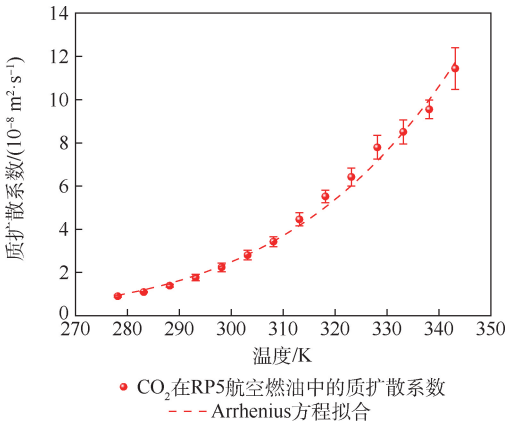


图 7　CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数拟合

Fig. 7　Mass diffusion coefficient fitting of CO_2 in RP5 jet fuel

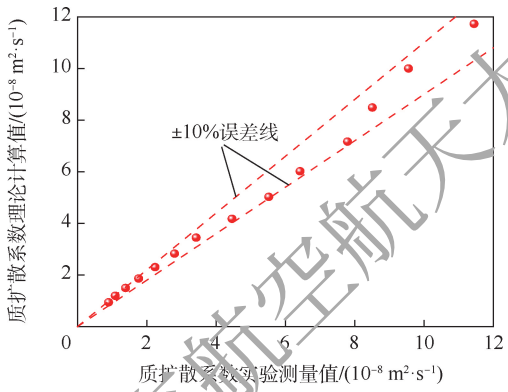


图 8　质扩散系数理论计算与实验测量结果误差

Fig. 8　Difference between theoretical calculation result and experimental measurement result of mass diffusion coefficient

4　结　论

1）根据数字全息干涉原理搭建质扩散系数测量实验系统，通过测量文献中记录的质扩散系数值验证此实验系统的正确性，误差达到 1.5%，可满足实验测量要求。

2）在 278.15 ~ 343.15 K 温度范围内，CO_2 在 RP5 航空燃油中的质扩散系数值随着温度的增加而增加，并可以根据 Arrhenius 方程进行拟合。

3）根据实验数据拟合的质扩散系数理论预测模型与实验结果之间相对误差均小于 10%，最大相对误差为 9.51%，可满足实际工程应用需要。

参考文献（References）

[1] HARRIS P A, RATCLIFFE N M. Dimensional modelling of the fuel outgassing phenomenon: Improving flammability assessment of aircraft fuel tanks[J]. The Aeronautical Journal, 2011, 115(1172): 605-614.

[2] SHAO L, LIU W H, LI C Y, et al. Experimental comparison between aircraft fuel tank inerting processes using NEA and MIG [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(7): 1515-1524.

[3] PEI Y, SHI B. Method for analyzing the effect of projectile impact on aircraft fuel tank inerting for survivability design[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(13): 2345-2355.

[4] SUMMER S M. Limiting oxygen concentration required to inert jet fuel vapors existing at reduced fuel tank pressures: DOT/FAA/AR-TN02/79[R]. Virginia: FAA, 2003.

[5] BURNS M, CAVAGE W M, MORRISON R, et al. Evaluation of fuel tank flammability and the FAA inerting system on the NASA 747 SCA: DOT/FAA/AR-04/41[R]. Virginia: FAA, 2004.

[6] LI C Y, FENG S Y, SHAO L, et al. Experimental study of the solubility and diffusivity of CO_2 and O_2 in RP-3 jet fuel[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(2): 216-224.

[7] BURNS M, CAVAGE W M, HILL R, et al. Flight-testing of the FAA onboard inert gas generation system on an airbus A320: DOT/FAA/AR-03/58[R]. Virginia: FAA, 2004.

[8] CAVAGE W, BOWMAN T. Modeling in-flight inert gas distribution in a 747 center wing fuel tank[C]// 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 1-13.

[9] 冯诗愚，邵垒，李超越，等. 航空燃油类型对催化惰化系统性能的影响[J]. 航空学报，2016，37(6)：1819-1826.
FENG S Y, SHAO L, LI C Y, et al. Performance of catalytic inerting system affected by various aviation jet fuels[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1819-1826 (in Chinese).

[10] CLARIS C. Inert gas generator and aircraft fuel tank inerting system implementing said inert gas generator: US2017/0239615A1[P]. 2017-08-24.

[11] HAGH R F, ZHENG D, JOHNSON R W, et al. Aircraft systems and methods with integrated tank inerting and power generation: US9731834B2[P]. 2017-08-15.

[12] KEIM M, KALLO J, FRIEDRICH K A, et al. Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1): 330-338.

[13] RENOUARD-VALLET G N L, SABALLUS M, SCHMITHALS G, et al. Improving the environmental impact of civil aircraft by fuel cell technology: Concepts and technological progress[J]. Energy & Environmental Science, 2010, 3(10): 1458-1468.

[14] ASTM. Standard test method for estimation of solubility of gases in petroleum liquids: D 2779-92[S]. Philadelphia: ASTM International, 2002: 1-5.

[15] 李超越，冯诗愚，邵垒，等. 二氧化碳在 RP3 航空燃油中溶解度实验测定[J]. 航空动力学报，2017，32(4)：949-954.
LI C Y, FENG S Y, SHAO L, et al. Experiment measurement of solubility of carbon dioxide in RP3 jet fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 949-954 (in Chinese).

[16] ZHANG Y P, HYNDMAN C L, MAINI B B. Measurement of gas diffusivity in heavy oils[J]. Journal of Petroleum Science and Engineering, 2000, 25(1-2): 37-47.

[17] AVGOUSTINIATIOS E S, DIONNE K E, WILSON D F, et al. Measurements of the effective diffusion coefficient of oxygen in pancreatic islets[J]. Industrial & Engineering Chemistry Re-

北京航空航天大学学报

search,2007,46(19):6157-6163.

[18] SMITH M J,FLOWERS T H,COWLING M J,et al. Method for the measurement of the diffusion coefficient of benzalkonium chloride[J]. Water Research,2002,36(6):1423-1428.

[19] 赵长伟,马沛生,宋小溪. 脂肪族氨基酸在水溶液中扩散系数的测定与关联[J]. 化工学报,2003,54(12):1689-1695.
ZHAO C W,MA P S,SONG X X. Measurement and correlation of diffusion coefficients for amino acids in aqueous solutions [J]. Journal of Chemical Industry and Engineering,2003,54(12):1689-1695(in Chinese).

[20] MATSUNAGA N,HORI M,NAGASHIMA A. Measurement of mutual diffusion coefficients of gases by the Taylor method: Measurements on H_2-Air,H_2-N_2,and H_2-O_2 systems[J]. Heat Transfer—Asian Research,2002,31(3):182-193.

[21] RODRIGO M M,ESTESO M A,VERISSIMO L M P,et al. Diffusion and structural behaviour of the dl-2-aminobutyric acid [J]. The Journal of Chemical Thermodynamics,2019,135:60-67.

[22] 李超越,冯诗愚,邵垒,等. 二氧化碳在 RP3 航空燃油中扩散系数实验[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2604-2608.
LI C Y,FENG S Y,SHAO L,et al. Experiment on diffusion coefficient of carbon dioxide in RP3 aviation fuel[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(11):2604-2608(in Chinese).

[23] BEHZADFAR E,HATZIKIRIAKOS S G. Diffusivity of CO_2 in bitumen:Pressure-decay measurements coupled with rheometry [J]. Energy & Fuels,2014,28(2):1304-1311.

[24] ZHANG S,HE M,ZHANG Y,et al. Study of the measurement for the diffusion coefficient by digital holographic interferometry [J]. Applied Optics,2015,54(31):9127-9135.

[25] AMBROSINI D,PAOLETTI D,RASHIDNIA N. Overview of diffusion measurements by optical techniques[J]. Optics and Lasers in Engineering,2008,46(12):852-864.

[26] LI C Y,LIU W H,PENG X T,et al. Measurement of mass diffusion coefficients of O_2 in aviation fuel through digital holographic interferometry[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2019,32(5):1184-1189.

[27] GUO Y,HE M G,ZHONG Q,et al. Mass diffusion coefficients of dimethyl carbonate in heptane and in air at T = (278.15 to 338.15) K[J]. Journal of Chemical and Engineering Data,2008,53(12):2861-2864.

[28] GOSTING L J. A study of the diffusion of potassium chloride in water at 25 with the gouy interference method[J]. Journal of the American Chemical Society,1950,10(72):4418-4422.

Measurement of mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel

LI Chaoyue[1,2], FENG Shiyu[2,*], XU Lei[1], WANG Zhiling[1]

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Jinling Institute of Technology, Nanjing 211169, China;
2. School of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The experimental platform for measuring the gas-liquid mass diffusion coefficient is set up based on the method of digital holographic interferometry. The hollow stainless steel constant temperature diffusion tank is designed and processed and the digital image processing is coded by self-programming on MATLAB. The correctness of the experimental system is verified by measuring the mass diffusion coefficient of 0.33 mol/L KCl in water at 298.15 K. Then the mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel is measured in the temperature range of 278.15 K to 343.15 K under normal pressure. The mass diffusion coefficient increases with the increase of temperature. The mass diffusion coefficient at different temperatures can be fitted by Arrhenius equation model, and the relative difference between theoretical model calculation and experimental measurement results is less than 9.51%. Therefore, in practical engineering applications, the mass diffusion coefficient of CO_2 in RP5 jet fuel can be accurately predicted according to the Arrhenius equation, and the experimental results provide data support for the optimal design of tank inerting system.

Keywords: mass diffusion coefficient; digital holographic interferometry; CO_2; RP5 jet fuel; digital image processing

Received: 2020-10-12; **Accepted**: 2020-11-28; **Published online**: 2020-12-01 08:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201130.1521.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1933121, 51905242); Natural Science Foundation of Institutions of Higher Education of Jiangsu Province, China (21KJD620003); High-level Talent Work Start-up Fee Funded Project of the Jinling Institute of Technology of China (jit-b-202044); Project of Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (KLAECLS-E-201903)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0575

星载 GNSS 海洋反射信号建模与仿真

全下文载

王峰，杨东凯，张波*，李博闻，张国栋
（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：星载 GNSS 反射信号建模与仿真对 GNSS 反射信号正逆问题的研究及接收机算法和性能的评估非常重要。从几何、信号和信息的角度建立了星载 GNSS 反射信号分层建模方法。详细论述了星载 GNSS 反射信号的双基几何关系，建立了海风、涌浪和降雨驱动的线性组合海浪谱，并基于此计算了 GNSS 反射信号双基散射系数，基于各散射单元独立散射的假设推导了反射信号模型，通过仿真产生了星载 GNSS 反射信号及时延-多普勒相关功率，并与 UK TDS-1 卫星实测相关功率进行了对比分析。结果显示，通过先产生反射信号后处理得到的相关功率和直接端对端产生的相关功率与 UK TDS-1 卫星实测的相关功率的余弦相似度分别为 0.97 和 0.94，所提架构和方法可正确对星载 GNSS 反射信号进行建模和仿真。同时，通过所建平台分析了涌浪和降雨形成的海浪谱对星载 GNSS 反射信号的影响。结果发现，涌浪主要影响低风速探测而对高风速无影响，降雨对星载 GNSS 反射信号无明显影响。

关 键 词：星载 GNSS 反射信号；双基几何关系；双基散射；建模与仿真；时延-多普勒图

中图分类号：P228.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)03-0419-11

GNSS 反射信号是一种新型的双/多基遥感手段，通过协同接收处理 GNSS 直射和反射信号实现地表参数反演，具有低成本、低功耗等优势，已被用于海面高度[1]、海面风速[2]、海冰[3]及土壤湿度[4]等的探测。随着 UK TDS-1[5]、CYGNSS[6]及中国捕风卫星[7]计划的实施，GNSS 反射信号已正式步入全球地表参数探测阶段。相比于岸基和机载，首先，在星载场景下天线和闪耀区覆盖区域大，GNSS 反射信号受地球曲率的影响；其次，星载 GNSS 反射信号更弱，星载轨道和天线等参数需根据任务需求分析功率链路及时-空性能进行优化设计；然后，星载平台数据处理和星地链路受限需要星上和地面协同处理；最后，GNSS 和 LEO 卫星的高动态导致 GNSS 反射信号时延和多普勒动态变化，需要对时延-多普勒相关功率进行实时补偿或后处理校正[8]。基于此，星载 GNSS 反射信号的建模对开展星载 GNSS 反射信号的任务设计和前期论证极其重要。

尽管各国均根据星载 GNSS 反射信号计划开展了仿真平台的研制[9-11]，但是均基于 Z-V 模型[12]而建立。由于 Z-V 模型为 GNSS 反射信号时延-多普勒相关功率模型，上述平台仅能端到端仿真 GNSS 反射信号相关功率，而无法模拟星载 GNSS 反射信号。此外，多数仿真平台未考虑涌浪、降雨等复杂海洋环境的影响。本文旨在针对上述不足，从几何、信号和信息 3 个角度建立星载 GNSS 反射信号仿真架构和模型，重点研究星载 GNSS 反射信号建模的总体架构及关键技术。①研究星载 GNSS 反射信号宏观和微观几何关系，并建立相应的空间体系；②在微观几何关系的

收稿日期：2020-10-10；**录用日期**：2020-11-22；**网络出版时间**：2020-12-24 14:39
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201224.0841.001.html
基金项目：中国博士后创新人才支持计划（BX20200039）
*通信作者. E-mail：bozhang@buaa.edu.cn

引用格式：王峰，杨东凯，张波，等. 星载 GNSS 海洋反射信号建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(3)：419-429.
WANG F，YANG D K，ZHANG B，et al. Modeling and simulation of spaceborne GNSS ocean-reflectometry[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(3)：419-429(in Chinese).

北京航空航天大学学报

基础上,通过考虑涌浪、降雨等复杂海洋环境建立GNSS海面反射信号双基散射模型;③基于各散射单元独立散射的假设推导GNSS海面反射信号模型,并结合空间体系对星载GNSS反射信号进行建模。

1 总体架构

GNSS反射信号建模是在已知几何、散射及接收等场景环境的条件下得到GNSS反射信号双基几何关系、GNSS反射信号及时延-多普勒相关功率的过程,可用于:①物理层面上解译GNSS反射信号探测机理;②验证和评估GNSS反射信号处理算法、接收机性能;③研究场景参数对双基几何关系、GNSS反射信号及观测量的影响等正问题;④辅助海洋参数反演模型的建立及误差分析;⑤为研制星载GNSS反射信号实体模拟器提供理论支撑。如图1所示,本文将星载GNSS反射信号建模分为几何、信号和信息3个层次。几何层面建模通过GNSS和LEO卫星的位置和速度信息得到GNSS反射信号双基几何关系,可用于研究GNSS反射信号时-空性能和空间分辨率。信号层面建模在几何建模的基础上,产生射频或中频的星载GNSS反射信号,可用于验证和评估GNSS反射信号处理算法和接收机性能。信息层面通过得到GNSS反射信号时延-多普勒相关功率,可用于星载GNSS反射信号对场景参数响应等正问题及反演模型等逆问题的研究。

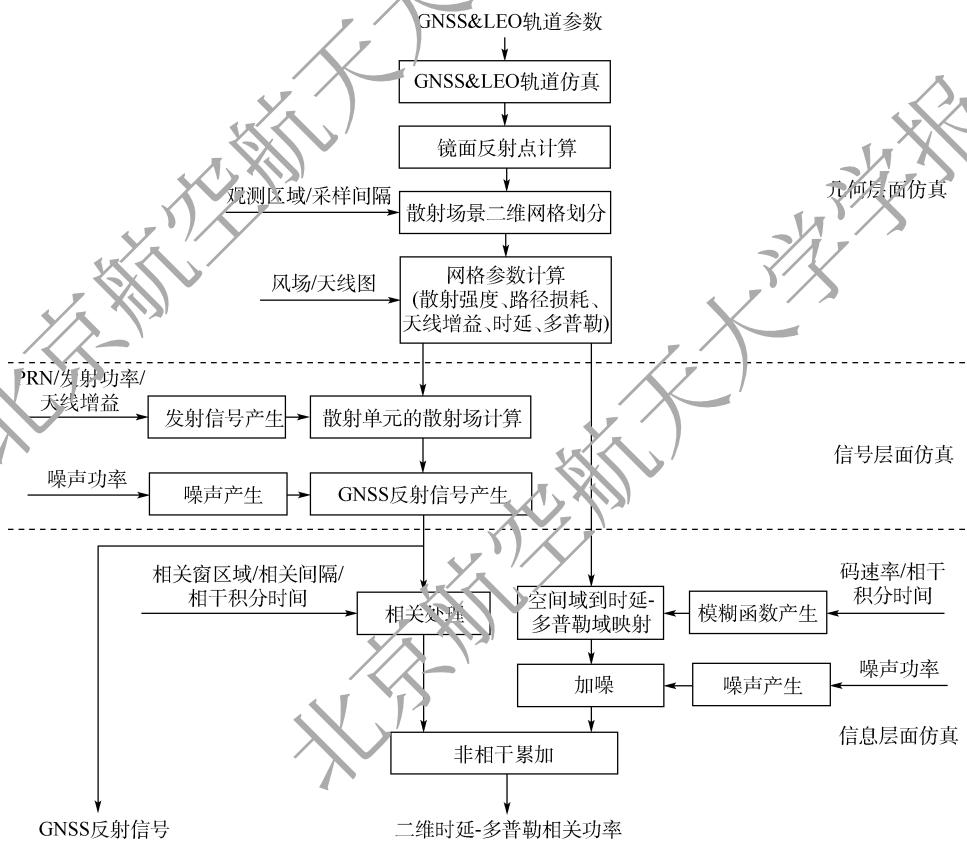


图1 星载GNSS反射信号建模总体架构

Fig. 1 Architecture of modeling for spaceborne GNSS reflectometry

2 双基几何模型

双基几何关系是分析星载GNSS反射信号时空和信号特性的基础,分为宏观和微观几何关系。

2.1 宏观几何关系

星载GNSS反射信号宏观几何关系描述了GNSS反射信号的空间体系及在此体系内GNSS卫星、镜面反射点及LEO卫星的绝对和相对关系。通常的GNSS反射信号空间体系的坐标原点位于镜面反射点处,YOZ平面位于入射和反射面上,Z轴指向法向方向。星载场景的天线视场和闪耀区覆盖面积大,建模需考虑地球曲率对观测的影响。上述空间体系在考虑地球曲率时较为复杂。本文建立如图2所示的空间体系,原点位于地心,YOZ平面位于入射和反射面上,且Z轴指向镜面反射点,Y轴指向接收机方向。在定义的坐标系内,GNSS $\boldsymbol{T}$、低轨卫星 $\boldsymbol{R}$ 及散射单元 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的位置坐标为

北航学报 赠阅

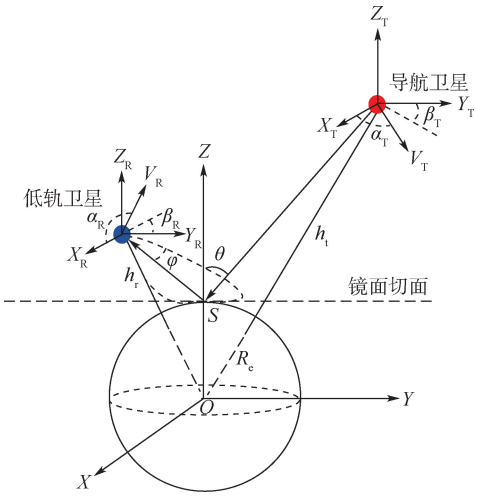


图 2　星载 GNSS 反射信号宏观几何模型

Fig. 2　Macro-geometry model of spaceborne GNSS reflectometry

$$\begin{cases} \boldsymbol{T} = [0, D\sin\theta, R_e + D\cos\theta] \\ \boldsymbol{R} = [0, -d\sin\theta, R_e + d\cos\theta] \\ \boldsymbol{S}_{x,y} = [\delta_x, \delta_y, 1] R_e \end{cases} \tag{1}$$

式中:δ_x 和 δ_y 分别为 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 与地心的连线在 XOZ 和 YOZ 平面内的投影与 Z 轴的夹角;R_e 为地球半径;θ 为信号入射角;D 和 d 分别为 GNSS 和 LEO 卫星到镜面反射点的距离,即

$$D = -R_e\cos\theta + \sqrt{(h_t + R_e)^2 - R_e^2\sin^2\theta} \tag{2}$$

$$d = -R_e\cos\theta + \sqrt{(h_r + R_e)^2 - R_e^2\sin^2\theta} \tag{3}$$

其中:h_r 和 h_t 分别为 GNSS 和 LEO 卫星的高度。

GNSS 和 LEO 卫星的速度为

$$\boldsymbol{v}_t = v_t(\cos\alpha_t, \sin\alpha_t\cos\beta_t, \sin\alpha_t\sin\beta_t) \tag{4}$$

$$\boldsymbol{v}_r = v_r(\cos\alpha_r, \sin\alpha_r\cos\beta_r, \sin\alpha_r\sin\beta_r) \tag{5}$$

式中:v_t 和 v_r 分别为 GNSS 和 LEO 卫星的速率;α_t 和 α_r 分别为 GNSS 和 LEO 卫星速度与 X_T 和 X_R 轴的夹角;β_t 和 β_r 分别为 GNSS 和 LEO 卫星与地心连线的垂直面与 Y_T 和 Y_R 轴的夹角,可表示为

$$\beta_t = \arcsin\left(\frac{D\sin\theta}{h_t + R_e}\right) \tag{6}$$

$$\beta_r = \arcsin\left(\frac{d\sin\theta}{h_r + R_e}\right) \tag{7}$$

$X_TY_TZ_T$ 和 $X_RY_RZ_R$ 分别表示将原点平移到 GNSS 和 LEO 卫星的质心位置的坐标系。通常,GNSS 和 LEO 卫星的位置和速度以地心地固坐标系给出。为求解 GNSS 和 LEO 卫星及镜面反射点在上述坐标系的绝对和相对关系,先在地心地固坐标系内求解信号入射角、GNSS 和 LEO 卫星轨道高度和速度。

$$h_t = |\boldsymbol{T}_{ECFE}| - R_e \tag{8}$$

式中:$\boldsymbol{T}_{ECFE}$ 为 GNSS 卫星在地心地固坐标系的位置坐标。

$$h_r = |\boldsymbol{R}_{ECFE}| - R_e \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{R}_{ECFE}$ 为 LEO 卫星在地心地固坐标系的位置坐标。

$$\theta = \arccos\left\{\frac{\boldsymbol{S}_{ECEF}\cdot(\boldsymbol{T}_{ECEF} - \boldsymbol{S}_{ECEF})}{|\boldsymbol{S}_{ECEF}|\cdot|\boldsymbol{T}_{ECEF} - \boldsymbol{S}_{ECEF}|}\right\} \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{S}_{ECEF}$ 为镜面反射点在地心地固坐标系的位置坐标。

$$\alpha_t = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{v}_{ECEF,t}\cdot\boldsymbol{x}_{unit}}{|\boldsymbol{v}_{ECEF,t}|}\right) \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{v}_{ECEF,t}$ 为 GNSS 卫星在地心地固坐标系的速度;$\boldsymbol{x}_{unit}$ 为 X 轴单位矢量。

$$\alpha_r = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{v}_{ECEF,r}\cdot\boldsymbol{x}_{unit}}{|\boldsymbol{v}_{ECEF,r}|}\right) \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{v}_{ECEF,r}$ 为 LEO 卫星在地心地固坐标系的速度。

$$\boldsymbol{x}_{unit} = \frac{\boldsymbol{T}_{ECEF}\times\boldsymbol{R}_{ECEF}}{|\boldsymbol{T}_{ECEF}\times\boldsymbol{R}_{ECEF}|} \tag{13}$$

2.2　微观几何关系

GNSS 反射信号微观几何关系如图 3 所示,图中描述了散射单元 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的入射和散射信号之间的几何关系,通常用散射矢量表示。入射信号和散射信号的单位矢量表示为

$$\boldsymbol{m}_{x,y} = \frac{\boldsymbol{S}_{x,y} - \boldsymbol{T}}{|\boldsymbol{S}_{x,y} - \boldsymbol{T}|} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{n}_{x,y} = \frac{\boldsymbol{R} - \boldsymbol{S}_{x,y}}{|\boldsymbol{R} - \boldsymbol{S}_{x,y}|} \tag{15}$$

散射单元 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的散射矢量表示为

$$\boldsymbol{q}_{x,y} = k(\boldsymbol{n}_{x,y} - \boldsymbol{m}_{x,y}) = (\boldsymbol{q}_\perp, q_z) \tag{16}$$

式中:$\boldsymbol{q}_\perp$ 和 q_z 分别为散射矢量水平和垂直分量;k 为信号波数。

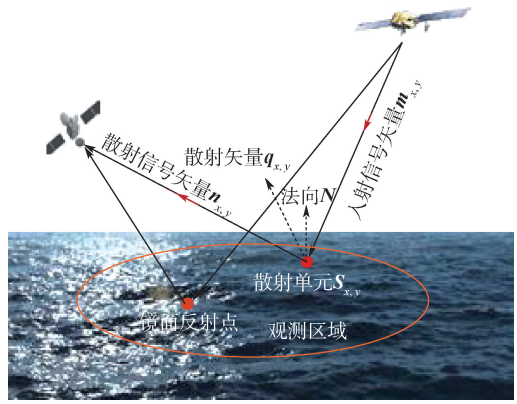


图 3　星载 GNSS 反射信号微观几何关系

Fig. 3　Micro-geometry of spaceborne GNSS reflectometry

2.3　镜面反射点估计

如图 1 所示,星载 GNSS 反射信号建模的空间体系以镜面反射点为参考点。目前,存在 2 种不同的镜面反射点估计策略。一种方法是基于菲

北京航空航天大学学报

涅尔反射定律,在入射和反射平面内寻找满足入射角等于反射角的点;另一种方法是寻找满足传播路径最短的点,将求解镜面反射点的问题转化为约束最优化问题。已有的镜面反射点估计算法有 Wu[13]、Wagner[14]、Gleason[15]和二分法[16]算法。Wagner[14]算法是基于地球圆模型提出的,镜面反射点估计误差较大。如图 4 所示,相比于 Gealson[15]算法,Wu[13]和二分法[16]算法收敛速度快。本文在星载 GNSS 反射信号建模过程中采用二分法[16]算法进行镜面反射点的估计。

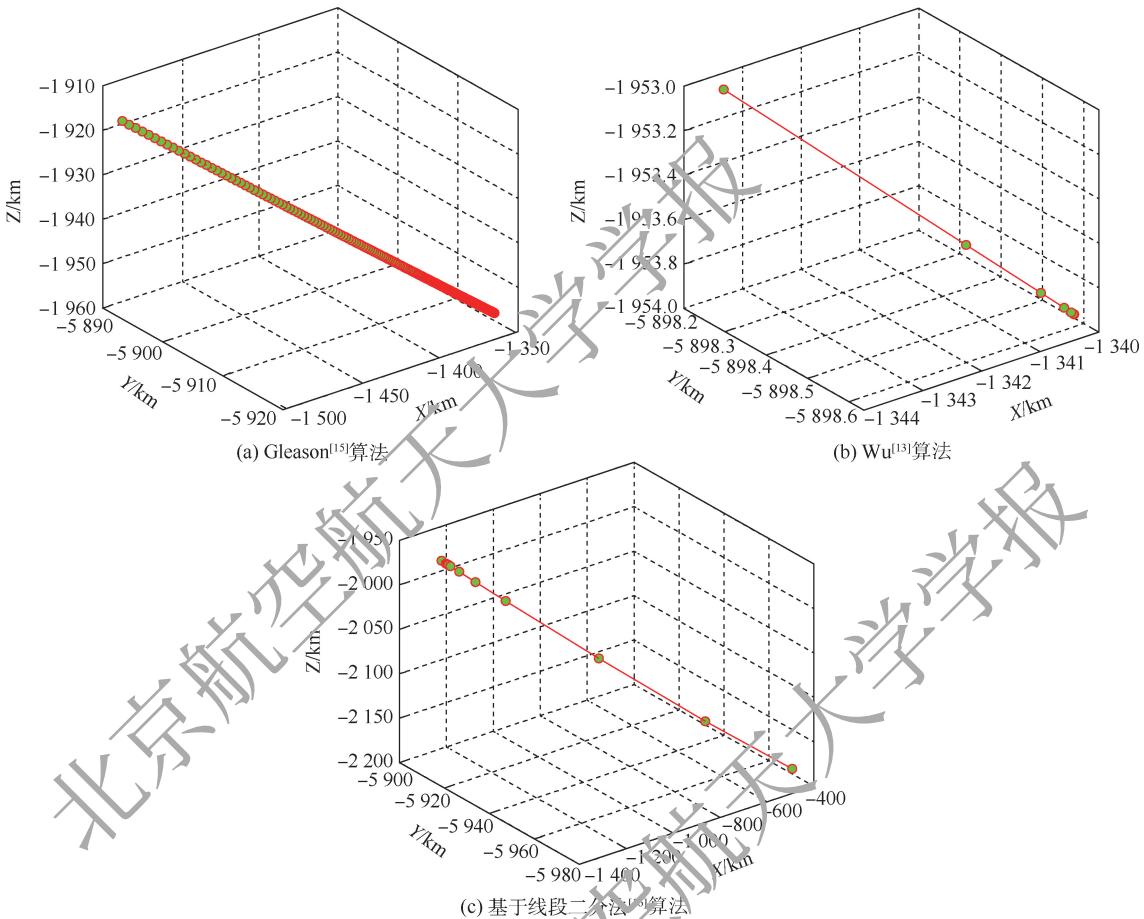


图 4 GNSS 反射信号的镜面反射点迭代收敛过程

Fig. 4 Iterative convergence procedure of computing specular point of GNSS reflectometry

2.4 时延-多普勒域映射

如图 5 所示,海面上不同散射单元散射的信号具有不同的时延和多普勒,即时延-多普勒相关功率体现了 GNSS 反射信号功率在空间域上的分布。为了得到相关功率在时延-多普勒域的分布,需先对反射面进行划分得到网格化散射单元,并计算各散射单元对应的时延和多普勒。散射单元 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 相对于镜面反射点的时延和多普勒可表示为

$$\tau_{x,y} = \frac{|\boldsymbol{T}-\boldsymbol{S}_{x,y}|+|\boldsymbol{R}-\boldsymbol{S}_{x,y}|}{c} - \frac{|\boldsymbol{T}-\boldsymbol{S}|+|\boldsymbol{R}-\boldsymbol{S}|}{c} \tag{17}$$

$$f_{x,y} = \frac{\boldsymbol{v}_{\mathrm{t}}\cdot\boldsymbol{m}_{x,y}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}\cdot\boldsymbol{n}_{x,y}}{\lambda} - \frac{\boldsymbol{v}_{\mathrm{t}}\cdot\boldsymbol{m}-\boldsymbol{v}_{\mathrm{r}}\cdot\boldsymbol{n}}{\lambda} \tag{18}$$

式中:c 为光速;λ 为信号波长。

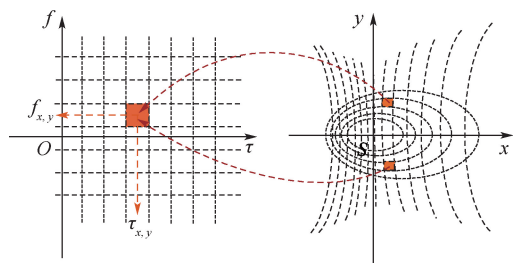


图 5 空间域和时延-多普勒域的映射关系

Fig. 5 Mapping between space domain and delay-Doppler domain

3 双基散射模型

当海面为理想光滑表面时,GNSS 信号在海面发生菲涅耳反射,保持了相干性。随着粗糙度的增大,镜面反射减少,而漫反射增大,反射信号的相干成分减少,而非相干成分增多。文献[17]

论证了在低入射角情况外,经海洋反射的 GNSS 信号均可认为是漫反射。因此,本文建模过程中假设 GNSS 反射信号为非相干信号。

散射系数通常被用于描述海面对入射信号散射的强弱。基尔霍夫光学近似法(Kirchhoff approximation-geometrical optics, KA-GO)、微扰动法(small perturbation method, SPM)、小斜率近似法(small slope approximation, SSA)及双尺度模型(two-scale method, TSM)等计算电磁散射的方法已被提出。基尔霍夫光学近似法经常被应用在 GNSS 反射信号研究中,但其要求海表面的粗糙度曲率半径大于波长,无法反映小尺度粗糙度的影响。本文采用原理上更直观、计算精度更高的双尺度模型。双尺度模型将海面进行大、小尺度粗糙度的划分,其散射系数可表示为[18]

$$\sigma_{pq} = \sigma_{pq,\mathrm{KA\text{-}GO}} + \sigma_{pq,\mathrm{SPM}} \tag{19}$$

式中:$\sigma_{pq,\mathrm{KA\text{-}GO}}$为大尺度粗糙度的散射系数,可利用基尔霍夫光学近似法计算[12]

$$\sigma_{pq,\mathrm{KA\text{-}GO}} = \pi |\Re_{pq}|^2 \frac{|\boldsymbol{q}_{x,y}|^4}{q_z^4} P_{\mathrm{pdf}}\left(-\frac{\boldsymbol{q}_\perp}{q_z}\right) \tag{20}$$

式中:$\Re_{pq}$为菲涅耳反射系数;P_{pdf}为海面均方坡度的概率分布,假设为零均值高斯分布。

$\sigma_{pq,\mathrm{SPM}}$为小尺度粗糙度的散射系数,可通过微扰动法计算[19]。

$$\sigma_{pq,\mathrm{SPM}} = 8k^2\cos\theta\cos\theta_s |\Re_{pq}|^2 S_{\mathrm{sea}}(2k\sin\theta, \varphi_i; U_{10}, \varphi_{\mathrm{WD}}) \tag{21}$$

式中:θ_s为信号散射角;φ_i为信号入射方位角;U_{10}为海面风速;φ_{WD}为海面风向;$S_{\mathrm{sea}}(\cdot)$为海浪谱。

文献[20]给出了大尺度粗糙度的截至波数为

$$K_{\mathrm{cutoff}} = \frac{2\pi\cos\theta}{3\lambda} \tag{22}$$

从式(22)可知,大于 3 倍信号波长的海浪形成了大尺度粗糙度的海面。海面均方坡度可通过对海浪谱从 0 到 K_{cutoff}积分得到。

$$\sigma_{\mathrm{MSS}} = \int_0^{K_{\mathrm{cutoff}}} K^2 S_{\mathrm{sea}}(K)\,\mathrm{d}K \tag{23}$$

式中:K 为海浪波数。

由于除了受风速影响,海面粗糙度还受涌浪、降雨等参数影响,本文采用的海浪谱是在风驱 Elfouhaily 谱[21]基础上叠加降雨[22]和涌浪[23]驱动谱的线性组合海浪谱。通过该海浪谱,可分析风速、涌浪及降雨等海洋环境对星载 GNSS 反射信号的影响。图 6 给出了仿真的风驱 Elfouhasily、降雨及涌浪驱动的海浪谱。可以看出,随着风速增大,粗糙度向大尺度方向扩展,式(23)的积分面积越大,海面均方坡度越大,前向散射强度越小,镜向散射的 GNSS 信号越弱。降雨驱动的海浪谱大部分位于截至波数之上,主要形成对镜向散射影响较小的小尺度粗糙海面,即降雨对 GNSS 反射信号影响较小。涌浪主要影响海浪谱的低波数部分,形成了对 GNSS 镜向散射信号有巨大影响的大尺度粗糙海面。风速越低,涌浪驱动的海浪谱越占主导位置,涌浪对 GNSS 信号的散射效应越大。文献[24-25]在分析 UK TDS-1 数据时,均在低风速段中发现了涌浪对 GNSS 反射信号相关功率的影响。

图 7 为海面散射系数随 GNSS 信号入射角的变化曲线。需注意的是,与通常入射角不同,本文定义的入射角除了表征入射信号和法线夹角大小

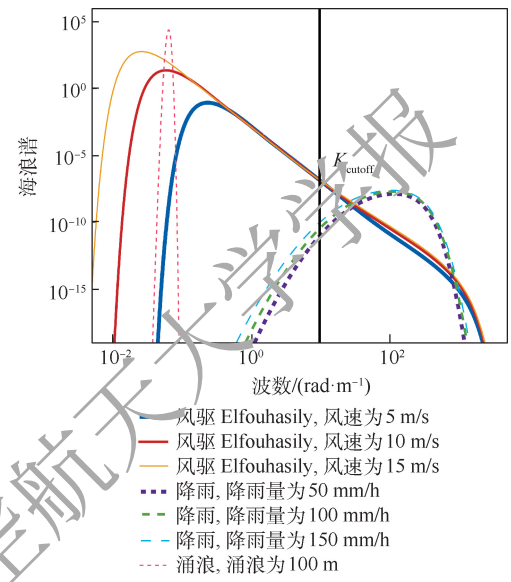


图 6　风驱 Elfouhasily、降雨及涌浪驱动的海浪谱

Fig. 6　Wind-driven Elfouhasily, rain-driven and swell-driven sea spectrum

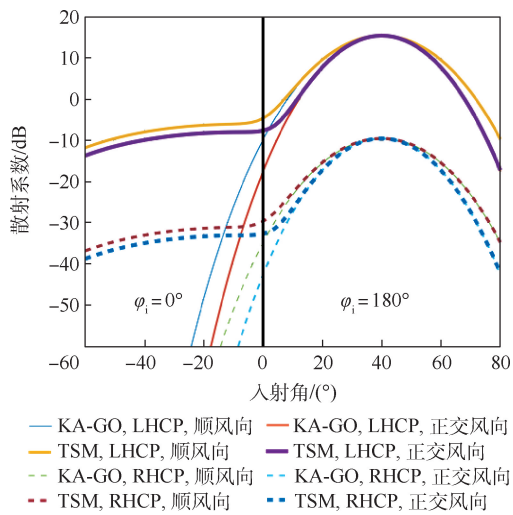


图 7　海面散射系数随 GNSS 信号入射角的变化

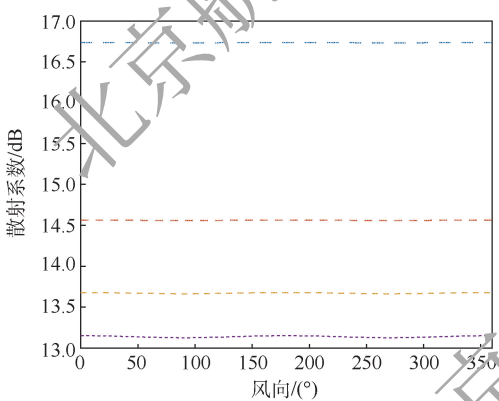
Fig. 7　Sea surface scattering coefficient changing with incidence angle of GNSS signals

北京航空航天大学学报

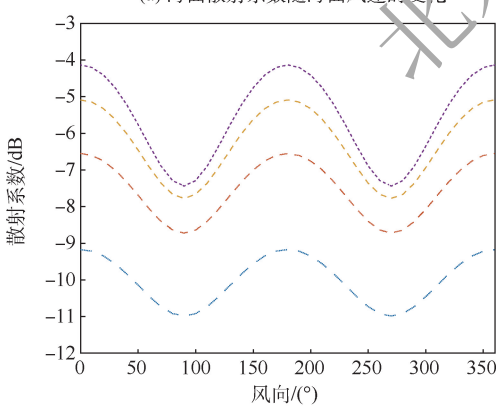
北航学报 网阅

外,还通过正负号区分前向和后向散射,其中大于0°表示 GNSS 卫星和 LEO 卫星构成前向散射,小于0°为后向散射。从图 7 中可看出,前向散射远高于后向散射强度,且在镜面反射向上具有最强散射;此外,反射信号的左旋圆极化(left handed circularly polarization, LHCP)散射远大于其右旋圆极化(right handed circularly polarization, RHCP)散射。文献[26]的研究表明,当卫星高度角大于布鲁斯特角时,反射信号中左旋圆极化占主导。因此,本文仅考虑 GNSS 反射信号左旋圆极化成分的建模。前向散射尤其镜向散射以大尺度粗糙度的散射为主,而后向散射则以小尺度粗糙度的散射为主。这是 GNSS 反射信号研究通常采用基尔霍夫光学近似法进行海面散射系数计算的原因。此外,与文献[27]的结论相一致,风向几乎对镜向散射无影响,无法通过镜向观测模式进行风向反演。

图 8 为前后向散射系数随海面风速和风向的变化。可知,前向散射系数仅对风速敏感,而后向散射系数对风速和风向均敏感。远离镜向的观测模式[28-29]可同时观测风速和风向,但是 GNSS 反射信号更弱,需更高增益的天线接收,无疑增加了观测成本。此外,随着风速的增大,镜向散射信号减弱,非镜面散射增强。



(a) 海面散射系数随海面风速的变化



(b) 海面散射系数随海面风向的变化

图 8 海面散射系数随海面风速和风向的变化

Fig. 8 Sea surface scattering coefficient changing with sea wind speed and direction

4 GNSS 反射信号模型

4.1 信号模型

文献[12]基于基尔霍夫近似和几何光学给出了 GNSS 反射信号模型,该模型在产生 GNSS 反射信号的复杂度较高。本文假设接收端 $\boldsymbol{R}$ 处的 GNSS 反射信号为各散射单元彼此独立散射的信号加权和,给出一种直观简单且易于仿真产生 GNSS 反射信号的模型。散射单元 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的入射信号可描述为

$$U_{\mathrm{i}_x,y}(t) = \frac{\sqrt{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}}}{\sqrt{4\pi}R_{\mathrm{t}_x,y}} \cdot a\left(t - \frac{R_{\mathrm{t}_x,y}}{c}\right)\exp\left[-\mathrm{j}\left(2\pi f_{\mathrm{c}}t + \varphi_0 - \frac{2\pi R_{\mathrm{t}_x,y}}{\lambda}\right)\right] \tag{24}$$

式中:P_{t} 和 G_{t} 分别为 GNSS 卫星发射功率和天线增益;$R_{\mathrm{t}_x,y}$ 为 GNSS 卫星到 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的距离;f_{c} 为载波频率;$a(t)$ 表示包括伪随机码和导航电文的 GNSS 调制信号;φ_0 为初始相位。

接收端 $\boldsymbol{R}$ 接收的 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 散射的信号近似为

$$U_{\mathrm{s}_x,y}(t) = \frac{\sqrt{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}}\sqrt{\sigma_{pq_x,y}}}{4\pi R_{\mathrm{r}_x,y}R_{\mathrm{t}_x,y}}a\left(t - \frac{R_{\mathrm{r}_x,y} + R_{\mathrm{t}_x,y}}{c}\right) \cdot \exp[-\mathrm{j}(2\pi f_{\mathrm{c}}t + \varphi_0)] \cdot \exp\left\{\mathrm{j}\left[\frac{2\pi(R_{\mathrm{r}_x,y} + R_{\mathrm{t}_x,y})}{\lambda} + \varphi_{x,y}\right]\right\} \tag{25}$$

式中:$R_{\mathrm{r}_x,y}$ 为接收天线到 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的距离;$\sigma_{pq_x,y}$ 为 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 的散射系数;$\varphi_{x,y}$ 为 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 对应散射信号的随机相位,假设服从 0 ~ 2π 的均匀分布。

天线接收的 GNSS 反射信号可表示为各散射单元的天线增益加权和[30]:

$$U_{\mathrm{s}}(t) = \lambda\frac{\sqrt{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}}}{(4\pi)^{\frac{3}{2}}}\exp[-\mathrm{j}(2\pi f_{\mathrm{c}}t + \varphi_0)] \cdot \int\frac{\sqrt{G_{\mathrm{r}_x,y}\sigma_{pq_x,y}}}{R_{\mathrm{t}_x,y}R_{\mathrm{r}_x,y}}a\left(t - \frac{R_{\mathrm{r}_x,y} + R_{\mathrm{t}_x,y}}{c}\right) \cdot \exp(\mathrm{j}2\pi f_{x,y}t)\exp(\mathrm{j}\varphi_{x,y})\,\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{26}$$

式中:$G_{\mathrm{r}_x,y}$ 为 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 处的天线增益。

本文假设天线增益图近似为高斯函数。

$$G_{\mathrm{r}_x,y} = G_0\exp\left[-\left(\frac{\sqrt{\ln 2}\phi_{x,y}}{B_{3\ \mathrm{dB}}}\right)^2\right] \tag{27}$$

式中:G_0 和 $B_{3\ \mathrm{dB}}$ 分别为反射天线峰值增益和 3 dB 波束宽度;$\phi_{x,y}$ 为天线相位中心与 $\boldsymbol{S}_{x,y}$ 连线和天线指向的夹角。

北京航空航天大学学报

北航学报 嘤阅

4.2　相关功率模型

接收的 GNSS 反射信号与本地复制信号进行相关处理。

$$Y(t,\tau,f) = \int_{t}^{t+T_{\mathrm{coh}}} U_{\mathrm{l}}^{*}(t+t')U_{\mathrm{s}}(t+t')\mathrm{d}t' \tag{28}$$

式中:$U_{\mathrm{l}}(t)$表示本地信号;“ * ”表示共轭算子;T_{coh}为相干积分时间。

将式(26)代入式(28)可得

$$Y(t,\tau,f) = \lambda \frac{\sqrt{P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}}}{(4\pi)^{\frac{3}{2}}}\int \frac{\sqrt{G_{\mathrm{r_}x,y}\sigma_{pq_x,y}}}{R_{\mathrm{t_}x,y}R_{\mathrm{r_}x,y}} \cdot W\left(\tau - \frac{R_{\mathrm{r_}x,y}+R_{\mathrm{t_}x,y}}{c}, f - f_{x,y}\right)\exp(\mathrm{j}\varphi_{x,y})\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{29}$$

式中:$f_{x,y}$为 $\boldsymbol{S}_{x,y}$对应的多普勒;$W(\cdot,\cdot)$表示模糊函数。

$$W(\Delta\tau,\Delta f) \approx T_{\mathrm{coh}}\Lambda(\Delta\tau)\mathrm{sinc}(\Delta f T_{\mathrm{coh}}) \cdot \exp\left[\mathrm{j}2\pi\Delta f\left(t - \frac{T_{\mathrm{coh}}}{2}\right)\right] \tag{30}$$

式中:$\Lambda(\cdot)$和 sinc(·)分别为伪随机码自相关函数和辛格函数;$\Delta\tau = \tau - (R_{\mathrm{r_}x,y}+R_{\mathrm{t_}x,y})/c$;$\Delta f = f - f_{x,y}$。

GNSS 反射信号与本地产生的多路不同时延和多普勒的信号进行相关运算后,为提高信噪比,对连续多个相关结果进行非相干累加。假设各散射单元的随机相位服从独立均匀分布,则非相干累加后的相关功率可表示为

$$\langle |Y(\tau,f)|^2 \rangle = \frac{\lambda^2 P_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{t}}T_{\mathrm{coh}}^2}{(4\pi)^3}\int \frac{G_{\mathrm{r_}x,y}\sigma_{pq_x,y}}{R_{\mathrm{t_}x,y}^2R_{\mathrm{r_}x,y}^2} \cdot W^2\left(\tau - \frac{R_{\mathrm{r_}x,y}+R_{\mathrm{t_}x,y}}{c}, f - f_{x,y}\right)\mathrm{d}x\mathrm{d}y \tag{31}$$

该结果与文献[12]推导的结果相一致。尽管已有大量理论和试验证明,海面散射的 GNSS 信号是非相干的,可假设各散射信号的随机相位服从独立同分布,但在低入射角情况仍存在大量相干分量。由于上述给出的模型忽略了相干成分,上述模型在低入射角情况不适用。

4.3　噪声模型

GNSS 反射信号被 2 种噪声干扰:一种是加性白噪声,另一种是乘性斑点噪声。假设同相和正交支路的白噪声服从均值为零、方差为 σ_{w}^2 的高斯分布,即

$$n_{\mathrm{I}}\&n_{\mathrm{Q}} \sim N(0,\sigma_{\mathrm{w}}^2) \tag{32}$$

式中:n_{I} 和 n_{Q} 分别为同相和正交支路的噪声。

当假设信号和噪声独立分布时,相关功率的加性噪声服从自由度 2 的卡方分布。

$$n_{\mathrm{I}}^2 + n_{\mathrm{Q}}^2 \sim \sigma_{\mathrm{w}}^2\chi^2(2) \tag{33}$$

式中:$\chi^2(2)$为自由度 2 的卡方分布。

相关后的噪声功率可表示为[31]

$$\sigma_{\mathrm{w}}^2 = T_{\mathrm{coh}}^2P_{\mathrm{w}} \tag{34}$$

式中:P_{w} 为白噪声功率。

斑点噪声是一种乘性噪声。文献[32]利用 UK DMC 数据进行统计分析发现,经海洋反射的 GNSS 信号的单视相关功率(每个相干积分周期输出的相干功率)服从指数分布。图 9 所示 UK TDS-1 数据的统计分布也近似呈现指数分布。根据指数分布性质,存在:

$$\langle \exp\{\langle |Y(\tau,f)|^2\rangle\}\rangle = \langle |Y(\tau,f)|^2\rangle\langle \exp\{1\}\rangle \tag{35}$$

式中:$\exp\{x\}$表示均值为 x 的指数分布。

式(35)表明,GNSS 反射信号中的斑点噪声可通过均值为 1 的指数分布来模拟。

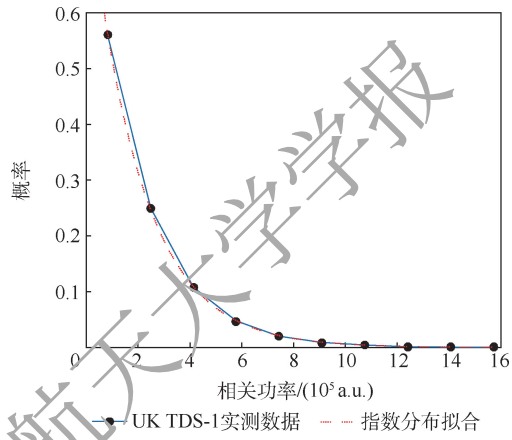


图 9　UK TDS-1 实测数据的相关功率的分布

Fig. 9　Correlation power distribution of actual data from UK TDS-1

5　仿真验证

为了验证本文提出的星载 GNSS 反射信号建模架构和模型的正确性,采用 UK TDS-1 实测数据和相同场景的仿真结果进行对比分析。表 1 给出了具体的星载场景参数。

图 10 为 UK TDS-1 实测和仿真的时延-多普勒相关功率。其中,图 10(a)~(c)为利用式(31)~式(35)仿真的时延-多普勒相关功率;图 10(d)~(f)给出了模拟产生的星载 GNSS 反射信号通过频域并行相关[33]和非相干累加得到的时延-多普勒相关功率;图 10(g)~(i)为 UK TDS-1 实测的时延-多普勒相关功率。从图 10 中可看出,不管是端对端直接仿真时延-多普勒相关功率,还是模拟产生得到 GNSS 反射信号后相关处理得到的时延-多普勒相关功率,两者均和 UK TDS-1 实测的相关功率表现了相同特征,即粗糙

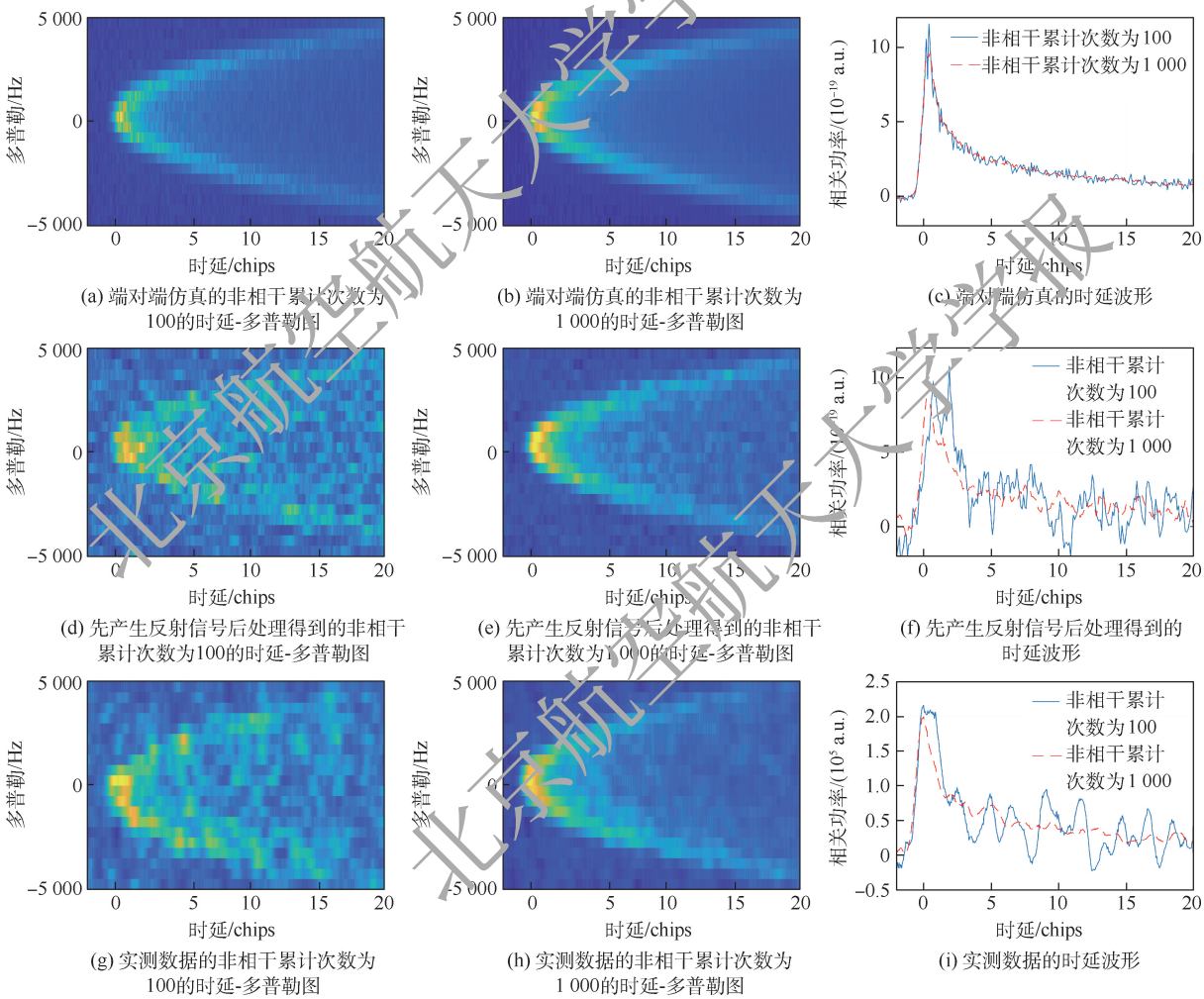
北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 1 星载 GNSS 反射信号仿真场景

Table 1 Simulation scenario of spaceborne GNSS reflectometry

参数	数值
$\boldsymbol{T}_{\mathrm{ECFE}}$/m	(−13 007 569.860 925, −8 505 257.898 300, 21 510 082.301 892)
$\boldsymbol{R}_{\mathrm{ECFE}}$/m	(−3 891 459.881 292, −2 384 206.424 071, 5 311 648.834 032)
$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ECEF,t}}$/(m·s^{-1})	(1 656.448 651, −2 184.040 116, 192.192 840)
$\boldsymbol{v}_{\mathrm{ECEF,r}}$/(m·s^{-1})	(−5 724.252 580, 921.295 986, 4 141.815 284)
风速/(m·s^{-1})	5
天线增益/dB	12
波束宽度/(°)	38
涌浪/m	0
降雨/(mm·h^{-1})	0



(a) 端对端仿真的非相干累计次数为100的时延-多普勒图 (b) 端对端仿真的非相干累计次数为1 000的时延-多普勒图 (c) 端对端仿真的时延波形

(d) 先产生反射信号后处理得到的非相干累计次数为100的时延-多普勒图 (e) 先产生反射信号后处理得到的非相干累计次数为1 000的时延-多普勒图 (f) 先产生反射信号后处理得到的时延波形

(g) 实测数据的非相干累计次数为100的时延-多普勒图 (h) 实测数据的非相干累计次数为1 000的时延-多普勒图 (i) 实测数据的时延波形

图 10 星载 GNSS-R 反射信号仿真和实测的相关功率分布

Fig. 10 Simulated and actual correlation power distribution of spaceborne GNSS reflectometry

海面使得 GNSS 信号在海面发生漫反射,反射信号向更大时延和多普勒扩展,呈现出典型的“马蹄形”分布特征。此外,随着非相干累加次数的增加,噪声对相关功率的影响减小,信噪比提高。当非相干累计次数为 1 000 时,直接端到端仿真和先仿真后相关处理得到的相关功率与 UK TDS-1 实测相关功率的余弦相似度分别为 0.97 和0.94,即 2 种方式仿真得到的相关功率和实测相关功率具有相同的相关功率分布。上述结果表明,本文提出的星载 GNSS 反射信号模型和仿真架构可以模拟仿真产生 GNSS 反射信号,也可以直接仿真得到时延-多普勒相关功率。

图 11 为不同风速场景下波长为 100 m、浪高为 1 m 的涌浪对 GNSS 反射信号相关功率的影响。可以看出,在 5 m/s 的低风速场景,涌浪导致相关功率峰值下降了 1.3 倍,而在 15 m/s 高风速

北航学报 赠阅

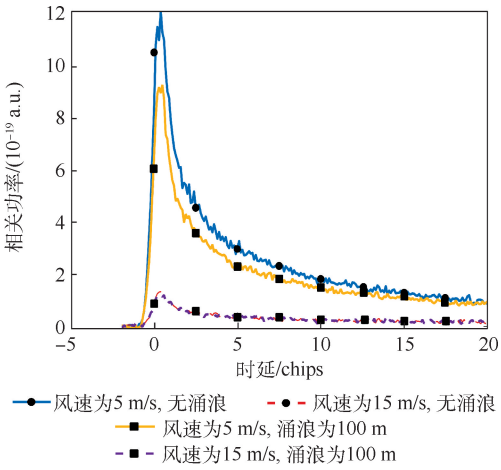


图 11　涌浪对 GNSS 反射信号相关功率的影响

Fig. 11　Influence of swell on correlation power of GNSS reflectometry

场景,涌浪对 GNSS 反射信号无显著影响。通过对降雨影响的分析发现,降雨形成的海浪谱对 GNSS 反射信号无明显影响。上述结论和文献[25]通过 UK TDS-1 实测数据所得结论相一致。

6　结束语

星载 GNSS 反射信号的建模和仿真对星载 GNSS 反射信号探测任务设计、前期论证及接收机处理算法设计和参数设置均非常重要。本文在星载 GNSS 反射信号几何、信号和信息 3 层建模架构的基础上,详细论述了星载 GNSS 反射信号的双基几何关系、海面双基散射模型及 GNSS 反射信号模型。相比于已有的建模架构和模型,本文所提出的星载 GNSS 反射建模方法不仅可仿真时延-多普勒相关功率,用于遥感正/逆问题的研究,而且可模拟产生 GNSS 反射信号,用于星载 GNSS 反射信号处理算法和接收机性能的评估;增加了涌浪和降雨的影响,可用于分析涌浪和降雨等更复杂海洋环境的影响。通过和 UK TDS-1 卫星实测时延-相关功率对比论证了所提建模方法的正确性,直接端到端仿真和先模拟产生 GNSS 反射信号后相关处理得到的相关功率与 UK TDS-1 实测相关功率的余弦相似度分别为 0.97 和0.94。此外,通过所建立的平台仿真分析涌浪和降雨对 GNSS 反射信号的影响发现,涌浪对低风速场景的 GNSS 反射信号有明显影响,而对高风速场景无影响;降雨形成的海浪谱对 GNSS 反射信号无显著影响。

由于本文提出的建模方法并未考虑 GNSS 反射信号右旋圆极化成分和相干散射成分,该建模方法不适宜低入射角场景。未来研究将集中在 2 个方面:①GNSS 反射信号极化和相干特性,建立更完备的星载 GNSS 反射信号模型;②利用本文建模方法产生的星载 GNSS 反射信号,研究滤波器带宽、A/D 量化位数及增益控制模式等射频前端参数对星载 GNSS 反射信号海面高度测量、风速测量等的影响,以及射频前端最优参数的设计。

参考文献(References)

[1] LI W, CARDELLACH E, FABRA F, et al. Assessment of spaceborne GNSS-R ocean altimetry performance using CYGNSS mission raw data[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2020, 58(1): 238-250.

[2] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, AKOS D M, ZAVOROTNY V U, et al. Airborne GNSS-R wind retrievals using delay-Doppler maps[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2013, 51(1): 626-641.

[3] YAN Q, HUANG W. Sea ice remote sensing using GNSS-R: A review[J]. Remote Sensing, 2019, 11(21): 2565.

[4] WU X, DONG Z, JIN S, et al. First measurement of soil freeze/thaw cycles in the tibetan plateau using CYGNSS GNSS-R data[J]. Remote Sensing, 2020, 12(15): 2361.

[5] FOTI G, GOMMENGINGER C, JALES P, et al. Spaceborne GNSS reflectometry for ocean winds: First results from the UK TechDemoSat-1 mission[J]. Geophysical Research Letters, 2015, 42(13): 5435-5441.

[6] RUF C S, ATLAS R, CHANG P S, et al. New ocean winds satellite mission to probe hurricanes and tropical convection[J]. Bulletin of the American Meteorological Society, 2016, 97(3): 385-395.

[7] JING C, NIU X, DUAN C, et al. Sea surface wind speed retrieval from the first Chinese GNSS-R mission: Technique and preliminary results[J]. Remote Sensing, 2019, 11(24): 3013.

[8] PARK H, CAMPS A, VALENCIA E, et al. Retracking considerations in spaceborne GNSS-raltimetry[J]. GPS Solutions, 2012, 16(4): 507-518.

[9] PARK H, MARCHAN-HERNANDEZ J F, RODRIGUEZ-ALVAREZ N, et al. End-to-end simulator for global navigation satellite system reflectometry space mission[C]// 2010 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2010: 4294-4297.

[10] HOOVER K E, MECIKALSKI J R, LANG T J, et al. Use of an end-to-end-simulator to analyze CYGNSS[J]. Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 2018, 35(1): 35-55.

[11] BAI W, XIA J, ZHAO D, et al. GREEPS: An GNSS-R end-to-end performance simulator[C]// 2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2016: 16444628.

[12] ZAVOROTNY V U, VORONOVICH A G. Scattering of GPS signals from the ocean with wind remote sensing application[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2000, 38(2): 951-964.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[13] WU S C, MEEHAN T, YOUNG L. The potential use of GPS signals as ocean altimetry observable[C]// Proceedings of the National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 1997.

[14] WAGNER C, KLOKOCNIK J. The value of ocean reflections of GPS signals to enhance satellite altimetry: Data distribution and error analysis[J]. Journal of Geodesy, 2003, 77(3-4): 128-138.

[15] GLEASON S, GEBRE-EGZIABHER D. GNSS 应用与方法[M]. 杨东凯, 樊江滨, 译. 北京: 电子工业出版社, 2011.
GLEASON S, GEBRE-EGZIABHER D. GNSS application and method[M]. YANG D K, FAN J B, translated. Beijing: Electronics Industry Publishing House, 2011(in Chinese).

[16] 张波, 王峰, 杨东凯. 基于线段二分法的 GNSS-R 镜面反射点估计算法[J]. 全球定位系统, 2013, 38(5): 11-16.
ZHANG B, WANG F, YANG D K. The algorithm for the determination of the GNSS-R specular point based on the dichotomy of the line segment[J]. GNSS World of China, 2013, 38(5): 11-16(in Chinese).

[17] VORONOVICH A G, ZAVOROTNY V U. Bistatic radar equation for signals of opportunity revisited[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2018, 56(4): 1959-1968.

[18] LEADER J C. Incoherent backscatter from rough surfaces: The two-scale model reexamined[J]. Radio Science, 1978, 13(3): 441-457.

[19] ROBERTSON J S. Wave scattering from rough surfaces[M]. Berlin: Springer, 1999: 217-274.

[20] BRONWN G S. Backscattering from a Gaussian-distributed perfectly conducting rough surface[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1978, 26(3): 472-482.

[21] ELFOUHAILY T, CHAPRON B, KATSAROS K, et al. A unified directional spectrum for long and short wind-driven waves[J]. Journal of Geophysical Research Oceans, 1997, 102(C7): 15781-15796.

[22] BLIVEN L F, SOBIESKI P W, CRAEYE C. Rain generated ring-waves: Measurements and modelling for remote sensing[J]. International Journal of Remote Sensing, 1997, 18(1): 221-228.

[23] DURDEN S L, VESECKY J F. A physical radar cross-section model for a wind-driven sea with swell[J]. IEEE Journal of Oceanic Engineering, 1985, 10(4): 445-451.

[24] UMWIN M, JALES P, TYE J, et al. Spaceborne GNSS-reflectometry on TechDemoSat-1: Early mission operations and exploitation[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4525-4539.

[25] SOISUVARN S, JELENAK Z, SAID F, et al. The GNSS reflectometry response to the ocean surface winds and waves[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4678-4699.

[26] 高洪兴, 杨东凯, 张波, 等. 基于 GNSS 卫星反射信号的海冰厚度探测[J]. 电子与信息学报, 2017, 39(5): 1096-1100.
GAO H X, YANG D K, ZHNAG B, et al. Remote sensing of sea ice thickness with GNSS reflected signal[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2017, 39(5): 1096-1100(in Chinese).

[27] PARK J, JOHNSON J T. A study of wind direction effects on sea surface specular scattering for GNSS-R applications[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2017, 10(11): 4677-4685.

[28] WANG F, YANG D, YANG L. Feasibility of wind direction observation using low-altitude global navigation satellite system-reflectometry[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2019, 11(12): 5063-5075.

[29] ZHANG G, YANG D, YU Y, et al. Wind direction retrieval using spaceborne GNSS-R in nonspecular geometry[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2020, 13: 649-658.

[30] HAJJ G A, ZUFFADA C. Theoretical description of a bistatic system for ocean altimetry using the GPS signal[J]. Radio Science, 2003, 38(5): 1-19.

[31] GLEASON S. Space-based GNSS scatterometry: Ocean wind sensing using an empirically calibrated model[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2013, 51(9): 4853-4863.

[32] GLEASON S, GOMMENGINGER C, CROMWELL D. Fading statistics and sensing accuracy of ocean scattered GNSS and altimetry signals[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(2): 208-220.

[33] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009.
XIE G. Principles of GPS and receiver design[M]. Beijing: Electronics Industry Publishing House, 2009(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Modeling and simulation of spaceborne GNSS ocean-reflectometry

WANG Feng, YANG Dongkai, ZHANG Bo*, LI Bowen, ZHANG Guodong

(School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The modeling and simulation of spaceborne GNSS reflectometry is important for the research of forward and inverse problem of GNSS reflectometry, and the evaluation of algorithm and performance in the receiver. This paper firstly develops the layered structure of modeling spaceborne GNSS reflectometry from the perspectives of geometry, signals and related power. Secondly, the bistatic geometry of spaceborne GNSS reflectometry is discussed in detail. Thirdly, the sea spectrum is developed by linearly combining wind-, swell- and rain-driven sea spectrum, and further bistatic scattering coefficient is computed. Fourthly, based on the assumption that scattered signals from each scattering unit are independent, an ocean-reflected GNSS signal model is derived. Finally, the ocean-reflected GNSS signals and delay-Doppler maps are produced by simulation, and are analytically compared to the measured correlation power from UK TDS-1. The results show the simulated delay-Doppler maps obtained through end-to-end simulating correlation power and through processing simulated GNSS signal have the cosine similarity of 0.97 and 0.94 with the measured delay-Doppler maps from UK TDS-1 respectively, so that proposed approach could be used to simulate correctly reflected GNSS signals and delay-Doppler maps through comparing the simulated delay-Doppler maps and actual ones received from UK TDS-1. In addition, the simulation analysis of the influence of swell and rain on the reflected GNSS signals shows that swell mainly impacts reflected GNSS signal for low wind speed and does not impact it for high wind speed, and rain has no significant influence on the reflected GNSS signal.

Keywords: spaceborne GNSS reflectometry; bistatic geometry; bistatic scattering; modeling and simulation; delay-Doppler map

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-10; **Accepted**: 2020-11-22; **Published online**: 2020-12-24 14:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201224.0841.001.html

Foundation item: China Postdoctoral Innovative Talent Support Program (BX20200039)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0573

变质心固定翼无人机动力学分析与抗扰控制

全下文载

邱潇颀，高长生*，荆武兴
（哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001）

摘 要：变质心无人机具有气动效率更高、隐身性能更好、机翼结构更加简单等优点。提出了时滞更小、结构更加简单的单滑块变质心无人机布局方案，分析了滑块参数对变质心无人机动力学特性的影响，在此基础上给出了滑块的理想安装位置，并研究了变质心无人机布局方案控制效率随速度的变化情况。针对变质心无人机强耦合、强非线性的特点，基于粒子群算法（PSO）设计了自抗扰控制器（ADRC），其中扩张状态观测器估计出包含耦合和参数摄动的总和扰动项，并基于此进行动态补偿。仿真结果验证了所设计控制器的有效性和鲁棒性。

关 键 词：变质心控制；固定翼无人机；自抗扰控制（ADRC）；粒子群算法（PSO）；非线性动力学
中图分类号：V249.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)03-0430-08

变质心控制通过安装在飞行器内部的质量滑块来控制其飞行状态。对于固定翼无人机来说，变质心方案相对于传统的气动舵面方案，具有维持无人机气动外形、提高气动效率、简化机翼结构、提高隐身性能等诸多优点[1]。近年来，变质心控制技术已广泛应用于卫星[2-5]、水下航行器[6-9]、高超声速飞行器[10-14]、火星再入[15]和临近空间飞艇[16]等多个领域。

当前，对变质心无人机的研究可分为旋翼机和固定翼两大类。Haus 等[17]着眼于控制效率，提出了一种通过质量滑块控制四旋翼飞行姿态的方案，将 2 个滑块分别安装在 4 个螺旋桨臂上，从而可以控制四旋翼的倾侧和俯仰运动，并通过合理设计的原型机[18]，验证了该方案的可行性。与螺旋桨控制相比，变质心方案具备更快的响应速度且更为节省能量，但该方案所能提供的最大控制力矩很大程度上取决于滑块的质量和行程大小。对于变质心固定翼无人机，Erturk 等[19-22]做了较为系统的研究，沿无人机纵向和横向分别放置滑块，以提供操纵无人机所需的俯仰和滚转力矩，通过分析采用该布局的变质心固定翼无人机在平飞、零侧滑角转弯等不同工况下的特性，指出变质心方案在不增加无人机质量的同时，消除了传统舵面方案中由于气动舵偏转所引起的气动阻力，有效降低了无人机的燃油消耗。此外，Erturk 等还考虑了螺旋桨扭矩对变质心固定翼无人机的影响[23-24]，并开展了简单的飞行试验以验证方案可行性[25]。当前，多数变质心固定翼无人机采用将滑块安装在机翼中段的双滑块方案，而机翼中段狭窄的空间势必会给滑块的安装带来挑战；此外，控制器多由简单的线性化方法设计[26]。显然，对于具有强非线性、强耦合特点的变质心固定翼无人机，基于线性化方法所设计的控制器在实际工作中将面临巨大挑战，甚至有失效的风险。

本文围绕新型变质心方案和具有强鲁棒性的姿态控制器设计 2 个问题展开研究，提出了一种通过质量滑块控制无人机横向运动的新型单滑块方案，从而实现对副翼的替代。相对于双滑块方

收稿日期：2020-10-09；**录用日期**：2020-12-21；**网络出版时间**：2020-12-30 09:59
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1616.005.html
基金项目：国家自然科学基金（11572097）
* **通信作者**. E-mail：gaocs@hit.edu.cn

引用格式：邱潇颀，高长生，荆武兴. 变质心固定翼无人机动力学分析与抗扰控制[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(3)：430-437. QIU X Q，GAO C S，JING W X. Dynamic analysis and disturbance rejection control of mass-actuated fixed-wing UAV[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(3)：430-437(in Chinese).

北京航空航天大学学报

案[25],该方案时滞更小、结构更加简单,且滑块的安装空间相对充裕。通过对该无人机进行动态特性及动力学耦合特性分析,为滑块参数的设计提供了量化参考,给出了滑块在机身上的理想安装位置。基于粒子群算法(particle swarm optimization algorithm, PSO)设计了单滑块变质心固定翼无人机的自抗扰控制器(active disturbance rejection control, ADRC),仿真结果验证了该控制器具备较强的鲁棒性和抗干扰能力。

1　运动模型及动力学特性

本文所研究的变质心固定翼无人机基本构型如图 1 所示,滑块沿机体横向布置。滑块的偏移能够产生操纵无人机进行滚转运动的滚转力矩,从而实现对副翼的替代。令 m_B、m_1 和 m_S 分别表示无人机机体、滑块和整个系统的质量,即三者满足 $m_S = m_B + m_1$;令 $\mu_B = m_B/m_S$ 为机体相对于整个系统的质量比,而 $\mu_1 = m_1/m_S$ 为滑块的质量比;令 $\boldsymbol{r}_1 = [x_1^b, y_1^b, z_1^b]^T$ 为滑块在机体坐标系下的位置。假设滑块安装在机体坐标系 oy_bz_b 平面内且滑轨平行于 oy_b 轴,即 $\dot{x}_1^b = \dot{x}_1^b = \dot{z}_1^b = 0$。

假设图 2 所示文献[25]中的 2 种双滑块方案与本文的单滑块方案具有相同的质量比,则有 $\mu_L = \mu_R = \mu_1/2$,μ_L 和 μ_R 分别为双滑块方案中的左右滑块质量比。本文提出的单滑块方案相对以上 2 种双滑块方案,具备如下优势:

1)相对于方案 1,时滞更小。对于方案 1 来说,每次只能操纵一侧的滑块,若想提供与本文单滑块方案相同的滚转力矩,其滑块的移动距离则应为单滑块方案的 2 倍。而当滑块移动速度相同的情况下,必然会导致方案 1 需要更多的时间才能提供所需俯仰力矩,即方案 1 的时滞更大。

2)相对于方案 2,结构更加简单。

3)滑块的安装空间相对充裕。由于方案 1 和方案 2 两种双滑块方案均将滑块放置于机翼中部,这对本来空间就十分狭小的机翼来说颇具挑战。而本文所提出的单滑块方案,将滑块的移动范围限制在空间相对充裕的机身内和机翼根部,这在一定程度上缓解了滑块安装时的空间约束问题。

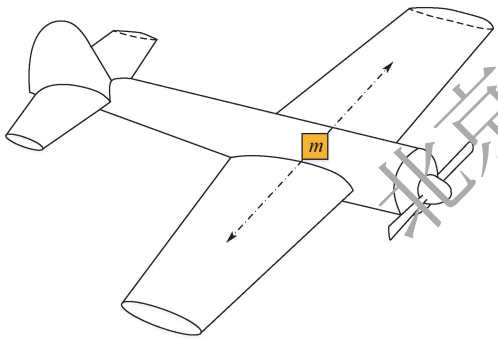


图 1　变质心固定翼无人机简图

Fig. 1　Sketch of mass-actuated fixed-wing UAV

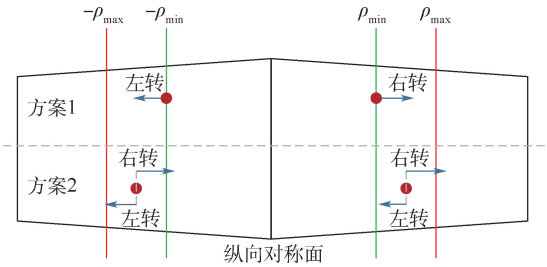


图 2　文献[25]中的双滑块方案

Fig. 2　Dual-slider scheme in Ref. [25]

1.1　变质心无人机运动模型

根据牛顿运动定律和动量矩定理,推导出本文研究对象的运动学模型和动力学模型。运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{p}_n = u\cos\theta\cos\psi + v(\sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi) + w(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ \dot{p}_e = u\cos\theta\sin\psi + v(\sin\phi\sin\theta\cos\psi + \cos\phi\cos\psi) + w(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \\ \dot{p}_d = -u\sin\theta + v\sin\phi\cos\theta + w\cos\phi\cos\theta \\ \dot{\phi} = p + q\sin\phi\tan\theta + r\cos\phi\tan\theta \\ \dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} = q\sin\phi\sec\theta + r\cos\phi\sec\theta \end{cases} \tag{1}$$

式中:u、v、w 和 p、q、r 分别为无人机质心平动速度和绕质心转动角速度在机体坐标系三轴的分量;p_n、p_e、p_d 为无人机在地面坐标系下的位置;ϕ、θ 和 ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角。

而变质心无人机的动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{u} = \dfrac{F_x^b}{m_S} - qw + rv - \mu_1(\dot{q}z_1^b - \dot{r}y_1^b - 2r\dot{y}_1^b + pqy_1^b + rpz_1^b) \\ \dot{v} = \dfrac{F_y^b}{m_S} - ru + pw - \mu_1[\ddot{y}_1^b + rqz_1^b - \dot{p}z_1^b - y_1^b(r^2 + p^2)] \\ \dot{w} = \dfrac{F_z^b}{m_S} - pv + qu - \mu_1(\dot{p}y_1^b + 2p\dot{y}_1^b + qry_1^b) + \mu_1 z_1^b(p^2 + q^2) \end{cases}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \frac{1}{\Gamma}\begin{bmatrix} J_yJ_z - J_{yz}^2 & J_{xz}J_{yz} & J_{xz}J_y \\ J_{xz}J_{yz} & J_xJ_z - J_{xz}^2 & J_{yz}J_x \\ J_{xz}J_y & J_{yz}J_x & J_xJ_y \end{bmatrix} \cdot$$

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

$$\begin{bmatrix} L-[p\dot{J}_x+(J_z-J_y)qr-J_{xz}pq+J_{yz}(r^2-q^2)] \\ M-[-r\dot{J}_{yz}+(J_x-J_z)pr+J_{yz}pq+J_{xz}(p^2-r^2)] \\ N-[r\dot{J}_z-q\dot{J}_{yz}+(J_y-J_x)pq-J_{yz}pr+J_{xz}qr] \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：F_x^b、F_y^b、F_z^b 为无人机所受合力在机体坐标系三轴的分量；L、M、N 为所受合力矩的分量；$J_{\cdot_B}$ 代表不包括滑块的机体自身惯性矩或惯性积；$\Gamma=-(J_yJ_{xz}^2+J_xJ_{yz}^2-J_xJ_yJ_z)$，$J_x=J_{x_B}+m_1(y_1^b)^2+m_1(z_1^b)^2$，$J_y=J_{y_B}+m_1(z_1^b)^2$，$J_z=J_{z_B}+m_1(y_1^b)^2$，$J_{xz}=J_{xz_B}$，$J_{yz}=m_1y_1^bz_1^b$，$\dot{J}_x=2m_1y_1^b\dot{y}_1^b$，$\dot{J}_{yz}=m_1\dot{y}_1^bz_1^b$，$\dot{J}_z=2m_1y_1^b\dot{y}_1^b$。

1.2 动力学特性分析

由 1.1 节所建立的运动方程可知，滑块的引入除了会产生用于操控无人机的控制力矩之外，还会在动力学方程中引入一些耦合项，进而对无人机的动力学特性产生一定的影响。为了进一步分析滑块耦合效应对无人机动态特性的作用，本节聚焦于滑块质量比 μ_1 和沿机体坐标系 oz_b 轴的初始安装位置 z_1^b 两个参数，对单滑块变质心固定翼无人机的动态特性展开分析。

1.2.1 纵向运动

可以得到变质心无人机纵向运动线性化方程为

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{lon}=\boldsymbol{A}_{lon}\boldsymbol{X}_{lon}+\boldsymbol{B}_{lon}\boldsymbol{u}_{lon} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{X}_{lon}=[u\quad w\quad q\quad \theta]^T$ 为状态；$\boldsymbol{A}_{lon}$ 和 $\boldsymbol{B}_{lon}$ 分别为状态矩阵和控制矩阵；$\boldsymbol{u}_{lon}=[\delta_e\quad \delta_t]^T$ 为控制量，δ_e 和 δ_t 分别为升降舵偏转角和油门大小。

$$\boldsymbol{A}_{lon}=\begin{bmatrix} X_u & X_\omega & X_q & -g\cos\theta^* \\ Z_u & Z_\omega & Z_q & -g\sin\theta^* \\ M_u & M_\omega & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_{lon}=\begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

式中：矩阵 $\boldsymbol{A}_{lon}$ 和 $\boldsymbol{B}_{lon}$ 中各参数的具体含义见文献[27]，θ^* 为平衡状态下的俯仰角。

状态矩阵 $\boldsymbol{A}_{lon}$ 的特征值可以反映出变质心无人机纵向运动的稳定性、阻尼特性等基本属性。选择滑块质量比 $\mu_1=0.2$ 和无人机速度 $V_a=40$ m/s，通过改变滑块初始安装位置 z_1^b 的值，可以得到 $\boldsymbol{A}_{lon}$ 的特征根变化，如表 1 所示。可见，z_1^b 对变质心无人机纵向运动的影响主要体现在长周期运动中。

进一步分析 z_1^b 和 μ_1 两个参数对无人机纵向长周期运动的影响，同时考虑到机身尺寸（$-0.25\ \text{m}\leqslant z_1^b\leqslant 0.25$ m）和滑块质量（$\mu_1\leqslant 0.25$）约束，可以得到变质心无人机纵向运动动态特性区域分布如图 3 所示。

表 1 纵向运动特征根

Table 1 Eigenvalues of longitudinal motion

z_1^b/m	特征根	
	长周期运动	短周期运动
−0.2	0.689 3，−0.499 1	−2.783 0±5.747 4j
0	−0.285 0±0.165 4j	−2.492 3±6.850 7j
0.2	−0.594 6±0.348 6j	−2.093 8±6.745 6j

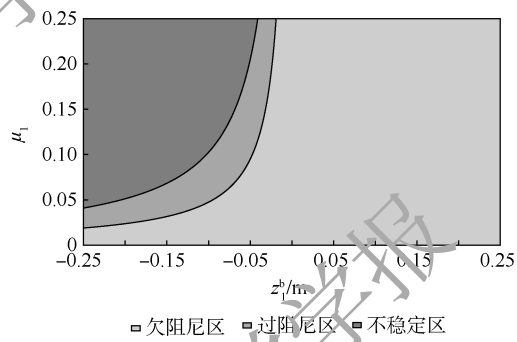


图 3 纵向动态特性区域分布

Fig. 3 Area distribution of longitudinal dynamic characteristics

显然，当将滑块安装在机体坐标系 oz_b 轴的正向区域（$z_1^b>0$），即无人机腹部时，纵向运动将始终位于稳定区；而如果将滑块安装在 oz_b 轴的负向区域（$z_1^b<0$），即无人机背部，则需要选择合理的质量比 μ_1 才能保证系统稳定。由图 3 可见，为了增加 $z_1^b<0$ 时的稳定区域，应该减小质量比；而滑块质量比的减小势必会导致变质心方案控制能力的削弱。基于以上分析，滑块应尽量安装在 oz_b 轴的正向区域，即 $z_1^b>0$。

式(4)给出了变质心无人机的俯仰力矩：

$$M=-z_1^b\mu_1G\sin\theta+\frac{1}{2}\rho V_a^2S_{ref}c[C_{m_0}+C_{m_\alpha}\alpha+C_{m_q}cq/(2V_a)+C_{m_{\delta_e}}\delta_e] \tag{4}$$

式中：G 为系统重力；ρ 为大气密度；S_{ref} 为参考面积；c 为平均气动弦长；α 为迎角；$C_{\cdot}$ 为各气动系数。

由式(4)可见，当升降舵偏转产生一个正的俯仰力矩时，如果 $z_1^b>0$，滑块将产生一个反向附加力矩 $M_G^{by}=-\mu_1Gz_1^b\sin\theta$，该力矩的存在会削弱升降舵的控制能力。因此综合以上分析，滑块的理想安装位置为

$$z_1^{b*}=0 \tag{5}$$

1.2.2 横向运动

类似地，变质心无人机横向运动的线性化方

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

程为

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{\text{lat}} = \boldsymbol{A}_{\text{lat}}\boldsymbol{X}_{\text{lat}} + \boldsymbol{B}_{\text{lat}}\boldsymbol{u}_{\text{lat}} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{X}_{\text{lat}} = [v \quad p \quad r \quad \phi]^{\text{T}}$;$\boldsymbol{u}_{\text{lat}} = [y_1^{\text{b}} \quad \delta_r]^{\text{T}}$,$\delta_r$ 为方向舵偏转角。

$$\boldsymbol{A}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g\cos\theta^*\cos\phi^* \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & \cos\phi^*\tan\theta^* & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} Y_{y_1^{\text{b}}} & Y_{\delta_r} \\ L_{y_1^{\text{b}}} & L_{\delta_r} \\ N_{y_1^{\text{b}}} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中:矩阵 $\boldsymbol{A}_{\text{lat}}$ 和 $\boldsymbol{B}_{\text{lat}}$ 中各参数见文献[27],ϕ^* 为平衡状态下的滚转角。

与纵向运动相同,通过改变 z_1^{b} 的值,可以得到变质心无人机横向运动状态矩阵 $\boldsymbol{A}_{\text{lat}}$ 的特征根变化,如表 2 所示。

表 2　横向运动特征根

Table 2　Eigenvalues of lateral motion

z_1^{b}/m	特征根		
	滚转模态	荷兰滚模态	螺旋模态
-0.2	-12.270 7	-5.850 1 ± 10.179 4j	0.401 0
0	-13.545 1	-5.825 1 ± 10.133 8j	-0.129 4
0.2	-1.336 6	-5.897 3 ± 10.038 7j	-0.714 3

显然,z_1^{b} 对横向运动的影响主要体现在螺旋模态上,而对滚转模态和荷兰滚模态的影响较弱。当 z_1^{b} 由 $z_1^{\text{b}} > 0$ 变为 $z_1^{\text{b}} < 0$ 时,螺旋运动将由收敛变为发散,这会使得横向运动的稳定性变差。因此从稳定性的角度考虑,应将滑块尽量安装在 oz_{b} 轴的正向区域。

而由式(7)所示的变质心无人机滚转力矩表达式可知,当滑块向右偏转即 $y_1^{\text{b}} > 0$ 时,会产生正的滚转力矩,但如果此时 $z_1^{\text{b}} > 0$ 则会导致一个反向附加力矩 $-z_1^{\text{b}}\mu_1 G\sin\phi\cos\theta$。因此与纵向运动分析的结论一致,滑块的理想安装位置为式(5)。

$$L = \mu_1 G(y_1^{\text{b}}\cos\phi\cos\theta - z_1^{\text{b}}\sin\phi\cos\theta) - k_{T_p}(k_\Omega\delta_{\text{t}})^2 + \frac{1}{2}\rho V_{\text{a}}^2 S_{\text{ref}} b\left(C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_{\text{a}}}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_{\text{a}}}r + C_{l_{\delta_r}}\delta_r\right) \tag{7}$$

式中:k_{T_p} 为与发动机性能有关的常数;b 为翼展;β 为侧滑角。

1.3　控制效率分析

为了分析本文所提出的单滑块变质心方案的控制效率,需要一个合适的评价指标。对此,本文定义了适用于变质心方案的滑块效率系数 $l_1^{y_1^{\text{b}}}$。$l_1^{y_1^{\text{b}}}$ 表示滑块每偏移 1 m 所引起的滚转力矩系数的变化值,推导得其表达式为

$$l_1^{y_1^{\text{b}}} = \frac{2\mu_1 G}{\rho V_{\text{a}}^2 S_{\text{ref}} b} \tag{8}$$

图 4 给出了质量比一定时,滑块效率系数随无人机飞行速度的变化曲线。可以看出,其数值随着无人机飞行速度的增大而逐渐降低,且变化速度趋缓。因此,本文所提出的单滑块变质心方案适合于飞行速度普遍较低的小型固定翼无人机,可以实现对其姿态的高效控制。

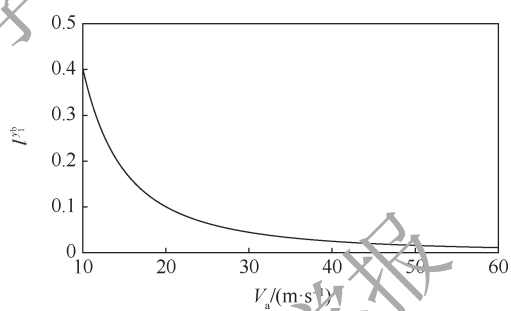


图 4　效率系数随速度变化曲线

Fig. 4　Efficiency coefficient versus airspeed

2　自抗扰控制器设计

针对变质心无人机动力学强耦合、强非线性特点,以及在飞行中面临的参数摄动和外部扰动等复杂因素,本节将设计变质心无人机自抗扰控制器。

2.1　仿射形式控制模型

令 $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi,\theta,\psi]^{\text{T}}$、$\boldsymbol{\omega} = [p,q,r]^{\text{T}}$,基于第 1 节所建立的变质心无人机运动方程,可得

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{\omega} \\ \boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{M} - \boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{J}\cdot\boldsymbol{\omega}) - \dot{\boldsymbol{J}}\cdot\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\zeta} \end{cases} \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{\zeta}$ 为未知扰动;$\boldsymbol{J}$ 为惯性张量;$\boldsymbol{M}$ 为力矩矢量。

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix}$$

对式(9)求微分并令控制量 $\boldsymbol{u} = [y_1^{\text{b}},\delta_{\text{e}},\delta_r]^{\text{T}}$,则有

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \dot{\boldsymbol{\varphi}} \\ \ddot{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{F}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_1 \end{cases} \tag{10}$$

式中:

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) = \dot{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}} - \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}^{-1}[\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}}\times(\boldsymbol{J}\times\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}}) + \dot{\boldsymbol{J}}\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}}] + \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{M}_1 \\ \boldsymbol{G}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{B}_M \\ \boldsymbol{d}_1 = \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\zeta} \end{cases}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 嘿阅

$$\boldsymbol{B}_M = \frac{\rho V_a^2 S_{ref}}{2}\begin{bmatrix} \dfrac{2\mu_1 G\cos\phi\cos\theta}{\rho V_a^2 S_{ref}} & 0 & bC_{l_{\delta_r}} \\ 0 & cC_{m_{\delta_e}} & 0 \\ \dfrac{2\mu_1 G\sin\theta}{\rho V_a^2 S_{ref}} & 0 & bC_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_1 = \begin{bmatrix} -k_{T_p}(k_\Omega\delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \frac{1}{2}\rho V_a^2 S_{ref}\cdot \begin{bmatrix} b\left(C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\dfrac{b}{2V_a}p + C_{l_r}\dfrac{b}{2V_a}r\right) \\ c\left(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_q}\dfrac{c}{2V_a}q\right) \\ b\left(C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}\dfrac{b}{2V_a}p + C_{n_r}\dfrac{b}{2V_a}r\right) \end{bmatrix}$$

注意到,式(10)中的 $\boldsymbol{F}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})$ 和 $G(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})$ 两项均含有与控制量 y_1^b 相关的耦合项,为了简化控制器设计,本文将此类耦合当作一扰动项处理,进而可将式(10)改写为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \dot{\boldsymbol{\varphi}} \\ \ddot{\boldsymbol{\varphi}} = \boldsymbol{F}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) + \boldsymbol{G}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_\varphi \end{cases} \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{d}_\varphi$ 为总扰动,且

$$\begin{cases} \boldsymbol{F}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) = \dot{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}} - \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}_B^{-1}[\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}}\times(\boldsymbol{J}_B\times\boldsymbol{A}^{-1}\dot{\boldsymbol{\varphi}})] + \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}_B^{-1}\boldsymbol{M}_1 \\ \boldsymbol{G}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{J}_B^{-1}\boldsymbol{B}_M \\ \boldsymbol{d}_\varphi = \Delta\boldsymbol{F}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}}) + \Delta\boldsymbol{G}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_1 \end{cases}$$

其中:$\boldsymbol{J}_B$ 为不受 y_1^b 影响的机体惯性张量;$\Delta\boldsymbol{F}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})$ 和 $\Delta\boldsymbol{G}_\varphi(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})$ 为与 y_1^b 相关的耦合项。

2.2 控制器设计

基于式(11)所示的变质心无人机仿射形式非线性控制模型,结合自抗扰控制器基本原理[28],可设计如图 5 所示的自抗扰控制器。

首先,可设计离散形式的跟踪微分器为

$$\begin{cases} \boldsymbol{f}_h = \mathrm{fhan}(\boldsymbol{V}_1(k) - \boldsymbol{\varphi}^c(k), \boldsymbol{V}_2(k), r_0, h) \\ \boldsymbol{V}_1(k+1) = \boldsymbol{V}_1(k) + h\boldsymbol{V}_2(k) \\ \boldsymbol{V}_2(k+1) = \boldsymbol{V}_2(k) + h\boldsymbol{f}_h \end{cases} \tag{12}$$

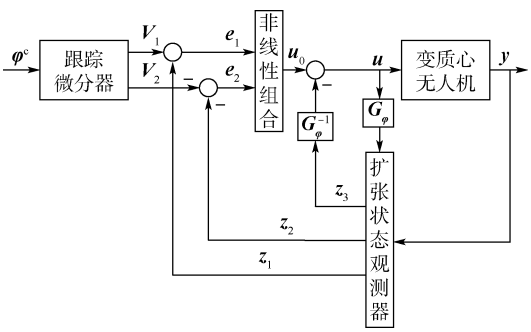


图 5 控制器结构

Fig. 5 Structure of controller

式中:r_0 为速度因子;h 为滤波因子;$\boldsymbol{\varphi}^c$ 为指令值;fhan(·)为最速综合控制函数[28]。

扩张状态观测器的离散形式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}(k) = \boldsymbol{z}_1(k) - \boldsymbol{y}(k) \\ \boldsymbol{f}_e(k) = \mathrm{fal}(\boldsymbol{e}(k), r_1, h) \\ \boldsymbol{f}_{e_1}(k) = \mathrm{fal}(\boldsymbol{e}(k), r_2, h) \\ \boldsymbol{z}_1(k+1) = \boldsymbol{z}_1(k) + h(\boldsymbol{z}_2(k) - \beta_{01}\boldsymbol{e}(k)) \\ \boldsymbol{z}_2(k+1) = \boldsymbol{z}_2(k) + h(\boldsymbol{z}_3(k) - \beta_{02}\boldsymbol{f}_e(k) + \boldsymbol{G}_\varphi\boldsymbol{u}(k)) \\ \boldsymbol{z}_3(k+1) = \boldsymbol{z}_3(k) + h(-\beta_{03}\boldsymbol{f}_{e_1}(k)) \end{cases} \tag{13}$$

式中:β_{01}、β_{02}、β_{03}、r_1、r_2 为可调参数,直接影响扩张状态观测器的估计精度;函数 fal(·)定义为

$$\mathrm{fal}(e,\alpha,\delta) = \begin{cases} \dfrac{e}{\delta^{\alpha-1}} & |e| \leqslant \delta \\ |e|^\alpha \mathrm{sgn}(e) & |e| > \delta \end{cases}$$

自抗扰控制器的非线性状态误差反馈设计为

$$\begin{cases} \boldsymbol{e}_1(k+1) = \boldsymbol{V}_1(k+1) - \boldsymbol{z}_1(k+1) \\ \boldsymbol{e}_2(k+1) = \boldsymbol{V}_2(k+1) - \boldsymbol{z}_2(k+1) \\ \boldsymbol{u}_0(k+1) = -\mathrm{fhan}(\boldsymbol{e}_1(k+1), c_1\boldsymbol{e}_2(k+1), r_3, h_1) \end{cases} \tag{14}$$

式中:c_1、r_3、h_1 为可调参数。

进一步动态补偿线性化处理,可得控制量为

$$\boldsymbol{u}(k+1) = \boldsymbol{G}_\varphi^{-1}(k+1)\cdot(\boldsymbol{u}_0(k+1) - \boldsymbol{z}_3(k+1)) \tag{15}$$

考虑到所设计的控制器具有多个可调参数,手动调节过程必然十分耗时。本文采用粒子群算法[29]对自抗扰控制器参数进行优化设计。根据经验,跟踪微分器的滤波因子可直接取值 $h = 0.01$,则待优化参数为 r_0,β_{01},β_{02},β_{03},r_1,r_2,c_1,r_3,h_1 共计 9 个。利用粒子群算法优化这 9 个参数时,为了在保证控制器准确性和快速性的同时,防止控制量的急剧变化,将粒子的适应度函数取值为

$$J_1 = \sum_{t=0}^{t_f}\sum_{i=1}^{3}(te_i(t)) + \sum_{t=0}^{t_f-1}\sum_{i=1}^{3}(u_i(t+1) - u_i(t))^2 \tag{16}$$

式中:$e_1 = \phi^c - \phi$,$e_2 = \theta^c - \theta$,$e_3 = \psi^c - \psi$;$u_1 = y_1^b$,$u_2 = \delta_e$,$u_3 = \delta_r$;为了加快计算速度,本文将适应度函数中的 t_f 取值为 $t_f = 5$ s。优化问题的本质即为在各参数的可行域内寻找到一组最佳参数,使得适应度函数值最小。

3 仿真分析

本节对第 2 节所设计的变质心无人机自抗扰控制器进行仿真,以验证控制器的有效性、鲁棒性

北京航空航天大学学报

和抗干扰能力。主要分析了以下 3 种工况:①工况 1,理想工况,系统无参数摄动及外部扰动,并将此工况作为基本参照。②工况 2,变质心无人机受到气动参数、质量特性等内部参数摄动 20% 的影响,以此验证控制器的鲁棒性。③工况 3,在此工况下,第 6 ~ 7 s 的时间区间内对系统施加一个 $1.5\sin t$ 形式的扰动,用来模拟阵风;在其余的时间内,对系统施加一个 $0.1\sin(80\pi t)$ 形式的高频扰动,以此来验证控制器的抗外部干扰能力。

变质心无人机的基本参数如表 3 所示。滑块行程范围为 ±0.2 m,最大滑动速度为 0.7 m/s;升降舵偏转角限制在 ±30°之间;方向舵偏转角同样限制在 ±30°之间;仿真特征点选取为 V_a = 40 m/s的水平直线飞行状态。经过粒子群算法优化后的控制器参数为 $h=0.01$, $r_0=92.123$, $\beta_{01}=198.77$, $\beta_{02}=5\ 753$, $\beta_{03}=33\ 188$, $r_1=1.331$, $r_2=1.262$, $c_1=1.160$, $r_3=2.435$, $h_1=0.086$。不同工况下的控制器仿真结果如图 6、图 9 所示。

表 3　无人机参数

Table 3　Parameters of UAV

参数	数值
m_S/kg	20
S_{ref}/m^2	0.55
b/m	2.895 6
c/m	0.189 9
J_x, J_y, J_z/(kg·m^2)	1.135, 0.824, 1.759
S_{prop}/m^2	0.202 7
k_{motor}	80
C_{prop}	1.0

图 6 和图 7 分别给出了控制器对指令姿态角的跟踪结果及其相应的控制信号曲线。可知,无论是面临参数摄动还是外部扰动,经过粒子群算法优化后的自抗扰控制器,均能够在满足控制信号约束的条件下完成对指令信号的稳定跟踪,且具备良好的动态特性及稳态精度,这充分说明了该控制器具备良好的鲁棒性和抗干扰能力。

图 8 展示了扩张状态观测器在工况 1、工况 2 两种工况下,对系统总和扰动的估计误差;而图 9 给出了在系统面临外部高频扰动(即工况 3)时,扩张状态观测器的观测情况。图中:F_1 对应于系统总和扰动向量 $\boldsymbol{F}_{\varphi}(\boldsymbol{\varphi},\dot{\boldsymbol{\varphi}})+\boldsymbol{d}_{\varphi}$ 的第 1 个分量,即滚转角 ϕ 所对应的总和扰动;相应的 F_2 对应于第 2 个分量,即俯仰角 θ 所对应的总和扰动,以此类推。由图 8 和图 9 可知,在不同工况下,扩张状态观测器的估计值均能够快速收敛到总和扰动的真实值,确保了变质心无人机自抗扰控制器的稳定运行。此外,图 9 还展现了扩张状态观测器对外界高频扰动的过滤作用,这避免了由于系统对高频噪声过于敏感所导致的控制量抖振现象,进一步提升了控制器性能。

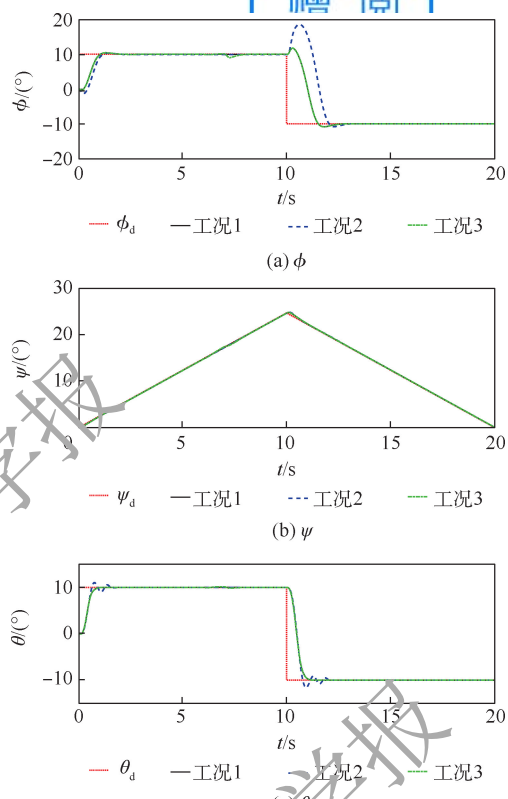


图 6　姿态角跟踪结果

Fig. 6　Tracking results of attitude angles

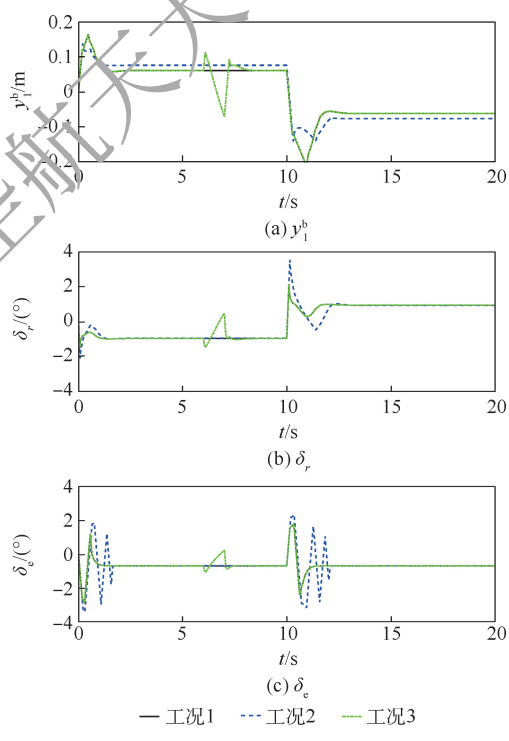
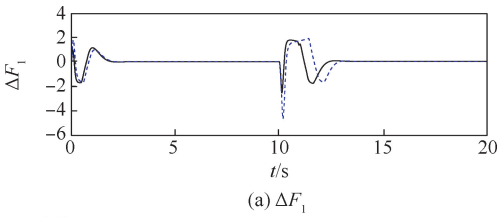


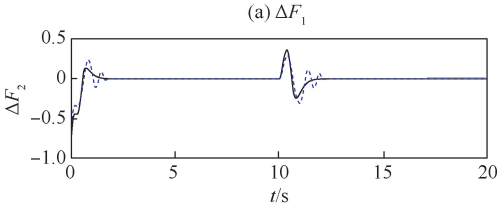
图 7　控制信号曲线

Fig. 7　Control signal curves

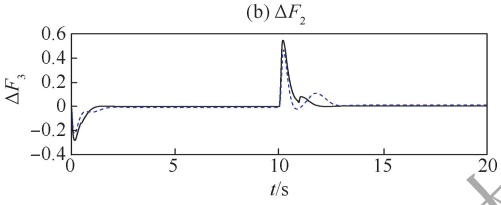
北京航空航天大学学报



(a) ΔF_1



(b) ΔF_2

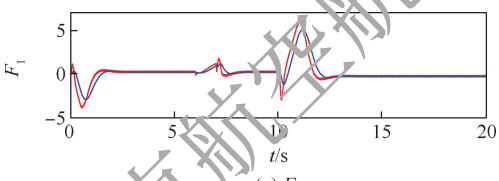


(c) ΔF_3

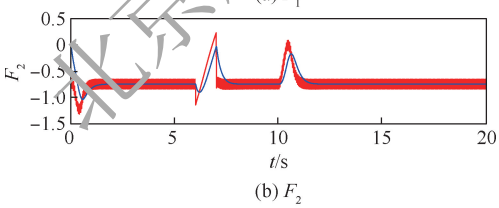
—工况1 ---工况2

图 8 扩张状态观测器估计误差

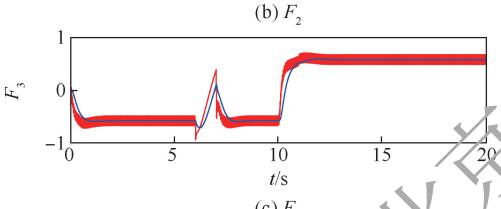
Fig. 8 Estimation error of ESO



(a) F_1



(b) F_2



(c) F_3

—真实值 —估计值

图 9 工况 3 下的扩张状态观测器性能

Fig. 9 Performance of ESO under Condition 3

4 结 论

本文以变质心固定翼无人机为对象展开研究,取得如下结论:

1) 提出了一种时滞性更小、结构更加简单、空间相对充裕的单滑块变质心固定翼无人机布局方案。

2) 基于所推导的变质心无人机运动模型,分析了滑块参数对无人机动力学特性的影响,并给出了滑块在机身上的理想安装位置。

3) 针对变质心固定翼无人机的强耦合、强非线性特点,本文设计了基于粒子群算法的自抗扰控制器。仿真表明,在面临系统参数摄动和外部扰动等多种复杂工况下,该控制器均能够有效完成对变质心固定翼无人机的控制任务,具备良好的鲁棒性。

参考文献(References)

[1] ERTURK S A, DASKIRAN O, DOGAN A. Trim analysis of a moving-mass actuated airplane[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2012.

[2] EL-GOHARY A I, TAWFIK T S. Optimal control of the rotational motion of a rigid body using moving masses[J]. Applied Mathematics and Computation, 2004, 153(2): 453-465.

[3] HE L, CHEN X, KUMAR K D, et al. A novel three-axis attitude stabilization method using in-plane internal mass-shifting[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 489-500.

[4] HUANG H, ZHOU J. Solar sailing CubeSat attitude control method with satellite as moving mass[J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 331-341.

[5] JUNG W, MAZZOLENI A P, CHUNG J. Dynamic analysis of a tethered satellite system with a moving mass[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 75(1-2): 267-281.

[6] WOOLSEY C A, LEONARD N E. Stabilizing underwater vehicle motion using internal rotors[J]. Automatica, 2002, 38(12): 2053-2062.

[7] LI B, SU Y C. Heading autopilot of autonomous underwater vehicles with internal moving mass[J]. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 2017, 12(2): 021003.

[8] LI Q, XIE S, LUO J, et al. Pitch reduction system design and control for an underwater vehicle[C]// IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2014: 14547083.

[9] WOOLSEY C A, LEONARD N E. Moving mass control for underwater vehicles[C]// Proceedings of the 2002 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2002: 7426172.

[10] LI J, GAO C, FENG T, et al. Novel moving mass flight vehicle and its equivalent experiment[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2018, 140(11): 111010.

[11] LI J, GAO C, JING W, et al. Dynamic analysis and control of novel moving mass flight vehicle[J]. Acta Astronautica, 2017, 131: 36-44.

[12] PETSOPOULOS T, REGAN F, BARLOW J. A moving-mass roll control system for a fixed-trim re-entry vehicle[C]// 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 1994.

[13] ROBINETT R D, STURGIS B R, KERR S A. Moving mass trim control for aerospace vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(5): 1064-1070.

[14] ROGERS J, COSTELLO M. Control authority of a projectile equipped with a controllable internal translating mass[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1323-1333.

[15] CALHOUN P, QUEEN E. Entry vehicle control system design

for the mars smart lander[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston:AIAA,2002.

[16] 陈丽,周革,段登平. 平流层飞艇变质心姿态运动仿真[J]. 系统仿真学报,2012,24(12): 2434-2438.
CHEN L, ZHOU G, DUAN D P. Simulation of moving-mass control of stratospheric airship[J]. Journal of System Simulation,2012,24(12):2434-2438(in Chinese).

[17] HAUS T,ORSAG M,BOGDAN S,et al. Design considerations for a large quadrotor with moving mass control[C]// 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. Piscataway:IEEE Press,2016:16123851.

[18] HAUS T,PRKUT N,BOROVINA K,et al. A novel concept of attitude control for large multirotor-UAVs based on moving mass control[C]// 2016 24th Mediterranean Conference on Control and Automation. Piscataway:IEEE Press,2016:16212617.

[19] DOGAN A,ERTURK S A. Trimming mass-actuated airplane in turns with zero side slip angle[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston:AIAA,2014.

[20] ERTURK S A,DOGAN A. Trim analysis of a moving-mass actuated airplane in steady turn[C]// 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston:AIAA,2013.

[21] ERTURK S A,DOGAN A. Trim analyses of mass-actuated airplane in cruise and steady-state turn[J]. Journal of Aircraft, 2017,54(4):1587-1594.

[22] ERTURK S A,DOGAN A. Trim analyses of mass-actuated airplane in steady-state climb and descent[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston:AIAA,2017.

[23] ERTURK S A,DOGAN A. Propeller torque effect on cruise trim of standard and mass-actuated airplane[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston:AIAA,2015.

[24] ERTURK S A, DOGAN A. Propeller torque effect on steady-state turn trim of standard and mass-actuated airplane[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA,2016.

[25] VENGATE S R,ERTURK S A,DOGAN A. Development and flight test of moving-mass actuated unmanned aerial vehicle[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston:AIAA, 2016.

[26] ERTURK S A,DOGAN A. Dynamic simulation and control of mass-actuated airplane[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2017,40(8):1939-1953.

[27] BEARD R W,MCLAIN T W. Small unmanned aircraft:Theory and practice[M]. Princeton:Princeton University Press,2012.

[28] 韩京清. 从 PID 技术到"自抗扰控制"技术[J]. 控制工程, 2002,9(3):13-18.
HAN J Q. From PID technique to active disturbances rejection control technique[J]. Control Engineering of China,2002,9(3):13-18(in Chinese).

[29] VAN DEN BERGH F,ENGELBRECHT A P. A study of particle swarm optimization particle trajectories[J]. Information Sciences,2006,176(8):937-971.

Dynamic analysis and disturbance rejection control of mass-actuated fixed-wing UAV

QIU Xiaoqi, GAO Changsheng*, JING Wuxing

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Mass-actuated UAVs have the advantages of higher aerodynamic efficiency, better stealth performance and simpler wing structure. This paper proposes a single-slider mass-actuated UAV layout scheme with smaller time delay and simpler structure, and analyzes the influence of the slider parameters on the dynamical characteristics of the UAV. On this basis, the ideal installation position of the slider is given, and the change of the control efficiency of the mass-actuated scheme with the speed is studied. Aimed at the characteristics of strong coupling and nonlinearity of the mass-actuated UAV, an active disturbance rejection controller (ADRC) is designed based on the particle swarm optimization algorithm (PSO). The expanded state observer estimates the total disturbance term including coupling and parameter perturbation, and performs dynamical compensation at the same time. The simulation results confirm that the designed controller has good robustness and effectiveness.

Keywords: mass-actuated control; fixed-wing UAV; active disturbance rejection control (ADRC); particle swarm optimization algorithm (PSO); nonlinear dynamics

Received: 2020-10-09; **Accepted**: 2020-12-21; **Published online**: 2020-12-30 09:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1616.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11572097)

* **Corresponding author**. E-mail: gaocs@hit.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.1001-5965.2020.0553

泡沫铜/低熔点合金复合相变材料凝固放热分析

全下文载

侯天睿[1], 邢玉明[1], 郑文远[2], 郝兆龙[1,*]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 211106)

摘 要: 为研究泡沫铜/低熔点合金(LMPA)复合相变材料在间歇放热工作环境下恢复至初始状态的能力及不同孔隙率泡沫铜的添加对其凝固放热过程的影响,通过数值模拟对比分析了47合金、正二十三烷与泡沫铜复合前后的凝固放热过程,并调节泡沫铜/47合金复合材料孔隙率计算模拟芯片温度在凝固放热过程中温度随时间变化曲线。结果表明:泡沫铜的添加对2类材料凝固过程均有促进作用,模拟芯片恢复至目标温度所需时间分别被缩短6.6%和47.7%。因体积潜热值的差距,泡沫铜/47合金凝固时需放出更多热量,恢复至目标温度的时间较长,是正二十三烷复合相变材料的1.52倍。随着孔隙率的增大,复合相变材料恢复至室温状态所用时长变化不大,考虑到孔隙率对相变热控过程中的影响,实际使用时应综合考虑。

关 键 词: 低熔点合金(LMPA)复合材料; 数值模拟; 间歇性; 凝固放热; 孔隙率
中图分类号: TQ051.5; TK124
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0438-09

近年来,随着计算机与航空航天等领域的电子元器件逐渐朝着高集成化、高功率化方向发展,其工作时产生大量的热流导致环境温度极不利于电子元器件稳定、可靠地运行。因此,寻求合理、高效的温度控制散热技术尤为重要[1-2]。目前,主流热控方式主要分为主动热控技术与被动热控技术[3]。其中,主动散热由于需要外界能量的输入,不仅会使整个设备的结构复杂化,也不利于保证高集成化元器件正常运作的稳定性。被动式固液相变热控技术因具有结构简单、性能可靠稳定及可重复使用等特点,一直是计算机、航空航天等领域高热流环境下电子设备控温的重要手段之一[4-5]。被动式相变热控装置的控温能力多受其内部填充的相变材料自身相变潜热、导热系数等热物性所局限。为提高相变热控装置的控温能力,目前多采用在相变材料内部添加高导热骨架材料进行强化导热或拓展新型高效相变材料种类2种方式[6-7]。

以47合金为代表的低熔点合金相变材料因其具有较高的体积潜热值、较高的导热系数,在中低温范围的相变热控领域中具有相当的研究与应用前景。目前,国内外学者对低熔点合金相变材料的热控进行了一些探索性研究,并取得了一定的研究成果。Ge 等[8]通过对 Sn、Bi、Pb、Cd、In、Ga 和 Sb 等低熔点金属元素及其组成的合金进行研究,发现相比于传统有机类和水合盐类相变材料,低熔点合金在体积潜热值、导热系数及性能稳定性上具有一定的优势。葛浩山[9]对金属 Ga 进行了数据储存器的热控实验研究,探索了低熔点合金材料在相变热控领域的可行性及优越性,并提出了其在实际应用中需要解决的如过冷度高、具有腐蚀性等问题。吴雨越[10]通过物性测试、热

收稿日期: 2020-09-27; **录用日期**: 2020-11-01; **网络出版时间**: 2020-12-16 09:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201216.0833.001.html
基金项目: 航空科学基金(20172851018)
* **通信作者**. E-mail: haozhaolong@buaa.edu.cn

引用格式: 侯天睿, 邢玉明, 郑文远, 等. 泡沫铜/低熔点合金复合相变材料凝固放热分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 438-446. HOU T R, XING Y M, ZHENG W Y, et al. Solidification heat release of copper foam /low-melting-point alloy composite phase change material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 438-446(in Chinese).

北京航空航天大学学报

控实验对低熔点合金的瞬时热控性能进行评估,发现基于铅锡铟合金的相变热控装置相比于填充传统有机类相变材料能够抵抗更大热流密度的热冲击。尽管低熔点合金的导热能力相较于水合盐类、有机材料类相变材料有一定优势,但与泡沫石墨、泡沫金属等高导热材料还存在着相当的差距,因此,将高导热材料与低熔点合金相复合成为了进一步增强其控温性能的有效手段。Wang 等[11]将石蜡与泡沫铝制成复合相变材料,研究中添加的孔隙率为 70% ~90% 的泡沫铝能够有效改善锂电池的相变热控效果。丁小恒等[12]将锡铋合金与泡沫铜制作成复合相变材料对其进行实验研究与数值模拟,研究表明泡沫铜的添加对材料的热控性能具有一定的提升,泡沫铜/低熔点合金复合相变材料在质量要求宽松但对体积要求严格的热控场合中,具有相当的应用优势。目前的高集成、高功率电子元器件大多具有间歇性、高低功率循环及脉冲性工作的特点[13]。在这种工作模式下,相变热控装置需要吸收器件在运行时产生绝大部分热量以避免温度过高。而在器件停止工作或处于低功率工作状态时,又需要及时将存储于相变材料中的热量通过凝固过程再次释放到外界环境中,以便热控装置能在下一个工作循环周期前恢复至初始状态,再次进行相变热控。

本文选用代表性的低熔点合金 47 合金及其与泡沫铜的复合相变材料作为对象,通过数值模拟对比分析两者与传统有机类相变材料正二十三烷及泡沫铜/正二十三烷复合相变材料在凝固放热过程中的传热传质现象,以探究低熔点合金 47 合金复合相变材料的凝固特性,并调节泡沫铜/47 合金复合相变材料的孔隙率,探究孔隙率对凝固放热过程的影响,为低熔点合金所应用的间歇性工作场合的热管理方案的制定提供参考,并为后续低熔点合金材料相变热控的性能、结构优化研究提供新的切入点和一定的准备。

1　物理及数学模型

1.1　物理模型

通过数值模拟研究相变材料凝固放热过程,设计了如图 1 所示的低熔点合金相变热控装置,其尺寸高 $H=48$ mm,外径 $\Phi=52$ mm。封装外壁厚度 $a=2$ mm,材料为 316L 不锈钢。热控相变装置内部分别填充 47 合金、泡沫铜/47 合金复合相变材料、正二十三烷及泡沫铜/正二十三烷复合相变材料作为相变热控材料。圆柱底面为模拟芯片,侧面与顶面与外界空气接触进行对流换热。

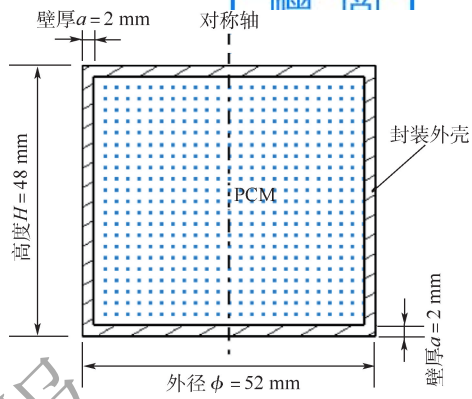


图 1　相变热控装置示意图

Fig. 1　Schematic diagram of phase change thermal control device

研究共涉及 4 种材料,分别为:47 合金、正二十三烷、泡沫铜及 316L 不锈钢。其中,47 合金元素由 Bi、Cd、Sn、Pb、In 组成,各元素质量分数分别为 44.7%、5.3%、8.3%、22.6%、19.1%。结合 Zhao 等[14]对 Bi、Sn、Pb、In(质量占比为 49.54:12.96:17.09:20.41)组成的 58 合金及 Bi、Cd、Sn、Pb(质量占比为 44.39:14.01:14.22:27.38)组成的伍德合金进行的相容性分析可知,具有相同元素成分及相近占比的 47 合金与泡沫铜之间存在良好的相容性,泡沫铜与 47 合金的复合材料可长时间保存。在相变热控装置凝固放热的过程中,作为骨架的泡沫铜与作为封装材料的 316L 不锈钢始终保持固态,在数值计算时只需要其密度、比热容、导热系数 3 类参数。而 47 合金、正二十三烷作为相变材料在数值计算过程中会发生相变,其相变潜热、相变温度、动力黏度等也是十分重要的参数。通过实际的 DSC、激光导热等物性测试及查阅相关文献资料,各材料物性参数如表 1所示。

1.2　数学模型

本文所计算泡沫铜/低熔点合金及泡沫铜/正二十三烷复合相变材料为多孔介质材料,因此,在计算求解某一特定温度下或在某一个温度范围内发生的凝固、熔化流体流动问题时采用焓-多孔介质模型。而基于焓法模型的凝固/融化(fluent solidification and melting)模型,是将热焓和温度一起作为待求函数,在整个区域即固相、液相和糊状区(mushy zone)建立一个统一的能量方程,利用数值方法求解热焓分布,再确定相界面。焓法相比显热容法具有求解简单、容易扩展到多维等优点,能够求解具有复杂边界条件及非单调、多个界面的相变问题。焓-多孔介质模型将固液两相区看作多孔介质,每个单元的多孔性决定了其相对应的流动阻力,而液体流动过程中的压力损失则

北航学报 赠阅

表 1 材料物性参数

Table 1 Material's physical property parameters

物性参数	47 合金	正二十三烷	泡沫铜	316L 不锈钢
相变温度/℃	51	47.6		
潜热值/(kJ·kg^{-1})	32.4	234.4		
密度/(kg·m^{-3})	9 160	797	8 978	8 030
比热容/(J·(kg·K)$^{-1}$)	160	2 360	381	502.5
导热系数/(W·(m·K)$^{-1}$)	11.7	0.21	387.6	16.27
黏度/(Pa·S)	1.1	0.014 8		
热膨胀率/ T^{-1}	2.44×10^{-5}	9×10^{-4}		

由多孔介质动量方程中所输入的内容来决定为计算相变过程中液相的动量损失,在动量控制方程中,需要增加过程中的黏性损失与内部惯性损失,如下:

$$S_i = \sum_{j=1}^{3} D_{ij}\mu v_j + \sum_{j=1}^{3} C_{ij}\frac{1}{2}\rho|v_j|v_j \tag{1}$$

式中:S_i 为 i 方向(x、y 或 z)动量源项;v_j 为 j 方向(x、y 或 z)速度;$\boldsymbol{D}$ 和 $\boldsymbol{C}$ 为规定的矩阵;μ 为动力黏度;ρ 为密度。

采用单温度的等效导热系数计算模型处理相变材料与泡沫铜多孔介质骨架之间的传热关系,将相变材料与金属骨架视为一个整体,忽略凝固放热过程中相变材料与金属骨架之间的温差,将相变材料与多孔介质骨架之间的传热等效成多孔介质基复合相变材料整体的传热;根据 Mesalhy 等[15]的研究成果,将相变复合材料导热系数归纳如下:

$$k_{\text{eff}} = \left[k_{\text{pcm}} + \pi\left(\sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}} - \frac{1-\varepsilon}{3\pi}\right)(k_{\text{f}} - k_{\text{pcm}})\right] \cdot \left[k_{\text{pcm}} + \frac{1-\varepsilon}{3}(k_{\text{f}} - k_{\text{pcm}})\right] \Big/ \left\{k_{\text{pcm}} + \left[\frac{4}{3}\sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}}(1-\varepsilon) + \pi\sqrt{\frac{1-\varepsilon}{3\pi}} - (1-\varepsilon)\right](k_{\text{f}} - k_{\text{pcm}})\right\} \tag{2}$$

式中:k_{eff}为复合相变材料的等效导热系数;k_{pcm}为骨架内填充的相变材料的等效导热系数;k_{f} 为泡沫骨架材料的导热系数;ε 为复合相变材料的孔隙率。

为了简化计算分析过程,在数值模拟求解中做出如下假设:

1)将液相相变材料视为不可压缩流体,流动为层流,忽略黏性耗散。

2)两相区的温度梯度可以忽略。

3)相变材料的比热为定值。

4)相变材料固液相密度差忽略不计,为了处理相变材料中由密度差与重力共同作用而引起的对流效应,采用 Boussinesq 假设来处理相变材料的密度随温度变化。

多孔介质模型数值模拟的基本控制方程如下。

连续方程:

$$\frac{\partial\rho}{\partial t} + \nabla\cdot\rho\boldsymbol{V} = 0 \tag{3}$$

动量方程:

x 方向

$$\rho_{\text{pcm}}\left(\frac{\partial v_x}{\partial t} + \boldsymbol{V}\cdot\nabla v_x\right) = -\nabla P + \mu_{\text{pcm}}\nabla^2 v_x + A_{\text{mushy}}v_x\frac{(1-\varphi)^2}{\varphi^3+\gamma} - \left(\frac{\mu_{\text{pcm}}}{K} - \frac{\rho_{\text{pcm}}C|v_x|}{\sqrt{K}}\right)v_x \tag{4}$$

y 方向

$$\rho_{\text{pcm}}\left(\frac{\partial v_y}{\partial t} + \boldsymbol{V}\cdot\nabla v_y\right) = -\nabla P + \mu_{\text{pcm}}\nabla^2 v_y + A_{\text{mushy}}v_y\frac{(1-\varphi)^2}{\varphi^3+\gamma} - \left(\frac{\mu_{\text{pcm}}}{K} - \frac{\rho_{\text{pcm}}C|v_y|}{\sqrt{K}}\right)v_y \tag{5}$$

z 方向

$$\rho_{\text{pcm}}\left(\frac{\partial v_z}{\partial t} + \boldsymbol{V}\cdot\nabla v_z\right) = -\nabla P + \mu_{\text{pcm}}\nabla^2 v_z + A_{\text{mushy}}v_z\frac{(1-\varphi)^2}{\varphi^3+\gamma} - \left(\frac{\mu_{\text{pcm}}}{K} - \frac{\rho_{\text{pcm}}C|v_z|}{\sqrt{K}}\right)v_z + (\rho_{\text{pcm}}\beta)g(T - T_{\text{int}}) \tag{6}$$

能量方程:

$$[\varepsilon\rho_{\text{pcm}}c_{p\text{pcm}} + (1-\varepsilon)\rho_{\text{f}}c_{p\text{f}}]\frac{\partial T}{\partial t} + \varepsilon\rho_{\text{pcm}}c_{p\text{pcm}}\boldsymbol{V}\cdot\nabla T = k_{\text{eff}}\nabla^2 T + \varepsilon\rho_{\text{pcm}}\frac{\partial\varphi}{\partial t} \tag{7}$$

式中:下标 pcm 和 f 分别代表相变材料与骨架材料;$\boldsymbol{V}$ 为速度矢量;ρ 为密度;ε 为孔隙率;P 为压力;K 为惯性阻尼系数;C 为黏性阻尼系数;c_p 为比热容;β 为热膨胀系数;g 为重力加速度;A_{mushy}为固液两相区常数,取 10^5;设置一个小于 0.001 的常数 γ 以避免分母为 0 引起振荡;T 为任意时

北京航空航天大学学报

刻温度；T_{int} 为初始温度；φ 为液相组分，表达式为

$$\varphi = \begin{cases} 0 & T < T_s \\ \dfrac{T - T_s}{T_f - T_s} & T_s \leqslant T \leqslant T_f \\ 1 & T_f < T \end{cases} \tag{8}$$

其中：T_s 为固相温度；T_f 为液相温度。

1.3　网格无关性验证

数值模拟采用 CFD 商业软件 ANSYS FLUENT 进行计算。在运算过程中，采用基于焓法的凝固/融化模型，对相变材料进行 porous zone 设置。通过 SIMPLE 算法处理压力和速度场耦合并降低收敛因子，压力差分方式采用 PRESTO!，动量和能量差分采用二阶迎风，将连续性和能量的收敛判别准则分别设定设为 10^{-5} 和 10^{-8}。通过调节不同的网格数量与迭代时间步长来进行网格无关性验证。分别采用11 249、31 521、60 545 和 120 245 个单元体的网格计算，迭代时间步长设置为 0.1 s。如图 2 所示，4 种网格量下所得到的模拟芯片温度变化几乎相同，为在保证计算精度的前提下节约时间成本，选用 31 521 个单元体网格量进行后续计算。为了分析时间步长的影响，采用已验证的31 521网格量，时间步长分别选用 0.1 s、0.2 s、0.5 s 和 1 s，得到的模拟芯片温度变化如图 3 所示。结果表明，除了时间步长为 1 s 的计算结果有一定差异外，其他 3 种步长的计算结果均十分相近，综合考虑计算效率和准确度采用 0.5 s 时间步长。

几何模型通过 CATIA 进行绘制，并使用前处理软件 ICEM 对其进行如图 4 所示的六面体结构化网格的划分，对绘制的网格进行质量检查，结果如图 5 所示。

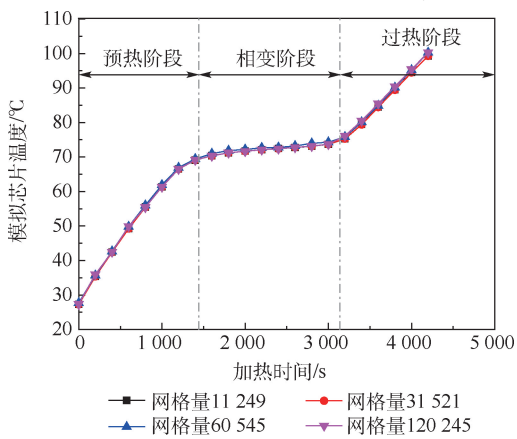


图 2　网格数量无关性验证

Fig. 2　Verification of independence of number of grids

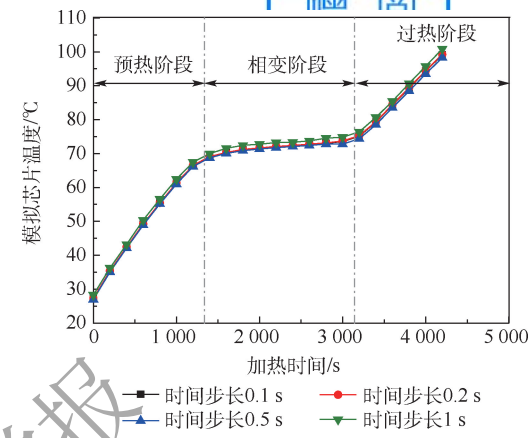


图 3　时间步长无关性验证

Fig. 3　Verification of independence of time step length

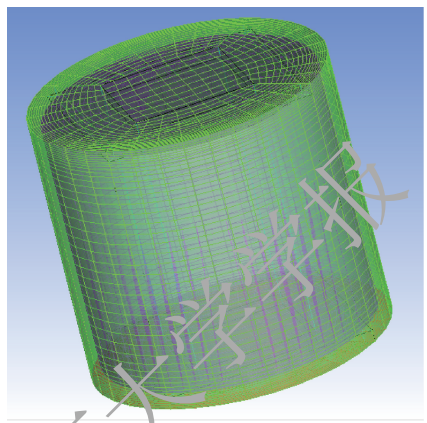


图 4　计算网格划分

Fig. 4　Computing grid generation

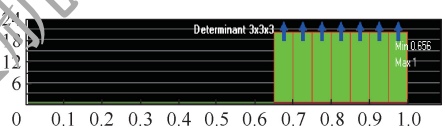


图 5　网格质量

Fig. 5　Grid quality

1.4　模型验证

为验证上述参数设置与模型的可靠性，需要通过实验与数值模拟的结果进行对比加以验证。赵亮等[7]通过建立相变热控实验台，对填充了泡沫铜/硬脂酸复合相变材料的热控装置分别在 2 000 W/m²、3 000 W/m² 及 4 000 W/m² 热流密度下进行实验，并与数值模拟结果进行对比，结果如图 6 所示。

从图 6 可知，3 种热流密度下数值模拟结果与实验结果的误差分别为 3.44%、5.52% 和 5.44%，尽管存在一定的差距，但结果基本吻合，误差主要是由于在数值模拟方法中忽略了模拟芯片与热沉、热沉壳体与复合相变材料之间的热阻，泡沫铜材料与硬脂酸材料物性上存在误差且实验过程中存在测量不准确等问题导致的。可以认

北京航空航天大学学报

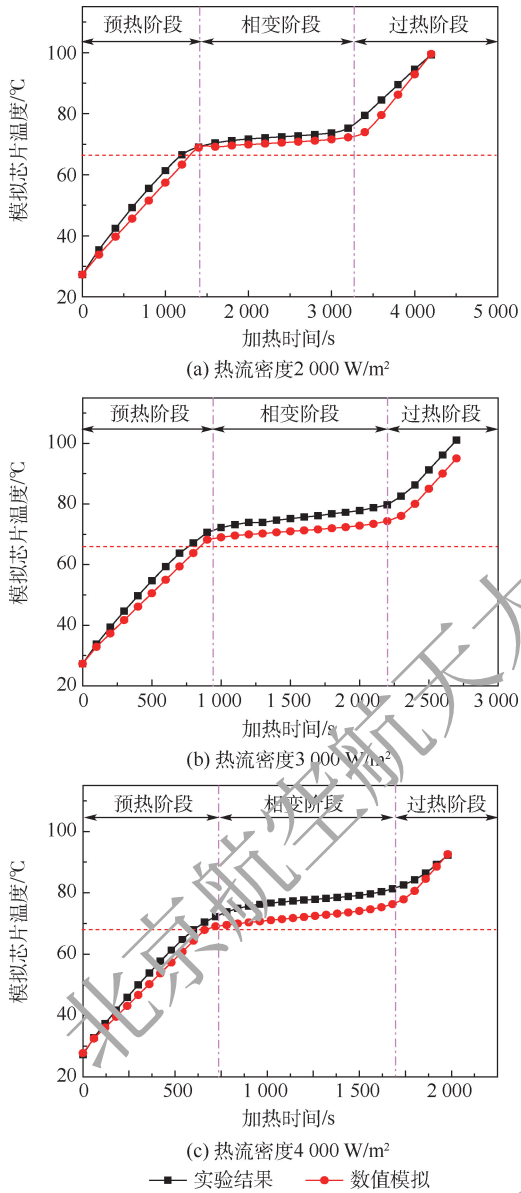


图 6 实验结果与数值模拟对比[7]

Fig. 6 Comparison of experimental results and numerical simulation[7]

为,所选用的参数设置与模型是可靠的。

2 结果与讨论

2.1 凝固放热过程

本文中凝固放热过程计算的边界及初始条件设置为:相变热控装置的圆柱顶面与侧面为第三类边界条件,外壳壁面与空气的自然对流导热系数为 8 W/(m · K),外界温度设为 298 K。底部为模拟芯片设为绝热,材料初始温度为 353 K。分别对填充 47 合金、泡沫铜/47 合金复合相变材料、正二十三烷与泡沫铜/正二十三烷复合相变材料的相变热控组件进行凝固放热过程的数值模拟,以探究 47 合金与正二十三烷材料在与泡沫铜骨架复合前后在间歇发热环境下恢复至原状态的能力。由于环境温度为 25℃,模拟芯片恢复到接近 25℃附近的温度变化速度由于温差较小而极慢,需要消耗相当长的时间而不具备参考意义,在本文中将模拟芯片的目标恢复温度设定为 27.5℃。

对图 7 所示的 4 种相变热控装置温度随时间变化曲线分析可知,填充 47 合金与正二十三烷纯材料的相变热控装置凝固放热至目标温度的时间分别为 14 854 s 和 16 204 s,而填充泡沫铜/47 合金复合相变材料与泡沫铜/正二十三烷的相变热控装置则为 13 879 s 和 9 135 s。在未进行金属骨架复合前,填充 47 合金的相变热控装置的恢复时间短于填充正二十三烷,约为 0.9 倍,而复合之后则为 1.52 倍。在添加泡沫铜骨架前,尽管 47 合金的体积潜热值是正二十三烷的 1.59 倍,需要释放更多的热量,但两者的导热系数相差了 55 倍以上,导致在相同的装置体积及与外界环境对流换热条件下,47 合金材料内部的热量释放较快,恢复至目标温度的时间也相对较短。此外,从图 7 中的正二十三烷的温度变化曲线可以发现,其相变阶段并没有确切的截止点且温度不存在平台期。这是由于正二十三烷的导热系数较低,在邻近封装外壳的材料开始发生相变凝固时,内部材料的热量不能及时释放出去,整体的相变进程因此被限制,相比于 47 合金其有更多组分是处于释放显热的过程。因此,在相变开始后模拟芯片的温度依然降低,但降低的速度却相对较低,从结果上增加了凝固过程的时间。

由于高导热泡沫铜骨架的添加,正二十三烷与泡沫铜复合相变材料的总体导热系数得到了极大提升,相变材料的凝固进程得到了促进,其相变阶段不仅有了明晰的起始点,相变过程中的温度也几乎保持不变,相变热控装置模拟芯片恢复至目标温度的时间被一定程度地缩减,填充 47 合金及正二十三烷的恢复时间分别缩减了 6.6% 和

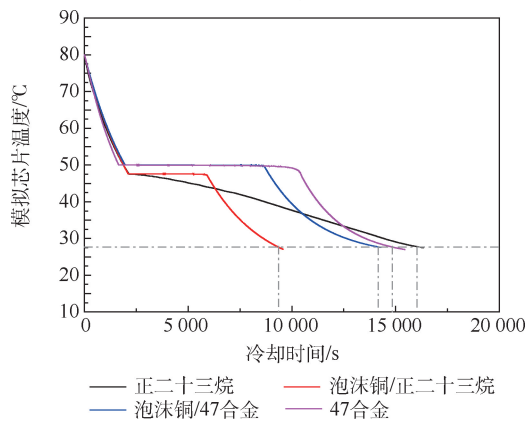


图 7 四种材料温度随时间变化曲线

Fig. 7 Change of temperature of four materials with time

北京航空航天大学学报

43.6%。对比泡沫铜/47 合金,高导热泡沫铜的添加使得两者的导热能力不再有悬殊的差距,而 47 合金由于体积潜热较大,在凝固过程中需要释放更多的热量,整体的恢复时间要长于泡沫铜/正二十三烷。因此,尽管泡沫铜/47 合金有较好的控温能力,但其凝固放热恢复至原状态所需的时间相对较长,在设计间歇性发热电子设备的热管理方案时需要结合工作周期等实际情况综合考虑。

为进一步分析泡沫铜/47 合金与泡沫铜/正二十三烷在相变凝固过程中的传热传质现象,对数值模拟过程中在 1 000 s、5 000 s、9 000 s、13 000 s四个时间点 2 种相变热控装置内部的温度场云图与速度场云图进行分析,结果分别如图 8 ~ 图 11 所示。

观察基于泡沫铜/正二十三烷与泡沫铜/47 合金的相变热控装置温度云图,两者温度分布随加热时间变化基本类似,都由封装外壳向材料内部呈包围状逐渐升高。而由于底部模拟芯片与外界几乎无热量交换视为绝热,相变热控装置侧壁与顶部和空气进行对流换热,整体上温度自底部沿重力反方向也成降低趋势,热量从内部向上、向外释放。在 1 000 s 时,泡沫铜/正二十三烷与泡沫铜/47 合金均为液态在温度梯度的作用下释放显热,而由于高导热材料的添加,两者的导热能力差距被缩小,材料内部的温度分布相差不大。在相变开始后,填充泡沫铜/正二十三烷的相变热控装置内正二十三烷实际相变点略低,模拟芯片温度低于填充泡沫铜/47 合金。而 47 合金的体积潜热值更高,凝固时需要释放更多的热量,相变阶段相对较晚完成,两者的温度进一步拉开距离,相变组分的体积潜热值依旧是导致 2 类复合相变材料在间歇性发热环境下性能存在差异的主要原因。

如图 10 和图 11 所示,填充 2 种复合相变材

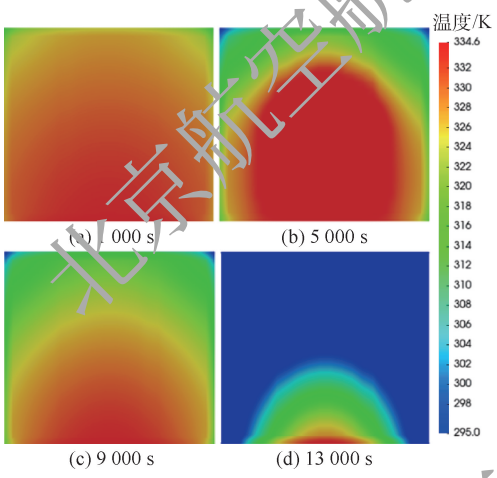


图 8　泡沫铜/正二十三烷凝固过程温度场云图

Fig. 8　Temperature field contour of copper foam/n-tricosane solidification process

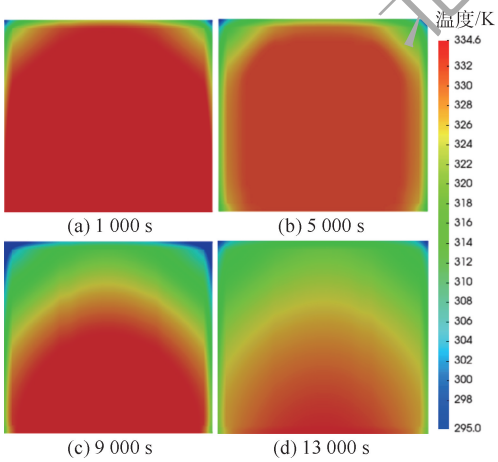


图 9　泡沫铜/47 合金凝固过程温度场云图

Fig. 9　Temperature field contour of copper foam/47 alloy solidification process

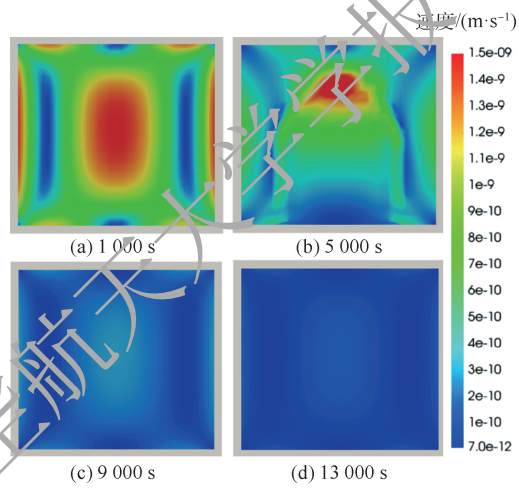


图 10　泡沫铜/正二十三烷凝固过程速度场云图

Fig. 10　Velocity field contour of copper foam/n-tricosane solidification process

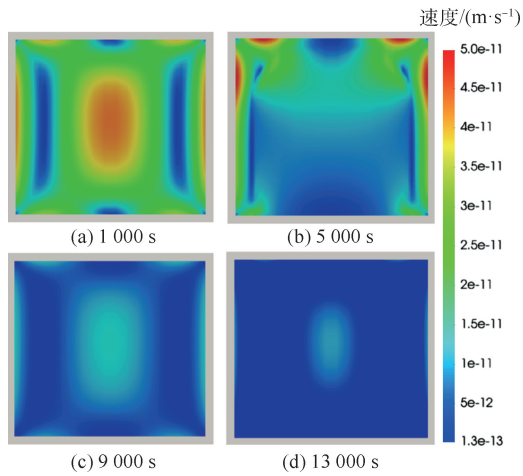


图 11　泡沫铜/47 合金凝固过程速度场云图

Fig. 11　Velocity field contour of copper foam/47 alloy solidification process

北航学报 瞰阅

料的热控装置控温过程的速度云图分布构形比较相近。在 1 000 s 时,泡沫铜/正二十三烷与泡沫铜/47 合金均为液态,此时两者的温度最高,自然对流的强度最大,但液相 47 合金的动力黏度远大于液相的正二十三烷,整体上后者的自然对流比前者更剧烈。由于凝固过程热量通过封装壁面与外界空气对流换热,液相在邻近侧、上壁面处的液相最先发生凝固。根据云图分布,装置内部温度自下向上、自内向外逐渐降低,因液相的密度随温度升高逐渐降低,在上部未凝固部分形成的密度较大的液相并受重力的影响而下沉,而底部的液相因密度小而向上浮,在两者的相互作用下液相的相变材料在封闭内腔形成涡流,但是因为泡沫骨架的存在对液相分的流动造成相当的限制与阻碍,复合后装置内部的自然对流强度比填充纯材料的装置低至少 2 个量级,其对材料内部温度分布与固液相变化的影响几乎可以忽略。

2.2 孔隙率对凝固放热过程的影响

为分析铜泡沫金属骨架的孔隙率对 47 合金复合相变材料恢复至原状态即凝固放热过程的影响,采用数值模拟对比计算填充了孔隙率分别为 0.75、0.80、0.85、0.90、0.95 复合材料及纯 47 合金的相变热控装置在室温条件下模拟芯片温度随加热时间变化曲线,如图 12 所示。

根据图 12 所示,以 27.5℃ 为目标温度时,纯 47 合金与添加泡沫铜的复合相变材料的冷却时长只有一定的差距,而填充不同孔隙率泡沫铜的低熔点复合相变材料几乎相同。这是由于低熔点合金相变材料本身的导热系数就较高,高导热泡沫铜骨架的添加尽管在增大整体传热效率上有一定作用但是相对较弱。但从凝固放热的进程上看,

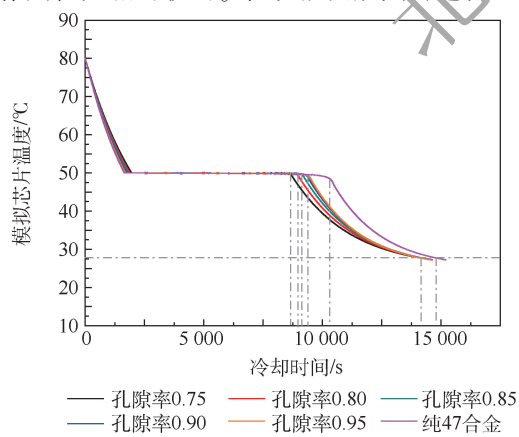


图 12 不同孔隙率泡沫铜/47 合金凝固放热过程温度曲线

Fig. 12 Temperature curves of solidification exothermic process of copper foam/47 alloy with different porosity

少量的泡沫铜就起到了一定的强化传热的作用,添加了泡沫铜的复合材料相比于纯 47 合金较早结束相变阶段,而随着泡沫铜骨架孔隙率的增高,低熔点合金的组分也随着增高,相变热控装置整体所储存的热量逐渐增加,凝固放热过程的进程也因此延长。当以略高于室温的温度为恢复目标并以此作为间歇性工作的循环起点时,泡沫铜的添加对缩短间歇性工作周期时长的作用相对显著。而孔隙率的变化则对此影响不大,但孔隙率越大的复合材料更有有利于在熔化阶段的控温效果,因此相对具有应用优势。

3 结 论

间歇性发热环境下的相变热控装置需要在一个工作循环周期结束前恢复至初始状态,才能够被有效地重复使用,因此,考察材料的凝固放热过程具有相当的实际研究意义。以 47 合金为代表的低熔点合金及复合相变材料作为一类新型高效相变热控材料,其良好的热控性能已经被证实。选用 47 合金、正二十三烷及其与泡沫铜的复合相变材料作为对象,通过数值模拟对比分析其在凝固放热过程中传热传质现象,以探究低熔点合金 47 合金复合相变材料的凝固特性,为其所应用的间歇性工作场合的热管理方案的制定提供参考,并为后续低熔点合金材料相变热控的性能、结构优化研究提供新的切入点和一定的准备。

1)高导热材料泡沫铜的添加,对于填充了 47 合金与正二十三烷的相变热控装置的凝固过程均有促进作用,能缩短模拟芯片恢复至室温时间。而在以略高于室温的温度为恢复目标并以此作为间歇性工作的循环起点时,泡沫铜的添加对缩短间歇性工作周期时长的作用相对显著。

2)相较于泡沫铜/正二十三烷复合相变材料,泡沫铜/47 合金复合相变材料尽管在导能力上略强,但由于本身相变组分体积潜热值较大,在凝固过程中需要释放更多的热量,整体的恢复时间要长于泡沫铜/正二十三烷。因此,尽管泡沫铜/47 合金有较好的控温能力,但其凝固放热恢复至原状态所需的时间相对较长,在设计间歇性发热电子设备的热管理方案时需要结合工作周期等实际情况综合考虑。

3)随着泡沫铜孔隙率的增加,复合相变材料恢复至原状态及结束凝固放热阶段的时长变化不大。但孔隙率越大的复合相变材料的相变组分越大,更有利于在熔化阶段的控温效果,相对更具有应用优势。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] 陈秦. 石墨泡沫炭基相变储能材料传热分析[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2013.
CHEN Q. Heat transfer analysis of graph-ite goams infiltrated with phase change meterials for energy storage[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013(in Chinese).

[2] LANSANCE C J M, SIMONS R E. Advances in high-performance cooling for electronics[J]. Electronics Cooling, 2005, 11(4): 22-39.

[3] ZILIO C, RIGHETTI G, MANCIN S, et al. Active and passive cooling technologies for thermal management of avionics in helicopters: Loop heat pipes and mini-vapor cycle system[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2018, 5: 107-116.

[4] TONG X C. Advanced materials for thermal management of electronic packaging[M]. Berlin: Springer, 2011: 39-65.

[5] STEINBERG D S. Cooling techniques for electronic equipment[M]. New York: Wiley, 1980.

[6] MEHLING H, CABEZA L F, YAMAHA M. Phase change materials: Application fundamentals[M]// PAKSOY H O. Thermal energy storage for sustainable energy consumption. Berlin: Springer, 2007: 279-313.

[7] 赵亮，邢玉明，刘鑫，等. 基于硬脂酸复合相变材料的被动热沉性能[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(5)：970-979.
ZHAO L, XING Y M, LIU X, et al. Performance of a passive heat sink using stearic acid based composite as phase change material[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 970-979(in Chinese).

[8] GE H, LI H, MEI S, et al. Low melting point liquid metal as a new class of phase change material: An emerging frontier in energy area[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2013, 21(5): 331-346.

[9] 葛浩山. 低熔点金属相变传热方法的研究与应用[D]. 北京：中国科学院大学，2013.
GE H S. Research and application of phase transition heat transfer method for low melting point metals[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2013(in Chinses).

[10] 吴雨越. 基于低熔点合金的相变储能式散热器瞬态性能实验研究[D]. 杭州：浙江大学，2016.
WU Y Y. Experimental study on transient performance of phase change energy storage radiator based on low melting point alloy[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2016(in Chinese).

[11] WANG Z, ZHANG Z, JIA L, et al. Paraffin and paraffin/aluminum foam composite phase change material heat storage experimental study based on thermal management of Li-ion battery[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 78: 428-436.

[12] 丁小恒，孟松鹤，解维华，等. 金属相变材料热沉传热试验与仿真[J]. 复合材料学报，2013，30(S1)：205-211.
DING X H, MENG S H, XIE W H, et al. Experiment and simulation for metallic phase change materials heat sink[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(S1): 205-211(in Chinese).

[13] 胡锦炎. 固液相变储能热沉的理论与实验研究[D]. 武汉：华中科技大学，2017.
HU J Y. Theoretical and experimental research on thermal storage heat sink based on solid-liquid phase change[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2017(in Chinese).

[14] ZHAO L, XING Y, LIU X. Experimental investigation on the thermal management performance of heat sink using low melting point alloy as phase change material[J]. Renewable Energy, 2020, 146(3): 1578-1587.

[15] MESSALHY O, LAFDI K, ELGAFY A, et al. Numerical study for enhancing the thermal conductivity of phase change material (PCM) storage using high thermal conductivity porous matrix[J]. Energy Conversion and Management, 2005, 46(6): 847-867.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Solidification heat release of copper foam/low-melting-point alloy composite phase change material

HOU Tianrui[1], XING Yuming[1], ZHENG Wenyuan[2], HAO Zhaolong[1,*]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Aviation Electromechanical System Comprehensive Aviation Technology Key Laboratory, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to research the competence of the copper foam/low-melting-point alloy (LMPA) composite material to recover to the initial state in the intermittent exothermic working environment and the influence of the addition of copper foam with different porosity on the solidification exothermic process, this paper compares and analyzes the solidification exothermic process of 47 alloys and n-tricosane before and after compositing with copper foam through numerical simulation, and adjusts the porosity of the copper foam/47 alloy composite material to calculate the temperature change curve of the simulation chip temperature during the solidification exothermic process. The results show that the addition of copper foam can promote the solidification process of the two types of materials, and the time of the simulation chip to recover to the target temperature is shortened by 6.6% and 47.7%. Due to the difference in volume latent heat value, the copper foam/47 alloy needs to release more heat during solidification, and it takes longer to recover to the target temperature, which is 1.52 times that of the n-tricosane composite. With the increase of porosity, the time that is taken for the composite phase change material to return to room temperature does not change much. Considering the influence of porosity on the thermal control process of phase change, comprehensive consideration should be given to actual use.

Keywords: low-melting-point alloy (LMPA) composite; numerical simulation; intermittent; solidification heat release; porosity

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-27; **Accepted**: 2020-11-01; **Published online**: 2020-12-16 09:22
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201216.0833.001.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20172851018)
* **Corresponding author**. E-mail: haozhaolong@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0584

基于最大熵法和遗传算法的 SMSP 干扰对抗方法

全下文载

周长霖，王春阳*，宫健，谭铭，赵英健
（空军工程大学 防空反导学院，西安 710051）

摘 要：线性调频（LFM）信号是现代雷达常用的发射信号，可以有效提高雷达的检测性能，然而频谱弥散（SMSP）干扰应用于主瓣自卫式干扰时，干扰信号强度远大于目标回波信号，能够对目标回波信号形成遮盖，是一种有效对抗 LFM 信号的干扰样式。利用干扰信号与目标回波信号时频特征的不同，通过广义 S 变换（GST）凸显时频特征差异。运用最大熵法和遗传算法（GA）求取时频滤波器的分割阈值，通过构造的时频滤波器达到干扰抑制的目的。仿真结果表明：当干信比（JSR）大于 10 dB、信噪比（SNR）大于 0 dB 时，所提方法具有较好的干扰抑制效果，其中最大信干噪比（SINR）增益接近 25 dB。

关 键 词：最大熵法；遗传算法（GA）；广义 S 变换（GST）；频谱弥散（SMSP）干扰；主瓣干扰
中图分类号：TN974
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)03-0447-07

线性调频（LFM）信号具有良好的检测能力，被广泛应用于雷达系统中[1]。2006 年，Sparrow 和 Cikalo[2]提出了针对 LFM 信号的频谱弥散（SMSP）干扰，使干扰信号与 LFM 信号能够在时域和频域内高度重合，实现了对 LFM 信号的有效干扰。SMSP 干扰信号经过脉冲压缩后会产生密集假目标，遮盖真实目标回波。因此，当飞机采取自卫式干扰，并在雷达主瓣内释放 SMSP 干扰信号时，将会极大地削弱雷达的检测和跟踪性能，主瓣 SMSP 干扰对抗方法受到了极大的重视。

文献[3]通过分析干扰时频特性，提出了基于盲源分离算法的欺骗干扰抑制方法。文献[4]通过引入信号混合系数，避免了实域盲分离中阵元间需要精确延时补偿的弊端，二者都实现了干扰信号与目标回波信号的有效分离。但是这2 种方法都要求雷达不仅具有多通道的特性，而且各个通道的信噪比（SNR）对分离结果影响较大，工程实现难度大。文献[5]利用稀疏恢复实现了对主瓣干扰的有效抑制，但是所提出的单测量向量（single measurement vector，SMV）模型，在存在噪声时，需当系数矢量的稀疏度小于某个值和 SNR 大于某个值时，才能稳定恢复目标回波信号和干扰信号，在实际运用中具有一定的限制。文献[6]提出了一种联合时频分布和压缩感知抗 SMSP 干扰的方法，有效避免了重构信号失真产生假目标的旁瓣问题。文献[7]提出了一种基于熵和数字射频存储器（DRFM）寄生信号特征的欺骗干扰对抗方法，但是随着 DRFM 的发展其寄生信号特征也在不断减小。文献[8]提出了基于高阶旋转角下自适应滤波的 SMSP 干扰对抗方法，但是干扰功率过大时该方法失效。文献[9]利用分数阶傅里叶变换来达到识别干扰的目的，进而实现干扰抑制。文献[10]通过分析目标回波和干扰信号线性正则域特征，提出了一种 SMSP 干扰对抗方法，但是只利用了线性正则域的旋转特征，需要进一步挖掘特征来分离目标回波和干扰

收稿日期：2020-10-15；**录用日期**：2021-01-15；**网络出版时间**：2021-02-19 08:49
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210218.1803.001.html
基金项目：中国博士后科学基金（2019M662257）；航空科学基金（201901096002）
*通信作者. E-mail：wangcy_kgd@163.com

引用格式：*周长霖，王春阳，宫健，等. 基于最大熵法和遗传算法的 SMSP 干扰对抗方法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(3)：447-453. ZHOU C L，WANG C Y，GONG J，et al. SMSP jamming countermeasure method based on maximum entropy method and genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(3)：447-453(in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 瞬阅

信号,提高抗干扰效能。文献[11-13]提出了一种基于干扰重构的 SMSP 干扰对抗方法,为达到重构干扰信号的准确性,对干扰信号的子脉冲宽度和初始相位进行估计,其中文献[11]还需估计干扰信号调频斜率和脉冲前沿位置,因此计算量大。文献[14]利用极化特征不同的 2 个雷达信号接收通道,构造主副比函数,实现了干扰抑制,但在单通道雷达上无法运用。本文所提方法不仅不需要进行干扰参数估计,而且只需要单个雷达信号接收通道就可以实现抗 SMSP 干扰的目的。

遗传算法(GA)是一种借鉴生物适者生存。优胜劣汰的进化规律演化而来的智能优化算法,最早由 Holland 提出[15]。图像分割是图像处理基本问题之一,图像分割的效果直接影响后续目标特征提取和识别。为了达到更好的分割效果,文献[16]将 Shannon 熵的概念应用于图像分割,使图像中目标信息量最大,进而找到最佳分割阈值,完成图像分割。本文首先,对雷达接收到的信号进行广义 S 变换(GST),将其变换为时频图像,凸显其时频特征。然后,对时频图像灰度化,将干扰信号作为分割目标,对灰度图像进行分割,得到分割后的灰度图像,从而构造时频滤波器,滤除干扰信号。最后,进行逆广义 S 变换(IGST),恢复雷达接收信号,达到干扰抑制的目的。

1 SMSP 干扰信号模型

LFM 信号是研究最早、应用最广的大时宽带宽积信号,具有良好的检测能力,其信号模型为

$$s(t) = \mathrm{rect}\left(\frac{t - T/2}{T}\right)\exp(\mathrm{j}2\pi f_0 t + \mathrm{j}\pi u t^2) \tag{1}$$

式中:$\mathrm{rect}(t/T)$表示宽度为 T 的矩形信号;u 为调频斜率。f_0 为载波频率;信号带宽 $B = uT$。

根据文献[2]的描述,SMSP 干扰的原理如图 1所示。由图 1 可知,干扰产生的过程可以分为 4 步:①干扰接收机通过天线接收雷达信号,通过下变频将信号转换为中频信号;②以 f_s/n 为采样频率,将接收到的模拟信号数字化,其中 f_s 为线性调频信号带宽,n 为干扰子脉冲个数;③将数字信号存储在 DRFM 中,并通过移位寄存器复制 n 次,即形成 n 个干扰子脉冲;④以 f_s 为采样频率,将数字信号转换为模拟信号,同时上变频通过发射天线将干扰信号向目标雷达发出。因此,SMSP 干扰信号模型为

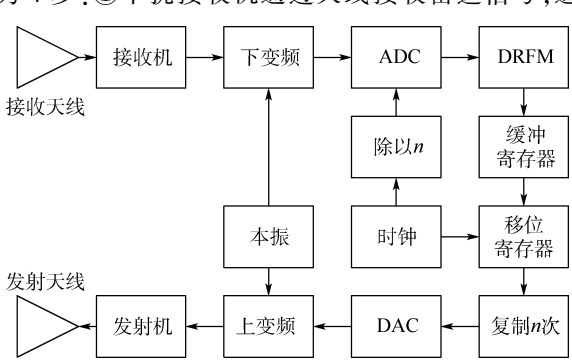


图 1 SMSP 干扰原理[2]

Fig. 1 Schematic of SMSP jamming[2]

$$j(t) = \sum_{i=1}^{n}\mathrm{rect}\left(\frac{t - (2i-1)T/(2n)}{T/n}\right)\cdot \exp\{\mathrm{j}2\pi f_0[t-(i-1)T/n] + \mathrm{j}\pi n u[t-(i-1)T/n]^2 + \mathrm{j}\phi_j\} \tag{2}$$

式中:ϕ_j 为信号的初始相位。

LFM 与 SMSP 干扰信号时频分布如图 2 所示。

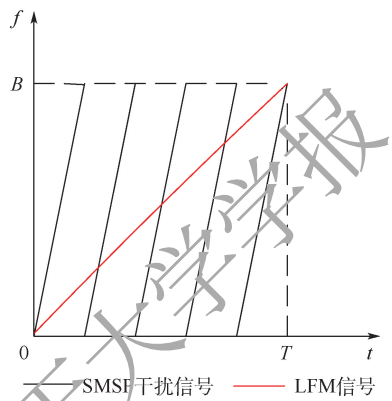


图 2 LFM 信号与 SMSP 干扰信号时频分布

Fig. 2 Time-frequency distribution of LFM signal and SMSP jamming signal

通过图 2 可知,SMSP 干扰信号的带宽与雷达发射信号的带宽相同,避免了移频干扰存在的频率失配问题,但是调频斜率与雷达发射信号不同,因此,与雷达发射信号的时频特征也不完全一样。这为通过时频特征的不同来消除干扰信号,并保留目标信号奠定了理论基础。雷达接收中含有干扰信号的回波信号为

$$r(t) = A_r x(t) + A_j j(t) + A_N n(t) \tag{3}$$

式中:$x(t)$为目标回波信号;A_r 为目标回波信号的幅度;A_j 为与干信比(JSR)对应的干扰信号幅度;$n(t) \sim N(0,\sigma^2)$为零均值高斯分布的噪声;A_N 为与 SNR 对应的噪声信号幅度。

2 SMSP 干扰对抗方法

2.1 广义 S 变换

S 变换是 Stockwell 等[17]在 1996 年提出的一种时频分析方法,具有良好的时频聚集性。后续学者通过对 S 变换的窗函数增加调节因子,改善了 S 变换的时频分辨能力和能量聚集性,改进的

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

S 变换被统称为广义 S 变换。为了获取时频图像,采用文献[18]提出的 GST 方法。目标回波信号$x(t)$通过 GST 变换后的表达式为

$$\mathrm{GST}(\tau,f)=\int_{-\infty}^{\infty}x(t)\frac{\rho|f|^{p}}{\sqrt{2\pi}}\mathrm{e}^{-\frac{\rho^{2}f^{2}p(\tau-t)^{2}}{2}}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi ft}\mathrm{d}t \tag{4}$$

式中:τ 为时间,s;ρ 和 p 分别为 2 个相互独立的时频分辨率调节因子。

同时,GST 变换为线性的可逆变换,其逆变换表达式为

$$x(t)=\int_{-\infty}^{\infty}\left[\int_{-\infty}^{\infty}\mathrm{GST}(\tau,f)\mathrm{d}\tau\right]\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi ft}\mathrm{d}f \tag{5}$$

设目标回波信号通过 GST 变换后的时频分布为 $R(t,f)$,由此将抗干扰问题转换为时频滤波问题,将干扰信号滤除后再通过 IGST 变换恢复为时域信号,最终进行匹配滤波处理,达到干扰抑制的目的。

2.2　最大熵法

时频滤波问题可以转换为一个图像分割问题。为了便于分析和处理,通常将 $R(t,f)$ 转换为灰度图像,转换过程分为 2 步:

1)设定灰度级数为 N,根据灰度级数确定量化间隔,即 $\Delta p=\dfrac{\max(R(t,f))-\min(R(t,f))}{N}$。

2)确定每个像素点对应的灰度值 $I(t,f)=\mathrm{fix}\left(\dfrac{R(t,f)-\min(R(t,f))}{\Delta p}\right)$,$I$ 表示向 0 取整。

由此得到时频图 $R(t,f)$ 对应的灰度图像 $I(t,f)$。得到灰度图像后,需要选择合适的分割阈值将干扰信号所占的时频区域分割出来。因为是高斯白噪声,所以噪声将均匀分布在整个时频面上,对应灰度值较低;因为干扰信号的能量强度远大于目标回波信号,所以其灰度值远大于目标信号灰度值。因此,将噪声和目标信号看作分割目标,分割的目的就是确定最优阈值,将干扰信号从时频区域分割出来。

在图像分割过程中,求取分割阈值通常采用灰度统计直方图方法。分割阈值在统计直方图谷底,但在实际问题中,直方图并不总呈现双峰。为了解决灰度统计直方图峰谷不明显的问题,采用最大熵法来解决阈值求取问题[19]。

对于灰度范围为 0 ~ $N-1$ 的图像,假设灰度级数低于 Th 的像素点为目标区域,高于 Th 的像素点为背景区域,各灰度级数在自身区域的概率为

$$\mathrm{Pro}(p_i)=\begin{cases}\dfrac{p_i}{p_t} & i=1,2,\cdots,\mathrm{Th}\\[2ex] \dfrac{p_i}{1-p_t} & i=\mathrm{Th}+1,\mathrm{Th}+2,\cdots,N-1\end{cases} \tag{6}$$

式中:$p_t=\sum_{i=0}^{\mathrm{Th}}p_i$,$p_i$ 表示灰度级数为 i 的像素点数占总像素数的比例。

这 2 个区域的熵分别为

$$H_{\mathrm{o}}(\mathrm{Th})=-\sum_{i=0}^{\mathrm{Th}}\left(\frac{p_i}{p_t}\right)\lg\left(\frac{p_i}{p_t}\right) \tag{7}$$

$$H_{\mathrm{B}}(\mathrm{Th})=-\sum_{i=\mathrm{Th}+1}^{N-1}\left(\frac{p_i}{1-p_t}\right)\lg\left(\frac{p_i}{1-p_t}\right) \tag{8}$$

令熵 $\varphi(\mathrm{Th})$ 为 $H_{\mathrm{o}}(\mathrm{Th})$ 和 $H_{\mathrm{B}}(\mathrm{Th})$ 之和,则

$$\varphi(\mathrm{Th})=\ln p_t(1-p_t)+\frac{H_{\mathrm{Th}}}{p_t}+\frac{H_N-H_{\mathrm{Th}}}{1-p_t} \tag{9}$$

式中:$H_{\mathrm{Th}}=\sum_{i=0}^{\mathrm{Th}}p_i\ln p_i$,$H_N=\sum_{i=\mathrm{Th}+1}^{N-1}p_i\ln p_i$。

$\varphi(\mathrm{Th})$ 越大,获得图片中物体和背景的信息也就越多,那么使 $\varphi(\mathrm{Th})$ 最大的灰度值 Th 是所求的分割阈值,即

$$\mathrm{Th}=\arg\max_{0\leqslant\mathrm{Th}\leqslant N-1}\varphi(\mathrm{Th}) \tag{10}$$

2.3　基于 GA 的熵最大优化

通过 GA 求解熵最大对应的分割阈值主要分为 8 个步骤:

1)编码。设图像灰度级数为 256,其数值为 0 ~ 255,将个体编码为 8 位由 0 与 1 组成的二进制码,每个个体编码对应一个分割阈值。

2)设置种群规模为 20,随机生成二进制码。

3)解码。解码为 0 ~ 255,并求其适应度函数。

4)适应度函数的计算。采用式(9)作为适应度函数,适应度函数值越高,熵越大,分割阈值就越有可能趋近最优解。

5)选择。先采用轮盘赌法,再采用精英策略。具体操作为先求出个体的总适应度 S,然后在 0 ~ S 之间随机生成一个值 k,从第一个个体开始累加适应度函数值,当累加值大于 k 时,对应的一个个体即为选择的个体,如此重复选择 20 个用于繁殖的个体。

6)交叉。在 20 个用于繁殖的个体中每次选取 2 个个体按照交叉概率进行单点交叉。多次测试后,最终选择交叉概率为 0.6。

7)变异。在交叉后的个体中按照一定的变异概率选择变异个体,再随机从这些被选择的个体中选择一位二进制编码进行变异,变异概率设置为 0.01。

8)终止。当达到设置的最大迭代数或最高适应度函数值连续 2 次两代误差小于 0.01 时,终止运算;否则,跳转进入步骤 4。此时的最高适应度函数值即为分割阈值。

北京航空航天大学学报

2.4 时频滤波器的设计

根据得到的分割阈值,可以将时频滤波器设置为

$$H(t,f) = \begin{cases} 0 & I(t,f) \geqslant \mathrm{Th} \\ 1 & I(t,f) < \mathrm{Th} \end{cases} \tag{11}$$

利用得到的时频滤波器与 GST 变换后的时频信号相乘就可以滤除干扰信号,然后通过 IGST 变换就可以得到干扰抑制后的雷达接收信号,表达式为

$$r'(t) = \mathbf{IGST}\{H(t,f) \times \mathbf{GST}(r(t))\} \tag{12}$$

3 仿真与分析

设雷达发射脉冲的 LFM 信号的宽度 T = 50 μs,调频斜率 $k = 10 \times 10^{10}$ Hz/s,对应带宽 B = 5 MHz,SMSP 干扰子脉冲为 5 个,JSR 为 25 dB,SNR 为 10 dB。雷达接收信号包含干扰信号、噪声信号和目标回波信号。目标回波信号是理想情况下目标反射的雷达发射信号。雷达接收信号经过匹配滤波后的结果如图 3 所示。

由图 3 可知,经过匹配滤波处理并未将干扰信号滤除,这是因为 SMSP 干扰与雷达发射的 LFM 信号具有较好的相干性,其时域和频域高度重合,广义 S 变换后的时频图如图 4 所示,其中时频率参数 $p_1 = 0.1$,$p_2 = 0.1$。

由图 4 可知,干扰信号与目标回波信号带宽相同且干扰信号强度远远大于目标回波信号与噪声,由此可将抗干扰问题等效为时频滤波问题。从时频图上看,滤除干扰信号可以等效为将干扰信号所占区域从原时频图分割出来,即一个图像分割问题。图像分割先将时频图灰度化,灰度级数设为 256,灰度图如图 5 所示,灰度统计直方图如图 6 所示。

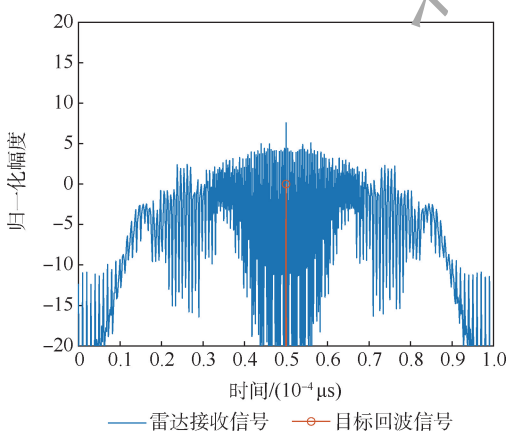


图 3 雷达接收信号与目标回波信号匹配滤波

Fig. 3 Matched filtering of received radar signal and target echo signal

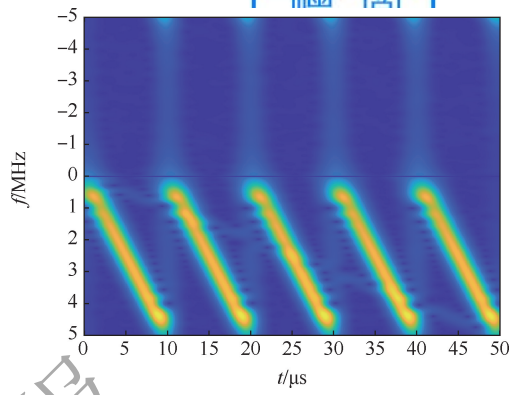


图 4 雷达接收信号与目标回波信号时频图

Fig. 4 Time-frequency diagram of received radar signal and target echo signal

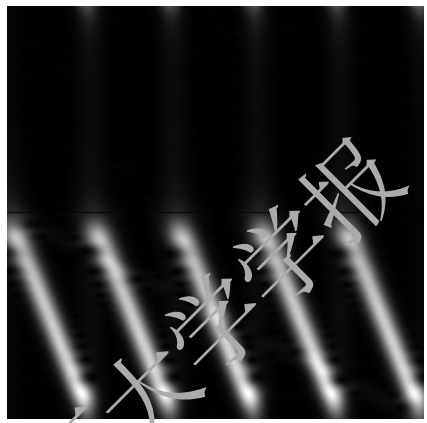


图 5 雷达接收信号与目标回波信号灰度图

Fig. 5 Grayscale map of received radar signal and target echo signal

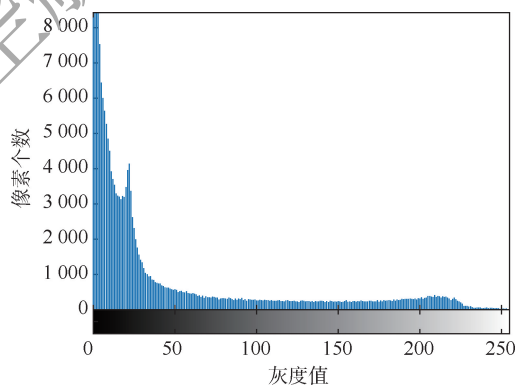


图 6 雷达接收信号与目标回波信号灰度直方图

Fig. 6 Grayscale histogram of received radar signal and target echo signal

由图 6 可知,灰度统计直方图没有明显的双峰特性,因此灰度统计直方图方法不能很好地确定分割阈值,采用最大熵法确定分割阈值,并且运用 GA 算法求取熵最大值。GA 算法设置参数如表 1 所示。

由分割后的灰度图可知(见图 7),分割后的灰度图干扰信号所占区域明显被滤除,因为目标

北京航空航天大学学报

回波信号与干扰信号时频域存在重叠，所以少部分目标回波信号也被滤除。根据得到的分割阈值构造时频滤波器，雷达接收信号滤除干扰后的时频图如图 8 所示。

表 1　遗传算法参数

Table 1　Genetic algorithm parameters

参数	数值
种群数	20
交叉概率	0.6
变异概率	0.01
最大迭代代数	100



图 7　分割后的灰度图

Fig. 7　Grayscale image after segmentation

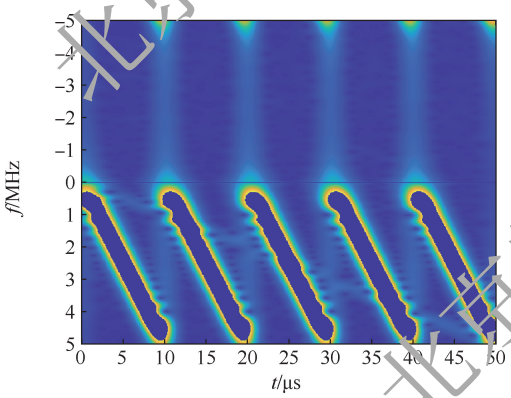


图 8　滤除干扰后的时频图

Fig. 8　Time-frequency diagram after filtering out interference

由图 8 可知，干扰信号得到了抑制。进行 IGST 变换，得到滤除干扰后的雷达接收信号，匹配滤波后如图 9 所示。

由图 9 可知，雷达接收信号经过匹配滤波处理后，峰值出现时间与理论值相同，SMSP 干扰得到了有效抑制。但是与理论值相比，匹配滤波后的信号幅度损失了 2.97 dB，这是由于时频滤波时滤除了部分目标回波信号所致，与上文分析一致。

根据信号模型，影响干扰抑制效果的因素主要是 JSR 和 SNR。为了评价干扰抑制的效果，采用信干噪比（SJNR）增益来表示干扰抑制程度：

$$G = \mathrm{SJNR}_2 - \mathrm{SJNR}_1 \tag{13}$$

式中：SJNR_2 为干扰抑制后的 SJNR，dB；SJNR_1 为干扰抑制前的 SJNR，dB。SJNR 增益越大，干扰抑制效果越好[20]。由此，在不同 JSR 下进行 100 次蒙特卡罗实验，得到 SJNR 增益随 SNR 的变化规律如图 10 所示。

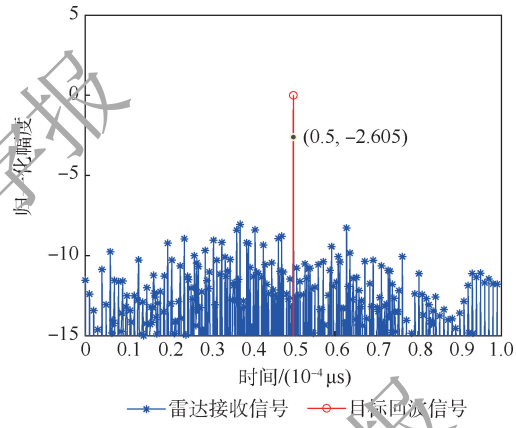


图 9　干扰抑制后接收雷达信号与目标回波信号匹配滤波

Fig. 9　Received radar signal and target echo signal matched filtering after jamming suppression

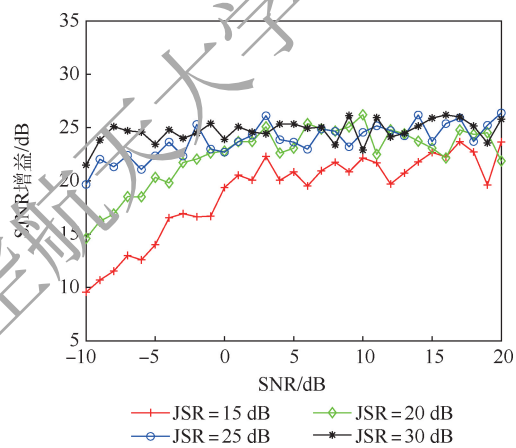


图 10　SJNR 增益随 SNR 变化

Fig. 10　Change of SJNR gain with SNR

由图 10 可知，随 SNR 增加，SJNR 增益也随之增加，并且在低 SNR 时 SJNR 增益也较高，表明该方法有较好的抗干扰效果。当 JSR ≥ 25 dB，SNR ≥ 0 dB 时，SJNR 增益增加不再明显，主要是因为此时噪声相对干扰来说能量很小，在计算 SJNR 时主要取决于干扰抑制前后的干扰能量。因此，分析不同 SNR 下进行 100 次蒙特卡罗实验，得到 SJNR 增益随 JSR 变化规律，如图 11 所示。

由图 11 可知，随 JSR 增加，SJNR 增益也随之增加，且在 JSR 较低时 SJNR 增益为负，主要原因是构造时频滤波器的分割阈值是以干扰信号能量大于目标回波信号能量为基础的，因此当二者能量接近时，分割效果不好。但是因为 SMSP 干扰

北京航空航天大学学报

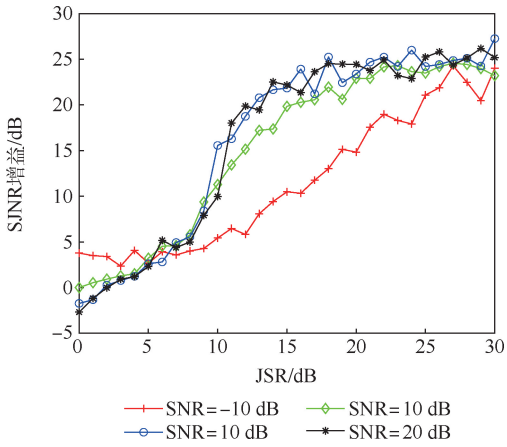


图 11 SJNR 增益随 JSR 变化

Fig. 11 Change of SJNR gain with JSR

子脉冲与 LFM 信号的调频斜率不一致,所以会产生信号的失配,根据文献[2]可知 SMSP 干扰要达到对目标的遮盖效果,必须有高 JSR。因此,本文方法对抑制雷达主瓣内释放的 SMSP 干扰具有一定的意义。

4 结 论

在发射 LFM 信号的雷达主瓣内对其释放 SMSP 干扰能够有效影响雷达检测性能,针对该情况,提出了一种基于最大熵法和 GA 的 SMSP 干扰对抗方法,主要结论如下:

1) 研究了基于 DRFM 的 SMSP 干扰信号模型,讨论了干扰信号的时频分布特征,得出了 SMSP 干扰信号的时频分布与 LFM 信号不同的结论。

2) 根据干扰信号与目标回波信号的时域和频域特征差异,提出了 GST 变化,凸显时频特征差异,将干扰抑制问题转化为图像分割问题,成功构建时频滤波器,实现了通过时频滤波抑制干扰。

3) 根据仿真结果可知,本文方法具备良好的抗干扰性能,在 JSR≥10 dB,SNR≥0 dB 时,SJNR 增益大于 10 dB,并且随 JSR 的增加,SJNR 增益不断增加,最终稳定在 25 dB 左右。

SMSP 干扰对抗方法有着一定的参考意义,但是由于分割阈值的求取采用 GA 算法,而 GA 算法是一种采用随机搜索的智能优化算法,只能求取满足约束条件的优解,不一定能找到最优解,因此,还需要进一步研究。

参考文献 (References)

[1] SCHLEHER D C. Electronic warfare in the information age [M]. Boston: Artech House, 2000: 198-199.

[2] SPARROW M J, CIKALO J. ECM techniques to counter pulse compression radar: US, 7081846 [P]. 2006-07-25.

[3] 李飞,李国林,粘朋雷. 基于盲源分离的雷达信号欺骗干扰抑制[J]. 海军航空工程学院学报,2015,30(5):424-428.
LI F, LI G L, NIAN P L. Radar signal deception jamming suppressing based on blind source separation[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2015, 30(5): 424-428(in Chinese).

[4] 尹洪伟,李国林,路翠华. 一种基于复值盲分离的欺骗干扰抑制算法[J]. 上海交通大学学报,2015,49(10):1564-1569.
YIN H W, LI G L, LU C H. An algorithm of deception jamming suppression based on complex-value blind source separation[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2015, 49(10): 1564-1569(in Chinese).

[5] DING L M, LI R F, DAI L Y, et al. Discrimination and identification between mainlobe repeater jamming and target echo via sparse recovery[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2017, 11(2): 235-242.

[6] 卢云龙,李明,曹润清,等. 联合时频分布和压缩感知对抗频谱弥散干扰[J]. 电子与信息学报,2016,38(12):3275-3281.
LU Y L, LI M, CAO R Q, et al. Jointing time frequency distribution and compressed sensing for countering smeared spectrum jamming[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2016, 38(12): 3275-3281(in Chinese).

[7] 卢云龙,李明,陈洪猛,等. 基于熵特征的 DRFM 有源欺骗干扰 CFAR 检测[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(4):732-738.
LU Y L, LI M, CHEN H M, et al. CFAR detection of DRFM deception jamming based on entropy feature[J]. Systems Engineering and Electronics Technology, 2016, 38(4): 732-738(in Chinese).

[8] 赵源. 相控阵雷达及组网抗有源假目标与虚假航迹方法研究[D]. 成都:电子科技大学,2019.
ZHAO Y. Research on phased array radar and its network ECCM against active false target and phantom track jamming[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2019(in Chinese).

[9] 赵杨,尚朝轩,韩壮志,等. 分数阶傅里叶和压缩感知自适应抗频谱弥散干扰[J]. 电子与信息学报,2019,41(5):1047-1054.
ZHAO Y, SHANG C X, HAN Z Z, et al. Fractional Fourier transform and compressed sensing adaptive countering smeared spectrum jamming[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2019, 41(5): 1047-1054(in Chinese).

[10] 张亮,王国宏,李思文. 线性正则域抑制频谱弥散干扰方法[J]. 信号处理,2020,36(3):328-336.
ZHANG L, WANG G H, LI S W. SMSP jamming suppression methods in linear canonical domain[J]. Journal of Signal Processing, 2020, 36(3): 328-336(in Chinese).

[11] 原慧,王春阳,安磊,等. 基于信号重构的频谱弥散干扰抑制方法[J]. 系统工程与电子技术,2017,39(5):960-967.
YUAN H, WANG C Y, AN L, et al. Smeared spectrum jamming suppression method based on signal reconstruction[J]. Systems Engineering and Electronics Technology, 2017, 39(5): 960-967

(in Chinese).

[12] WU C Z,CHEN B X,YANG M L,et al. A study on parameter estimation and suppression for smeared spectrum jamming based on short-time Fourier transform[J]. Journal on Wireless Communications and Networking,2020,115(1):1-16.

[13] 周长霖,王春阳,宫健,等. 基于干扰重构和盲源分离的混合极化抗 SMSP 干扰[J]. 北京航空航天大学学报,2021,47(9):1841-1848.
ZHOU C L,WANG C Y,GONG J,et al. Hybrid polarization anti-SMSP jamming based on jamming reconstruction and blind source separation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2021,47(9):1841-1848(in Chinese).

[14] LI X,WANG C Y,YUAN H,et al. Smeared spectrum jamming suppression based on time unit analysis and polarization cancellation[J]. Cluster Computing,2019,22(6):14367-14375.

[15] HOLLAND J H. Genetic algorithms and the optimal allocation of trials[J]. SIAM Journal on Computing,1973,2(2):88-105.

[16] YANG W,CAI L L,WU F. Image segmentation based on gray level and local relative entropy two dimensional histogram[J]. PLoS One,2020,15(3):e0229651.

[17] STOCKWELL R G,MANSINHA L,LOWE R P. Localization of the complex spectrum:The S transform[J]. IEEE Transactions on Signal Processing,1996,44(4):998-1001.

[18] 姬战怀,严胜刚. 关于"一种改进广义 S 变换"的讨论[J]. 石油地球物理勘探,2015,50(6):1224-1230.
JI Z H,YAN S G. Discussion on 'An improved generalized S transform'[J]. Oil Geophysical Prospecting,2015,50(6):1224-1230(in Chinese).

[19] 鱼滨,张善文,郭竟. 基于 MATLAB 和遗传算法的图像处理[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2015:181-184.
YU B,ZHANG S W,GUO J. Image processing based on MATLAB and genetic algorithm[M]. Xi'an:Xidian University Press,2015:181-184(in Chinese).

[20] 李欣,王春阳,原慧,等. 基于干扰重构和峭度最大化的 SMSP 干扰抑制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(6):1176-1184.
LI X,WANG C Y,YUAN H,et al. SMSP jamming suppression method based on jamming reconstruction and kurtosis maximum[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(6):1176-1184(in Chinese).

SMSP jamming countermeasure method based on maximum entropy method and genetic algorithm

ZHOU Changlin, WANG Chunyang*, GONG Jian, TAN Ming, ZHAO Yingjian

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Linear frequency modulation (LFM) signal is a commonly used transmission signal of modern radar, which can effectively improve the detection performance of radar. However, when smeared spectrum (SMSP) jamming is applied to the main lobe self-defense, the intensity of the jamming signal is much higher than the target echo signal, and it can cover the target echo signal, which is an effective jamming pattern against LFM signal. In this paper, the difference in time-frequency characteristics of the jamming signal and the target echo signal is used to highlight the difference in time-frequency characteristics through the generalized S transform (GST), and then the maximum entropy method and genetic algorithm (GA) are used to obtain the segmentation threshold of the time-frequency filter. The purpose of jamming suppression is achieved through the constructed time-frequency filter. The simulation results show that when the jamming-to-signal ratio (JSR) is greater than 10 dB and the signal-to-noise ratio (SNR) is greater than 0 dB, it has a better jamming suppression effect, and the maximum signal-to-jamming-plus-noise ratio (SJNR) gain is close to 25 dB.

Keywords: maximum entropy method; genetic algorithm (GA); generalized S transform (GST); smeared spectrum (SMSP) jamming; main lobe jamming

Received: 2020-10-15; **Accepted**: 2021-01-15; **Published online**: 2021-02-19 08:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210218.1803.001.html

Foundation items: China Postdoctoral Science Foundation (2019M662257); Aeronautical Science Foundation of China (201901096002)

* **Corresponding author**. E-mail: wangcy_kgd@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.1001-5965.2020.0602

基于搜索意图交互的无人机集群协同搜索算法

全下文载

王宁[1,2], 李哲[1,2,*], 梁晓龙[1,2], 侯岳奇[1,2], 吴傲[1,2]
(1. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051; 2. 陕西省电子信息系统综合集成重点实验室, 西安 710051)

摘 要: 针对无先验信息条件下无人机集群的协同搜索问题,提出一种以覆盖率为引导,以机间安全距离、通信距离、偏航角调整及搜索边界等为约束的无人机集群协同搜索算法。通过建立环境地图矩阵对任务区域进行描述,进一步定义环境地图更新算子实现搜索过程中环境地图的快速更新。设计了集群协同搜索任务的回报函数,采用粒子群算法进行求解,得到每架无人机在已知环境地图下的最优决策,即决策意图。每架无人机在获取其他成员决策意图的基础上重新进行决策,实现协同决策。针对不同规模集群提出了集中式和分布式2种协同决策方案。仿真结果表明,所提算法能够对存在未知威胁的不规则任务区域进行有效覆盖搜索,覆盖率远高于不进行协同决策的个体决策方法。

关 键 词: 意图交互; 无人机集群; 协同搜索; 模型预测控制; 滚动时域优化决策
中图分类号: V279+.3; V249.122
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0454-10

广域目标搜索是现代作战中的一项重要技术,美军已将无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)具备广域目标搜索能力确定为UAV技术的中长期发展目标[1-4]。UAV集群具有卓越的广域搜索能力,能够通过UAV之间的协同合作,实现整体能力涌现,即系统涌现出的能力远超系统内单架UAV能力的总和[5-6]。因此,使用多架UAV组成集群执行目标协同搜索任务得到了日益广泛的关注[7-8]。其中,搜索区域处理与协同搜索策略是UAV集群协同搜索关注的2个主要问题[9]。已有诸多学者对上述问题进行了深入的探索并取得了丰硕成果。

在搜索区域处理方面,提出的主要方法有凸多边形区域分割、凹多边形凸处理、Voronoi图等,主要是将形状复杂的搜索区域分割为特定形状的子任务区域,进而通过UAV集群内部的任务分配提高UAV协同搜索效率。其中,Pehlivanoglu[10]和Guruprasad等[11]提出了使用Voronoi图对搜索区域进行分割的方法,受到了广泛关注,但该方法分割出来的区域具有不确定性[9],且运算量大,具有一定的局限性。谢朋志和魏晨[12]提出了一种任意搜索区域的等面积单侧区域分割方法,先将任意多边形采用格雷厄姆法拓展为凸多边形,然后进行等面积划分,根据划分区域形状配置UAV起始位置,提高了UAV协同搜索效率;于驷男等[13]根据无人机数量、初始位置将凸多边形搜索区域分割成若干子区域,以UAV总转弯次数作为搜索效率评判标准,提出了一种协同区域分割的有效方法。但上述成果主要应用于静态搜索规划中,无法有效应对搜索过程中UAV故障、火力威胁等突发情况。

在协同搜索策略方面,主要包括滚动时域优化(receding horizon optimization, RHO)[14-17]、动态规划[18]、协同进化算法[19]等方法。其中,文献

收稿日期: 2020-10-26; **录用日期**: 2021-01-15; **网络出版时间**: 2021-02-18 09:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210216.1545.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61703427); 国防创新特区项目; "十三五"装备预研共用技术项目
*通信作者. E-mail: kongyanshi@126.com

引用格式: 王宁, 李哲, 梁晓龙, 等. 基于搜索意图交互的无人机集群协同搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 454-463. WANG N, LI Z, LIANG X L, et al. Cooperative search algorithm for UAV swarm based on search intention interaction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 454-463(in Chinese).

北京航空航天大学学报

[15,20-21]提出的动态决策方法较为典型,通过模型预测控制(model predictive control, MPC)方法,使每架 UAV 根据当前环境信息做出最大收益决策,并通过仿真实验验证了 UAV 协同搜索过程中动态决策相对预先规划的突出优势。文献[22]提出的分布式模型预测控制(distributed model predictive control, DMPC)框架将集中式多 UAV 在线优化决策转化为小规模分布式优化决策,是一种有效降低搜索决策问题求解规模的算法,得到了广泛应用。但上述研究主要是针对形状规则的任务区域展开的,仍然存在不足。其中,文献[20-21]未考虑 UAV 集群协同的通信约束和防相撞约束;文献[7]虽然考虑了集群协同的防相撞问题,但仅通过配置不同高度实现防相撞,并未考虑高度变化对 UAV 探测范围产生的影响;文献[15,23-24]使用了“粗粒度”的 UAV 运动模型,降低了决策结果的精细程度且未考虑集群协同搜索时的防相撞及抗毁性问题。

综合国内外研究现状可以看出,UAV 集群具备了一定程度的协同搜索能力,但存在以下不足:

1)动态决策搜索方法普遍面向规则的矩形搜索区域,对不规则区域的研究较少。

2)对集群协同搜索过程中的通信问题和避撞问题未予以考虑或过于简化。

3)对 UAV 集群协同搜索过程中抗毁性的研究较少。

针对上述问题,本文做了以下工作:

1)建立了针对不规则搜索区域的环境地图模型。

2)引入了协同搜索过程中防相撞与通信拓扑条件对 UAV 集群的约束。

3)在分布式最优决策基础上,引入了滚动优化决策和 MPC 思想,实现了集群搜索过程中的意图交互,保证了协同搜索任务中 UAV 集群在未知威胁条件下的可用性。

1　协同搜索任务建模

1.1　任务描述

UAV 集群协同搜索任务通常分为区域覆盖任务和目标搜索任务[21-22]。前者是在难以获取任务区域先验信息的条件下,使 UAV 集群尽快完成最大化覆盖面积的飞行。后者是在已知任务区域内目标位置、数量、重要性等先验信息的条件下,综合考虑飞行代价和任务效率,通过 UAV 集群实现对区域内所有目标信息的获取。本文针对第 1 类问题展开研究,UAV 集群携带通信设备和光学传感器对未知任务区域展开搜索,如图 1 所示。

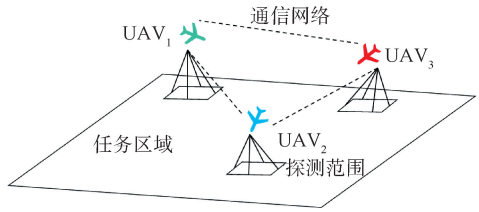


图 1　UAV 集群协同搜索示意图

Fig. 1　Schematic diagram of UAV swarm collaborative search

1.2　任务区域建模

图 2 为不规则任务区域 Ω 示意图。首先,任选 4 个可行顶点构造尺寸为 $L_x \times L_y$ 的外接矩形。然后,将此矩形区域按照固定间隔 Δd 栅格化为 $M \times N$ 的环境地图。最后,建立笛卡儿坐标系,分别用横向坐标 x 和纵向坐标 y 来描述环境地图中的每个栅格:

$$\begin{cases} x_{\min} = 1 \\ x_{\max} = \left\lceil \dfrac{L_x}{\Delta d} \right\rceil = M \\ y_{\min} = 1 \\ y_{\max} = \left\lceil \dfrac{L_y}{\Delta d} \right\rceil = N \end{cases} \tag{1}$$

式中:$\lceil\ \rceil$ 表示向上取整。

该环境地图中任意栅格的位置可以表示为

$$g_{ij} = \{(i,j) \mid i \in [x_{\min}, x_{\max}], j \in [y_{\min}, y_{\max}]\} \tag{2}$$

进一步定义 k 时刻环境地图中栅格 (i,j) 的状态:

$$g_{ij}(k) = \begin{cases} 1 & (i,j) \in \Omega_c(k) \\ -1 & (i,j) \in \Omega_{nc}(k) \\ 0 & (i,j) \in I \end{cases} \tag{3}$$

式中:$\Omega_c(k)$ 为 k 时刻已搜索栅格;$\Omega_{nc}(k)$ 为 k 时刻未搜索栅格;I 为非任务区域。从而可以得到 k 时刻的环境地图矩阵 $\boldsymbol{G}_{M\times N}(k)$ 为

$$\boldsymbol{G}_{M\times N}(k) = \begin{bmatrix} g_{M1}(k) & \cdots & g_{MN}(k) \\ \vdots & & \vdots \\ g_{11}(k) & \cdots & g_{1N}(k) \end{bmatrix} \tag{4}$$

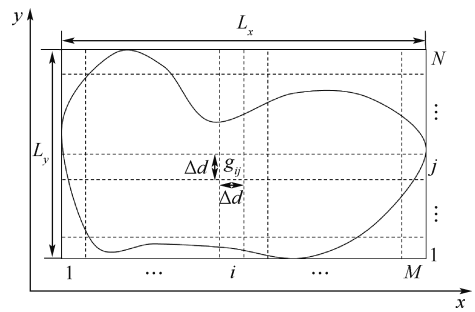


图 2　任务区域栅格化

Fig. 2　Rasterized task area

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

1.3 UAV 系统模型

UAV 在携带光学传感器执行搜索任务时，为保证成像尺寸的一致性，一般不进行高度调整，而是通过调整偏航角完成避障、航线修正等动作。由于只关注 UAV 的运动轨迹，为简化分析，将 UAV 视为二维空间中匀速运动的质点[14-15]，其离散状态空间方程为

$$\begin{bmatrix} x_i(k+1) \\ y_i(k+1) \\ \psi_i(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_i(k) \\ y_i(k) \\ \psi_i(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_0 \Delta t \cos \psi_i(k) \\ v_0 \Delta t \sin \psi_i(k) \\ u_i(k) \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中：$(x_i(k), y_i(k))$ 为 k 时刻集群中 UAV_i 在环境地图中的位置；ψ_i 为 UAV_i 的航向角；控制变量 u_i 为偏航角，满足 $u_i \in [-u_{\max}, u_{\max}]$，$u_{\max}$ 为受机动性能限制下的最大转弯角；v_0 为 UAV 平飞速度；Δt 为决策步长。

记 k 时刻 UAV_i 的状态变量 $\boldsymbol{p}_i(k)$ 为

$$\boldsymbol{p}_i(k) = \begin{bmatrix} x_i(k) \\ y_i(k) \\ \psi_i(k) \end{bmatrix} \tag{6}$$

则 $k+1$ 时刻 UAV_i 的状态变量为

$$\boldsymbol{p}_i(k+1) = f(\boldsymbol{p}_i(k), u_i(k)) \tag{7}$$

式中：$f(\cdot)$ 为状态转移函数，由式(5)确定；$u_i(k)$ 为该 UAV 在 k 时刻的控制变量。

进而有 UAV_i 在 $k+j$ 时刻的状态变量预测量为

$$\tilde{\boldsymbol{p}}_i(k+j|k) = f(\tilde{\boldsymbol{p}}_i(k+j-1|k), u_i(k+j-1|k))$$
$$i \in \{1,2,\cdots,N_{\mathrm{UAV}}\}; j \in \{1,2,\cdots,T\} \tag{8}$$

式中：N_{UAV} 为 UAV 集群规模；T 为预测周期。

在给定 T 步预测输入后，可以根据式(7)预测出未来 T 步以内的 UAV 航路，如图 3 所示。

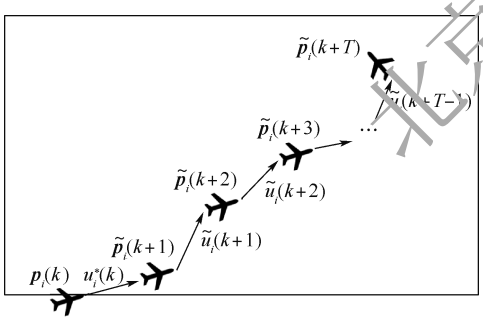


图 3 UAV_i 航路预测图

Fig. 3 UAV_i route forecast chart

2 环境地图更新与融合

2.1 UAV 探测矩阵

考虑到 CCD、CMOS 等光学传感器的成像范围一般为矩形，先将 UAV 传感器探测模型简化为以 UAV 质点为中心的 $W \times H$ 矩形区域。然后，将该矩形区域栅格化为 $P \times Q$ 个栅格，如图 4 所示。

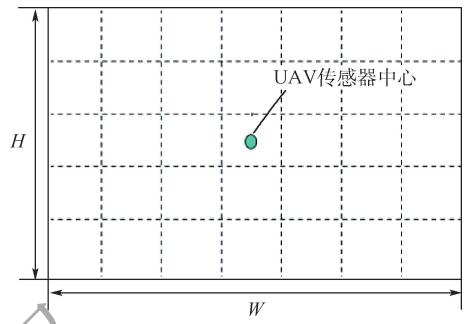


图 4 UAV 探测区域栅格化

Fig. 4 Rasterized UAV detection area

进而可以确定 UAV 探测矩阵 $\boldsymbol{\Gamma}_{P\times Q}$ 的行数 P 和列数 Q 为

$$\begin{cases} P = 2\left\lfloor \dfrac{W}{2 \times \Delta d} \right\rfloor + 1 \\ Q = 2\left\lfloor \dfrac{H}{2 \times \Delta d} \right\rfloor + 1 \end{cases} \tag{9}$$

式中：W 和 H 分别为传感器有效探测区域的宽度和长度；Δd 为环境地图中栅格的尺寸大小；$\lfloor\ \rfloor$ 为向下取整函数。

结合式(3)定义 $\boldsymbol{\Gamma}_{P\times Q}$ 中的值全为 -1，得到最终的 UAV 探测矩阵为

$$\boldsymbol{\Gamma}_{P\times Q} = \begin{bmatrix} \gamma_{P1} & \cdots & \gamma_{PQ} \\ \vdots & & \vdots \\ \gamma_{11} & \cdots & \gamma_{1Q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & \cdots & -1 \\ \vdots & & \vdots \\ -1 & \cdots & -1 \end{bmatrix} \tag{10}$$

2.2 环境地图更新算子

为实现 UAV 搜索过程中的环境地图更新，对应 UAV 探测矩阵，定义环境子矩阵 $\boldsymbol{C}_{P\times Q}^{(x_0,y_0)}$，其中 (x_0, y_0) 为环境子矩阵中心在环境地图矩阵中的位置。环境子矩阵中元素 $c_{pq}^{(x_0,y_0)}$ 与环境地图矩阵中元素 g_{ij} 的关系为

$$\begin{cases} c_{pq}^{(x_0,y_0)}(k) = g_{ij}(k) \\ i = x_0 + p - \dfrac{P+1}{2} \\ j = y_0 + q - \dfrac{Q+1}{2} \end{cases} \tag{11}$$

借鉴文献[21]中使用 Hadamard 积进行环境地图矩阵更新的思想，定义 UAV 探测矩阵与环境子矩阵之间的信息更新算子“∘”：

$$\begin{cases} (-1) \circ (-1) = +1 \\ (-1) \circ 0 = 0 \\ (-1) \circ (+1) = +1 \end{cases} \tag{12}$$

其物理含义为：当 UAV 探测未知栅格后，该算子可将环境地图矩阵中该栅格状态由 -1 变为 $+1$，即由未知转变为已知；当 UAV 探测非任务区域时，环境信息矩阵中相应栅格的状态仍为 0，即

北京航空航天大学学报

北航学报 曾阅

环境地图不进行更新;当 UAV 探测已探测栅格后,环境地图矩阵中仍将该栅格状态标记为 +1。

其数学运算式为

$$c_{pq}^{(x_0,y_0)}(k)\circ g_{ij}(k) = \left|c_{pq}^{(x_0,y_0)}(k)\times g_{ij}(k)\right| \tag{13}$$

将 UAV 探测矩阵与环境地图矩阵中的相应环境子矩阵进行信息更新运算,即可实现环境地图矩阵的更新,如图 5 所示。

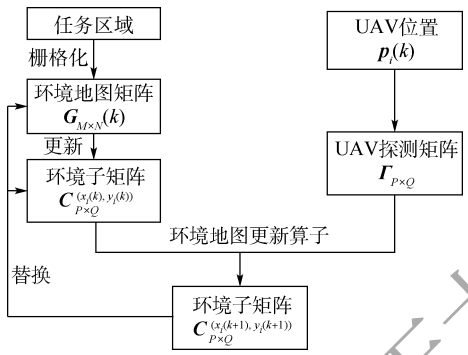


图 5　环境地图矩阵更新流程

Fig. 5　Update process of environment map matrix

2.3　环境地图融合算子

通过定义环境地图更新算子,每架 UAV 在搜索过程中可根据自身决策量更新环境地图。但要获取集群协同搜索过程中不断更新的全局环境信息,还需对每架 UAV 更新的环境地图进行整合。文献[14]提出了广播式通信条件下的地图信息融合方法,通过获取每架 UAV 的实时决策量集中更新环境地图,实现了集群协同搜索过程中的环境地图融合,但该方法对通信条件要求高且运算量较大。因此,本文提出一种分布式环境地图融合方法,每架 UAV 仅根据自身状态更新环境地图矩阵。然后,通过环境地图融合算子对其他 UAV 的环境地图矩阵进行环境信息融合,能够减少每架 UAV 进行环境地图更新所需的运算量。

设 k 时刻 UAV 通过自身状态更新所获得的环境地图矩阵为 $\boldsymbol{G}_i(k)$,此时可接受其他 UAV 的环境地图矩阵为 $\boldsymbol{G}_{j\neq i}(k)$,定义环境地图矩阵中元素融合运算为

$$g_i(k) = g_i(k)\odot g_j(k) \tag{14}$$

式中:"⊙"为环境信息融合算子,运算结果如表 1 所示。

表 1　环境地图融合算子运算规则

Table 1　Environmental map fusion operator operation rules

$g_i(k)$	$g_j(k)$		
	0	−1	+1
0	0	0	0
−1	0	−1	+1
+1	0	+1	+1

利用上述算子可以求得 k 时刻第 i 架 UAV 获得的决策环境信息矩阵 $\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{d}}(k)$ 为

$$\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{d}}(k) = \boldsymbol{G}_1(k)\odot\cdots\odot\boldsymbol{G}_{i-1}(k)\odot \boldsymbol{G}_{i+1}(k)\odot\cdots\odot\boldsymbol{G}_N(k) \tag{15}$$

与文献[14,21]提出的环境信息融合方法相比,通过环境地图融合算子进行环境融合时,不需要根据其他 UAV 预测控制量更新环境地图,只需根据自身预测控制量更新环境地图矩阵。然后,通过环境地图融合算子与获得的其他 UAV 环境地图矩阵进行融合计算,即可得到实时环境地图矩阵。

此外,在文献[14-15]中,当 k 时刻某架 UAV 通信中断,后续决策就会一直缺失 k 时刻该 UAV 的决策信息。而通过意图交互方法决策时,每架 UAV 始终获取其他 UAV 的最新环境信息矩阵,即使某架 UAV 通信中断一定时间,一旦通信恢复就能够恢复该 UAV 历史决策信息,使后续决策不受通信中断的影响。

3　搜索回报函数与意图交互策略

3.1　搜索回报函数

通过搜索回报函数实现 UAV 搜索过程中的路径决策是 UAV 集群协同搜索的关键[7]。针对无先验条件下的协同搜索问题,主要考虑了以下约束条件:

1)集群中每架 UAV 飞行时倾向于选择覆盖率增量最高的方向。首先,计算 k 时刻区域覆盖率为

$$O(k) = \frac{\sum_{i=1}^{M}\sum_{j=1}^{N}\mathbf{1}_{g_{ij}(k)}}{\sum_{i=1}^{M}\sum_{j=1}^{N}\left|g_{ij}(0)\right|} \tag{16}$$

式中:$\mathbf{1}_{g_{ij}(k)}$ 为随机变量,当 $g_{ij}(k)>0$ 时其值为 1,反之为 0。

则 $k\sim k+1$ 时刻的覆盖率增量为

$$J_1(k) = \frac{O(k+1)-O(k)}{\sum_{i=1}^{M}\sum_{j=1}^{N}\left|g_{ij}(0)\right|} \tag{17}$$

2)定义集群中每架 UAV 之间的安全距离为 d_{s},记第 i 架 UAV 与集群中第 j 架 UAV 之间的距离为 $d_{ij}(k)$:

$$d_{ij}(k) = \sqrt{(x_i(k)-x_j(k))^2+(y_i(k)-y_j(k))^2}$$
$$j = 1,2,\cdots,n,j\neq i \tag{18}$$

约束条件有

$$\min(d_{ij}(k)) \geqslant d_{\mathrm{s}} \tag{19}$$

则集群防相撞的约束函数为

北京航空航天大学学报

北航学报 瞰阅

$$J_2(k)=\begin{cases}1 & \min(d_{ij}(k))\geqslant d_s\\ 0 & \min(d_{ij}(k))<d_s\end{cases} \tag{20}$$

3）为使协同搜索过程中 UAV 尽可能多地获取其他 UAV 的搜索意图，增加通信约束条件：

$$\max(d_{ij}(k))\leqslant d_c \tag{21}$$

式中：d_c 为 UAV 的机间通信距离。

$$J_3(k)=\begin{cases}0 & \max(d_{ij}(k))>d_c\\ 1 & \max(d_{ij}(k))\leqslant d_c\end{cases} \tag{22}$$

4）作为 UAV 的主要控制变量，偏航角的调整往往会带来较大的能量与时间损耗。因此，增加偏航角调整约束条件，偏航角调整的约束函数为

$$J_4(k)=-\frac{|u_i(k)|}{u_{\max}} \tag{23}$$

5）受任务区域边界限制，需要在 UAV 选择路径时增加强约束条件，使其不能越出任务区域边界。文献[21]所采用的势函数方法会使所有 UAV 倾向于飞向任务区域中心，最终影响搜索效率并带来相撞风险。借鉴文献[25]中地理围栏的思想，设计了约束函数式(21)。UAV 搜索视野中无效区域一旦超过三分之一，回报函数会迅速下降。因此，k 时刻 UAV 边界约束条件为

$$J_5(k)=\begin{cases}10^6 & \sum|\gamma_{P\times Q}|>\dfrac{2P\times Q}{3}\\ 0 & \sum|\gamma_{P\times Q}|\leqslant\dfrac{2P\times Q}{3}\end{cases} \tag{24}$$

综上所述，可以进一步定义搜索过程中每架 UAV 选择路径时的回报函数为

$$J(\boldsymbol{p}_i(k),u_i(k))=\sum_{t=1}^{5}\omega_t J_t(k) \tag{25}$$

式中：ω_t 为平衡每个约束条件的取值。

3.2 基于 MPC 和 PSO 的意图交互决策

在 UAV 集群协同搜索过程中，本文引入了滚动时域控制中的滚动优化决策思想(rolling horizon optimization decision，RHOD)。首先，在栅格化搜索区域和确立搜索回报函数的基础上，集群中每架 UAV 依次采用 MPC 方法[21]进行最优控制输入预测，并根据输入预测更新环境地图。此时每架 UAV 所做出的决策都是建立在得知前一架 UAV 决策基础上进行的，从而实现了 UAV 协同搜索过程中的意图交互决策。

针对大规模的 UAV 集群，本文提出了基于 DMPC 的分布式意图交互决策。首先，集群中每架 UAV 根据当前环境信息同时做出预测决策，并根据预测决策量更新环境地图矩阵，生成预测环境地图矩阵。然后，将该预测环境地图矩阵向集群中其他 UAV 广播，每架 UAV 将从集群其他成员处获取的预测环境地图矩阵融合成决策环境信息矩阵(见图 6)，并在此基础上做出自身决策，从而实现 UAV 集群规模较大时的协同搜索决策。

对于集群 UAV_i，其搜索过程中的 MPC 决策流程如图 7 所示。

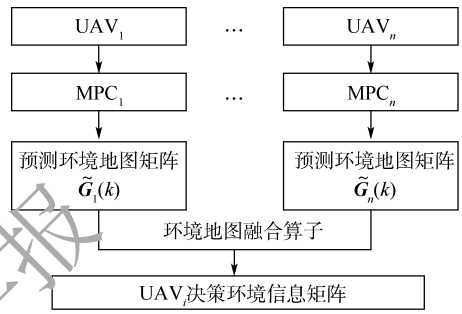


图 6 决策环境信息矩阵产生流程

Fig. 6 Decision environment information matrix generation process

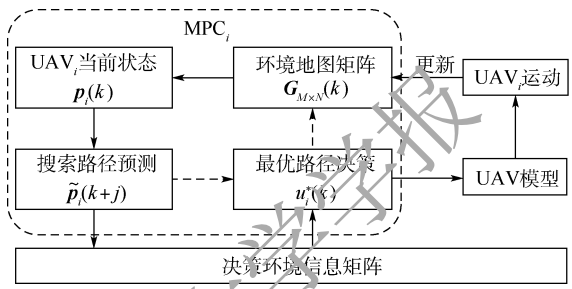


图 7 UAV 集群环境地图矩阵更新流程

Fig. 7 UAV swarm enviornment map update process

综上所述，可将集群搜索意图交互决策流程分为 3 步：

步骤 1 意图产生。

UAV_i 基于自身环境地图矩阵 $\boldsymbol{G}_i(k)$ 和自身状态 $\boldsymbol{p}_i(k)$ 对累积搜索回报函数进行优化求解，此时不考虑其他 UAV 的运动情况。其 H 步累积回报函数下的分布式模型预测控制结构可以表示为

$$\tilde{u}_i(k)=\arg\min_{u_i(k)}J^{(H)}(\boldsymbol{G}_i(k)) \tag{26}$$

利用粒子群算法(particle swarm optimization，PSO)对式(26)进行求解，可以得到 UAV_i 的预测控制量 $\tilde{u}_i(k)$，根据 $\tilde{u}_i(k)$ 更新 UAV_i 位置得到 $\tilde{\boldsymbol{p}}_i(k+1)$。在此基础上通过环境地图更新算子更新 UAV_i 环境地图矩阵，得到 UAV_i 预测环境地图矩阵 $\tilde{\boldsymbol{G}}_i(k)$，即 k 时刻 UAV_i 的搜索意图。

步骤 2 意图交互与融合。

对于小规模 UAV 集群的区域协同搜索，采用基于 RHO 的集中式意图交互策略，如图 8 所示。其实质是一种顺序决策，中央节点先根据初始环境地图矩阵和 UAV_1 初始位置，通过搜索回报函数求出决策控制量 $u_1(0)$，并在此基础上更新中央环境地图矩阵 $\boldsymbol{G}(0)$。集群其他成员在中

北京航空航天大学学报

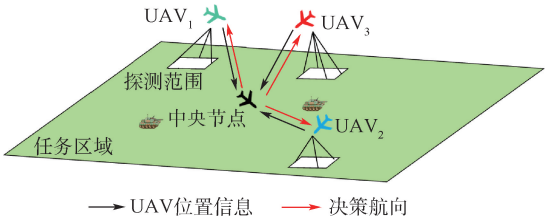


图 8　集中式意图交互

Fig. 8　Centralized intention interaction

央环境地图矩阵的基础上,依次在前一架 UAV 决策意图上进行决策,直至所有 UAV 完成一轮决策。在协同搜索过程中,这种决策方式要求中央节点始终能与所有 UAV 保持通信,是一种“星形”通信拓扑结构,且运算量会随着集群规模的增加迅速增长[22],因此,仅适用于小规模 UAV 集群。

对于大规模 UAV 集群的区域协同搜索,受限于集中式在线决策时运算量的迅速增加,结合 UAV 集群中每架 UAV 之间的状态空间是解耦的特点,本文提出了基于 DMPC 的分布式意图交互决策,如图 9 所示。UAV$_i$ 向自身通信范围内其他成员广播自身搜索意图 $\boldsymbol{G}_i(k)$ 并获取其他成员搜索意图 $\tilde{\boldsymbol{G}}_j(k)$,即与自身通信范围内其他成员进行意图交互。其通信结构是一种网状自组织通信,群间通信距离仅能影响 UAV$_i$ 所获取的其他成员意图数量,并不影响后续决策,可以有效避免集中式决策时通信失效导致系统无法运行的问题。在获得其他成员意图的基础上通过环境融合运算得到决策环境信息矩阵 $\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{d}}(k)$,即完成搜索意图融合。

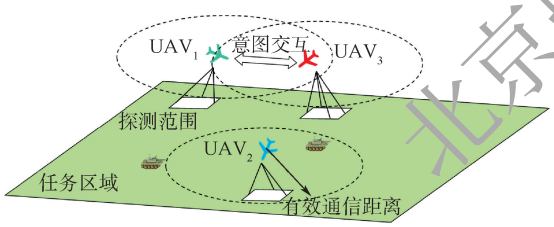


图 9　分布式意图交互

Fig. 9　Distributed intention interaction

步骤 3　集群分布式决策。

在得到决策环境信息矩阵 $\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{d}}(k)$ 的基础上,基于 UAV$_i$ 自身状态 $\boldsymbol{p}_i(k)$ 通过 PSO 算法对 $u_i(k)$ 进行优化求解。最终求得 H 步累积回报函数下基于集群意图交互的 UAV 最优控制决策为

$$u_i^*(k) = \arg\min_{u_i(k)} J^{(H)}(\boldsymbol{G}_i^{\mathrm{d}}(k)) \tag{27}$$

式中:“$*$”为计算出的最优控制决策;u 为无人机可以采取的决策量;u^* 为无人机的最优决策量。

意图交互决策算法伪代码如下:

```
初始化算法参数、环境地图、无人机位置
for k = 0:k_max
意图产生
  for i = 1:N_UAV
    根据式(7)和式(27)计算预决策位置
    根据环境地图更新算子计算搜索意图
  end for
意图交互与融合
  for i = 1:N_UAV
    根据环境地图矩阵初始化决策矩阵
    for j = 1:N_UAV
     if i = =j‖d_ij > d_c
       continue
     end if
       根据式(15)更新决策环境信息矩阵
    end for
  end for
分布式决策
  根据式(27)计算最终决策量
  根据式(7)更新 UAV 位置
end for
```

4　仿真分析

为验证本文算法的有效性,分别对无人机集群搜索进行分布式决策仿真和意图交互决策仿真。仿真条件为 i5-9300H,主频 2.40 GHz,16 GB 内存,仿真中所用算法参数如表 2 所示。

表 2　算法参数

Table 2　Algorithm parameters

参数	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4	ω_5	d_s/m	d_c/m
数值	0.3	0.2	0.2	0.1	0.2	20	500

4.1　小规模集群协同搜索仿真

设定任务区域为不规则多连通域,如图 10 所示。任务区域外接矩形边界为 800 m × 600 m。在外接矩形中,用黑色表示任务区域,用灰色表示非任务区域。其中,非任务区域可根据任务区域边界、敌方火力范围和外部障碍物位置等信息进行设置。设定 UAV 飞行高度为 8 m,光学传感器成像范围为 20 m × 16 m,4 架 UAV 从任务区域不同位置进入,进入点坐标分别为(100,0)、(300,0)、(500,0)、(700,0),单位均为米/m。UAV 均以 10 m/s 速度匀速飞行,最大转弯角为 90°,仿真步长 $\Delta t = 1$ s,预测步长为 1 s,仿真时间为 600 s。

分别运用无意图交互的个体最优决策、分布

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

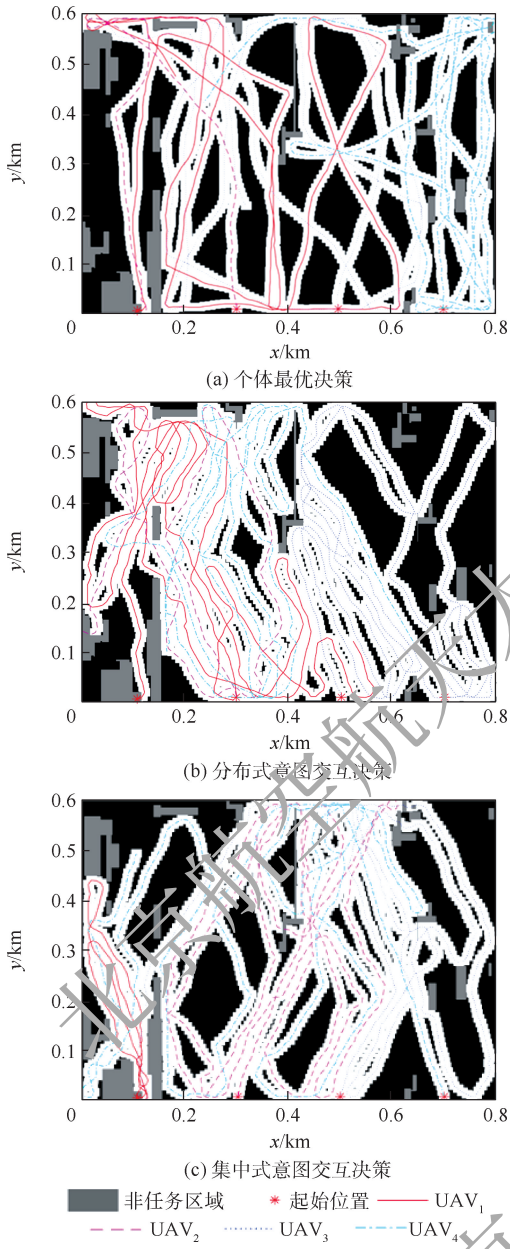


图 10 三种搜索算法仿真结果

Fig. 10 Simulation results of three search algorithms

式意图交互决策和集中式意图交互决策进行对比仿真。仿真结果如图 10 所示。

从仿真结果可以看出,UAV 集群在对不规则任务区域协同搜索过程中,有效避开了非任务区域。从图 10(a)中可以看出,在满足通信、防相撞约束的条件下,缺少意图交互的 UAV 集群在决策时会产生大量的重复搜索,导致整体搜索效率下降。图 10(b)中,集群中每架 UAV 在获得其他 UAV 决策意图后,会做出尽量避免与其他 UAV 搜索区域重复的决策,使集群的整体搜索效率明显提高。图 10(c)中,每架 UAV 根据自身编号在获取前一架 UAV 决策的基础上进行决策,从而获得更接近当前全局最优解的决策。从图 11 中可以看出,相较个体最优决策,通过意图交互能够有

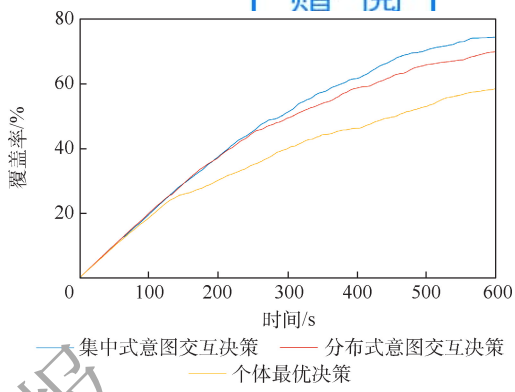


图 11 三种搜索算法覆盖率变化曲线

Fig. 11 Coverage change curves of three search algorithms

效提高集群的协同搜索效率。

4.2 大规模集群协同搜索仿真

集中式意图交互决策虽然能够得到全局最优决策序列,但是其求解过程是在中央节点上进行的,随着 UAV 数量增加,其求解时间会迅速增大,进而导致无法在线实时决策[14,22]。而分布式意图交互决策能够适用于较大规模的 UAV 集群协同搜索决策,以包含 10 架 UAV 的集群为例进行仿真,结果如图 12 所示。

设定不规则任务区域外接矩形边界为 800 m×600 m,集群中 10 架 UAV 的初始位置和航向随机分布,机间安全距离为 20 m,仿真时间为 360 s。设定 UAV_2、UAV_3、UAV_7、UAV_8 分别于 100 s、120 s、330 s、300 s 处被击毁,仿真结果如图 12所示,可以看出在 4 架 UAV 被击毁的条件下 UAV 集群仍然有效地完成了协同搜索任务。从图 13 中可以看出,在集群协同搜索过程中,机间距离始终大于所设定的机间安全距离 20 m,满

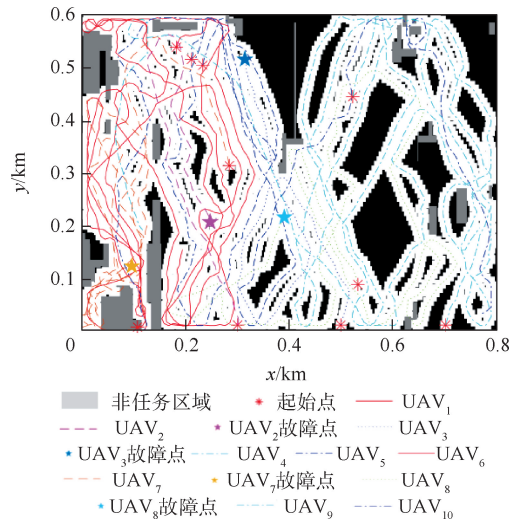


图 12 10 架 UAV 集群协同搜索仿真结果

Fig. 12 Collaborative search simulation results for swarm with 10 UAVs

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

足了集群的防相撞要求。从图 14 可以看出,在集群中部分 UAV 被击毁的时刻,搜索覆盖率受到一定影响,但仍然能有效增长,最终完成协同搜索任务。

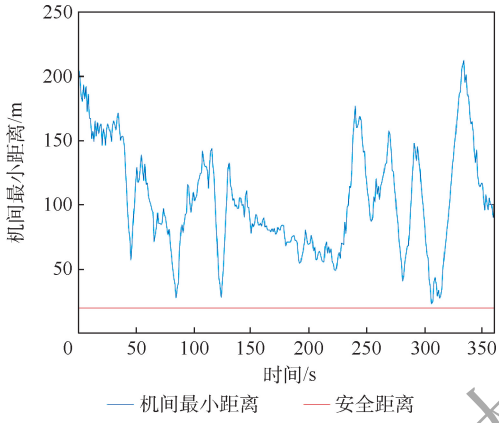


图 13　集群中机间最小距离曲线

Fig. 13　Curve of minimum distance between UAVs of swarm

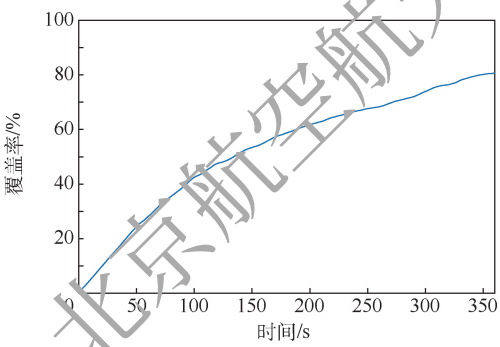


图 14　覆盖率变化曲线

Fig. 14　Change curve of coverage

5　结　论

1) 算法在实验仿真条件下实现了较高的区域覆盖率,对比了个体最优决策与协同决策的搜索效率,体现了意图交互策略在 UAV 集群搜索任务中的优势。

2) 采用了 DMPC 框架,使无人机决策过程中能够考虑长期收益并具有较快的决策速度,避免了集中式意图交互决策中较大的运算量。

3) 利用环境地图更新算子和环境地图融合算子实现了环境地图的分布式更新与快速共享。

4) 以区域覆盖率为引导,在通信、防相撞等关键约束的条件下,通过实验仿真验证了算法对大规模集群执行搜索任务时的可行性。

算法实现了无人机集群在火力威胁场景下的有效覆盖搜索,但针对集中式协同搜索和分布式协同搜索算法复杂度的对比分析,还有待进一步更深入的研究。

参考文献(References)

[1] US Department of Defense. Unmanned aircraft systems roadmap 2005-2030[R]. Washington, D. C.: US Department of Defense, 2005: 1-3.

[2] US Department of Defense. Unmanned aircraft systems roadmap 2007-2032[R]. Washington, D. C.: US Department of Defense, 2007: 6-12.

[3] US Department of Defense. Defense science board study on unmanned aerial vehicles and uninhabited combat aerial vehicles[R]. Washington, D. C.: US Department of Defense, 2004: 1-4.

[4] ALSHULER Y, PENTLAND A, BRUCKSTEIN A M. Swarms and network intelligence in search[M]. Berlin: Springer, 2018: 1-2.

[5] 梁晓龙,孙强,尹忠海,等. 大规模无人系统集群智能控制方法综述[J]. 计算机应用研究,2015,32(1):11-16.
LIANG X L, SUN Q, YIN Z H, et al. Review on large-scale unmanned system swarm intelligence control method[J]. Application Research of Computers, 2015, 32(1): 11-16(in Chinese).

[6] 梁晓龙,张佳强,祝捷,等. 基于 CPS 的空中交通系统架构及能力涌现方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2016,17(1):1-7.
LIANG X L, ZHANG J Q, ZHU J, et al. Air traffic control system architecture and ability emergence method based on cyber-physcial system[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2016, 17(1): 1-7(in Chinese).

[7] 吴文超,黄长强,宋磊,等. 不确定环境下的多无人机协同搜索航路规划[J]. 兵工学报,2011,32(11):1337-1342.
WU W C, HUANG C Q, SONG L, et al. Cooperative search and path planning of multi-unmanned air vehicles in uncertain environment[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(11): 1337-1342(in Chinese).

[8] ZHAO Z Y, LU G S. Receding horizon control for cooperative search of multi-UAVs based on differential evolution[J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2012, 5(1): 145-158.

[9] 李星烨. 多无人机协同区域搜索关键技术研究[D]. 成都:电子科技大学,2020:1-6.
LI X Y. Research on technologies of multi-UAV cooperative area search[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2020: 1-6(in Chinese).

[10] PEHLIVANOGLU Y V. A new vibrational genetic algorithm enhanced with a Voronoi diagram for path planning of autonomous UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 47-55.

[11] GURUPRASAD K R, GHOSE D. Automated multi-agent search using centroidal Voronoi configuration[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2011, 8(2): 420-423.

[12] 谢朋志,魏晨. 单侧区域分割的多无人机扫描线搜索方法研究[J]. 航空兵器,2020,27(3):67-72.
XIE P Z, WEI C. Research on scanning line search method for multi-UAV based on unilateral region segmentation[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(3): 67-72(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 醉阅

[13] 于驷男,周锐,夏洁,等. 多无人机协同搜索区域分割与覆盖[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(1):167-173.
YU S N,ZHOU R,XIA J,et al. Decomposition and coverage of multi-UAV cooperative search area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(1):167-173(in Chinese).

[14] 刘重,高晓光,符小卫. 带信息素回访机制的多无人机分布式协同目标搜索[J]. 系统工程与电子技术,2017,39(9):1999-2010.
LIU C,GAO X G,FU X W. Multi-UAVs distributed cooperative target search algorithm with controllable revisit mechanism based on digital pheromone[J]. Systems Engineering and Electronics,2017,39(9):1999-2010(in Chinese).

[15] 沈东,魏瑞轩,祁晓明,等. 基于 MTPM 和 DPM 的多无人机协同广域目标搜索滚动时域决策[J]. 自动化学报,2014,40(7):1391-1403.
SHEN D,WEI R X,QI X M,et al. Receding horizon decision method based on MTPM and DPM for multi-UAVs cooperative large area target search[J]. Acta Automatica Sinica,2014,40(7):1391-1403(in Chinese).

[16] DI B,ZHOU R,DUAN H B. Potential field based receding horizon motion planning for centrality-aware multiple UAV cooperative surveillance[J]. Aerospace Science and Technology,2015,46(10):386-397.

[17] KHAN A,YANMAZ E,RINNER B. Information exchange and decision making in micro aerial vehicle networks for cooperative search[J]. IEEE Transactions on Control of Network Systems,2015,2(4):335-347.

[18] SUJIT P B,BEARD R. Multiple UAV exploration of an unknown region[J]. Annals of Mathematics and Artificial Intelligence,2008,52(2):335-366.

[19] 张莹莹,周德云,夏欢. 不确定环境下多无人机协同搜索算法研究[J]. 电光与控制,2012,19(2):5-8.
ZHANG Y Y,ZHOU D Y,XIA H. Cooperative search algorithm for multi-UAV in uncertain environment[J]. Electronics Optics and Control,2012,19(2):5-8(in Chinese).

[20] 吴傲,杨任农,梁晓龙,等. 基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报,2021,47(4):814-827.
WU A,YANG R N,LIANG X L,et al. Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2021,47(4):814-827(in Chinese).

[21] 侯岳奇,梁晓龙,何吕龙,等. 未知环境下无人机集群协同区域搜索算法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(2):347-356.
HOU Y Q,LIANG X L,HE L L,et al. Cooperative area search algorithm for UAV swarm in unknown environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(2):347-356(in Chinese).

[22] 李春. 无人机集群自主协同搜索方法研究[D]. 杭州:浙江大学,2019:1-8.
LI C. Research on autonomous cooperative search using UAV swarms[D]. Hangzhou:Zhejiang University,2019:1-8(in Chinese).

[23] 彭辉,沈林成,朱华勇. 基于分布式模型预测的多 UAV 协同区域搜索[J]. 航空学报,2010,31(3):593-601.
PENG H,SHEN L C,ZHU H Y. Multiple UAV cooperative area search based on distributed model predictive control[J]. Acta Aeronautica et Sinica,2010,31(3):593-601(in Chinese).

[24] 符小卫,魏广伟,高晓光. 不确定环境下多无人机协同区域搜索算法[J]. 系统工程与电子技术,2016,38(4):821-827.
FU X W,WEI G W,GAO X G. Cooperative area search algorithm for multi-UAVs in uncertainty environment[J]. Systems Engineering and Electronics,2016,38(4):821-827(in Chinese).

[25] 马典亭,梁晓龙,张佳强,等. 自主飞行无人机地理围栏算法设计与实现[J]. 西安交通大学学报,2019,53(5):167-175.
FU Q X,LIANG X L,ZHANG J Q,et al. Design and implementation of autonomous flight unmanned aircraft system geo-fence algorithm[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2019,53(5):167-175(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Cooperative search algorithm for UAV swarm based on search intention interaction

WANG Ning[1,2], LI Zhe[1,2,*], LIANG Xiaolong[1,2], HOU Yueqi[1,2], WU Ao[1,2]

(1. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Shaanxi Province Lab. of Meta-synthesis for Electronic & Information System, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at the cooperative search problem of UAV swarm without prior information, a cooperative search algorithm of UAV swarm is proposed, which is guided by coverage rate and constrained by safe distance, communication distance, yaw angle adjustment and search boundary. The task area is described by establishing the environmental map matrix, and the environmental map update operator is further defined to realize the rapid update of the environmental map in the search process. The return function of swarm cooperative search task is designed, and particle swarm optimization algorithm is used to solve the problem in order to obtain the optimal decision of each UAV under the known environment map, namely the decision intention. Each UAV makes decisions again based on acquiring the decision-making intentions of other members to achieve cooperative decision-making. Two cooperative decision-making schemes, centralized and distributed, are proposed for swarms with different scales. The simulation results show that the proposed algorithm can effectively search the irregular task area with unknown threat, and the coverage is much higher than that of the individual decision method without cooperative decision.

Keywords: intention interaction; UAV swarm; cooperative search; model predictive control; rolling horizon optimization decision

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-26; **Accepted**: 2021-01-15; **Published online**: 2021-02-18 09:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210216.1545.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703427); National Defense Innovation Special Zone Project; "13th Five Year Plan" Equipment Pre-research Sharing Technology Project

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0604

捆绑火箭气动载荷分布不确定性分析

全下文载

董欣心，刘莉*，葛佳昊，王志
（北京理工大学 宇航学院，北京 100081）

摘 要：针对带捆绑火箭气动载荷分布受飞行状态及本身外形参数变化影响存在波动的现象，提出了依据多项式混沌理论对捆绑火箭气动载荷分布特征进行全局灵敏度分析及不确定性量化的方法，并以两助推构型火箭为例对所提方法进行验证。首先，提出了捆绑火箭气动载荷分布不确定性分析的方法，并给出仿真分析流程。其次，以两助推构型火箭为例对所提方法进行验证，建立火箭气动外形参数化模型，验证气动特性分析结果。最后，对该模型开展影响因素灵敏度分析及载荷分布不确定性分析，得到了不同因素的影响程度，以及气动轴力和法向力的不确定性分布形式，分析了流场流动情况及气动载荷波动的主要原因。分析结果为捆绑火箭气动载荷波动控制提供了一定参考，通过定量描述气动载荷分布不确定性，可以有效降低安全系数冗余，为开展精确结构设计提供依据。

关 键 词：捆绑火箭；气动载荷；多项式混沌；不确定性分析；灵敏度分析
中图分类号：V421.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)03-0464-09

火箭飞行过程中承受静态作用力和动态作用力，前者产生静载荷，后者产生动载荷。静载荷主要包括气动载荷、发动机产生的控制力、液体推进剂产生的晃动力等；动载荷主要包括阵风载荷、抖振载荷等[1]。火箭气动学科是总体设计的重要专业之一，气动特性分析得到的各项气动系数是载荷、姿态控制、结构设计等学科的先决条件，在火箭小回路设计中起到重要作用。然而在火箭飞行过程中包含许多不确定性因素，这种不确定性因素既有来自模型本身的不确定性，如在生产前无法完全准确获知结构尺寸及机械强度[2]，也有由于对载荷条件知识缺乏造成的来自自然界的不确定性，如外界风场对于载荷的影响。准确的载荷分析是火箭结构设计的先决条件，优良的设计应能保证在任何外载荷的激励下都能可靠完成任务，因此，需对载荷的不确定性展开分析。

传统的火箭设计过程中，对于不确定性因素常采用计入安全系数的方式进行考虑，这种方式的问题在于安全系数的选取对于设计人员经验的依赖性较强，由于缺乏对不确定性的量化，安全系数过小无法保证安全，而过保守主义又会提升零件生产的经济成本，并且会带来不必要的质量增加。

近年来，不确定性优化设计[3-4]的概念逐渐在设计领域受到重视，其前提是不确定性量化（uncertainty quantification），主要思想是在设计过程中通过对模型输出响应的不确定性定量描述提升模型的可信度。不确定性分析可以帮助设计人员更好地量化模型响应的不确定性，获知模型置信度。对于气动载荷的不确定性分析主要集中在对气动力系数的分析，包括升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数，可以据此计算机体或箭体所受的气动合力，为姿态控制专业提供上游数据。宋鑫

收稿日期：2020-10-27；**录用日期**：2021-01-15；**网络出版时间**：2021-02-20 15:56
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210220.1548.001.html
*通信作者. E-mail：liuli@bit.edu.cn

引用格式：董欣心，刘莉，葛佳昊，等. 捆绑火箭气动载荷分布不确定性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(3)：464-472.
DONG X X，LIU L，GE J H，et al. Uncertainty analysis of aerodynamic load distribution on strap-on launch vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(3)：464-472(in Chinese).

北京航空航天大学学报

等[5]对对称翼型开展了不确定性分析，得到了翼型气动性能定量变化区间，并以阻力系数最小为目标对其开展鲁棒性优化设计。针对由马赫数及迎角不确定性导致的气动性能波动问题，邬晓敬等[6]以 NACA0012 翼型为例，分析了跨声速阶段该现象产生的机理。

然而，仅关注气动力系数难以为火箭结构设计提供有效的指导，在结构设计过程中，需给出箭体分站上每一截面的内力，以便对火箭各部段分别进行设计。尤其是对于捆绑火箭，芯级与助推器捆绑处存在复杂的气动干扰问题。国内外学者对此类干扰问题开展了相关研究。Uematsu 等[7]开展了高超声速流动条件下助推器与芯级分离的风洞试验，分别分析了不同攻角下不同截面形状的助推器在分离过程中对芯级的干扰冲击波形式。沈丹等[8]采用数值仿真模拟了高超声速条件下助推器头部对芯级的激波干扰，并对比了直头助推与斜头助推的干扰特性。由于捆绑火箭气动特性存在的复杂性及不确定性，了解火箭自身参数及大气条件等因素对气动载荷分布不确定性的影响是十分必要的。

不确定性分析方法主要可以分为概率方法[9-11]（probabilistic methods）和可能性方法[12-13]（possibilistic methods）。传统的概率方法多采用统计方法，如蒙特卡罗方法，其问题是所需样本数量较大、计算量较大及计算效率低，尤其是对于气动分析问题，单次计算花费时间较长，计算成本难以接受。广义多项式混沌方法（general polynomial chaos，gPC）作为一种非统计的概率方法，具有所需样本点数目少和计算精度高的优点，在气动分析领域得到广泛应用。Reuss 等[14]依据配点非侵入式多项式混沌方法获取随机响应面，对运载火箭多学科分析获得的输出参数混合不确定性进行分析。Hosder 等[15]采用稀疏的非侵入式多项式混沌方法及全局非线性灵敏度分析方法，对返回舱后体再入过程的辐射加热现象进行分析。宋赋强等[16]采用稀疏的非侵入式多项式混沌方法量化了乘波体的气动特性不确定性。

如果能够获知各项因素对响应不确定性的贡献程度，分析不确定性的主要来源，就能通过控制这些因素提升模型的置信度，此时需要引入灵敏度分析[17]。同时，由于不确定性分析方法的计算量会随输入参数的增加而大幅提升，合理选定输入参数非常重要，而灵敏度分析也为不确定分析中参数的选取提供依据。

首先，提出了依据多项式混沌理论，对捆绑火箭气动载荷分布开展全局灵敏度分析及不确定性分析的方法。然后，采用文献中给出气动特性实验数据的两捆绑火箭模型进行 CFD 分析，验证流场求解结果，并以此模型为基础建立外形参数化模型，对提出的方法进行验证。在来流参数及外形参数存在扰动的情况下，采用拉丁超立方采样获取样本点，通过 CFD 仿真分析获取样本点压力系数及黏性应力系数，分段积分得到气动力系数沿箭体分布，并由此计算气动载荷分布。最后，依据计算结果分析了流场的流动情况及气动载荷波动的产生原因。

1　气动载荷分布不确定性分析方法

1.1　灵敏度分析方法

常用的全局灵敏度分析方法有基本效应法[18]、基于导数的灵敏度分析法[19]、基于方差的灵敏度分析法[20-21]、矩独立灵敏度分析法[22]等，其中方差灵敏度分析法又称为 Sobol 方法，通过输入变量的方差在系统响应方差中的贡献度来衡量该变量的重要程度，能充分表征变量对响应的影响程度，因此，本文采用 Sobol 方法分析各因素对气动载荷的灵敏度。

将模型的不确定性输入定义为 $\boldsymbol{X}$，不确定性响应定义为 Y，则该不确定模型函数可表示为 $Y=f(\boldsymbol{X})$，其中 $\boldsymbol{X}=(X_1,X_2,\cdots,X_n)$，为不失一般性，对各不确定性输入进行归一化处理，使 n 维输入变量在 $[0,1]$ 内服从均匀分布，变量间相互独立，通过高维模型展开可以得到

$$Y=f(\boldsymbol{X})=f_0+\sum_{i=1}^{n}f_i(X_i)+\sum_{1\leqslant i\leqslant j\leqslant n}f_{ij}(X_i,X_j)+\cdots+f_{12\cdots n}(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_n) \tag{1}$$

可以进行展开的条件为

$$\int_0^1 f_{i_1,i_2,\cdots,i_s}(X_{i_1},X_{i_2},\cdots,X_{i_s})\,\mathrm{d}X_{i_k}=0 \qquad 1\leqslant k\leqslant s \tag{2}$$

说明展开式中的所有项均两两正交，其表示为

$$\int[f_{i_1,i_2,\cdots,i_s}(X_{i_1},X_{i_2},\cdots,X_{i_s})\cdot f_{j_1,j_2,\cdots,j_t}(X_{j_1},X_{j_2},\cdots,X_{j_t})]\,\mathrm{d}\boldsymbol{X}\begin{cases}=0 & \{i_1,i_2,\cdots,i_s\}\neq\{j_1,j_2,\cdots,j_t\}\\ \neq 0 & \{i_1,i_2,\cdots,i_s\}=\{j_1,j_2,\cdots,j_t\}\end{cases} \tag{3}$$

式中：$f_0=E(Y)$ 为响应 Y 的期望；$f_i(X_i)=E(Y|X_i)-f_0$ 为输入 X_i 对于响应 Y 的影响；$f_{ij}(X_i,X_j)=$

北京航空航天大学学报

北航学报 瞰阅

$E(Y|X_i,X_j)-f_0-f_i-f_j$ 为二阶相互作用，表示输入 X_i、X_j 共同作用下对响应 Y 的影响。

对式(1)两侧同时取方差，得到

$$\mathrm{Var}(Y)=\sum_{i=1}^{n}V_i+\sum_{1\leqslant i<j\leqslant n}V_{ij}+\cdots+V_{12\cdots n} \tag{4}$$

式中：$V_i=\mathrm{Var}(f_i)=\mathrm{Var}(E(Y|X_i))$；$V_{ij}=\mathrm{Var}(f_{ij})=\mathrm{Var}(E(Y|X_i,X_j))-V_i-V_j$，以此类推。

Sobol 指数为[21]

$$S_{ij\cdots m}=\frac{V_{ij\cdots m}}{\mathrm{Var}(Y)} \tag{5}$$

Sobol 指数的取值在[0,1]之间，且取值越大说明该输入变量对响应的影响越大。

1.2 不确定性量化方法

采用多项式混沌展开方法对系统进行不确定性分析，其思想在于将一个随机过程利用属于某特定分布类型的正交多项式混沌之和替代。假设有随机过程如下：

$$Y=f(\boldsymbol{\xi}) \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\xi}=[\xi_1,\xi_2,\cdots,\xi_n]$ 为服从一定分布的随机变量，并且相互独立。

则可将式(6)展开，并在有限阶截断得到

$$Y=\sum_{i=0}^{\infty}\hat{y}_i\boldsymbol{\Phi}_i(\boldsymbol{\xi})\approx\sum_{i=0}^{m}\hat{y}_i\boldsymbol{\Phi}_i(\boldsymbol{\xi}) \tag{7}$$

式中：$\hat{y}_i$ 为第 i 阶展开系数；$\boldsymbol{\Phi}_i$ 为第 i 阶展开式的项；m 为截断阶数，有

$$m=\frac{(n+s)!}{n!s!}-1 \tag{8}$$

其中：n 为随机变量数量；s 为混沌多项式阶数。

依据 Askey 准则，正交多项式基底的选择取决于标准随机变量 $\boldsymbol{\xi}$ 的分布，自然界中大部分随机现象可以用高斯分布来描述，本文问题中讨论的不确定性变量也服从高斯分布，其对应的多项式为 Hermite 多项式。n 维 Hermite 多项式表达式为

$$H(\xi_1,\xi_2,\cdots,\xi_n)=\mathrm{e}^{\frac{1}{2}\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}}(-1)^n\frac{\partial^n}{\partial\xi_1\partial\xi_2\cdots\partial\xi_n}\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}} \tag{9}$$

展开系数 $\hat{\boldsymbol{y}}=[\hat{y}_0,\hat{y}_1,\cdots,\hat{y}_m]$ 的求解方法分为侵入式和非侵入式。非侵入式方法无需对原模型进行操作，应用较为广泛，采用最小二乘法求解待定系数：

$$\hat{\boldsymbol{y}}=\arg\min\left[\sum_{i=0}^{m}\hat{y}_i\boldsymbol{\Phi}_i(\boldsymbol{\xi})-f(\boldsymbol{\xi})\right] \tag{10}$$

根据多项式混沌理论，得到原不确定性系统的前二阶统计矩为

$$\begin{cases}E(Y)=\hat{y}_0\\ \mathrm{Var}(Y)=\sum_{i=1}^{m}\hat{y}_i\int H_i(\boldsymbol{\xi})H_i(\boldsymbol{\xi})\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\xi}}\mathrm{d}\boldsymbol{\xi}\end{cases} \tag{11}$$

1.3 载荷计算方法及仿真流程

火箭箭体沿轴向分布气动载荷可分为横侧向载荷和轴向载荷，二者分别由轴向气动力系数 C_x、法向气动力系数 C_n 及箭体质量特性、特征面积 S 和飞行动压 q 决定。通过 CFD 仿真分析可以得到火箭芯级表面所受压力系数 $\boldsymbol{C}_p=(C_{p_x},C_{p_y},C_{p_z})$ 及黏性应力系数 $\boldsymbol{C}_v=(C_{v_x},C_{v_y},C_{v_z})$，则气动力系数沿箭体 x 轴分布可以由压力系数和黏性应力系数之和在箭体表面沿周向积分获得

$$\begin{cases}C_x(x)=\int_0^{2\pi}C_{p_x}(x)+C_{v_x}(x)\mathrm{d}\theta\\ C_{n_y}(x)=\int_0^{2\pi}C_{p_y}(x)+C_{v_y}(x)\mathrm{d}\theta\\ C_{n_z}(x)=\int_0^{2\pi}C_{p_z}(x)+C_{v_z}(x)\mathrm{d}\theta\end{cases} \tag{12}$$

式中：C_{n_y}、C_{n_z} 分别为轴向气动力系数 C_n 在 y 轴、z 轴上的分量。

在实际计算过程中，对式(12)沿轴向按气动分站进行分段积分，得到每一站点的气动力系数，近似代替该段的气动力系数。由此结果可进一步计算得到沿箭体 x 轴分布的轴力及法向力为

$$\begin{cases}F_x(x)=qSC_x(x)\\ F_n(x)=qSC_n(x)\end{cases} \tag{13}$$

仿真计算流程如图 1 所示，主要步骤如下：

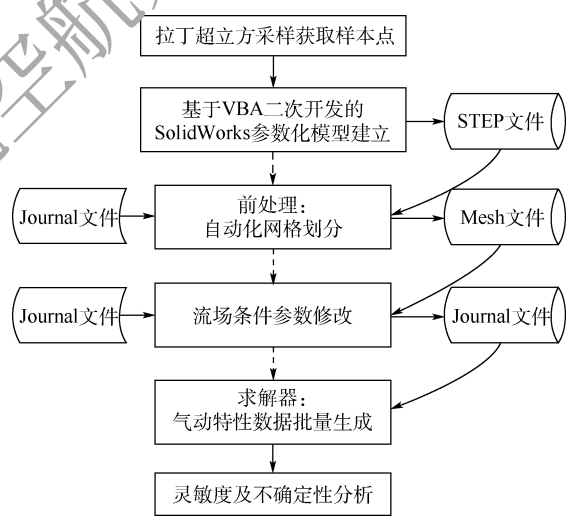


图 1 仿真分析流程

Fig. 1 Flowchart of simulation and analysis

步骤 1 依据多项式混沌展开阶数确定采样数量 N，依据变量分布，采用拉丁超立方采样获得自变量 $\boldsymbol{X}$ 的 N 组样本点。

步骤 2 基于 VBA 语言对 SolidWorks 二次开发，实现参数化模型自动更新，完成对结构外形参数的更新，导出 STEP 格式文件。

北京航空航天大学学报

步骤 3　采用 CFD 前处理软件 Gambit 对模型进行气动网格划分及边界条件设置，依据预先录制的 Journal 文件读取步骤 2 生成的 STEP 格式模型文件，进行自动化网格划分，并生成网格 Mesh 文件。

步骤 4　依据预先录制的 Journal 文件实现 CFD 仿真条件设置，读取步骤 3 生成的 Mesh 文件，采用 MATLAB 脚本更改 Journal 文件，实现来流参数的自动更新。

步骤 5　由更新后的 Journal 文件驱动求解器进行 CFD 求解，批量计算得到所有样本对应的气动特性数据。

步骤 6　对求得的气动特性数据开展 Sobol 灵敏度分析及不确定性分析。

2　模型建立及流场求解

2.1　捆绑火箭模型参数化

为验证仿真分析结果的可靠性，以文献[23]中提出的两捆绑构型火箭模型为对象开展气动载荷不确定性分析，其外形如图 2 所示，具体参数数值在表 1 中给出。该模型平均了现有主要带捆绑运载火箭的外形尺寸参数，且文献中给出了该模型芯级表面压力系数分布的风洞试验数据。采用 SolidWorks 建模，并通过 Excel 中的 VBA 程序进行二次开发，可以实现外形自动化更新。

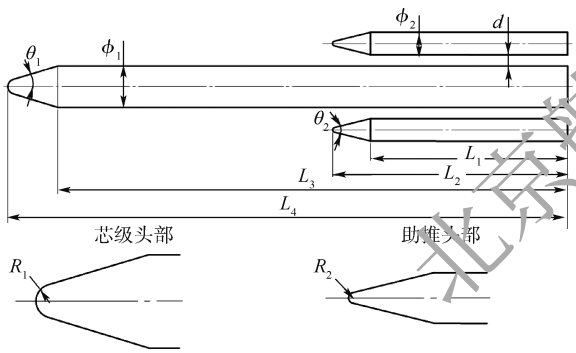


图 2　捆绑火箭参数化模型

Fig. 2　Strap-on launch vehicle parametric model

表 1　外形参数数值

Table 1　Values of shape parameters

参数	数值	参数	数值
θ_1/(°)	17	d/m	1
θ_2/(°)	14	L_1/m	17.65
ϕ_1/m	3.7	L_2/m	21
ϕ_2/m	2	L_3/m	45.5
R_1/m	0.66	L_4/m	50
R_2/m	0.22		

2.2　网格划分及流场条件设置

由于捆绑式运载火箭的外形较复杂，芯级和助推器之间存在小的间隙，难以采用结构网格来生成计算域的网格，模型气动网格生成采用非结构网格、圆柱形的计算域。首先，生成火箭壁面和圆柱面边界上的网格点，连接生成三角形网格。然后，采用阵面推进法生成四面体非结构网格。

为了获取更准确的计算结果，在火箭头部整流罩处和芯级与助推器间易产生气流干扰处进行局部气动网格加密。计算域的选择应保证流动能够充分发展，计算域选定为抛物面围成区域，长为 90 m，底面半径为 25 m，箭体头部距抛物面头部 10 m。为降低计算量，用对称面将模型分为 2 部分，仅对半模型进行分析计算。最终生成四面体网格数量为 793 678，箭体、计算域表面网格及边界条件设置如图 3 所示。

模型验证工况及分析工况的流动条件均为高度可压缩流动，对于此类三维定常可压缩流动问题，选用密度基求解器能够获得更好的求解效果。采用基于节点的 Green-Gauss 函数求梯度，该方法精度较高，适用于非结构化网格。假设空气为理想气体，服从理想气体状态方程。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型，适用于具有壁面限制的流动问题，对有逆压梯度的边界层问题能够求得较好的结果。

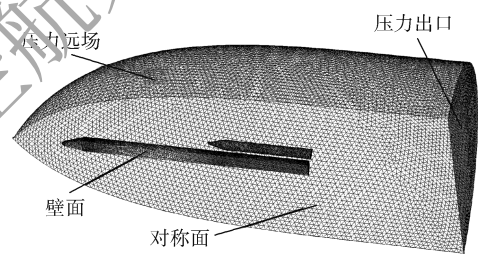


图 3　网格划分示意图

Fig. 3　Schematic diagram of grid generation

2.3　气动特性模型验证

为验证网格划分合理性与计算模型准确性，将仿真计算结果与文献[23]中提供的风洞试验数据进行对比。选用 2 种工况对计算结果进行准确性验证。其中，工况 1 为 $Ma=0.6$、$\alpha=0°$，工况 2 为 $Ma=2.0$、$\alpha=0°$。两助推中心轴线位于 XOY 平面内，假设迎角仅位于 XOZ 平面内（见图 4），则法向力沿 z 轴方向分布。

就火箭芯级靠近助推器一侧，即图 4 中红色虚线所示位置的表面压力系数 C_p 沿箭体轴向分布。图 5 给出了本文及文献[23]的 CFD 仿真结果与风洞试验结果对比。从图 5 可以看出，本文

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

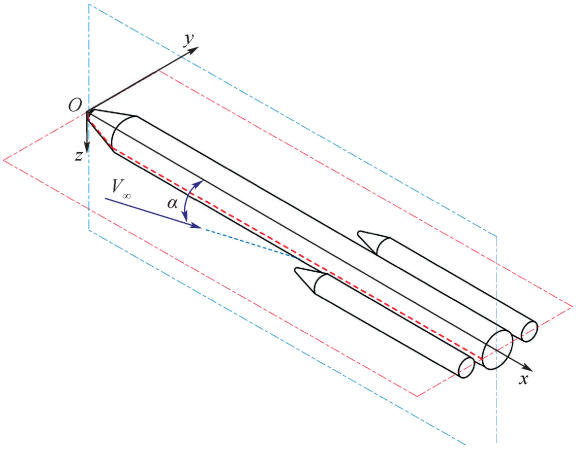


图 4 迎角方向及表面压力系数提取位置

Fig. 4 Attack angle direction and surface pressure coefficient extraction location

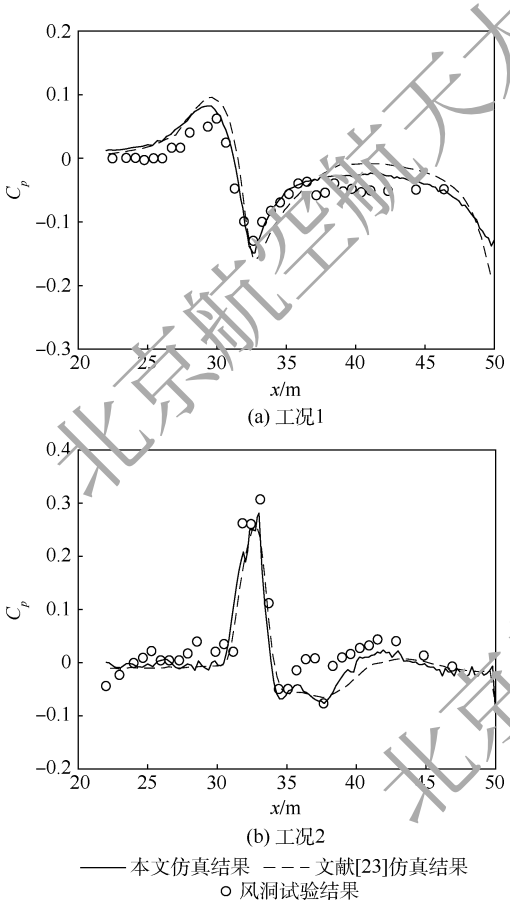


图 5 表面压力系数分布对比

Fig. 5 Comparison of surface pressure coefficient distribution

的仿真结果与风洞试验数据吻合较好,略优于文献[23]的仿真结果,可以满足后续分析对模型精度的需求。

3 仿真验证及结果分析

3.1 仿真参数设置

分析计算发现,气动载荷变化较为剧烈的主要为火箭头部整流罩处及捆绑与芯级发生气流干扰处,故将不确定性输入选为 $\boldsymbol{X}=[\theta_1,d,Ma,\alpha]$,包括 2 个几何外形尺寸参数,分别为整流罩头锥半顶角 θ_1 和芯级助推间距 d,以及 2 个气动参数,分别为飞行马赫数 Ma 和迎角 α。分析上述参数在小范围内扰动对捆绑火箭气动载荷的影响情况。

自然界中的变量广泛服从正态分布,依据中心极限定理,误差可以看作是许多量的叠加,理应服从正态分布,因此,认为选取的变量均服从正态分布。选取火箭气动载荷分析过程中较为关注的最大动压状态进行分析,通过查阅相关型号弹道数据确定该工况对应的飞行状态。假设 Ma 均值为 1.3,95% 概率位于[1.2,1.4],即 $Ma\sim N(1.3,0.05^2)$;α 均值为 5°,95% 概率位于[4°,6°],即 $\alpha\sim N(5,0.5^2)$;θ_1 均值为 17°,d 均值为 1 000 mm,均取变异系数 c_v 为 0.06,即 $\theta_1\sim N(17,1.02^2)$,$d\sim N(1\,000,60^2)$。计算采用三阶多项式混沌方法,依据式(8)可得三阶四维问题的展开式项数为 34,采样点数通常取项数的 1.5 ~ 3 倍[6],选取采样点为 60。依据变量分布,采用拉丁超立方采样获得 Ma、α、θ_1、d 的 60 组样本点。

3.2 灵敏度及不确定性结果分析

在结构设计过程中,通常采用分段设计方法,选取各部段载荷最大的截面,将最大载荷作为该部段的设计载荷,因此重点关注载荷峰值。气动载荷按沿箭体 x 轴方向及垂直于箭体 x 轴方向可以分为轴向力和法向力,依据式(13)计算得到各组样本对应轴向力及法向力分布。

依据载荷分布结果,分别选定轴向力分布在头锥处的峰值(峰值 1)、法向力在头锥处的峰值(峰值 2)及芯级和助推发生气流干扰处的峰值(峰值 3)大小作为响应值,峰值所在位置如图 6(a)、图 6(b)中所示,分析头锥半顶角、芯级助推间距、迎角及马赫数对响应的灵敏度。分析得到 Sobol 指数如图 7 所示。

从灵敏度分析结果可以看出,飞行马赫数对轴向力峰值的影响较大,而飞行迎角对法向力峰值有明显影响,对轴向力峰值影响很小。头锥半顶角对头锥处轴向力影响较大,而对法向力影响偏小;芯级助推间距对二者发生气动干扰处的法向力有一定影响,但其影响小于迎角及马赫数。马赫数对轴向力及法向力的作用包括力系数和动压 2 个部分,因此,对各响应值均有较大影响。

依据多项式混沌展开方法对轴向力和法向力分布的期望和方差进行分析,得到其不确定性分布如图 7 所示。图中:实线表示轴向力和法向力分布

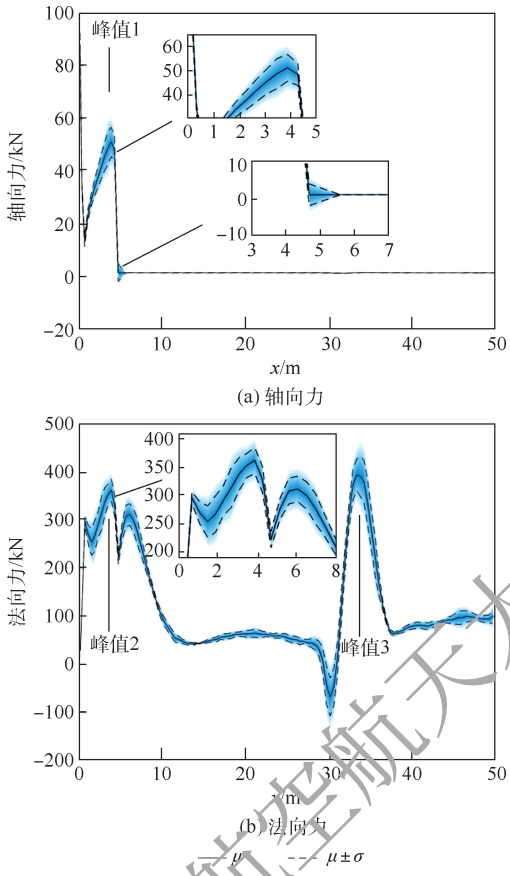


图 6　轴向 x 及法向力不确定性分布

Fig. 6　Uncertainty distribution of axial force and normal force

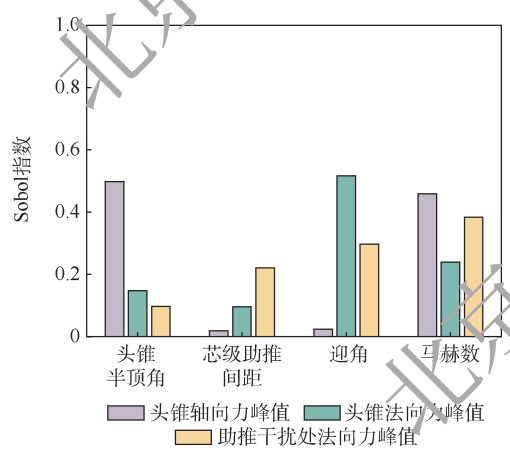


图 7　不确定性因素 Sobol 灵敏度指数

Fig. 7　Sobol sensitivity indices of uncertainty factors

的期望值 μ，即平均水平；虚线表示偏离均值一倍标准差位置 $\mu+\sigma$，即对应发生概率为 65.26%；蓝色边界表示偏离均值二倍标准差位置 $\mu+2\sigma$，即对应发生概率为 95.44%，颜色越浅表示载荷到达该值的概率越低。所关注载荷峰值出现位置、对应的均值、标准差和不确定度结果如表 2 所示。

从不确定性分析结果可以看出，轴向力的不确定性主要出现在头锥处，峰值 1 处不确定度为 10.90%，其后在火箭芯级截面无变化处几乎为零，变化十分平缓，仅在出现助推器位置有微弱波动；相比之下法向力的不确定性较为显著，在头锥处、助推干扰处及尾段均有明显波动，峰值 2 处不确定度为 6.327%，峰值 3 处不确定度为 10.79%，在芯级截面不变且未与助推器产生气流干扰处同样存在一定的不确定性，主要是由于来流参数波动产生的。

表 2　不确定性分析结果

Table 2　Uncertainty analysis results

参数	峰值 1	峰值 2	峰值 3
位置/m	3.862	3.862	33.83
均值/μ	51.02	362.1	391.5
标准差 Δ/kN	5.560	22.91	42.23
不确定度/%	10.90	6.327	10.79

3.3　流场结果分析

为了更直观地分析火箭几何外形对气动特性产生影响的原因，将迎角及马赫数固定为 $Ma=1.3$，$\alpha=5°$，分别分析 $d=1\ 000$ mm 时 $\theta_1=16°$、$\theta_1=17°$、$\theta_1=18°$ 三种工况及 $\theta_1=17°$ 时 $d=800$ mm、$d=1\ 000$ mm、$d=1\ 200$ mm 三种工况下的流动情况。选取受工况改变影响较为显著的火箭芯级靠近助推器一侧的表面压力系数分布情况进行对比，结果如图 8 所示。

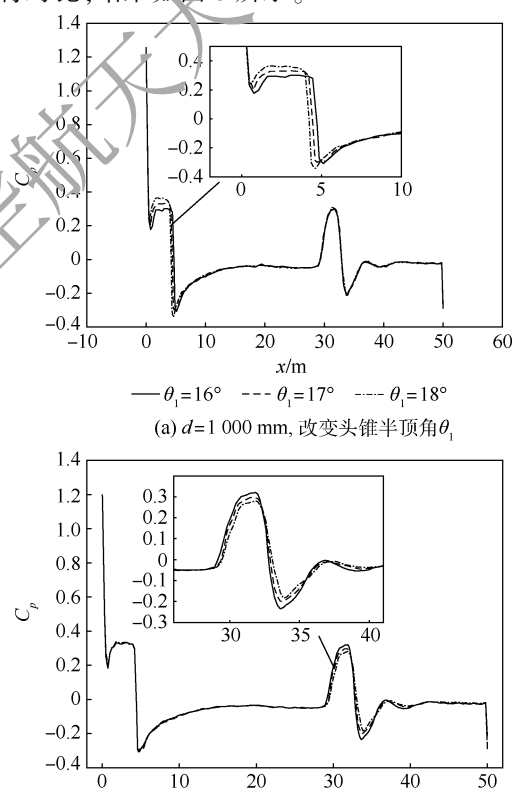
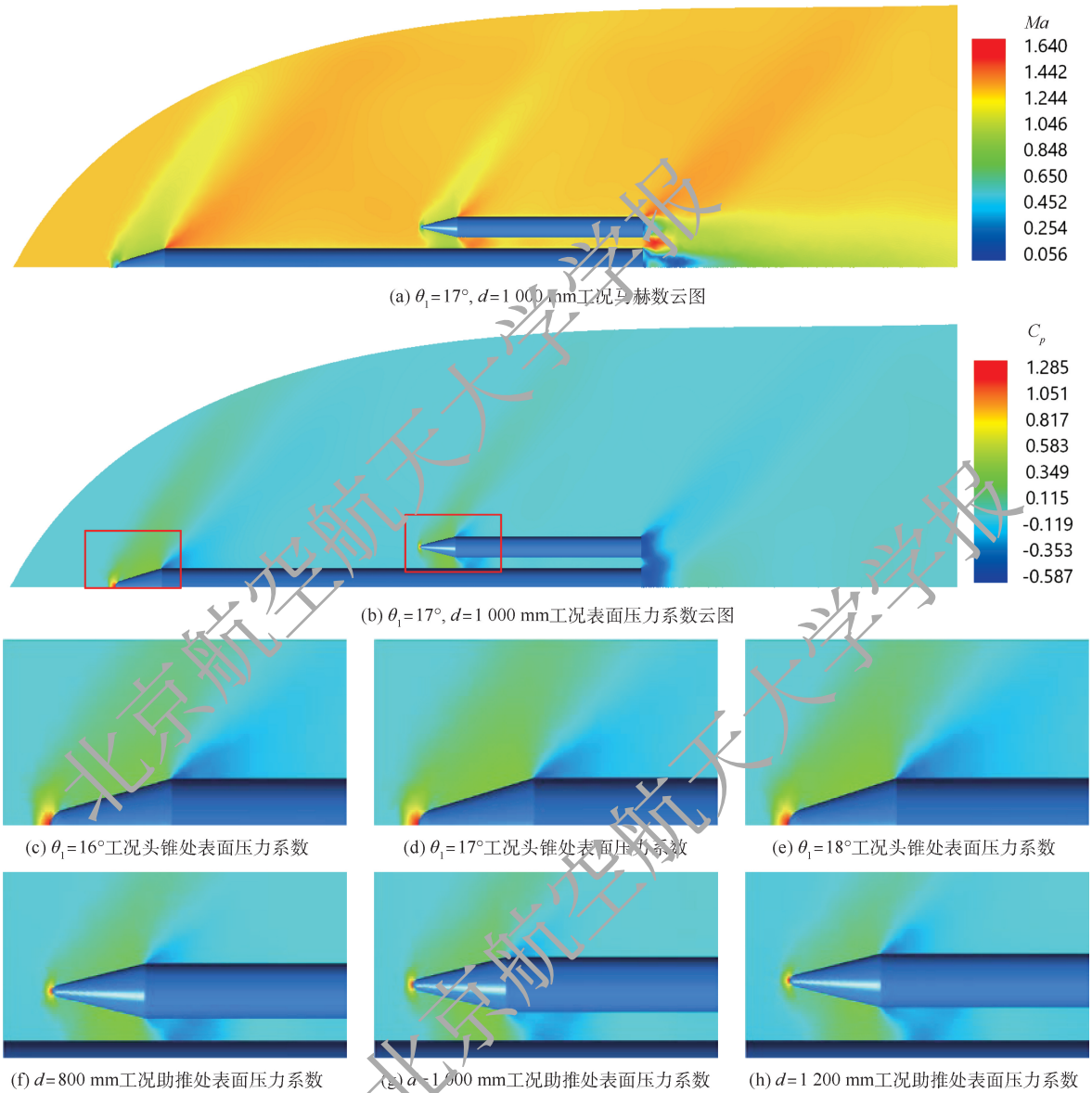


图 8　不同工况下表面压力系数分布情况对比

Fig. 8　Comparison of pressure coefficient distribution at different conditions

北京航空航天大学学报

从图 8(a)中可以看出,随着头锥半顶角增大,来流受到的压缩程度变大,头锥处表面压力系数峰值出现位置逐渐提前,且峰值逐渐增大;从图 8(b)中明显可以看到,激波与膨胀波来回反射压缩引起的压力系数震荡,随着芯级助推间距增大,干扰处表面压力系数峰值出现位置略微后移,对应的波动峰值也逐渐减小。图 9 给出标称工况下的马赫数云图及不同工况下的表面压力系数云图。



(a) θ_1=17°, d=1 000 mm工况马赫数云图

(b) θ_1=17°, d=1 000 mm工况表面压力系数云图

(c) θ_1=16°工况头锥处表面压力系数

(d) θ_1=17°工况头锥处表面压力系数

(e) θ_1=18°工况头锥处表面压力系数

(f) d=800 mm工况助推处表面压力系数

(g) d=1 000 mm工况助推处表面压力系数

(h) d=1 200 mm工况助推处表面压力系数

图 9 马赫数及表面压力系数云图

Fig. 9 Contour of Mach number and surface pressure coefficient

从马赫数及表面压力系数云图中可以看出,头锥处激波和膨胀波的干扰会导致冲击波后部产生倾斜的高流速区域,即低压区。而随着头锥半顶角增大,物面前端内折角度及后部外折角度均增大,导致激波波面倾角增大,头锥表面气流速度降低更快,气压波动幅度较大。芯级和助推间存在膨胀波(由于压缩来回反射的现象),当间距增大时,反射次数减少,表面压力系数及载荷变化都更加平衡,能量的损失也更小。单独从气动设计角度来讲,适当减小头锥半顶角、增大芯级助推间距更有利于载荷平衡变化,为结构设计降低不确定性。

4 结 论

1) 针对带捆绑火箭气动载荷分布不确定的问题,提出了基于多项式混沌理论的捆绑火箭气动载荷灵敏度分析及不确定性量化方法,为结构设计提供更准确的需用载荷。

2) 通过算例分析了来流马赫数、迎角及 2 个外形参数对气动轴向力和法向力峰值的灵敏度。结果表明,来流速度是影响轴向力的主要因素,而迎角是影响法向力的主要因素。头锥半顶角对头

锥处的轴向力影响较大，芯级助推间距对二者产生气流干扰处的法向力有一定影响，但相对于马赫数和迎角影响不大。

3）通过非侵入式多项式混沌方法得到轴向力及法向力不确定性分布情况。结果表明，轴向力不确定性主要出现在头锥处，法向力不确定性主要出现在头锥及与助推器产生干扰处。头锥处的载荷不确定性主要原因是来流速度变化和头锥截面变化导致激波与膨胀波波角及强度不确定；助推干扰处的法向力不确定性主要由于来流条件及间距变化加剧了膨胀波反射波动。

4）头锥半顶角增大、芯级助推间距减小均会加剧芯级表面压力系数波动，增大气动载荷变化幅度。因此，为降低结构设计过程的载荷不确定性，可对气动外形参数设计提出一定建议，如适当减小头锥半顶角和增大芯级助推间距。

本文采用火箭半模型进行仿真计算，仅考虑了横向气动载荷影响，采用全模型可以综合分析横侧向气动载荷不确定性及来流方向与助推所在平面夹角变化对气动载荷的影响，后续将在本文基础上对此问题进行进一步研究。

参考文献（References）

[1] 王锋. 运载火箭载荷计算及通用软件实现[D]. 长沙：国防科学技术大学，2001.
WANG F. Calculation of launch vehicle load and software design[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2001(in Chinese).

[2] WANG Y, YU X. Robust optimization of aerodynamic design using surrogate model[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 24(3): 181-187.

[3] BELLMAN R E, ZADEH L A. Decision-making in a fuzzy environment[J]. Management Science, 1970, 17(4): 141-164.

[4] FAES M. Interval methods for the identification and quantification of inhomogeneous uncertainty in finite element models[D]. Belgium: KU Leuven, 2017.

[5] 宋鑫，郑冠男，杨国伟，等. 几何不确定性区间分析及鲁棒气动优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(11)：2217-2227.
SONG X, ZHENG G N, YANG G W, et al. Interval analysis for geometric uncertainty and robust aerodynamic optimization design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2217-2227(in Chinese).

[6] 邬晓敬，张伟伟，宋述芳，等. 翼型跨声速气动特性的不确定性及全局灵敏度分析[J]. 力学学报，2015，47(4)：587-595.
WU X J, ZHANG W W, SONG S F, et al. Uncertainty quantification and global sensitivity analysis of transonic aerodynamics about airfoil[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(4): 587-595(in Chinese).

[7] UEMATSU T, ASO S, TANI Y. Supersonic flight separation simulation for TSTO launch vehicles considering shock wave interaction reduction[C]// Proceedings of the AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012.

[8] 沈丹，吴彦森，岑拯. 芯级与助推器头部气动干扰流场数值模拟[J]. 导弹与航天运载技术，2013(6)：42-46.
SHEN D, WU Y S, CEN Z. Numerical simulation of aerodynamic interaction characteristics between the rocket and a booster's nosecone[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(6): 42-46(in Chinese).

[9] STEFANOU G. The stochastic finite element method: Past, present and future[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2009, 198(9): 1031-1051.

[10] SPANOS P D, GHANEM R. Stochastic finite element expansion for random media[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1989, 115(5): 1035-1053.

[11] GHANEM R G, SPANOS P D. Stochastic finite elements: A spectral approach[M]. Berlin: Springer, 1992.

[12] MOENS D, HANSS M. Non-probabilistic finite element analysis for parametric uncertainty treatment in applied mechanics: Recent advances[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2011, 47(1): 4-16.

[13] MLLER B, GRAF W, BEER M. Fuzzy structural analysis using alpha-level optimization[J]. Computational Mechanics, 2000, 26(6): 547-565.

[14] BETTIS B, HOSDER S, WINTER T. Efficient uncertainty quantification in multidisciplinary analysis of a reusable launch vehicle[C]// Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2011.

[15] HOSDER S, WALTERS R W, BALCH M. Point-collocation nonintrusive polynomial chaos method for stochastic computational fluid dynamics[J]. AIAA Journal, 2010, 48(12): 2721-2730.

[16] 宋斌强，阎超，马宝峰，等. 锥导乘波体构型的气动特性不确定度分析[J]. 航空学报，2017，39(2)：97-106.
SONG F Q, YAN C, MA B F, et al. Uncertainty analysis of aerodynamic characteristics for cone-derived waverider configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 39(2): 97-106(in Chinese).

[17] 肖思男，吕震宙，王薇. 不确定性结构全局灵敏度分析方法概述[J]. 中国科学：物理学、力学、天文学，2018，48(1)：4-21.
XIAO S N, LV Z Z, WANG W. A review of global sensitivity analysis for uncertainty structure[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica and Astronomica, 2018, 48(1): 4-21(in Chinese).

[18] XIAO S N, LU Z Z, XU L Y. A new effective screening design for structural sensitivity analysis of failure probability with the epistemic uncertainty[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2016, 156(12): 1-14.

[19] SOBOL' I M, KUCHERENKO S. Derivative based global sensitivity measures and their link with global sensitivity indices[J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2016, 79(10): 3009-3017.

[20] SOBOL' I M. Sensitivity analysis for non-linear mathematical

models[J]. Mathematical Modeling and Computational Experiment,1993,1(1):407-414.
[21] SOBOL' I M. Global sensitivity indices for nonlinear mathematical models and their Monte Carlo estimates[J]. Mathematics and Computers in Simulation,2014,55(1-3):271-280.
[22] QIAO L,HOMMA T. A new importance measure for sensitivity analysis[J]. Journal of Nuclear Science and Technology,2010,47(1):53-61.
[23] MANI M,NAGHIB-LAHOUTI A,NAZARINIA M. Experimental and numerical aerodynamic analysis of a satellite launch vehicle with strap-on boosters[J]. Aeronautical Journal,2016,108(1085):379-386.

Uncertainty analysis of aerodynamic load distribution on strap-on launch vehicle

DONG Xinxin, LIU Li*, GE Jiahao, WANG Zhi

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Aimed at the uncertainty of the aerodynamic load distribution of strap-on launch vehicles due to the uncertainty of flight status and shape parameters, a method based on the polynomial chaos theory to analyze the aerodynamic load distribution characteristics and quantify the uncertainty of the strap-on launch vehicle is proposed. A two-strap-on configuration was used as an example to verify the method. First, a method for uncertainty analysis of aerodynamic loads of the strap-on launch vehicles was proposed, and the simulation analysis process was given. Second, the method was verified by a two-strap-on configuration, the aerodynamic shape parametric model was established, and the aerodynamic characteristic analysis result was verified. Finally, the sensitivity analysis of influencing factors and the uncertainty analysis of load distribution were carried out, the influencing degree of different factors and the uncertainty distribution form of aerodynamic axial force and normal force were obtained according to the proposed method, and the flow mechanism was analyzed. The analysis results provide reference for the aerodynamic load control of strap-on launch vehicle. By describing the aerodynamic load uncertainty quantitatively, the safety factor redundancy can be reduced effectively and the basis of accurate structural design can be provided.

Keywords: strap-on launch vehicle; aerodynamic loads; polynomial chaos; uncertainty analysis; sensitivity analysis

Received: 2020-10-27; **Accepted**: 2021-01-15; **Published online**: 2021-02-20 15:56
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210220.1548.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: liuli@bit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0588

基于释热率分析的钝体贫油熄火过程分析

全下文载

邢竞文[1], 金捷[1,2,3], 王方[1,2,3,*]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学江西研究院, 南昌 330096;
3. 北京航空航天大学成都航空动力创新研究院, 成都 611930)

摘 要: 针对锥形钝体稳定的甲烷-空气预混湍流火焰复杂的熄火过程,采用大涡模拟(LES)与输运方程概率密度函数(TPDF)湍流燃烧模型相结合的模拟方法,研究远离熄火、近熄火及熄火点的火焰和释热率(HRR)数值变化情况,定量分析熄火判据。结果表明:冷态速度模拟结果和实验的相对均方根误差在10%以内,热态误差在20%以内;释热率是否出现在OH和CH_2O重叠的区域,是判断熄火的一个重要参数;远离熄火时,释热率高的区域主要沿内侧剪切层出现;近熄火工况下,释热率在流向轴上闭合,回流区下游也出现较大的释热率;熄火点工况下,较大释热率的区域在回流区下游和上游均有出现;模拟预测的熄火情况和实验PLIF结果一致;平均释热率可作为判断熄火的定量依据,即当钝体后方0.2d处内侧剪切层平均释热率与回流区平均释热率的比值小于4时,发生熄火。

关 键 词: 释热率(HRR); 贫油熄火边界预测; 大涡模拟(LES); 输运方程概率密度函数(TPDF); 湍流燃烧

中图分类号: V231.2

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0473-12

贫油熄火边界是决定燃烧室稳定工作范围的关键参数,是发动机的最小稳定工作状态[1]。可通过实验、半经验、数值仿真与半经验结合及数值仿真4种方法来实现贫油熄火边界的预测。Dawson等[2]以实验的方法对锥形钝体稳定器的甲烷-空气湍流预混火焰进行了贫油熄火边界的测量,分析了火焰形态变化,得到了该实验条件下的贫油熄火边界曲线。陶焰明等[3]使用半经验与CFD相结合的方法预测了单头部燃烧室的贫油熄火边界,预测精度在±20%以内。随着计算机及流体力学等学科的发展,数值仿真逐渐成为研究贫油熄火边界的重要手段。由于数值仿真方法可以得到熄火过程中的诸多细节,促进了学者们对熄火过程的研究。

基于数值仿真方法的熄火研究有很多,但使用的湍流燃烧模型及研究的侧重方向不尽相同。Hodize等[4]使用大涡模拟(large eddy simulation, LES)结合有限化学速率的湍流燃烧模型,对稳定和接近吹熄条件下的火焰动力学进行了分析,认为熄火是由一些大尺度的拟序结构导致的,其主要侧重于研究熄火原因。Lee等[5]利用LES-EDC(eddy dissipation concept)湍流燃烧模型研究了Volvo钝体稳定的预混湍流火焰在贫油熄火时的火焰动力学特性,分析了贫油稳定极限下不同展向大小时涡量、速度、温度及湍流度,得到了熄火过程中火焰及流场的变化。Foale等[6]使用煤油旋流燃烧器模型验证了LES-CMC(conditional moment closure)湍流燃烧模型方法捕捉湍流喷射火焰局部熄火的有效性,表明了LES-CMC能够捕获Dagaut火焰中的局部熄灭和火焰脱离,分析了

收稿日期: 2020-10-19; **录用日期**: 2021-02-10; **网络出版时间**: 2021-03-03 17:03
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210303.1610.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(91741125); 国家科技重大专项(2017-I-0004-0005,2017-I-0001-0001)
* **通信作者**. E-mail: fwang@buaa.edu.cn

引用格式: 邢竞文, 金捷, 王方. 基于释热率分析的钝体贫油熄火过程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 473-484.
XING J W, JIN J, WANG F. Lean blowoff process of bluff body based on heat release rate analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 473-484(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

不同燃料及化学反应机理下的组分及温度分布。Paul 和 Najm[7] 以实验的方法证明,依次获得的 OH 和 CH_2O 的 PLIF 图像逐像素乘积的分布与层流预混火焰中的释热率有很好的相关性。Kariuki 等[8] 以实验的方法研究了近熄火工况下轴对称钝体上湍流预混甲烷-空气火焰的释热率。Hodize 等[9] 证明了 LES-TPDF(transport equation probability density function,输运方程概率密度函数)方法可以很好地分辨和捕捉不同工况下的燃烧变化,使用甲烷-空气 DRM19(19 组分 84 步)反应机理初步研究了单一进口速度下、不同当量比时的速度、组分、温度及释热率的变化。

对于熄火过程的研究大多是基于速度、组分及温度等变量来进行,基于释热率的研究需要进一步发展。释热率是非稳定反应流研究中最引人注意的实验观察之一[7]。实验中直接测量释热率作为流场变量是很困难的,许多实验研究都依赖于从被认为是相关的间接测量中推断出释热率。而数值模拟可以得到释热率的分布,可以更详细地得到贫油熄火过程中释热率的变化规律。释热率可表征燃烧反应,是熄火研究中的关键因素之一,对熄火过程中的释热率进行分析有助于进一步掌握熄火规律和探索准确的湍流燃烧模型。文献[9]中仅对一种进口速度下熄火过程的释热率进行了初步研究,数据不足。本文对多种进口速度下熄火过程的释热率进行了详细的分析,并得到了以释热率为依据的熄火判据。

在诸多湍流燃烧模型中,LES 能够捕捉湍流的大尺度运动,TPDF 能够较好地处理湍流和化学反应之间的关系,二者结合使用可以得到湍流燃烧过程中较高精度的模拟结果。该观点也在参考文献[9]中被证实。使用基于 LES-TPDF 方法的 AECSC 程序,选用甲烷 15 步 19 组分机理。首先,分别对一个冷态工况和一个热态工况进行模拟,对比结果与实验数据,进行准确性验证。然后,对 3 种来流速度下远离熄火、近熄火及熄火工况进行了数值模拟,分析了组分与释热率的关系和熄火过程中释热率的变化。在本文条件下,得到了一种以释热率作为熄火判据的贫油熄火边界预测方法,为后续数值仿真方法预测贫油熄火边界的研究奠定了基础。

1 数值仿真程序与模型法

1.1 AECSC 程序及 LES-TPDF 模型

AECSC 是基于 LES-TPDF 方法的三维亚声速湍流燃烧数值模拟程序,取得了很多可靠的成果[10-12]。目前由笔者课题组使用并发展了气相和两相版本。AECSC 程序简介详见文献[13]。本文模拟使用分块结构化网格并行求解,LES 使用动态 Smagorinsky-Lilly 亚网格模型,燃烧模型使用 PDF 输运模型,在小尺度混合上采用 IEM 模型,其中 PDF 输运方程采用随机场解法。采用基于 SIMPLE 的预测-校正步方法进行压速耦合求解。为保证 LES 求解精度,空间离散大都采用二阶中心差分,时间离散大部分采用 Crack-Nicholson 格式,随机场的维纳项采用 Euler-Maruyama 显式格式离散。

使用 LES 方法对 Navier-Stokes 方程进行滤波,大于网格尺度的涡直接求解,小于网格尺度的涡具有各向同性,使用亚网格模型进行模化,因此,LES 方法可以很好地模拟复杂的湍流流动。TPDF 模型可以耦合详细化学机理,并且在化学反应机理方面可以精确求解且不需要模化[14]。LES 与 TPDF 两者结合可以很好地模拟湍流-化学相互作用的复杂燃烧流动问题,已有大量学者对其详细数学公式及推导进行了研究,详细内容参见文献[15-18]。

1.2 几何模型

本文选择的实验模型为 Dawson 等[2] 在 2011 年对锥形钝体短火焰进行熄火研究时的模型。原始实验装置由 Balachandran 等[19] 发展制造,针对该实验装置已有大量学者对其进行了实验研究,数据丰富,结果可靠。实验中不但有稳定火焰与接近熄火时火焰的连续拍摄图像,而且有贫油熄火边界的数据点,适合与 LES-TPDF 模拟得到的结果做定性或定量对比。图 1 为实验装置示意图[2,20]。将半顶角为 45°的锥形钝体固定在一个细杆上,安装在进气道内,进气道的出口轮廓为刀口状,钝体直径 $d=25$ mm,进气道直径 $D=35$ mm,细杆直径为 6.35 mm,进气道壁厚为 1.8 mm。常温常压下,均匀的甲烷-空气预混燃气由进口流入,点火后预混燃气在钝体后方燃烧。

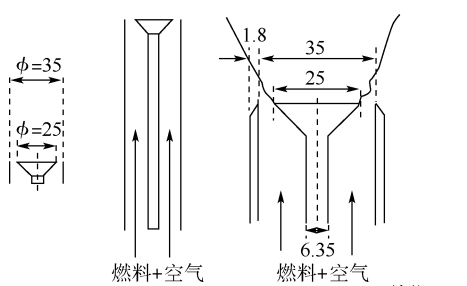
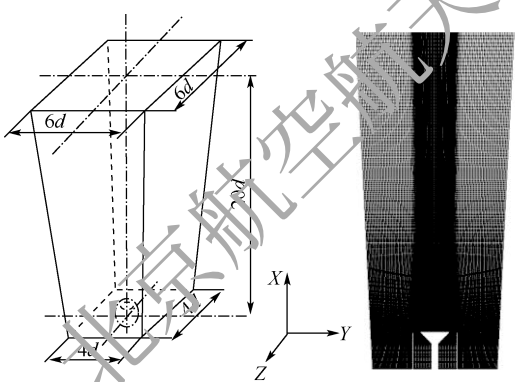


图 1 钝体燃烧器示意图[2,20]

Fig. 1 Schematic diagram of bluff-body combustor[2,20]

北航学报 增阅

本次模拟中的流向沿 X 轴方向,计算域是一个具有矩形截面扩张型的箱体。燃烧器周围设置进口速度为 0.2 m/s 的伴流,用以模拟环境空气的卷吸。使用商业软件 ICEM 对实验模型进行建模和网格划分,网格为结构化网格。文献[9]中使用冷态算例不同流向位置的平均速度和脉动速度进行网格敏感性研究和验证,测试使用的 3 种网格分别为 56 万、150 万和 325 万,结果表明,3 种网格预测的平均轴向速度分布和均方根速度分布均与实验结果吻合较好,其中 150 万和 325 万网格预测结构相近,偶尔在某一位置处,325 万网格得到的结果与实验结更为接近一些。为了能在节约计算量的同时得到较为准确的结果,本文使用的总网格数为 160 万。计算域及网格划分示意图如图 2 所示,图 3 为图 2 中白色框内钝体附近局部网格放大细节图及垂直于流向平面网格图。



(a) 计算域整体示意图[9]　　(b) 网格划分示意图

图 2　计算域整体示意图[9]及网格划分示意图

Fig. 2　Schematic diagram of overall calculation domain[9] and grid division

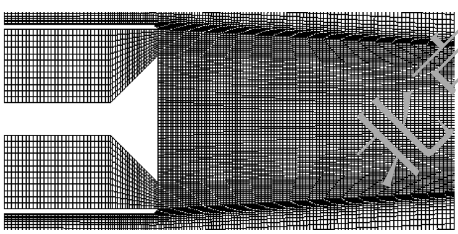


图 3　局部网格细节

Fig. 3　Local grid details

1.3　边界条件

计算所用的化学反应机理均为基于 GRI3.0 详细 CH_4 机理简化得来的 15 步 19 组分机理[21]。各算例编号及部分边界条件设定如表 1 所示。其中,冷态和热态验证算例分别用 A1 和 A2 表示,远离熄火的工况使用 F1、F2、F3 表示,当量比 φ 高于熄火工况 2.5%(近熄火工况)使用 C1、C2、C3 表示,熄火工况使用 B1、B2、B3 表示,φ 低于熄火工况 3.3% 使用 L1、L2、L3 表示。冷态和热态验证算例基于文献[20],由远离熄火到熄火的热态算例基于文献[2]。本次计算进口平均速度范围在 19 ~ 44 m/s 之间,基于管道进口水力直径的 Re 在 3.4×10^4 ~ 8.0×10^4 之间。得到贫油熄火工况及其附近工况的方法为:在远离熄火工况 F1、F2 和 F3 的基础上,保持其他条件不变,逐渐降低 φ。其他边界条件设定如表 2 所示。

表 1　算例编号及边界条件

Table 1　Number of cases and conditions of boundary

算例工况	算例编号	进口平均速度/(m·s^{-1})	当量比 φ
冷态验证算例	A1	10.94	0
热态验证算例	A2	10.94	0.64
远离熄火工况	F1	19.00	0.80
φ 高于熄火工况 B1 2.5%	C1	19.00	0.615
实验熄火工况	B1	19.00	0.60
φ 低于熄火工况 B1 3.3%	L1	19.00	0.58
远离熄火工况	F2	27.50	0.80
φ 高于熄火工况 B2 2.5%	C2	27.50	0.645
实验熄火工况	B2	27.50	0.629
φ 低于熄火工况 B2 3.3%	L2	27.50	0.608
远离熄火工况	F3	44.10	0.80
φ 高于熄火工况 B3 2.5%	C3	44.10	0.697
实验熄火工况	B3	44.10	0.68
φ 低于熄火工况 B3 3.3%	L3	44.10	0.657

表 2　其他边界条件

Table 2　Other boundary conditions

边界	边界条件
入口边界	温度 T = 300 K 压力 P = 101 325 Pa 甲烷-空气预混燃气
出口边界	压力出口边界
钝体及其他边界	绝热固壁无滑移边界

2　结果与讨论

2.1　计算验证

将计算结果同实验数据进行对比,可在一定程度上验证数值模拟方法及化学反应机理的准确性,为后续熄火研究的结果提供支撑。图 4 为冷态验证算例 A1 的平均流向速度与实验测量速度的对比。平均流向速度分布已使用燃烧器出口理论平均速度进行了无量纲化,无量纲化后的速度用 U_{mean}/U_{bulk} 表示,横坐标 r/d 为到燃烧器轴线的无量纲化径向距离,X/d 为到钝体底面处的无量纲化轴向距离。若无特别说明,后续所提及的平均量均为时间平均量,平均速度均为平均流向速度,熄火工况均指贫油熄火工况。图 4 中平均速度的冷态计算结果与实验数据的相对均方根误差平均在 10% 以内,数值模拟结果整体上和实验结

北京航空航天大学学报

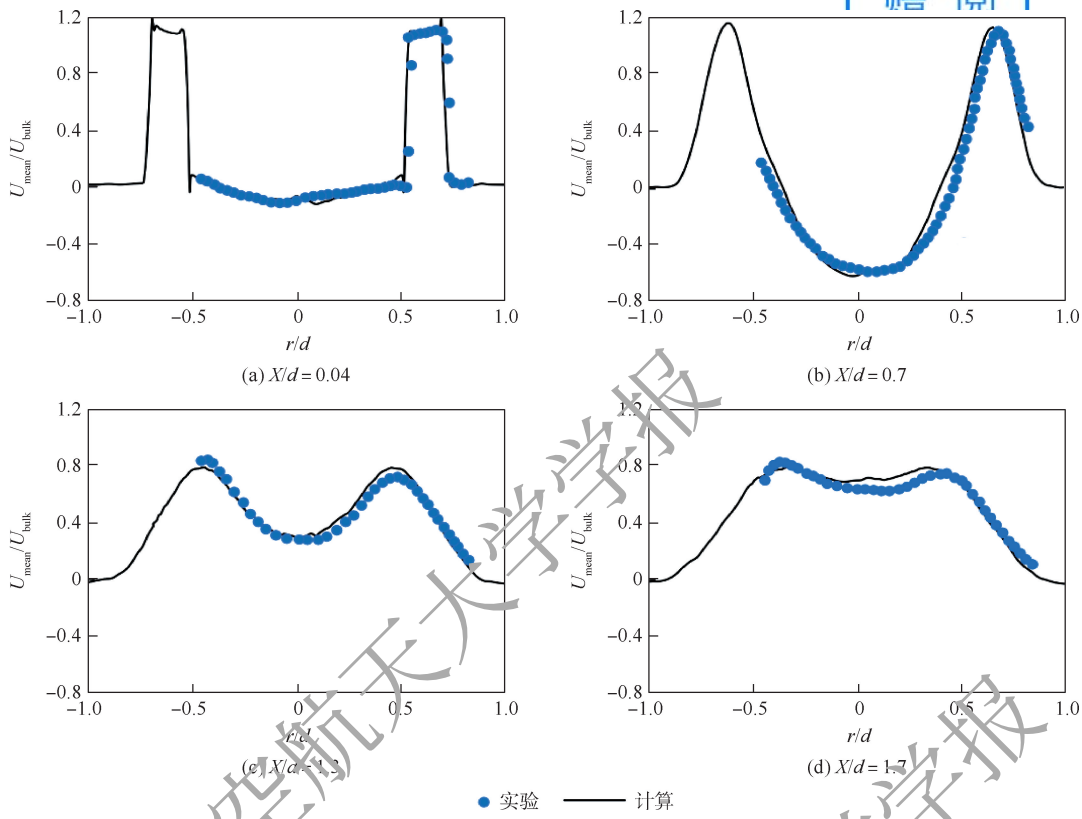


图 4 不同流向位置处冷态工况平均速度与实验数据对比

Fig. 4 Comparison of average velocity and experimental data at different flow positions under isothermal condition

果吻合良好。

根据图 4 中不同轴向位置的平均速度分布可以确定 A1 工况下钝体后方平均流向回流区在 $X/d=0.7\sim1.3$ 之间终止。在 $X/d=0.04$ 处，钝体正后方速度基本为 0 m/s，为火焰根部提供了良好的驻定条件，燃烧器出口环形通道处（$|r/d|=0.5\sim0.75$）速度梯度非常大，大的速度梯度形成剪切层并快速产生湍流。

图 5 为冷态验证算例 A1 的平均速度云图和等值线图。其中，剪切层已在图中标出，黑色实线表示平均速度为 0 m/s 的位置，其围成的区域为平均回流区，平均回流区的流向长度在黑色虚线处结束，长度约为 $1.12d$。

热态验证算例 A2 的平均速度分布曲线如图 6所示。将计算结果与实验值进行对比后可以发现，计算结果和实验结果对比基本吻合，相对均方根误差平均在 20% 以内。算例 A2 中，$X/d=0.04$处的平均速度分布特征和算例 A1 极为相似，钝体后方平均速度也基本接近 0 m/s，环形通道出口处速度梯度极大，形成剪切层，且该工况下剪切层的位置也在 $|r/d|=0.5\sim0.75$ 区域内。热态验证算例 A2 在 $X/d=1.667$ 的位置仍处于平均回流区内。

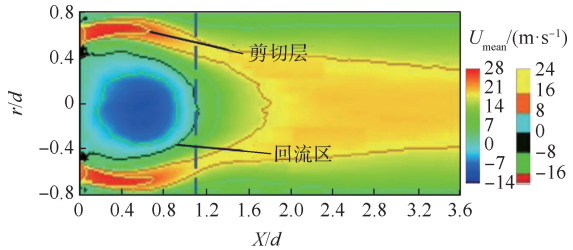


图 5 冷态工况平均速度云图与等值线图

Fig. 5 Contours of average velocity under isothermal condition

结合图 7 所示热态验证算例 A2 的平均速度云图与等值线图可知，算例 A2 下流向平均回流区在黑色虚线处结束，长度约为 $1.85d$。相比于冷态验证算例 A1，燃烧对平均速度场的大小和结构分布特征影响很小，对平均回流区的长度影响较大，因此，燃烧会使平均回流区的长度增大。

图 8 为实验平均 OH 的 PLIF 与由热态验证算例 A2 计算得到的平均 OH 云图，将二者进行定性对比。图 8（b）中，靠近钝体底面的部分区域中，平均 OH 质量分数含量较实验 PLIF 值略少，该区域不大，且周围 OH 质量分数含量较多，结合文献[8]中“火焰越旺盛，火焰内部 OH 越少”的结论，说明计算所得火焰在该区域较为旺盛，火焰内部熄火情况没有实验 PLIF 严重。通过计算可知，云图左上方 OH 含量低的区域小于实验结果，进一步表明计算所得火焰状态较实验旺盛，但是二者整体趋势相差不是很大，可认为定性一致。

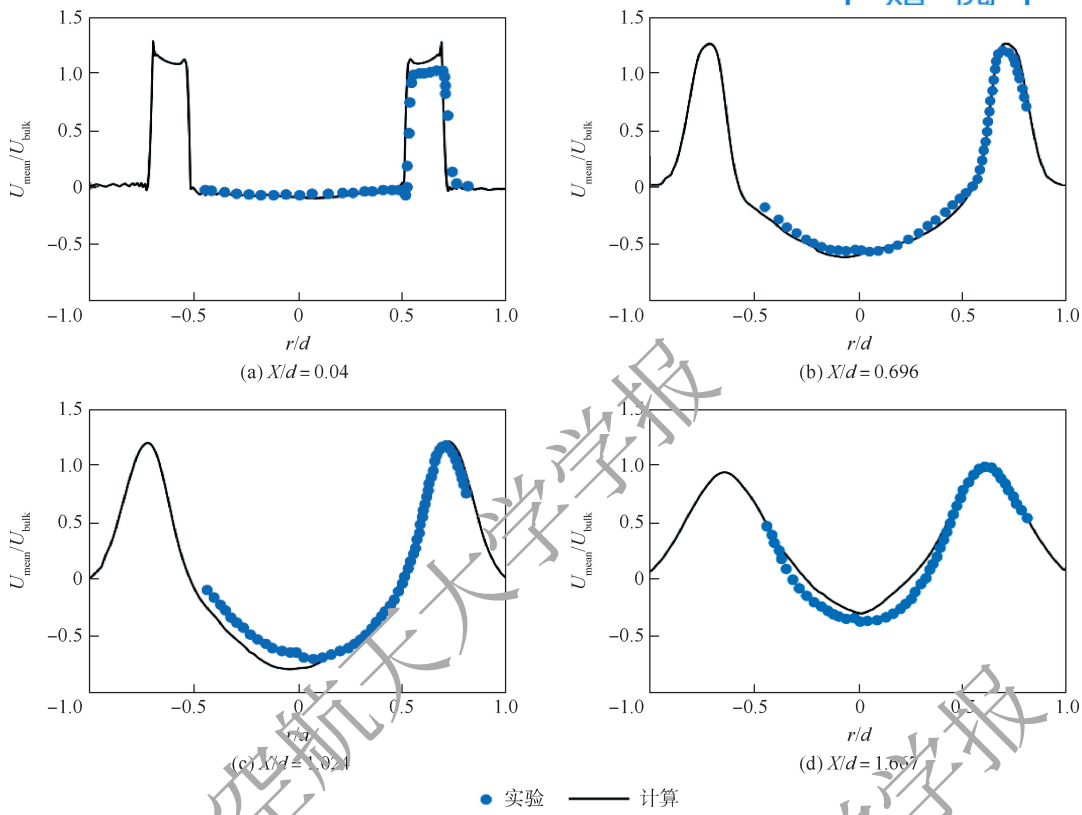


图 6　不同流向位置处热态工况平均速度与实验数据对比

Fig. 6　Comparison of average velocity and experimental data at different flow positions under thermal condition

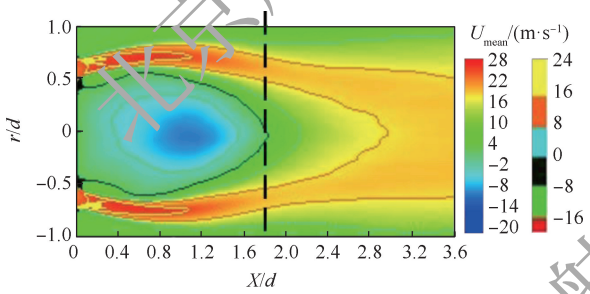


图 7　热态工况平均速度云图与等值线图

Fig. 7　Contours of average velocity and isogram under thermal condition

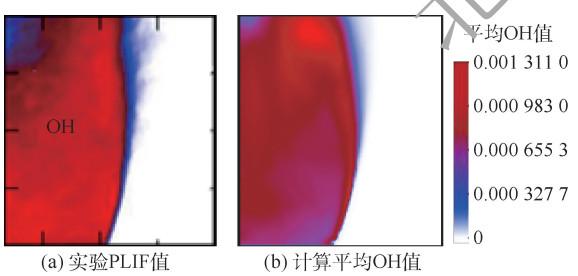


图 8　热态工况实验[8] PLIF 和计算平均 OH 云图

Fig. 8　Contours of mean OH of experiment PLIF[8] and mean OH of numerical simulation under thermal condition

2.2　释热率与组分

释热率是单位时间、单位体积内释放热量的度量，湍流燃烧中只有发生燃烧反应的区域才会产生释热率，因此，释热率可以表征反应速率。OH 和 CH_2O 作为中间体既有生成又有消耗，与释热率有着千丝万缕的联系。为解析三者之间的相互关系，将数值模拟得到的释热率、OH 自由基、CH_2O 和温度分布进行相关性分析。

图 9 为算例 F1 在 $X/d=0.8$ 处（数据提取位置可在燃烧剧烈区域任取）横跨火焰的平均温度、释热率、OH 质量分数和 CH_2O 质量分数分布，数据提取位置为图 10 蓝色虚线处。由于释热率本身数值很大，在 10^8 甚至 10^9 的量级，无法与其他变量同框，现将其除以 $10^6\ J\cdot m^{-3}\cdot s^{-1}$ 进行缩小和无量纲化，得到图 9 中黑色实线，其对应右侧纵坐标。

CH_2O 的产生在预热区开始，在火焰的中温区达到峰值，并在高释热率区基本完全消耗。在 CH_2O 开始产生后，OH 开始产生，并在高温火焰区域达到峰值，此时 CH_2O 已经被完全消耗。与释热率曲线相比较，OH 和 CH_2O 分布的重叠区域恰好与释热率峰值位置相吻合，得到的规律与文献[8]一致，进一步验证了本文中湍流燃烧模型和化学反应机理的可靠性。该现象的出现表明只有存在预热区域时才有机会发生剧烈的燃烧反应并释放热量，且只有预热区域和中间产物 OH 同时存在时才会发生剧烈的燃烧反应。

北京航空航天大学学报

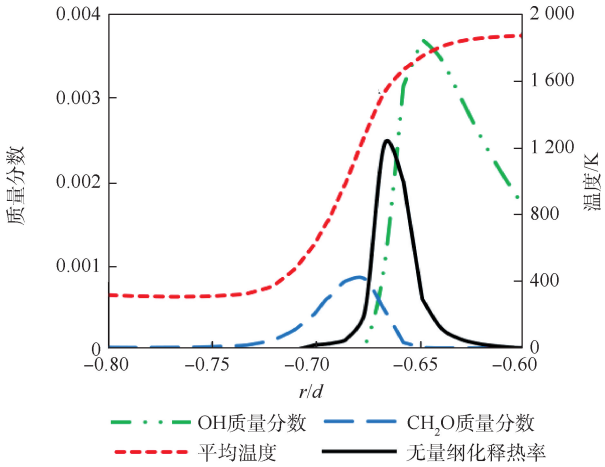


图 9 算例 F1 平均温度、质量分数和无量纲化释热率分布

Fig. 9 Distribution of mean temperature, species mass fractions and dimensionless heat release rate for case F1

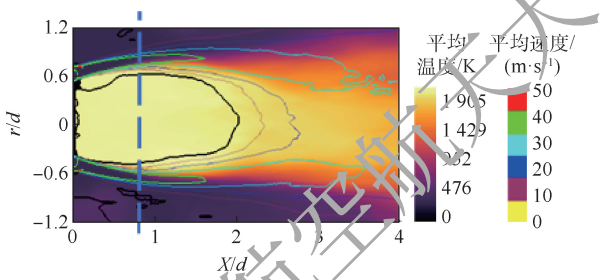


图 10 算例 F1 平均温度云图与平均速度等值线图

Fig. 10 Mean temperature and average velocity contour for case F1

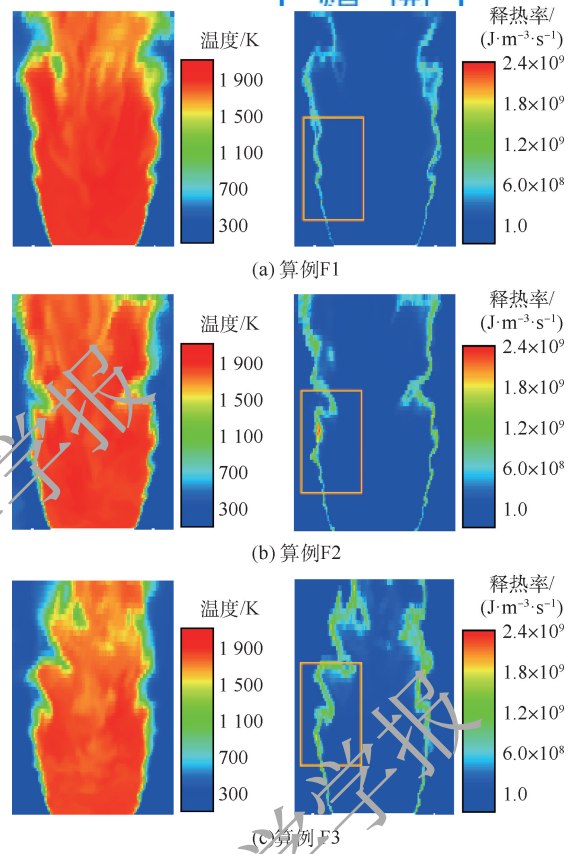


图 11 远离熄火工况瞬时温度与释热率云图

Fig. 11 Contours of instantaneous temperature and heat release rate when far away from blowoff

2.3 瞬时释热率变化

为更直观地分析瞬时释热率变化，将其与瞬时温度云图结合进行讨论。远离熄火工况（F1、F2 和 F3）瞬态温度和释热率云图如图 11 所示。此时火焰旺盛，火焰形态较长，释热率主要沿内侧剪切层出现，说明燃烧反应主要发生在内侧剪切层内，该工况下回流区内的高温区由高温燃烧产物来维持。释热率平滑起皱，但没有破裂，钝体底面边缘处出现 Kelvin-Helmholtz 不稳定性，其产生的影响沿剪切层向下游方向传播，有时会出现漩涡状的结构，如图 11 中矩形框内所示。越往下游，旋涡结构越大，卷吸影响范围越大，参与反应的混合气区域也随之变大。

φ 高于熄火工况 2.5% 的近熄火工况（C1、C2 和 C3）的瞬时温度与释热率云图如图 12 所示。火焰变短，火焰内部仍保持完整，释热率在回流区下游部分横向穿过流向气流进入到回流区内。

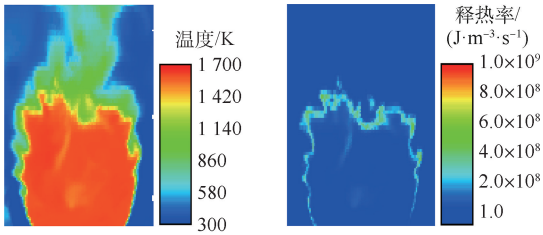
图 13 为熄火工况（B1、B2 和 B3）的瞬时温度与释热率云图。火焰高度破碎，其形状在空间上发生了显著变化，火焰下游的局部熄火加剧。算例 B1 和 B3 左侧剪切层的燃烧反应被破坏，算例 B2 左侧剪切层内燃烧反应处于即将断裂的状态，将断裂处剪切层内的释热率无向内扭曲的趋势，由此判断剪切层内释热率的破损可能是回流区内低温气体来回运动冲撞导致的。

图 14 为当量比低于熄火工况算例瞬时温度与释热率云图。φ 低于熄火点 3.3%（L1、L2 和 L3）时，燃烧不稳定性增强，火焰开始变得不稳定。由图可以看出，φ 低于实验熄火点时，算例 L1 和 L2 沿火焰边缘的释热率出现了断裂。其相较于熄火点的火焰熄火面积更大，火焰根部遭到的破坏更严重。算例 L3 的火焰由于湍流脉动的增强已经基本完全熄灭。通过上述分析可以看出，熄火过程中，不同工况下的火焰形态及释热率位置具有明显的特征差异，同一工况下不同算例具有相同的规律，进一步表明了基于 LES-TPDF 模型的数值模拟方法可以很好地捕捉到 φ 变化时的火焰变化。

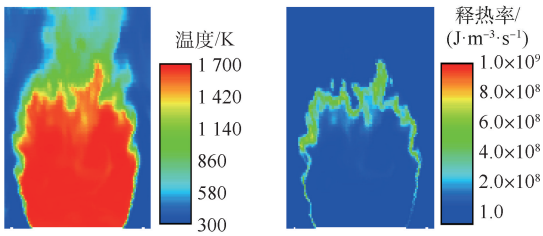
2.4 平均释热率变化

为得到定量的结论，对平均释热率进行探究。图 15 为远离熄火工况下（F1、F2 和 F3）平均释热率云图与平均速度等值线图，由速度等值线图可以看出剪切层所在的位置。该工况下，平均释热率主要沿内侧剪切层出现，回流区内基本没有出

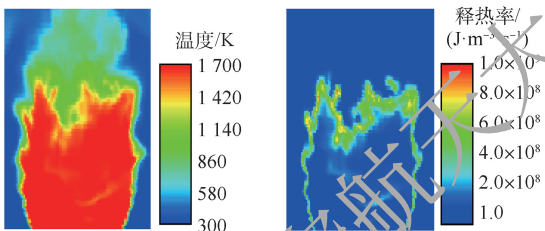
北京航空航天大学学报



(a) 算例C1



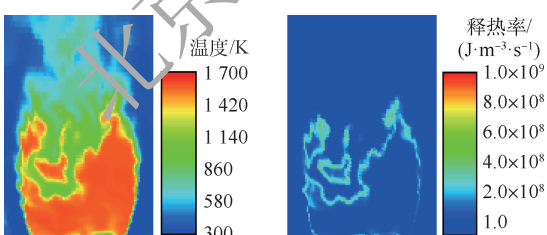
(b) 算例C2



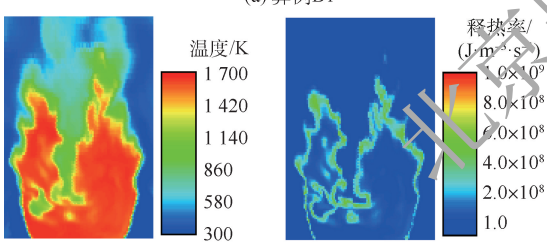
(c) 算例C3

图 12　近熄火工况瞬时温度与释热率云图

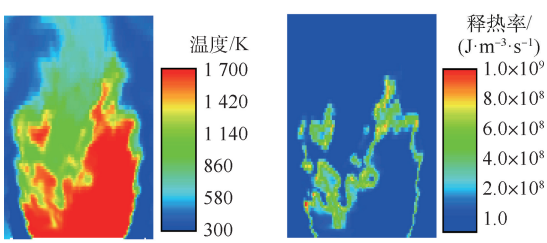
Fig. 12　Contours of instantaneous temperature and heat release rate when close to blowoff



(a) 算例B1



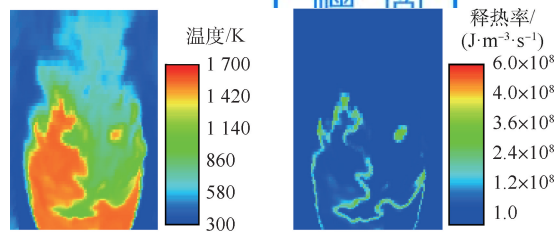
(b) 算例B2



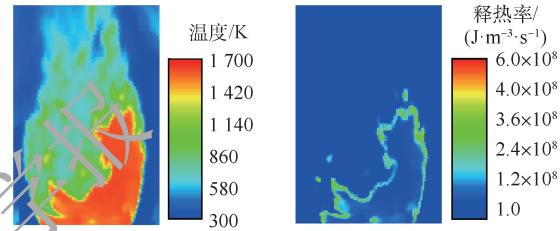
(c) 算例B3

图 13　熄火工况瞬时温度与释热率云图

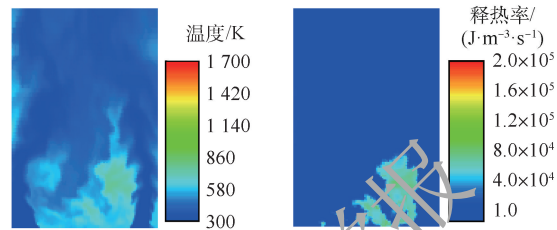
Fig. 13　Contours of instantaneous temperature and heat release rate under blowoff condition



(a) 算例L1



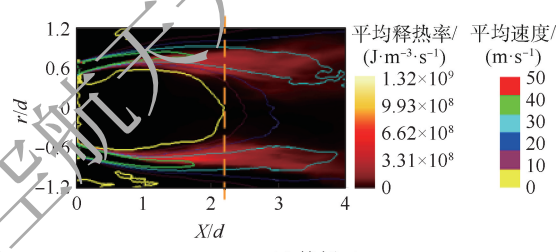
(b) 算例L2



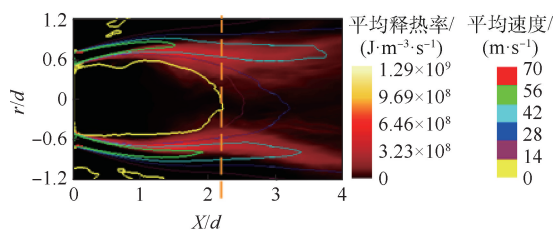
(c) 算例L3

图 14　当量比低于熄火工况瞬时温度与释热率云图

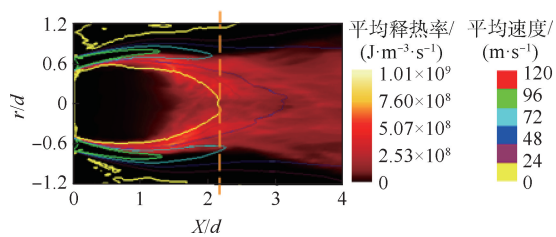
Fig. 14　Contours of instantaneous temperature and heat release rate when equivalent ratio is lower than blowoff condition



(a) 算例F1



(b) 算例F2



(c) 算例F3

图 15　远离熄火工况平均释热率云图与平均速度等值线图

Fig. 15　Mean heat release rate and average velocity contours when far away from blowoff

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

现释热率,说明燃烧反应主要发生在内侧剪切层,该结论与瞬时释热率一致。平均速度等值线图中黄色实线表示平均轴向速度为 0 m/s 的位置,由此可看出流向平均回流区长度。

图 16 为远离熄火工况下降低 φ 到高于熄火工况 2.5% 时的平均释热率云图与平均轴向速度等值线图。该工况下,沿剪切层内侧的平均释热率横跨过流向在 X 轴上发生闭合,回流区下游也出现较大的平均释热率,回流区上游仍然没有较大平均释热率出现,这表明回流区上游已经开始有冷反应物侵入,燃烧反应也开始在回流区内发生。这种规律对于该工况下的 3 个算例 C1、C2 和 C3 都适用。由于沿剪切层的释热率仍然是连续的,证明冷反应物是在钝体正后方的下游进入回流区的,而不是在侧面。该工况下回流区内的高温区已经开始由燃烧反应和高温燃烧产物共同维持。

图 17 为模拟实验熄火工况得到的平均释热率云图与平均速度等值线图。实验中该工况下火焰完全熄灭,本次模拟中仍有残存火焰。但不同学者对熄火的定义不同,一些学者将熄火定义为远离稳定器火焰的熄灭,此时稳定器后方仍有残存火焰,而另一些学者则认为熄火是火焰的完全消失[2]。无论使用哪一种定义,只要能有合理的熄火判据适用于多个实验熄火工况下的数值模拟结果即可。适用于本次数值模拟的熄火判据将在后文进行讨论。

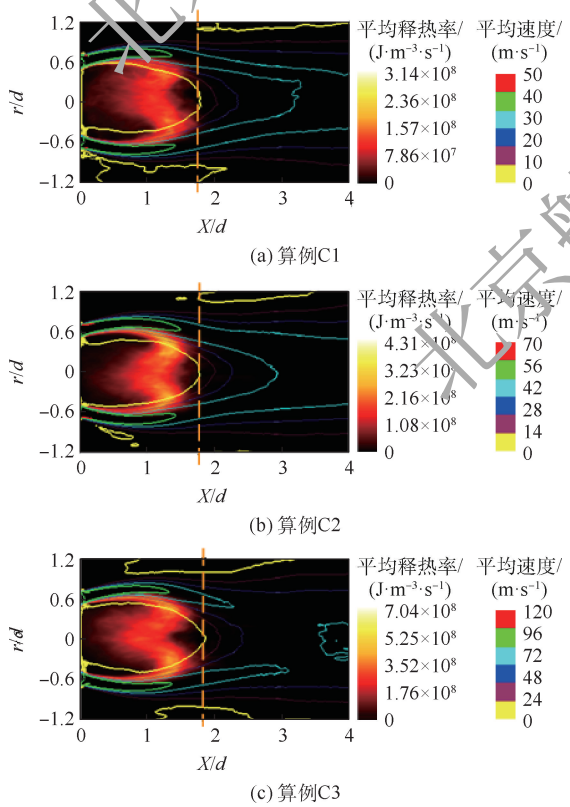


图 16 近熄火工况平均释热率云图与平均速度等值线图

Fig. 16 Mean heat release rate and average velocity contours when close to blowoff

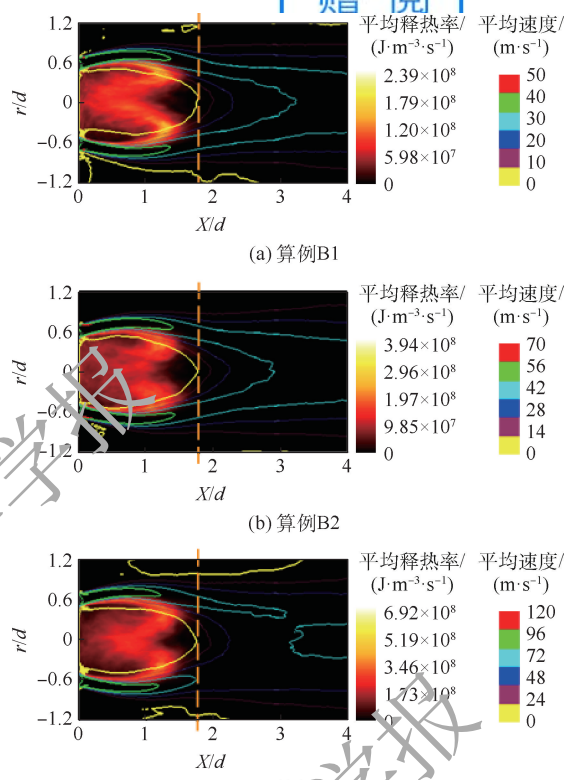


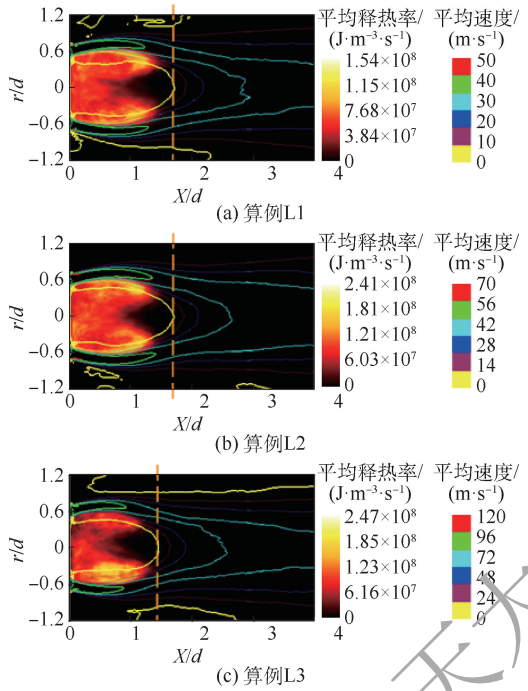
图 17 熄火工况平均释热率云图与平均速度等值线图

Fig. 17 Mean heat release rate and average velocity contours under blowoff condition

图 17 为熄火工况平均释热率云图与平均速度等值线图,该图表明熄火工况下回流区上游和下游均有较大平均释热率出现,说明该工况下回流区上游也发生明显的燃烧反应,未燃混合物已经进入到回流区上游,并到达了火焰根部的位置,未燃气体对火焰根部的入侵使得火焰难以继续维持,认为这种状态下就是熄火。此时,火焰根部内侧剪切层的释热率与回流区的释热率差异减小。

图 18 为熄火工况基础上 φ 降低 3.3% 所得到的平均释热率云图与平均速度等值线图。可以看出,全场平均释热率在回流区的分布更加均匀,火焰根部内侧剪切层的平均释热率与回流区内平均释热率的差异更小。算例 L3 的平均释热率云图下翼较明亮,平均释热率大于上翼,结合图 14(c)可以发现,下翼所处的位置存在 600 K 左右的温度区,对周围未燃燃气持续加热,产生化学反应。虽然有少量化学放热反应发生,但无法维持燃烧。

北京航空航天大学学报



(a) 算例L1　(b) 算例L2　(c) 算例L3

图 18　当量比低于熄火工况平均释热率云图与平均速度等值线

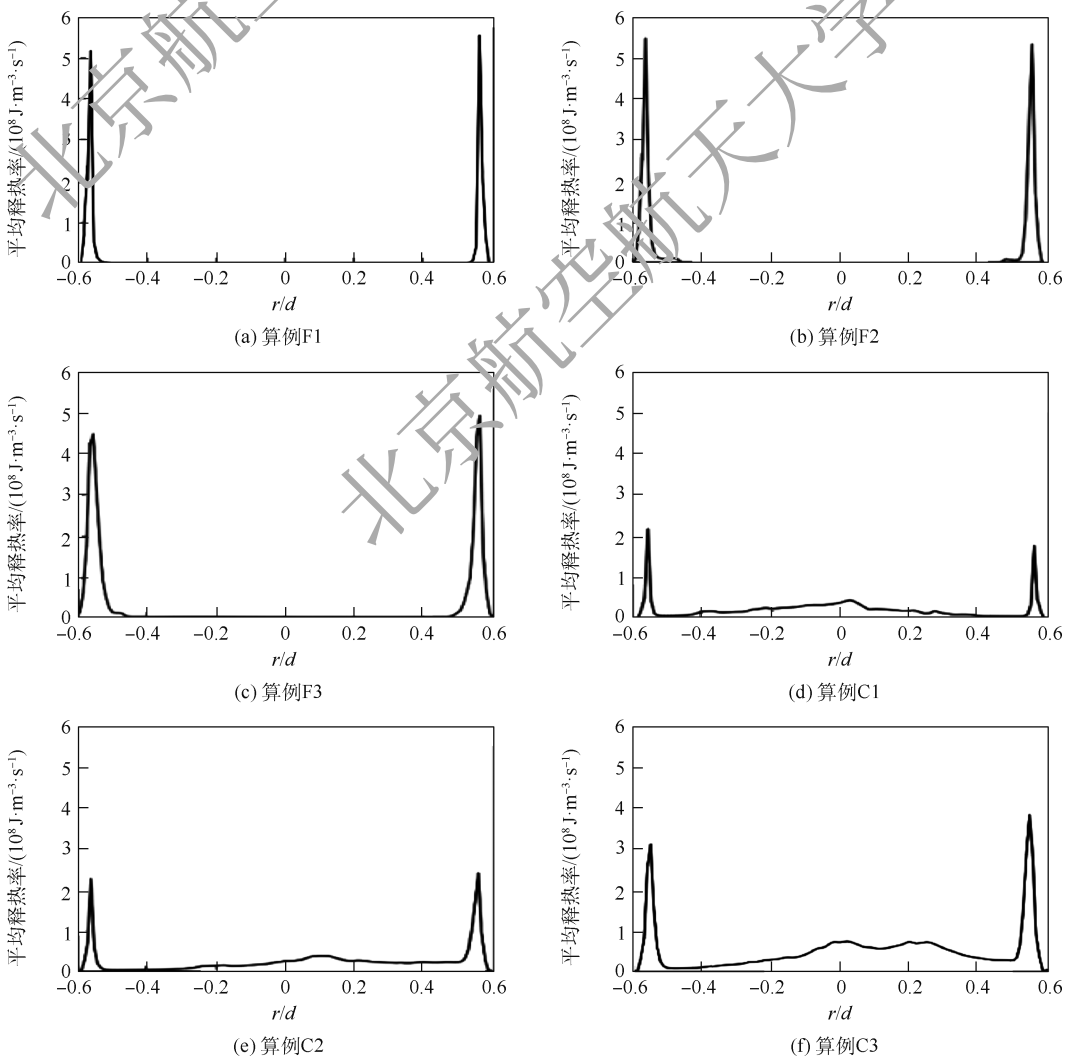
Fig. 18　Mean heat release rate and average velocity contours when equivalent ratio is lower than blowoff condition

2.5　熄火判据

由上述对平均释热率的分析可以发现，在实验熄火工况中，较大的平均释热率在回流区上游和下游均有出现，且与远离熄火工况、φ 高于实验熄火工况 2.5% 和 φ 低于实验熄火工况 3.3% 的算例相比有明显特征差异，可以此为线索来探究熄火判据。仔细观察各平均释热率云图可以发现，不同工况下平均释热率明显的差异在于靠近钝体底面附近位置处（火焰根部）内侧剪切层平均释热率与回流区平均释热率之间的差距。

提取 3 种进口速度下 12 个热态算例紧邻钝体底面 $X/d=0.2$ 处（即钝体后方 5 mm）垂直于 X 轴截面的平均释热率数据，后续称该截面位置为紧邻钝体底面处，得到平均释热率分布曲线，如图 19所示。图 19 显示了在其他条件一定的情况下，随着 φ 降低，回流区的平均释热率不均匀性增强。这是由于越接近熄火湍流燃烧相互作用越强烈越复杂，放热均匀性越差。

图 19（a）~（c）为远离熄火工况下紧邻钝体底面处平均释热率分布曲线，观察其横坐标，平均



(a) 算例F1　(b) 算例F2

(c) 算例F3　(d) 算例C1

(e) 算例C2　(f) 算例C3

北京航空航天大学学报

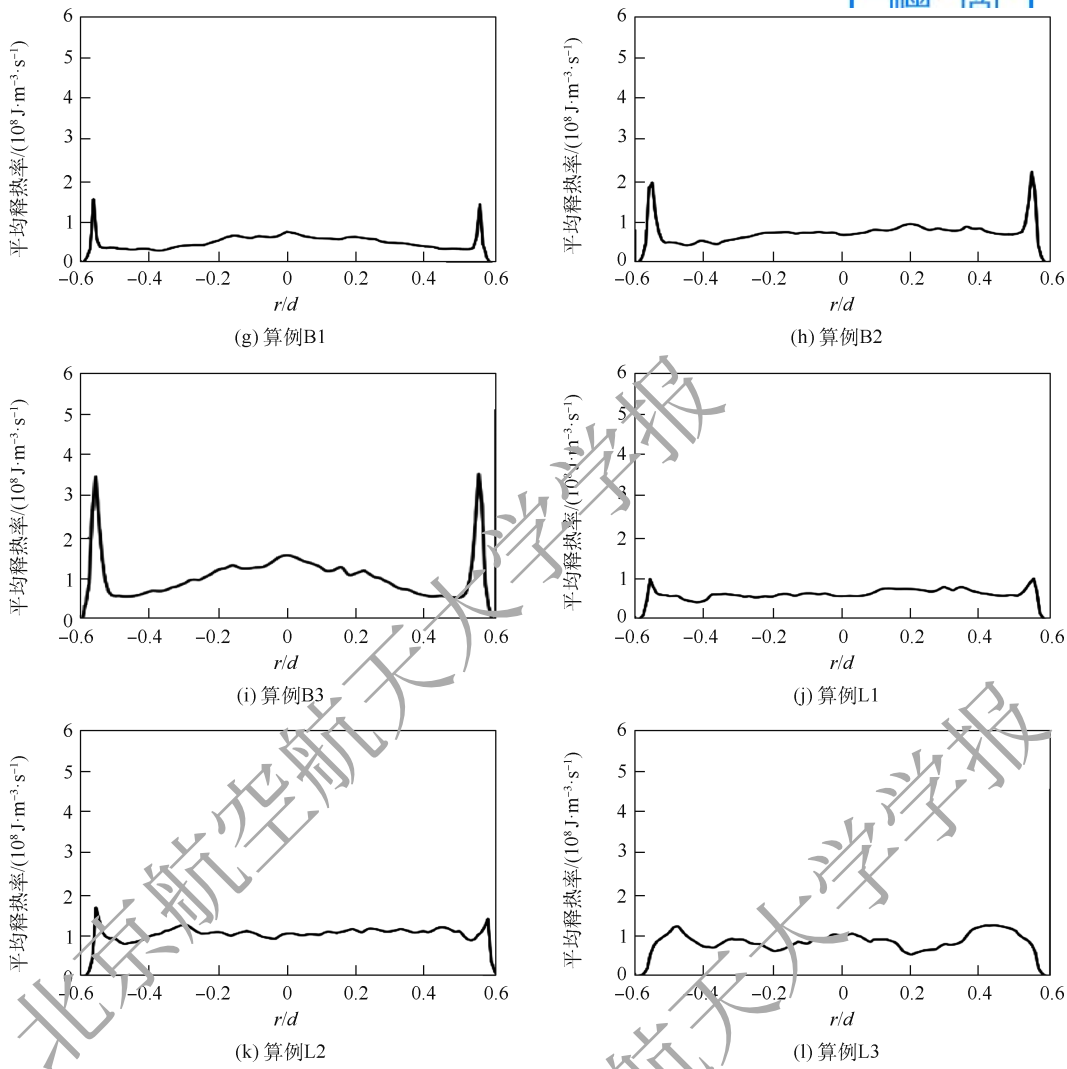


图 19 12 个算例 $X/d=0.2$ 上平均释热率分布

Fig. 19 Distribution of mean heat release rate at $X/d=0.2$ of twelve cases

释热率峰值在内侧剪切层处,此处回流区平均释热率相对很低,内侧剪切层的平均释热率 H_s 与回流区的平均释热率 H_r 相差 2 ~ 3 个数量级,说明远离熄火时紧邻钝体底面处燃烧反应主要发生在内侧剪切层;图 19 (d) ~ (l) 为熄火工况及其附近工况紧邻钝体底面处,内侧剪切层的平均释热率与回流区的平均释热率相差 1 个数量级左右,由此证明可通过释热率进行燃烧状态的判断。

统计紧邻钝体底面处(钝体后方 5 mm)二维截面中环状内侧剪切层内平均释热率峰值的平均值 H_s 和圆状回流区内平均释热率的平均值 H_r,得到 12 个热态算例的 H_s/H_r,令 $\Delta H=H_s/H_r$。通过比较 12 个算例的 ΔH 值来探究熄火及其附近工况 ΔH 值的详细细节,并由此获得熄火判据。

各算例的 ΔH 值如表 3 所示。熄火工况及当量比低于熄火工况 3.3% 算例的 ΔH 值小于 4,当量比大于熄火工况 2.5% 算例的 ΔH 值在 10 左右,稳定火焰算例的 ΔH 值更大。因此,可将 ΔH 值作为本次计算条件下的熄火判据,结合熄火工况下 ΔH 值的大小,在本次计算条件下,当 $\Delta H<4$ 时发生熄火。

表 3 12 个算例的 ΔH 值

Table 3 Value of ΔH for twelve cases

算例编号	ΔH
F1	1 720
F2	227
F3	96.3
C1	10.9
C2	13.1
C3	7.72
B1	3.36
B2	3.38
B3	3.73
L1	1.73
L2	1.67
L3	1.05

3　结　论

1) 基于数值模拟,本文提出了一种新的贫油熄火边界预测方法。在本文计算条件下,基于LES-TPDF 模型的数值仿真方法可以预测贫油熄火边界,模拟多个实验熄火工况时呈现相同规律,能够捕捉高湍流度下当量比变化时的火焰结构,预测结果和实验值定性一致。

2) 得到了适用于本文计算条件下的贫油熄火判据。紧邻钝体底面处(钝体后方 5 mm)内侧剪切层平均释热率和回流区平均释热率的比值 ΔH 可作为熄火判据,当 $\Delta H<4$ 时发生熄火,符合物理规律。

参考文献 (References)

[1] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion[M]. New York: McGraw-Hill, 1983: 5-10.

[2] DAWSON J R, GORDON R L, KARIUKI J, et al. Visualization of blow-off events in bluff-body stabilized turbulent premixed flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 1559-1566.

[3] 陶焰明,肖为,江立军. 基于半经验耦合的贫熄边界预测方法[J]. 航空动力学报, 2019, 34(5): 1111-1118.
TAO Y M, XIAO W, JIANG L J. Prediction method of lean blow-out limit based on a hybrid semi-empirical model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1111-1118(in Chinese).

[4] HODIZC E, DUWIG C, SZASZ R, et al. Large eddy simulation of lean blow off[C]//21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 2013.

[5] LEE H, LEE B K. Stability limit of a bluff-body-stabilized lean premixed turbulent flame[C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.

[6] FOALE M J, GIUSTI A, MASTORAKOS E. Numerical investigation of lean blow-out of kerosene spray flames with detailed chemical models[C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.

[7] PAUL P H, NAJM H N. Planar laser-induced fluorescence imaging of flame heat release rate[J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(1): 43-50.

[8] KARIUKI J, DOWLUT A, YUAN R, et al. Heat release imaging in turbulent premixed methane-air flames close to blow-off[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 1443-1450.

[9] HODZIC E, JANGI M, SZASZ R Z, et al. Large eddy simulation of bluff body flames close to blow-off using an Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2017, 181: 1-15.

[10] JONES W P, KAKHI M. PDF modeling of finite-rate chemistry effects in turbulent nonpremixed jet flames[J]. Combustion and Flame, 1998, 115(1-2): 210-229.

[11] CLAYTON D J, JONES W P. Large eddy simulation of a methane-air diffusion flame[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2008, 81(4): 497-521.

[12] JONES W P, LETTIERI C. Large eddy simulation of spray atomization with stochastic modeling of breakup[J]. Physics of Fluids, 2010, 22(11): 115-106.

[13] 曾家,金捷,张晟,等. 基于 LES-PDF 方法的双旋流模型燃烧室数值模拟[J]. 气体物理, 2019, 4(5): 52-64.
ZENG J, JIN J, ZHANG S, et al. Numerical simulation of double swirl model combustor based on LES-PDF method[J]. Physics of Gases, 2019, 4(5): 52-64(in Chinese).

[14] 金捷,刘邓欢. 航空发动机燃烧室湍流两相燃烧模型发展现状[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3): 303-309.
JIN J, LIU D H. Development status of turbulent two-phase combustion model in aero-engine combustion chamber[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 48(3): 303-309(in Chinese).

[15] JONES W P, NAVARRO-MARTINEZ S. Large eddy simulation of auto-ignition with a subgrid probability density function method[J]. Combustion and Flame, 2007, 150(3): 170-187.

[16] JONES W P, PRASAD V N. Large eddy simulation of the Sandia flame series (D-F) using the Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1621-1636.

[17] JONES W P, MARQUIS A J, PRASAD V N. LES of a turbulent premixed swirl burner using the Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(10): 3079-3095.

[18] JABERI F A, COLUCCI P J, JAMES S, et al. Filtered mass density function for large eddy simulation of turbulent reacting flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 401(2): 85-121.

[19] BALACHANDRAN R, AYOOLA B O, KAMINSKI C F, et al. Experimental investigation of the nonlinear response of turbulent premixed flames to imposed inlet velocity oscillations[J]. Combustion and Flame, 2005, 143(1-2): 37-55.

[20] KARIUKI J, DAWSON J R, MASTORAKOS E. Measurements in turbulent premixed bluff body flames close to blow-off[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(8): 2589-2607.

[21] SUNG C J, LAW C K, CHEN J Y. Augmented reduced mechanisms for NO emission in methane oxidation[J]. Combustion and Flame, 2001, 125(1-2): 906-919.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Lean blowoff process of bluff body based on heat release rate analysis

XING Jingwen[1], JIN Jie[1,2,3], WANG Fang[1,2,3,*]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Jiangxi Research Institute of Beihang University, Nanchang 330096, China;
3. Chengdu Innovation Research Institute on Aircraft Power of Beihang University, Chengdu 611930, China)

Abstract: To understand the complicated blowoff process of premixed turbulence methane-air flame after a conical bluff body, the numerical simulation method based on large eddy simulation (LES) and transport equation probability density function (TPDF) turbulence combustion model was adopted to simulate the flame situations, i.e. far away from blowoff, close to blowoff and blowoff conditions. The flame and the heat release rate (HRR) value under these different conditions were studied, and the criterion for lean blowoff judgement was analyzed quantitatively. The results show that the average relative error between velocity simulation results and experimental results is under 10% in cold situation and under 20% in hot situation. HRR appears in the region where OH and CH_2O overlap, and is an important blowoff judgment parameter. When the flame is far away from blowoff conditions, HRR mainly appears at the inner shear layer; when close to blowoff conditions, HRR closes on the flow axis and also appears downstream of the recirculation zone; under blowoff conditions, higher HRR regions spread from downstream to upstream of the recirculation zone. The simulation blowoff predictions are consistent with the experimental PLIF results. In this study, the average HRR can be quantitatively used as a criterion for lean blowoff judgment. At $0.2d$ section behind the bluff body, blowoff will occur when the ratio of the average HRR for inner shear layer to the average HRR of the recirculation zone is less than 4.

Keywords: heat release rate (HRR); lean blowoff boundary prediction; large eddy simulation (LES); transport equation probability density function (TPDF); turbulent combustion

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-19; **Accepted**: 2021-02-10; **Published online**: 2021-03-03 17:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210303.1610.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91741125); National Science and Technology Major Project (2017-I-0004-0005, 2017-I-0001-0001)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0560

脉冲射流对环量控制翼型气动性能的影响

全下文载

雷玉昌[1], 张登成[2,*], 张艳华[2], 苏光旭[1]

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

摘 要: 定常射流在大迎角下气动性能较差,借助脉冲射流能够有效改善大迎角下的气动性能,并减少射流所需质量流量。采用非定常数值模拟的方法进行了脉冲射流作用下的环量控制翼型气动特性计算和流场分析。总结了占空比和频率分别对时均升力和升力脉动幅值的影响趋势;分析了不同迎角下的脉冲射流流动机理;进一步指出了射流动量系数的影响规律,并借助脉冲射流和定常射流的叠加效应有效缓解了升力脉动现象。结果表明:低占空比、同等升力系数下,脉冲射流可大幅度减小质量流量,但升力脉动幅值较大;小迎角下随频率增大,升力系数先增大后减小,但整体变化幅度不大,大迎角下随频率增大,升力系数持续性增大;脉冲射流能够推迟失速迎角,扩宽环量控制技术的可用迎角,并且随动量系数增大,这种优势更加明显;借助脉冲射流与定常射流的叠加效应,能够有效缓解脉冲射流作用下的升力脉动现象,达到飞行使用条件。

关 键 词: 脉冲射流; 环量控制; 数值模拟; 升力脉动; 增升; 失速
中图分类号: V211.3; V224+.5
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0485-10

飞行器上的襟翼、副翼等活动舵面一般被用来改变机翼的弯度和周围的流场特性,进而改变机翼上的气动力和力矩。活动舵面对提高飞行器的升力、改善升阻比起到了重要作用,但是复杂的舵面机械系统导致飞行器结构复杂、质量增加,隐身性能变差。为解决复杂的高升力舵面机械系统存在的弊端,国内外陆续使用环量控制技术来解决这个矛盾[1]。环量控制技术的发展是备受关注的主动流动控制方式之一。这种流动控制是指在机翼钝后缘表面开缝,在后缘上喷射切向射流,利用 Coanda 效应(压力与离心力的平衡使射流沿着后缘曲面流动),射流与外流混合后绕曲面外形流动,使流线偏折,并增大绕流速度,增加气流绕翼型的环量。由库塔儒科夫升力定理可知翼型升力会增加[2-3]。风洞试验和数值仿真的结果表明,环量控制技术对圆形 Coanda 后缘稳定切向吹气具有明显的气动效益,对缩短飞行器的起飞着陆距离、提高机动性等提供了可能性[3-4]。尽管有诸多好处,但是这项技术并没有应用于实际飞行器上,因为后缘射流需要从发动机引气或设置额外供气装置,由此带来的发动机推力损失及经济效益制约了该技术的实际应用。而脉冲射流能够大幅度降低环量控制射流所需的质量流量,并减少引气量[5]。考虑到节省 1% 的商用喷气燃料就相当于节省 100 万美元的运营成本,脉冲射流能够带来可观的经济效益[6]。为此,脉冲射流对环量控制翼型气动性能的影响规律,在着重分析其大迎角下的实际应用价值中有重要的研究价值。

国内外对环量控制射流都进行了一定程度的研究。Yaros 等[7]证明了环量控制可使机翼最大升力系数增大 4 倍。Jones 等[8]也证明了采用环

收稿日期: 2020-09-28; **录用日期**: 2020-12-11; **网络出版时间**: 2021-01-13 13:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1401.002.html
* **通信作者**. E-mail: dengcheng_zhang@163.com

引用格式: 雷玉昌, 张登成, 张艳华, 等. 脉冲射流对环量控制翼型气动性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 485-494. LEI Y C, ZHANG D C, ZHANG Y H, et al. Effect of pulsed jet on aerodynamic performance of circulation control airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 485-494(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

量控制的机翼可以获得与传统高升力系统相当甚至更高的升力,但随着升力增大,所需要的射流质量流量也迅速增大。Kanistras 等[9]通过实验的方法研究了不同后缘曲率对气动特性的影响,结果表明后缘曲率对升力系数的影响较大,对阻力系数的影响并不明显。Jones 等[10]提出了升力增长存在分离区和超环量控制区 2 个控制阶段,这取决于后缘形状和射流特性。AVT-239 任务组[11]设计制作了利用环量控制技术替代传统舵面的无人飞行器,验证了该技术可用于改善升阻特性。朱自强和吴宗成[12]总结了之前环量控制技术研究的最新进展,并指出了国内对环量控制技术研究经验和成果的缺乏。张艳华等[13-14]研究了环量控制的作用机理,特别是对等离子体环量控制进行了深入研究,相较于普通射流环量的控制效费比较大。南京航空航天大学、西北工业大学等也进行了相关研究[15-17]。上述研究都集中指出了定常射流只能在较低迎角下带来巨大的升力效益,高动量系数导致失速迎角提前,并在大迎角下气动效益变差;同时,高动量系数需要消耗大量的质量流量,影响飞行器的推力效益。这些问题都严重制约了环量控制技术的进一步应用。

Jones 和 Englar[3,18]用脉冲射流替代定常射流用以环量控制吹气,证明了脉冲射流能够在取得与定常射流相当的升力情况下,降低约 50% 的质量流量,初步证明了脉冲射流的部分优越性,但是并未解释射流作用机理,也未解决脉冲射流带来的气动力脉动问题。随后,Shah 等[5]进一步分析了脉冲射流对后缘不同位置的速度影响,以及后缘射流分离点和边界层厚度的变化。王万波和 Warsop 等[19-20]也进行了相关研究,分析了 0° 迎角下不同频率时脉冲吹气对翼型气动性能的影响,同时指出仍需进行动量系数、占空比等因素的影响研究。已有的研究多关注脉冲射流作用下的时均气动力效应,对相应的气动力脉动现象和大迎角下的流动情况研究较少,难以指导实际应用。

为此,本文采用雷诺平均 Navier-Stokes 方法对二维环量控制翼型流场进行非定常数值模拟。对比研究脉冲射流和定常射流参数对翼型气动特性的影响,对大迎角下的流动情况进行分析,探究减弱气动力脉动现象的方法,为脉冲射流的具体应用提供一定的参考。

1 数值计算方法与验证

1.1 计算模型和网格

超临界翼型有钝前缘、大厚弦比的特点,最大升力系数较大,内部能够容纳环量控制技术所需要的供气机构或管道等,可以更充分地发挥环量控制增大升力的优势,因而成为环量控制技术研究的良好翼型。本文采用相对厚度为 17% 的超临界翼型 NASA LS(1)-0417 作为基准翼型。

翼型相对厚度为 17%,弦长 $c=240$ mm。采用文献[18]中的修形方法,将距后缘 25% 弦长的部分修形处理,按照后缘半径 $r/c=2\%$ 绘制柯恩达后缘曲面,射流口偏离中轴线 15°,射流口高度 $h=0.001c$。图 1 为修形过的超临界翼型示意图,研究仅涉及上射流口吹气。

计算区域选取翼型弦长的 30 倍,网格剖分采用结构网格,生成 O 型网格拓扑结构,边界层内第一层的网格高度约为 1×10^{-5} m,射流口附近第一层网格高度为 2×10^{-6} m,保证第一层高度的壁面率 y^+ 均小于 1,以满足黏性底层的计算要求。网格总数约为 58 万,图 2 为翼型计算网格划分情况。

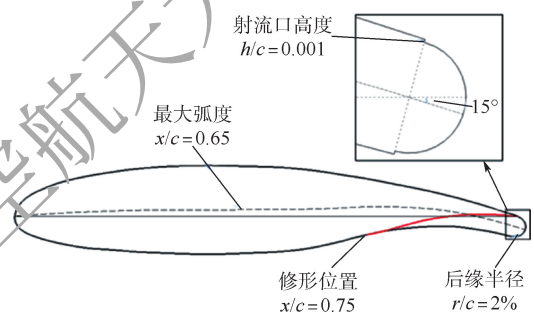


图 1 翼型相关参数示意图

Fig. 1 Sechematic map of airfoil shape parameters

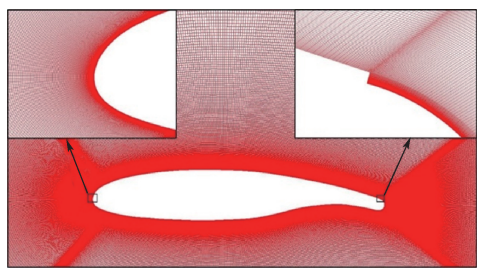


图 2 翼型计算网格划分

Fig. 2 Airfoil's computational grid generation

1.2 计算方法

数值模拟方法采用二维雷诺平均 Navier-Stokes 方程,积分表达式为

$$\frac{\partial}{\partial t}\iint_{\Omega}\boldsymbol{Q}\mathrm{d}\Omega+\int_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}_{\mathrm{C}}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}S=\int_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}_{\mathrm{V}}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}S \tag{1}$$

北京航空航天大学学报

式中：$\boldsymbol{Q}$ 为流动变量矩阵；Ω 为控制体；S 为控制体面积；$\boldsymbol{F}_C$ 和 $\boldsymbol{F}_V$ 分别为无黏性通量和黏性通量；$\boldsymbol{n}$ 为控制体面的外法线向量。采用 k-w SST 湍流模型，该模型对有较大逆压梯度的边界层流动、分离预测性能较好。Swanson 等[21-22]也曾指出该模型能较好地预测环量控制流动分离。借助商业软件 FLUENT 进行相关计算，采用有限体积法离散控制方程，无黏性通量采用三阶 MUSCL 格式，黏性通量采用二阶迎风格式离散。远场边界为压力远场，壁面边界采用无滑移壁面条件。

早期研究表明，方波脉冲射流比传统的正弦脉冲射流效率更高[23]。因此，本节采用方波脉冲射流进行相关研究，其中脉冲射流在一个周期内对应的射流速度为

$$V_{\text{jet}}(t) = \begin{cases} V_{\text{jet. max}} & t \in (t, t_{\text{open}}) \\ V_{\text{jet. min}} & t \in (t_{\text{open}}, T) \end{cases} \tag{2}$$

$$\text{DC} = \frac{t_{\text{open}}}{T} \tag{3}$$

式中：T 为脉冲周期；t_{open} 为一个脉冲周期中射流口产生射流的持续时间；DC 为占空比；$V_{\text{jet. max}}$ 为在一个周期中射流产生的最大射流速度。射流动量系数为衡量射流强度、表征气流动量的重要无量纲参数，定义为

$$C_\mu = \int_0^T \frac{\rho (V_{\text{jet}}(t))^2 h}{0.5 \rho_\infty V_\infty^2 A} \mathrm{d}t \tag{4}$$

$$\dot{m}_{\text{av. jet}} = \int_0^T \rho V_{\text{jet}}(t) h \mathrm{d}t \tag{5}$$

式中：ρ 为密度；ρ_∞ 为来流密度；V_∞ 为来流速度；h 为射流口高度；A 为参考面积，对二维翼型而言，表示单位展长的面积，即弦长 c；$\dot{m}_{\text{av. jet}}$ 为单位时间内流经射流出口处的质量流量。假定气流等熵膨胀至射流出口，远前方来流静压为射流出口静压。通过调节射流出口速度和占空比，来调节射流出口处的质量流量和动量系数。使用上述参数作为后缘射流的边界条件，调整参数以进行相关研究，本文中涉及的动量系数均指上射流口动量系数。

非定常计算中，物理时间步长对数值计算起着重要的作用。特别是对脉冲射流而言，出口速度随时间变化呈现出周期性变化，时间步长必须足够小以解析脉冲射流的周期性变化。虽然时间步长过小会严重影响计算效率，但是对结果没有太大影响。图 3 为不同时间步长 Δt 下时均升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的计算结果。当 $\Delta t \leqslant 5 \times 10^{-5}$ s 时，时均升力系数 C_L 的最大变化为 0.9%，时均阻力系数 C_D 的最大变化为 2.1%，对高升力系统而言，存有一定计算误差是可以被接受的。因此，选定计算时间步长 $\Delta t = 5 \times 10^{-5}$ s，足以解析每个脉冲射流的周期性变化。

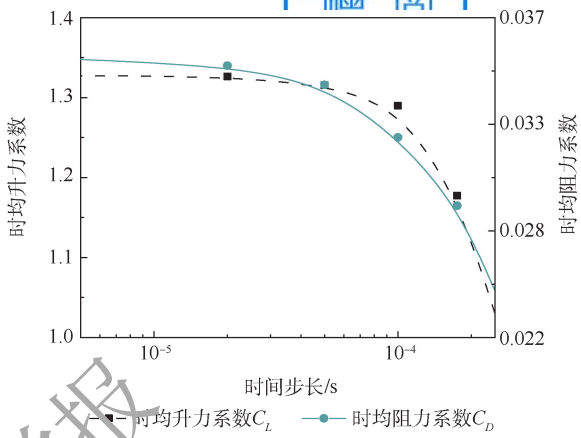


图 3　不同时间步长下的时均升阻力系数

Fig. 3　Time-averaged lift and drag coefficient at different time step sizes

1.3　计算方法验证

为了验证本文中数值计算方法的准确性，对 0°迎角下不同吹气动量系数的超临界翼型进行了数值模拟。计算条件为：来流速度为 30 m/s，来流温度为 293.15 K，雷诺数为 5×10^5，后续研究均采用此外流条件。设置动量系数在 0 ~ 0.06 之间变化，将仿真结果与文献[18]中的实验数据进行对比，仿真采用稳态方法，结果如图 4 所示，仿真结果与实验数据基本吻合。

已有的环量控制脉冲射流实验中无高频率内容，因此选择文献[3]中 35 Hz 脉冲射流频率下不同占空比的情况进行对比。图 5 给出了 35 Hz 脉冲射流频率下的时均压力系数 C_p 分布。从图中可知，数值模拟得到的翼型上下表面的时均压力系数 C_p 与实验结果基本吻合。

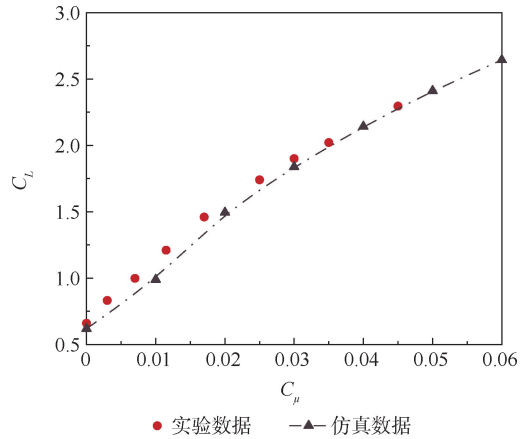


图 4　升力系数仿真与实验对比

Fig. 4　Comparison of lift coefficient between simulation and experiment

北京航空航天大学学报

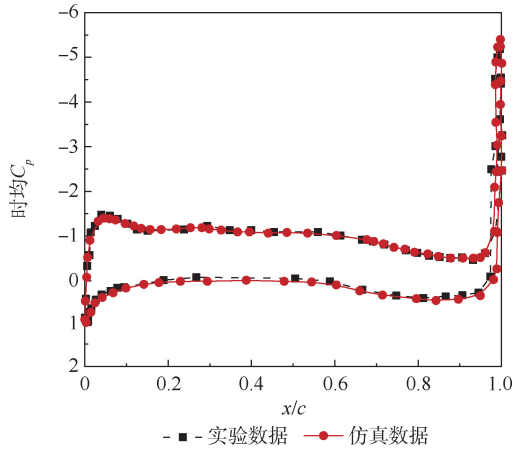


图 5 35 Hz 脉冲射流下时均压力系数分布

Fig. 5 Time-averaged pressure coefficient distribution under 35 Hz pulsed jet

2 结果分析

2.1 占空比的影响

占空比是脉冲射流对翼型气动特性的重要影响参数,通过调节占空比,可以获得相应质量流量的变化。为了研究占空比对气动特性的影响,本节对 35 Hz 脉冲射流频率下不同占空比情况的翼型气动参数进行了数值模拟。

图 6 为脉冲射流和定常射流下的时均升力系数随质量流量变化的对比曲线。其中,脉冲射流曲线对应的质量流量是在定常射流动量系数下通过改变占空比实现的;定常射流动量系数 C_μ = 0.02,不同占空比 DC 对应的射流速度如表 1 所示。定常射流曲线对应的质量流量是通过改变射流速度实现的,动量系数 C_μ 从 0 变化至 0.02。

由图 6 可以看出,在产生相同时均升力系数的基础上,脉冲射流能够大幅度降低射流所需要的质量流量。在占空比变化阶段,脉冲射流作用

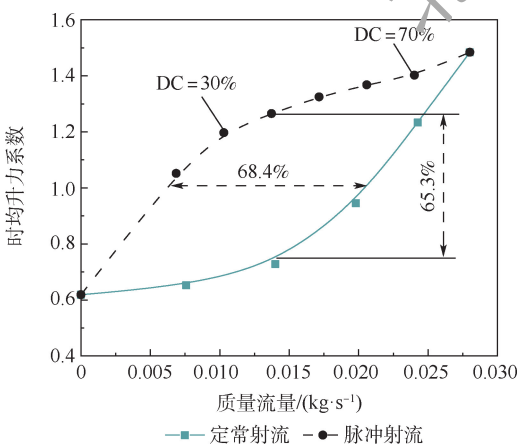


图 6 不同质量流量下的时均升力系数对比

Fig. 6 Comparison of lift coefficient at different mass flow rates

表 1 不同占空比对应的射流速度

Table 1 Jet velocity corresponding to different duty cycle

DC/%	$V_{\text{jet. max}}$/(m·s^{-1})	$V_{\text{jet. min}}$/(m·s^{-1})
30	173.5	0
50	134.4	0
70	113.6	0
90	100	0

下的气动性能差别较大,较低占空比作用下,脉冲射流降低质量流量的优势更加明显。在给定时均升力系数为 1 的情况下,脉冲射流对应的质量流量减少了 68.4%,同时,在占空比为 40%、质量流量相等的情况下,脉冲射流对应的时均升力系数相较定常射流提高了 65.3%。随着占空比的增加,脉冲射流下的质量流量效益逐渐降低。

图 7 为不同占空比作用下的时均升力系数时域变化曲线。定义 Δh 为升力系数周期性变化过程中 2 个峰值之间的差值,即升力系数脉动幅值。占空比 DC 越小,升力系数脉动幅值 Δh 越大,这是因为低占空比对应的射流速度较大,是一种持续时间短、射流动量大的穿透状态,能在短时间内在后缘移动较大距离,而射流一旦消失,升力系数出现断崖式下降的现象,射流消失后的升力响应速度要远大于射流产生后的响应速度,同时,由于占空比较低,射流消失后逐渐逼近无射流状态下的升力系数。

综上所述,在产生相同时均升力系数的前提下,脉冲射流需要的质量流量更小,且占空比越小,这种优势越明显。但是,低占空比下导致的射流穿透效应将会直接导致升力系数脉动幅值增大。当 DC = 30% 时,Δh 可达 1.3,这在实际飞行中将会导致剧烈的抖振现象,严重影响飞行安全,在实际应用中是不可取的。因此,实际应用中应当选用较高占空比的脉冲射流,选取 DC = 70% 进

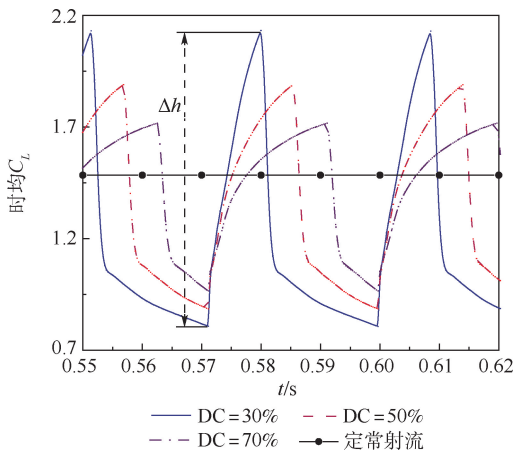


图 7 35 Hz 脉冲射流下时均升力系数时域曲线对比

Fig. 7 Comparison of lift coefficient time-domain curves at 35 Hz pulsed jet

行后续研究,并进一步探索脉冲射流的实际应用前景及降低 Δh 的方法。

2.2　频率的影响

图 8 给出了在不同迎角 α 下频率的改变对升力系数增量 ΔC_L 的影响。低迎角(0°)下,随频率增加,升力系数增量呈现先增加后降低的趋势,但整体变化幅度不大,在高频率(200 Hz)下,脉冲射流甚至低于定常射流作用下的升力系数增量;高迎角(15°)下,随频率增加,升力系数增量呈现持续增加的趋势,在高频率(200 Hz)下,脉冲射流远远高于定常射流作用下的升力系数增量。在不同迎角下,随频率增加,脉冲幅值 Δh 均逐渐减小,约在 100 Hz 逐渐稳定。综上所述,高频脉冲射流在较大迎角下有突出的应用优势,具备替代定常射流进行流动控制的潜力。

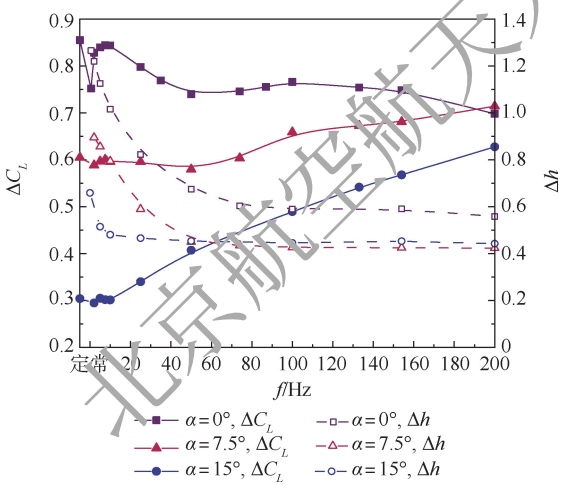


图 8　不同频率下的升力系数增量和脉动幅值对比

Fig. 8　Comparison of lift coefficient and pulsation amplitude at different frequencies

为了分析脉冲射流作用下的流场作用机理,图 9 给出了迎角分别为 0°和 15°时 200 Hz 脉冲射流与对应定常射流作用下的翼型整体涡量图和后缘局部流线放大图。其中脉冲射流作用下各时刻对应的时均升力系数如图 10 所示,低频率下射流消失后时均升力系数不再呈现出断崖式下降的现象。

以 15°迎角为例进行分析,从定常射流作用下的翼型流线图中可以看出,翼型上表面已经出现大规模分离流动,涡流区较大,继续增大迎角会导致升力下降和阻力增加,翼型进入失速分离阶段。而脉冲射流作用下的翼型上表面分离涡与尾涡在一个脉冲周期内逐渐相互耦合,共同向后移动形成尾迹,上表面分离点明显后移,涡流区明显小于定常射流。而 0°迎角下的翼型流线图,定常射流作用下的流动始终附体,并未出现分离流动,脉冲射流作用下的上表面涡量分布与定常射流作用下的涡量分布差别也并不明显。

从脉冲射流作用下的翼型流线图中可以看出,在 $T/6$ 时刻,翼型上表面存在分离流动,并存在一个顺时针的分离涡,由于后缘射流的产生,后缘上方存在一个逆时针尾涡,同时,后缘射流下存在一组较小的附着涡,翼型处于临界失速状态。当进入 $2T/6$ 时刻,随着后缘持续射流,后缘压力逐渐减小,后缘上方的逆时针尾涡先向后移动,此时上表面分离涡变化不大。当进入 $3T/6$ 时刻,后缘压力继续减小,此时翼型上表面的分离涡也逐渐后移,分离涡几乎已经移动至翼型尾端,翼型已经远离失速状态,后缘涡进一步后移会导致升力系数下降,如图 10 中 $2T/4$ 时刻所示。

当进入 $4T/6$ 时刻,原尾涡向后移动至消散,上表面分离涡逐渐呈现脱离状态,逐渐耦合形成新的尾涡。当进入 $5T/6$ 时刻,射流已消失,此时分离涡已完全脱离,与原本位于射流下方的附着涡相互耦合,向后移动。尾涡逐渐被外流吹散,上表面流动逐渐恢复为附体。此时由于射流存在时滞效应,后缘压力并未迅速提高。当进入 $6T/6$ 时刻,后缘无射流,此时流动状态趋向于 15°迎角下的无射流定常状态,钝后缘形成新的一组附着涡,翼型上表面压力较低,附着涡逐渐上移形成上表面的大分离区。随后,后缘射流产生,射流上方产生新的尾涡,下方产生新的附着涡,流动开始向下一个周期发展。

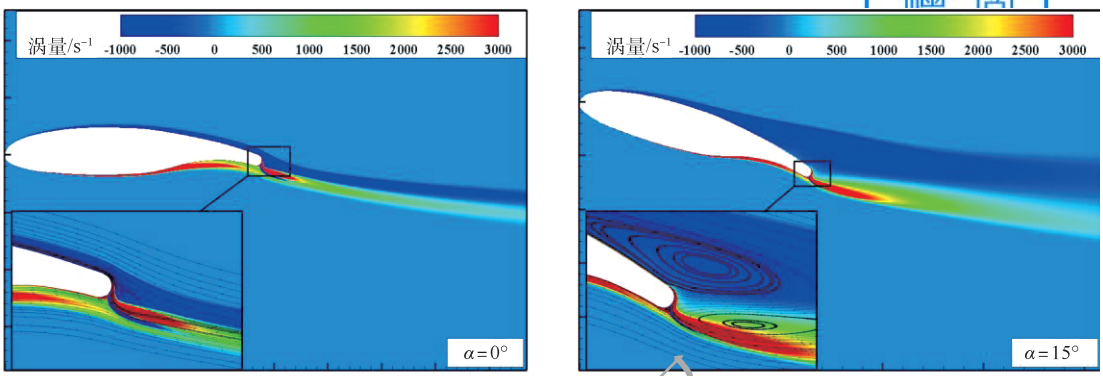
总体来看,翼型上表面的分离涡和后缘尾涡在一个周期的演化过程中,经历了形成、后移、脱落、消失、再形成的过程。而高频脉冲射流在大迎角下的气动效益如此突出,是因为其不断促进翼型上表面的分离涡脱落。

与 15°迎角相比,0°迎角定常射流作用的翼型上表面并未分离,流动始终附体。从整体流场来看,15°迎角上表面的分离涡不断被吹除,涡流区明显减小,较定常射流而言,升力增大;而 0°迎角上表面不存在分离涡,尾迹受射流速度的影响跨度明显较长,较定常射流而言升力略有降低。

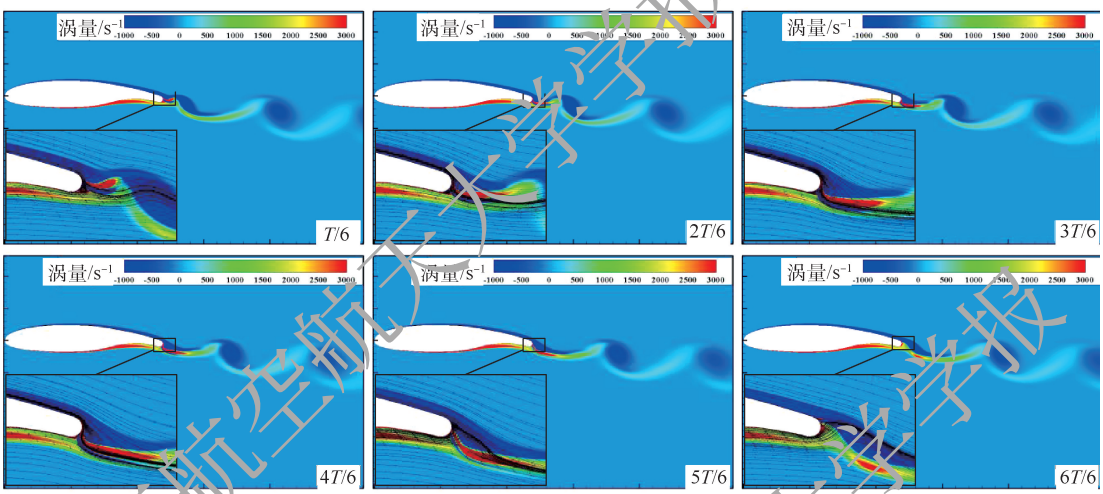
从后缘流场来看,在整个周期并未形成如同 15°迎角下明显的分离涡与尾涡相互耦合向后移动的状态,更多表现为流线的上下偏折。这是因为 0°迎角上表面涡强较弱,后缘难以耦合形成有效的涡旋。0°迎角下被不断吹除的尾涡强度较低,连续性也较弱,因此,0°迎角下脉冲射流受频率影响较低。

因此,对于低迎角而言,脉冲频率更多表现为

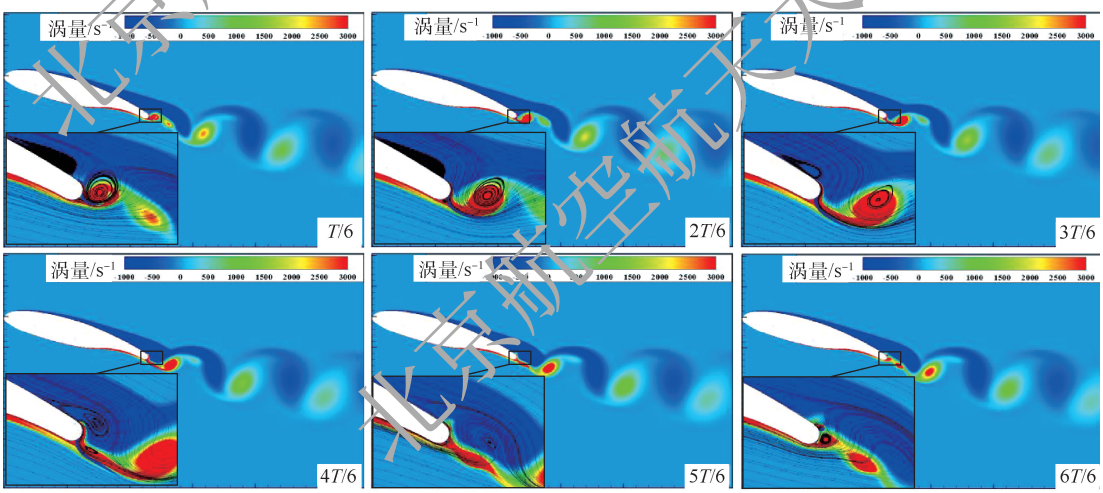
北京航空航天大学学报



(a) 定常射流



(b) 脉冲射流, $\alpha=0°$



(c) 脉冲射流, $\alpha=15°$

图 9 翼型涡量图和流线图

Fig. 9 Airfoil vorticity and streamlines

对升力系数的直接影响,与定常射流的作用机理是一致的,其效果类似于间歇性施加射流;而对于高迎角而言,脉冲频率更多与分离涡移动、尾缘涡脱落频率等相关,这种流动状态已经与定常射流完全不同。特别是在整个流动周期中,分离涡的移动都远离失速状态,这一特性表明借助脉冲射流有望突破静态失速迎角这一禁区。

2.3 动量系数的影响

图 11 为不同动量系数下脉冲射流、定常射流、无射流及基准翼型 NASA LS(1)-0417 的升力系数对比曲线。基于上述对占空比的研究,选取脉冲射流占空比为 70%,动量系数分别为 0.02 和 0.04。从图 11(a)可以看出,在动量系数为 0.02的情况下,当迎角小于 10°时,定常射流能够较大幅度地提高翼型升力系数,当迎角大于 10°时,提升幅度逐渐降低,而且失速迎角提前。为了衡量动量系数带来的影响,引用效费比 $\Delta C_L/C_\mu$ 参数。0°迎角下,翼型效费比为 42.6,此时翼型

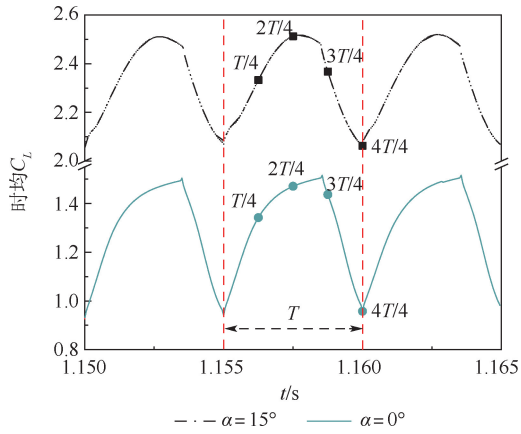


图 10　200 Hz 脉冲射流下时均升力系数时域曲线对比

Fig. 10　Comparison of lift coefficient time-domain curves at 200 Hz pulsed jet

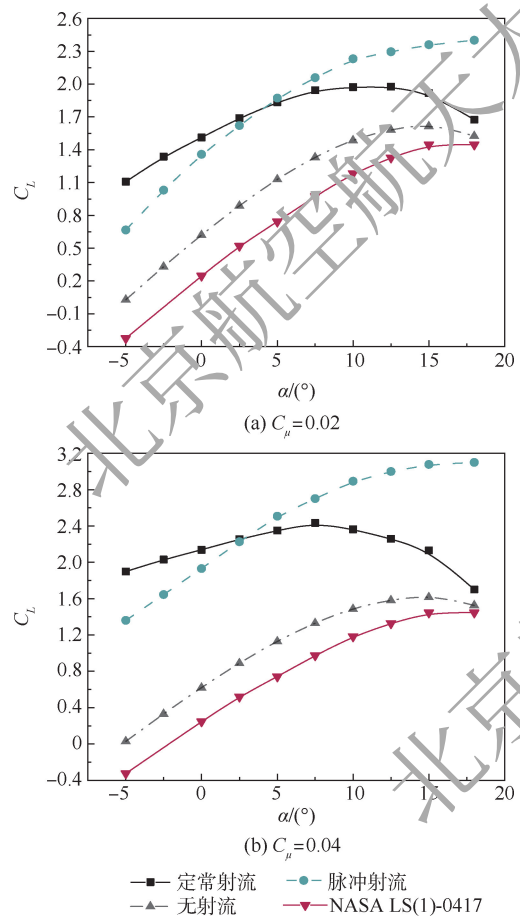


图 11　升力系数对比

Fig. 11　Comparison of lift coefficient

升力系数提高 144.5%；而 15°迎角下，翼型效费比降为 15.2，此时翼型升力系数仅提高 18.8%，同时，失速迎角由 15°提前到 10°。当迎角小于 5°时，定常射流升力系数大于脉冲射流；当迎角大于 5°时，定常射流升力系数小于脉冲射流。相较定常射流，脉冲射流能在更大的迎角范围内大幅度提高翼型升力系数，更加适合在大迎角下工作。在 15°迎角时，$\Delta C_L/C_\mu$ = 38.3，此时翼型升力系数仍能提高 46.3%，同时，失速迎角大幅度延迟。

从图 11(b)可以看出，提高动量系数至 0.04 后，对于定常射流而言，在 0°迎角下，$\Delta C_L/C_\mu$ = 36.9，而在 15°迎角下，翼型效费比降为 11.9。随着动量系数的增加，定常射流的升力效益降低。定常射流对应的失速迎角也进一步提前，由 15°提前至 7.5°，同时，脉冲射流升力系数大于定常射流的转折迎角提前至 2.5°。此时相较定常射流，脉冲射流在大迎角下有更突出的升力表现，在 15°迎角下 $\Delta C_L/C_\mu$ = 36.7。随着动量系数的增加，定常射流下的失速迎角会进一步提前，严重制约定常射流的升力效益。而脉冲射流大大扩宽了飞行器的可用迎角，甚至超过了无射流状态下的失速迎角，随动量系数增大，这种优势变得更加突出，完全弥补了定常射流在大迎角下存在的缺陷和不足。

从无射流状态和基准翼型 NASA LS(1)-0417 的升力系数对比中可以看出，修形后的环量控制翼型在无射流状态下升力系数比 NASA LS(1)-0417 高，添加射流后升力系数进一步提高。

为了更加全面地衡量脉冲射流、定常射流、无射流和基准翼型 4 种状态下的气动效益，并合理考量射流产生所需的能量消耗，参考文献[24]，假设射流是通过安装在机翼内部的气压泵实现的，气压泵吸入外界自由流动的气体后，经过压缩送入喷射槽形成射流。因此，能量消耗功率可由质量流量和总焓变化表示：

$$P_{c,\mathrm{jet}} = \frac{\dot{m}_{\mathrm{av.jet}} C_p T_{t2}}{\eta}\left[\left(\frac{P_{t1}}{P_{t2}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right] \Big/ (0.5\rho_\infty V_\infty^3 S) \quad (6)$$

式中：$P_{c,\mathrm{jet}}$为射流产生的能量消耗功率系数；P_{t2}和 T_{t2}分别为自由来流的总压和总温；P_{t1}为射流出口处的总压；η 为气压泵的工作效率，本节取 0.85。脉冲射流采用振荡吹气执行器，即通过交替打开和关闭气压泵与喷射槽之间的连接，或打开和关闭气压泵与流体吸入通道之间的连接，通过调节阀门开度能够实现稳定或振荡射流。

为综合分析气动特性和能量消耗特性对射流控制效果的影响，采用 Seifert[6] 提出的气动品质因子 AFM1 进行衡量。该指标以升阻比为衡量基准，将射流功率转换为等效阻力，该值越大，则表明为执行器提供功率比为动力装置提供功率更有效，在增升减阻方面更有利，并表征射流控制效率越高。气动品质因子 AFM1 定义为

$$\mathrm{AFM1} \equiv \frac{L/(D + P_{c,\mathrm{jet}})}{(L/D)_{\mathrm{baseline}}} \quad (7)$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:$(L/D)_{\text{baseline}}$为环量控制翼型无射流状态下的升阻比。

图 12 为不同情况下的 AFM1 对比曲线。环量控制翼型较基准翼型 NASA LS(1)-0417 而言,升阻比较低,这表明修形后的环量控制翼型尽管升力系数较大,但对应的阻力系数增长更为明显,导致升阻比降低,特别是在大迎角下降低明显。

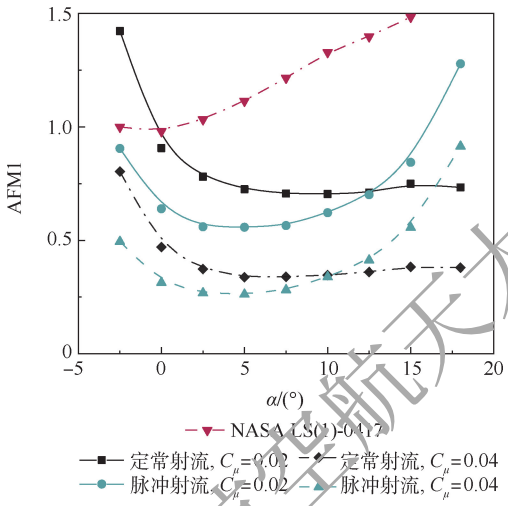


图 12 气动品质因子对比曲线

Fig. 12 Aerodynamic quality factor comparison

对定常射流而言,随迎角增大,控制效率逐渐降低,然后基本保持不变。对脉冲射流而言,随迎角增大,控制效率先降低,然后迅速提高,逐渐超越定常射流。这是因为在中低迎角下,定常射流提升升力作用明显,而耗能低于脉冲射流,控制效率较高;随迎角增大,定常射流对升力的影响逐渐减弱,同时,翼型提前进入失速状态,控制效率降低。而脉冲射流在大迎角下升力系数提升明显,失速迎角推迟,控制效率逐渐增高。在考虑了射流消耗的情况下,脉冲射流仍能够部分改善环量控制翼型在大迎角下的气动效益,这与上文的研究是一致的。

2.4 叠加效应的影响

上述研究已经证明了脉冲射流在大迎角下卓越的性能优势,解决了定常射流在高动量系数、大迎角下升力增益较差的问题。但是由脉冲射流所带来的升力系数脉动现象仍未完全解决,本节提出采用脉冲射流与定常射流相叠加的方式来降低脉冲射流的升力脉动现象。维持其他参数不变,其中脉冲射流频率为 200 Hz, DC = 70%, C_μ = 0.04。

定义定常射流部分与脉冲射流部分的比例为占比 r_{sp},即 $r_{sp} = V_{\text{jet. min}} / V_{\text{jet. max}}$。叠加效应即研究占比 r_{sp}对气动特性的影响。图 13 为在 15°迎角下,定常射流部分与脉冲射流部分不同占比 r_{sp}对应下的时均升力系数和脉动幅值变化趋势。随 r_{sp}的增加,时均升力系数逐渐下降,并且呈现先慢后快的下降速度。这表明适当添加定常射流并不会大幅度降低时均升力系数,同时能够有效降低单一脉冲射流时的升力系数脉动幅值。当 r_{sp}为 0.84 时,时均升力系数仅降低约 12%,升力系数脉动幅值降低约 80%,此时升力系数脉动幅值约占时均升力系数的3.7%,已经远远低于正常状态下大迎角下升力系数的脉动幅值[25],能够满足飞行器在大迎角下的气动力要求。当 r_{sp}约为 0.8 时,有效解决了脉冲射流带来的气动力脉动问题,扩宽了环量控制技术的可用迎角范围。

图 14 给出了 r_{sp}分别为 0.566 和 0.84 时的后缘流线变化图。从整体上来看,后缘流场中的脱体涡都经历了生成、后移、脱落的过程。当 r_{sp} = 0.566 时,定常射流占比较低,定常射流速度较小,无法突破后缘外侧流动到后缘下方,当产生高速的脉冲射流后,射流需要从翼型后缘上方移动到后缘下方,导致升力系数脉动程度剧烈;当 r_{sp} = 0.84 时,从整体上来看,后缘流场中的脱体涡移动并不明显,此时定常射流占比较高,定常射流速度较大,已经突破后缘外侧流动到了后缘下方,此时在整个射流阶段,射流一直在翼型后缘下方进行移动,升力系数脉动减弱,同时,能够较大程度地保留脉冲射流不断促进翼型上表面的分离涡脱落特性,因此升力系数的下降并不明显。

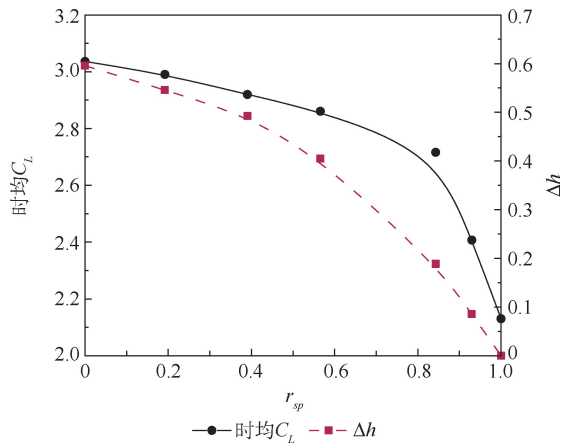


图 13 不同 r_{sp}下的时均升力系数与脉动幅值对比曲线

Fig. 13 Comparison of lift coefficient and pulsation amplitude at different r_{sp}

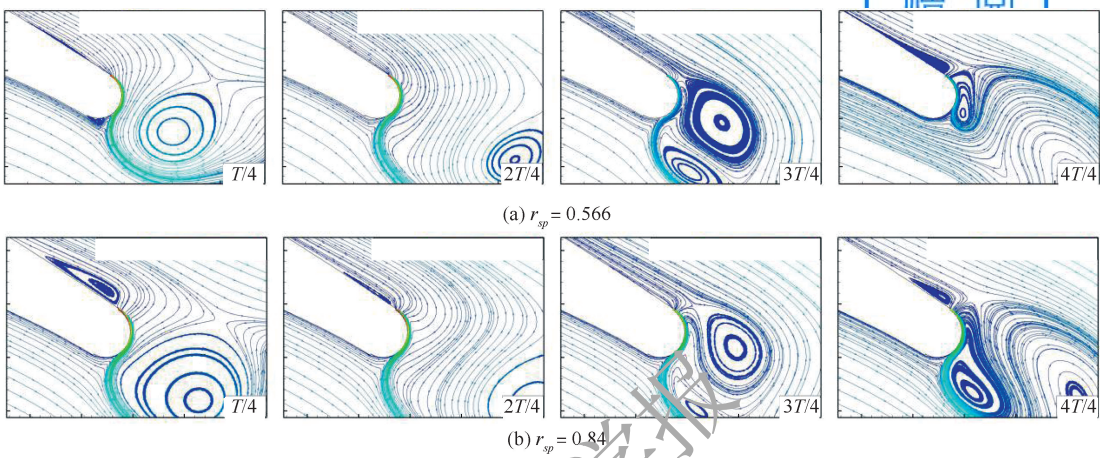


图 14　翼型后缘流线图

Fig. 14　Airfoil trailing edge streamlines

3　结　论

本文采用非定常数值模拟方法，对脉冲射流作用下的环量控制翼型进行了相应研究，特别是分析了脉冲射流的实际应用前景，得到以下结论：

1）维持动量系数不变的情况下，较定常射流而言，占空比越低，脉冲射流减小质量流量的优势越明显，但同时升力系数脉动的劣势也越明显。

2）在占空比不变的情况下，小迎角下升力系数随脉冲频率增加而呈现先增加后降低的趋势，但整体变化幅度不大；大迎角下升力系数随脉冲频率增加而持续增加，高频脉冲射流在大迎角下有突出的应用优势。

3）脉冲射流作用下，翼型上表面的分离涡和后缘尾涡通过形成、后移、脱落、消失、再形成的过程，延迟了翼型失速，改善了翼型在大迎角下的气动特性，并且随动量系数的增大，这种优势更加明显。

4）采用脉冲射流和定常射流相叠加的方式能有效减弱升力系数脉动幅值过大的问题，当 r_{sp} 约为 0.8 时，能有效扩宽环量控制技术的使用迎角。

参考文献（References）

[1] KING R. Active flow control[C]// Active Flow Control 2006. Berlin: Springer, 2006.

[2] ENGLAR R J. Circulation control for high lift and drag generation on STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(5): 457-463.

[3] JOLSLIN R D, JONES G S. Applications of circulation control technology[M]. Reston: AIAA, 2006: 1-614.

[4] ENGLAR R J, HUSON G G. Development of advanced circulation control wing high-lift airfoils[J]. Journal of Aircraft, 1984, 21(7): 476-483.

[5] SHAH N, WONG C, KONTIS K. Active flow control using steady and pulsed blowing at subsonic speeds[C]//46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 742.

[6] SEIFERT A. Closed-loop active flow control systems: Actuators[C]// Active Flow Control 2007. Berlin: Springer, 2007: 85-102.

[7] YAROS S F, SEXSTONE M G, HUEBNER L D, et al. Synergistic airframe-propulsion interactions and integrations[R]. Hampton: NASA Langley Research Centre, 1998: 1-122.

[8] JONES G, VIKEN S, WASHBURN A, et al. An active flow circulation controlled flap concept for general aviation aircraft applications[C]// 1st Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2002: 3157.

[9] KANISTRAS K, SAHA P C, VALAVANIS K P, et al. Wind tunnel investigation of a circulation control wing with dual-radius flaps[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(4): 1731-1741.

[10] JONES G S, LIN J C, ALLEN B G, et al. Overview of CFD validation experiments for circulation control applications at NASA[C]// International Powered Lift Conference. London: Royal Aeronautical Society, 2008: 22-24.

[11] WARSOP C, CROWTHER W. NATO AVT-239 task group: Flight demonstration of fluidic flight controls on the MAGMA subscale demonstrator aircraft[C]// AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019: 0282.

[12] 朱自强，吴宗成. 环量控制技术研究[J]. 航空学报，2016，37(2)：411-428.
ZHU Z Q, WU Z C. Study of the circulation control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 411-428(in Chinese).

[13] 张艳华，张登成，胡孟权，等. 环量控制对翼型气动特性的作用机理[J]. 空军工程大学学报，2015，16(1)：10-13.
ZHANG Y H, ZHANG D C, HU M Q, et al. Study on aerodynamic mechanism of circulation control airfoil[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2015, 16(1): 10-13(in Chinese).

[14] 雷玉昌，张登成，张艳华，等. 超临界翼型的双射流环量控制研究[J]. 飞行力学，2020，38(4)：16-21.
LEI Y C, ZHANG D C, ZHANG Y H, et al. Circulation control of double jet flow on supercritical airfoil[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(4): 16-21(in Chinese).

[15] SHI Z W, ZHU J C, DAI X X, et al. Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on

circulation control [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019,32(1):04018134.

[16] 李家春,杨卫东. 直升机环量控制尾梁截面形状分析[J]. 空气动力学学报,2015,33(2):239-245.
LI J C, YANG W D. An analysis of cross section of helicopter tail boom for NOTARTM system[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2015,33(2):239-245(in Chinese).

[17] 姜裕标,张刘,黄勇,等. 内吹式襟翼环量控制翼型升力响应特性[J]. 航空学报,2018,39(7):64-72.
JIANG Y B, ZHANG L, HUANG Y, et al. Lift response characteristics of a circulation control airfoil with internally blown flap [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(7):64-72(in Chinese).

[18] JONES G, ENGLAR R. Advances in pneumatic controlled high lift systems through pulsed blowing[C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2003:3411.

[19] 王万波,姜裕标,黄勇,等. 脉冲吹气对无缝襟翼翼型气动性能的影响[J]. 航空学报,2018,39(11):37-48.
WANG W B, JIANG Y B, HUANG Y, et al. Influence of pulse blowing on slotless flap airfoil aerodynamic characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(11):37-48 (in Chinese).

[20] WARSOP C, CROWTHER W J. Fluidic flow control effectors for flight control[J]. AIAA Journal,2018,56(10):3808-3824.

[21] SWANSON R C, RUMSEY C L. Computation of circulation control airfoil flows[J]. Computers and Fluids, 2009, 38(10): 1925-1942.

[22] SWANSON R C, RUMSEY C L, ANDERS S G. Progress towards computational method for circulation control airfoils[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005:14527-14553.

[23] LIU Y, SANKAR L, ENGLAR R, et al. Numerical simulations of the steady and unsteady aerodynamic characteristics of a circulation control wing airfoil[C]//39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2001:704.

[24] LEFEBVRE A, DANO B, BARTOW W B, et al. Performance and energy expenditure of coflow jet airfoil with variation of Mach number[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1757-1767.

[25] 叶坤,叶正寅,武洁,等. 基于 DMD 方法的翼型大迎角失速流动稳定性研究[J]. 空气动力学学报,2018,36(3):518-528.
YE K, YE Z Y, WU J, et al. Stability of stalled flow field at high angle of attack based on DMD method[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2018,36(3):518-528(in Chinese).

Effect of pulsed jet on aerodynamic performance of circulation control airfoil

LEI Yuchang[1], ZHANG Dengcheng[2,*], ZHANG Yanhua[2], SU Guangxu[1]

(1. Graduatee School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The aerodynamic performance of steady jet is poor at high angle of attack. With the help of pulsed jet, the aerodynamic performance at high angle of attack can be effectively improved and the mass flow rate of jet can be reduced. The unsteady numerical simulation method is used to calculate the aerodynamic characteristics and analyze the flow field of the circulation control airfoil under pulsed jet. The effects of duty cycle and frequency on the amplitude of time-averaged lift and lift pulsation are summarized. The flow mechanism of pulsed jet at different angles of attack is analyzed. Furthermore, the influence law of jet momentum coefficient is pointed out, and the lift pulsation phenomenon is effectively alleviated with the help of the superposition effect of pulsed jet and steady jet. The results show that, under low duty cycle, the pulsed jet can greatly reduce the mass flow rate under the same lift coefficient, but the amplitude of lift pulsation is larger at the same time. At low angle of attack, the lift coefficient increases at first and then decreases with the increase of frequency, but the overall change is not obvious, and at high angle of attack, the lift coefficient increases continuously with the increase of frequency. The pulsed jet can delay the stall angle of attack and widen the angle of attack, and this advantage becomes more obvious with the increase of momentum coefficient. With the help of the superposition effect of the pulsed jet and the steady jet, the lift pulsation under the pulsed jet can be effectively alleviated and the flight conditions can be achieved.

Keywords: pulsed jet; circulation control; numerical simulation; lift pulsation; lift enhancement; stall

Received: 2020-09-28; **Accepted**: 2020-12-11; **Published online**: 2021-01-13 13:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1401.002.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0603

一种基座姿态可控空间机器人的通用避奇异算法

全下文载

赵龙泽[1], 佘浩平[1,*], 黄良伟[2], 黄龙飞[2]
(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室, 北京 100094)

摘 要: 针对基座姿态可控空间机器人笛卡儿路径规划中的奇异问题,提出了一种通用的运动学奇异回避算法。通过虚拟机械臂的方法建立空间机械臂的雅可比矩阵,实时判断雅可比矩阵行列式的值与角速度的关系确定奇异区,采用 Newton-Raphson 迭代法进行逆运动学求解,并设计了一种"微分项提取 + 二次拟合"的分段路径规划算法应用于奇异回避,直至关节角脱离奇异区。仿真结果表明:所提算法能够有效回避奇异,适应各种自由度与构型机械臂,调节计算时间与跟踪精度之间的关系,具备较好的通用性。

关 键 词: 奇异回避; 奇异区判定; 空间机器人; Newton-Raphson 迭代法; 分段路径规划
中图分类号: TP241
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0495-09

对于基座姿态可控的关节型空间机器人,在对其进行笛卡儿空间连续运动规划的过程中,需要利用基于雅可比矩阵求逆或伪逆的速度级运动学求解来实现。然而,当机器人经过一些特定的臂型时,不可避免地会遇到运动学奇异,主要是因为雅可比矩阵出现了病态,此时如果继续采用经典的速度级逆运动学求解方法,则在机械臂的奇异点附近会导致规划关节角速度和角加速度出现无穷大的极端情况,机械臂会因此出现振动,影响机械臂的轨迹跟踪精度,同时也不利于机械臂的关节运动控制,甚至造成控制算法失效[1]。因此,寻求一种有效的回避算法是极为重要的。

早期常采用伪逆法进行机械臂奇异回避的路径规划,该方法虽然能够解决一些超定或欠定的问题,但关节角的解仍会在机械臂的奇异区内出现跳变,造成较大误差[2]。随后 Nakamura 等[3]和 Wampler[4]分别提出了阻尼最小方差法(DLS)和奇异性鲁棒逆解(SRI)的方法。Chiaverini[5]对 SRI 方法进行了改进,采用"阻尼最小方差 + 数值滤波"的方法,通过判定最小奇异值施加阻尼系数,提升了规划精度。SRI 方法虽然能够有效保障机械臂在奇异区内关节角度的连续性和有限性,但仍存在机械臂末端跟踪精度较差的问题,且由于需要对雅可比矩阵进行实时的 SVD 分解,运算量也较大。杨震等[6]引入雅可比矩阵的条件数作为 DLS 法中选取阻尼系数的衡量指标,有效提高了求解精度,但由于其需要频繁地对雅可比矩阵进行奇异值分解,极大地提高了计算量。董伯麟和彭航[7]给出了雅可比矩阵条件数的一个更小的上界估计式,提高了运算速度,但牺牲了一定的位姿精度。

Cheng 等[8]以 PUMA 型机械臂为研究对象,提出了"奇异分离 + 紧密二次型规划"(SCIQP)法,避免了对雅可比矩阵进行实时 SVD 分解,有效减少了算法的运算量。徐文福等[9]针对 PUMA 型机器人的特点,对奇异分离的算法进行了改进,提出了"奇异分离 + 阻尼倒数"的方法,采用阻尼倒数代替普通倒数,仅牺牲末端部分方向的精度,以较小的运算量完成了奇异回避。崔洪新等[10]采用指数级阻尼倒数代替普通阻尼倒数的方法,

收稿日期: 2020-10-27; **录用日期**: 2020-12-21; **网络出版时间**: 2021-01-04 16:42
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1447.001.html
基金项目: 北京市科技计划项目 (Z181100003018001)
* **通信作者**. E-mail: shehp@bit.edu.cn

引用格式: 赵龙泽, 佘浩平, 黄良伟, 等. 一种基座姿态可控空间机器人的通用避奇异算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 495-503. ZHAO L Z, SHE H P, HUANG L W, et al. A general singularity avoidance algorithm for pedestal-controllable space manipulator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 495-503(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 嘭阅

进一步减小了跟踪误差。刘成良等[11]采用协调控制的算法回避了机器人的腕部奇异。Choi 等[12]引入高斯分布阻尼因子,进一步提高了机械臂在奇异点附近的算法稳定性,但该算法本身就存在一定的不连续性。吴戈等[13]对高斯分布阻尼因子进行了改进,减小了跟踪误差,但鲁棒性并不高。Qiu 等[14]通过引入与最小奇异值相关的修正向量,从而控制规划角速度,其性能仅受最小奇异值下限选择的影响,但损失了一定的实时性。Nanos 和 Papadopoulos[15-16]从初始机械臂的关节角和基座位姿出发,通过合理设置初值的方法避免了雅可比矩阵的奇异,但该方法未考虑基座受到扰动的情况。

本文针对不同自由度的基座姿态可控空间机械臂,在进行一般建模后,通过建立雅可比矩阵,进行速度级运动学逆解分析,在进行路径规划的同时判断雅可比矩阵行列式的值,给出奇异判定条件,从而判定机械臂的奇异区。随后,在奇异区内提取各关节角的微分项,通过设计二次拟合方法在奇异区内对关节角进行分段规划,最终实现了一种通用性较强的奇异回避算法。

1 运动学模型分析

1.1 基座姿态可控空间机械臂的建模

在惯性坐标系下建立空间机械臂的一般模型,如图 1 所示。空间机械臂由 n 个仅有一个自由度的旋转关节和 $n+1$ 个刚体杆件串联而成,其中航天器平台记为机械臂的基座,记为连杆 0,连杆 i 为空间机械臂所对应的第 i 个杆件,关节 i 为连接第 $i-1$ 个连杆与第 i 个连杆的关节。为方便问题分析,可对模型做出以下几点假设:①可以同时对基座姿态及各关节力矩进行控制,实时保证基座姿态可控;②忽略模型的柔性,将模型的所有部分都视为刚体;③忽略各项外力的影响[17]。

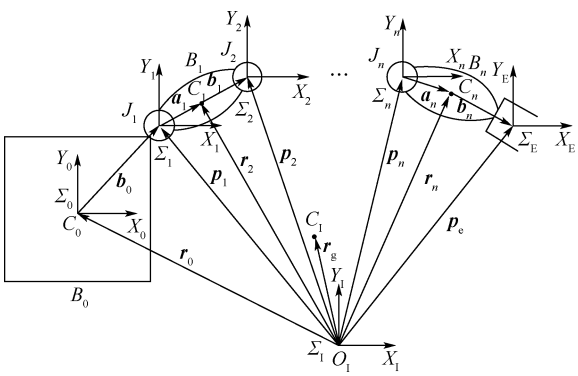


图 1 空间机械臂的一般模型

Fig. 1 General model of a space manipulator

图 1 中的符号说明如下:B_0 为空间机器人的基座;$B_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为机械臂的第 i 个连杆;$J_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为机械臂的第 i 个关节;$C_i(i=0,1,2,\cdots,n)$ 为第 i 个连杆的质心;O_I 为惯性坐标系的原点;Σ_I 为惯性坐标系;Σ_E 为机械臂末端执行器所固连的坐标系;$\Sigma_i(i=0,1,2,\cdots,n)$ 为与连杆 i 固连的坐标系,本文采用刚体固连坐标系的建立原则;$\boldsymbol{k}_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为 J_i 旋转方向的单位矢量;$\boldsymbol{r}_g$ 为空间机械臂系统质心在惯性坐标系中的位置矢量;$\boldsymbol{r}_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为 B_i 的质心位置矢量;$\boldsymbol{p}_i(i=0,1,2,\cdots,n)$ 为关节 i 的位置矢量;$\boldsymbol{p}_e$ 为机械臂末端位置矢量;$\theta_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为关节 i 的关节角;$\boldsymbol{\Theta}$ 为由 θ_i 到 θ_n 依次排列组成的关节角向量;$\boldsymbol{b}_0$ 为 Σ_1 的原点在 Σ_0 坐标系中的位置矢量;$\boldsymbol{a}_i$ 和 $\boldsymbol{b}_i(i=1,2,\cdots,n)$ 分别为从关节 i 指向连杆 i 质心的位置矢量和从连杆 i 质心指向关节 $i+1$ 的位置矢量。

定义叉乘操作数:若 $\boldsymbol{s}=[x\ \ y\ \ z]^{\mathrm{T}}$,则

$$\tilde{\boldsymbol{s}}=\begin{bmatrix}0 & -z & y\\ z & 0 & -x\\ -y & x & 0\end{bmatrix} \tag{1}$$

由式(1)可得,矢量叉乘运算表示为

$$\boldsymbol{s}_1\times\boldsymbol{s}_2=\tilde{\boldsymbol{s}}_1\boldsymbol{s}_2 \tag{2}$$

各连杆质心的线速度 $\boldsymbol{v}_i$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_i=\dot{\boldsymbol{r}}_i=\boldsymbol{v}_0+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\omega}_0\times(\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{r}_0)+\sum_{m=1}^{i}[\boldsymbol{k}_m\times(\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{p}_m)]\dot{\theta}_m \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{v}_0$、$\boldsymbol{\omega}_0$ 分别为基座线速度、角速度。

机械臂的末端线速度 $\boldsymbol{v}_e$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_e=\dot{\boldsymbol{p}}_e=\boldsymbol{v}_0+\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{\omega}_0\times(\boldsymbol{p}_e-\boldsymbol{r}_0)+\sum_{m=1}^{n}[\boldsymbol{k}_m\times(\boldsymbol{p}_e-\boldsymbol{p}_m)]\dot{\theta}_m \tag{4}$$

末端角速度 $\boldsymbol{\omega}_e$ 可表示为

$$\boldsymbol{\omega}_e=\boldsymbol{\omega}_0+\sum_{m=1}^{n}\boldsymbol{k}_m\dot{\theta}_m \tag{5}$$

将式(4)与式(5)联立,可得

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_e\\ \boldsymbol{\omega}_e\end{bmatrix}=\boldsymbol{J}_b\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_0\\ \boldsymbol{\omega}_0\end{bmatrix}+\boldsymbol{J}_m\dot{\boldsymbol{\Theta}} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{J}_b$、$\boldsymbol{J}_m$ 分别为基座运动雅可比矩阵、机械臂运动雅可比矩阵。

由于空间机械臂系统满足线动量守恒,则有

$$\boldsymbol{P}=\sum_{i=0}^{n}m_i\dot{\boldsymbol{r}}_i=\boldsymbol{0} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{P}$ 为系统的线动量;$m_i(i=0,1,2,\cdots,n)$ 为

北航学报 赠阅

刚体 i 的质量。

将式(3)代入式(7)并整理,可得

$$\boldsymbol{P} = \left(m_0 + \sum_{i=1}^{n} m_i\right)\boldsymbol{v}_0 + \boldsymbol{\omega}_0 \times \sum_{i=1}^{n}(\boldsymbol{r}_i - \boldsymbol{r}_0) + \sum_{m=1}^{i} m_i[\boldsymbol{k}_m \times (\boldsymbol{r}_i - \boldsymbol{p}_m)]\dot{\theta}_m \tag{8}$$

系统总质量为

$$M = m_0 + \sum_{i=1}^{n} m_i \tag{9}$$

式中:M 为系统总质量。

由假设③可知,系统不受任何外力,故系统的质心为

$$\sum_{i=0}^{n} m_i \boldsymbol{r}_i = M\boldsymbol{r}_{\mathrm{g}} \tag{10}$$

将式(8)代入式(7),可得

$$\sum_{i=1}^{n} m_i(\boldsymbol{r}_i - \boldsymbol{r}_0) = \sum_{i=0}^{n} m_i\boldsymbol{r}_i - \left(\sum_{i=0}^{n} m_i\right)\boldsymbol{r}_0 = M\boldsymbol{r}_{\mathrm{g}} - \left(m_0 + \sum_{i=0}^{n} m_i\right)\boldsymbol{r}_0 = M\boldsymbol{r}_{\mathrm{g}} - M\boldsymbol{r}_0 = M\boldsymbol{r}_{0\mathrm{g}} \tag{11}$$

将式(9)和式(11)代入式(8),可得系统的线动量守恒方程为

$$\boldsymbol{P} = [M\boldsymbol{E} \quad M\tilde{\boldsymbol{r}}_{0\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}]\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_0\\ \boldsymbol{\omega}_0\end{bmatrix} + \boldsymbol{J}_{Tw}\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \boldsymbol{0} \tag{12}$$

式中:

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_{0\mathrm{g}} = \boldsymbol{r}_{\mathrm{g}} - \boldsymbol{r}_0\\ \boldsymbol{J}_{Tw} = \sum_{i=1}^{n} m_i\boldsymbol{J}_{T_i}\end{cases} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{J}_{T_i} = [\boldsymbol{k}_1 \times (\boldsymbol{r}_1 - \boldsymbol{p}_1), \boldsymbol{k}_2 \times (\boldsymbol{r}_2 - \boldsymbol{p}_2), \cdots, \boldsymbol{k}_i \times (\boldsymbol{r}_i - \boldsymbol{p}_i), 0, \cdots, 0] \tag{14}$$

由于基座姿态是指处于受控状态,基座角速度可近似忽略,即

$$\boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{0} \tag{15}$$

将式(15)代入式(12),可得

$$M\boldsymbol{v}_0 + \boldsymbol{J}_{Tw}\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \boldsymbol{0} \tag{16}$$

将式(15)、式(16)代入式(6),可得

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{\mathrm{e}}\\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}-\frac{1}{M}\boldsymbol{J}_{Tw} + \boldsymbol{J}_{mv}\\ \boldsymbol{J}_{m\omega}\end{bmatrix}\dot{\boldsymbol{\Theta}} \tag{17}$$

采用虚拟机械臂法[18]建立基座受控空间机器人的微分运动方程为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{\mathrm{e}}\\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\end{bmatrix} = \hat{\boldsymbol{J}}_m\dot{\boldsymbol{\Theta}} \tag{18}$$

联立式(17)和式(18),可得

$$\hat{\boldsymbol{J}}_m = \begin{bmatrix}-\frac{1}{M}\boldsymbol{J}_{Tw} + \boldsymbol{J}_{mv}\\ \boldsymbol{J}_{m\omega}\end{bmatrix} \tag{19}$$

1.2　奇异性分析

在空间机械臂的笛卡儿路径规划过程中,需要给定初始时刻的末端位姿、关节角度及终止时刻的期望末端位姿,从而求解出机械臂的关节角度及角速度序列,以完成连续位姿跟踪。由 1.1 节分析可知,对于基座可控空间机器人,若 $\hat{\boldsymbol{J}}_m$ 满秩,可按下式求解:

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \hat{\boldsymbol{J}}_m^{\#}\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{\mathrm{e}}\\ \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{e}}\end{bmatrix} \tag{20}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{J}}_m^{\#}$ 为 $\hat{\boldsymbol{J}}_m$ 的伪逆。

在一些特殊臂型下,$\hat{\boldsymbol{J}}_m$ 会出现秩亏的现象而发生奇异,即

$$|\hat{\boldsymbol{J}}'_m| = 0 \tag{21}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{J}}'_m = \hat{\boldsymbol{J}}_m^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{J}}_m$。

在雅可比矩阵出现秩亏或行列式的值小于某阈值时,由式(20)所计算出的机械臂关节角速度 $\dot{\boldsymbol{\Theta}}$ 将出现跳变。因此,需要采取一定的措施避免雅可比矩阵奇异的发生。

2　基于“微分项提取 + 二次拟合”的奇异回避算法

2.1　总体思路

在对机械臂进行笛卡儿路径规划时,已经预先得到每一迭代步的末端位姿状态向量。由第 1 节分析可知,在机械臂进行笛卡儿路径跟踪时,通过确定关节角发生跳变的临界点,从而判定奇异区的关节角范围,即可确定在雅可比矩阵不发生奇异的情况下其行列式所对应的阈值。

在确定奇异区的关节角范围后,实时读取每一迭代步已预先规划好的末端位姿状态向量,采用基于 Newton-Raphson 迭代法的机械臂逆运动学的数值解法可以得到奇异区内任意迭代步所对应的关节角[19]。随后,采用一种“微分项提取 + 二次拟合”的方法,对机械臂在奇异区内的关节角序列进行拟合,最终得到完整的奇异区角度序列和角速度序列。在脱离奇异区后,保持期望末端位姿不变,以当前末端位姿矩阵为初始时刻末端位姿,重新进行笛卡儿空间内的连续位姿跟踪,最终完成奇异回避任务。

2.2　机械臂逆运动学的数值解法

在本文所述的奇异回避算法中,需要对奇异区内已规划好的末端位姿进行运动学求逆,得到关节角,从而为奇异区内的关节角拟合提供输入。

对任意自由度的空间机械臂,已知机械臂当前时刻的关节角序列 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}}$,即可得到其所对应末端

北京航空航天大学学报

北航学报 网络阅

位姿矩阵为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{n}_{\mathrm{r}} & \boldsymbol{o}_{\mathrm{r}} & \boldsymbol{a}_{\mathrm{r}} & \boldsymbol{p}_{\mathrm{r}}\\ 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{22}$$

假设期望末端位姿状态变量为

$$\boldsymbol{X}_{\mathrm{f}}=[x\quad y\quad z\quad \alpha\quad \beta\quad \gamma] \tag{23}$$

可得到末端姿态矩阵为

$$\boldsymbol{R}\mathrm{f}=\begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma-\sin\alpha\cos\gamma & \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma+\sin\alpha\sin\gamma\\ \sin\alpha\cos\beta & \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma+\cos\alpha\cos\gamma & \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma-\cos\alpha\sin\gamma\\ -\sin\beta & \cos\beta\sin\gamma & \cos\beta\cos\gamma\end{bmatrix} \tag{24}$$

期望末端位置矢量为

$$\boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}=[x\quad y\quad z]^{\mathrm{T}} \tag{25}$$

当前时刻与终止时刻的末端位置矢量差值为

$$\Delta\boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}=\boldsymbol{p}_{\mathrm{f}}-\boldsymbol{p}_{\mathrm{r}} \tag{26}$$

记下当前时刻的姿态矩阵 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{r}}=[\boldsymbol{n}_{\mathrm{r}}\quad \boldsymbol{o}_{\mathrm{r}}\quad \boldsymbol{a}_{\mathrm{r}}]$ 与终止时刻的期望姿态矩阵 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}=[\boldsymbol{n}_{\mathrm{f}}\quad \boldsymbol{o}_{\mathrm{f}}\quad \boldsymbol{a}_{\mathrm{f}}]$，计算由 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{r}}$ 到 $\boldsymbol{R}_{\mathrm{f}}$ 的姿态变换的欧拉轴角参数$(\boldsymbol{k}_{\mathrm{f}},\phi_{\mathrm{f}})$，由此计算当前时刻与终止时刻的末端姿态矢量差值 $\Delta\boldsymbol{e}$ 为

$$\Delta\boldsymbol{e}=\boldsymbol{k}_{\mathrm{f}}\sin\phi_{\mathrm{f}} \tag{27}$$

联立式(26)、式(27)和式(20)，得到基于速度级的逆运动学求解方程为

$$\begin{bmatrix}\Delta\boldsymbol{p}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}})\\ \Delta\boldsymbol{e}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{r}})\end{bmatrix}=\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}}^{\#}(\boldsymbol{q})\Delta\boldsymbol{q} \tag{28}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{q}$ 为关节角误差；$\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}}^{\#}$ 为 $\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}}$ 的伪逆。

机械臂逆运动学的数值解法算法流程如图 2 所示。

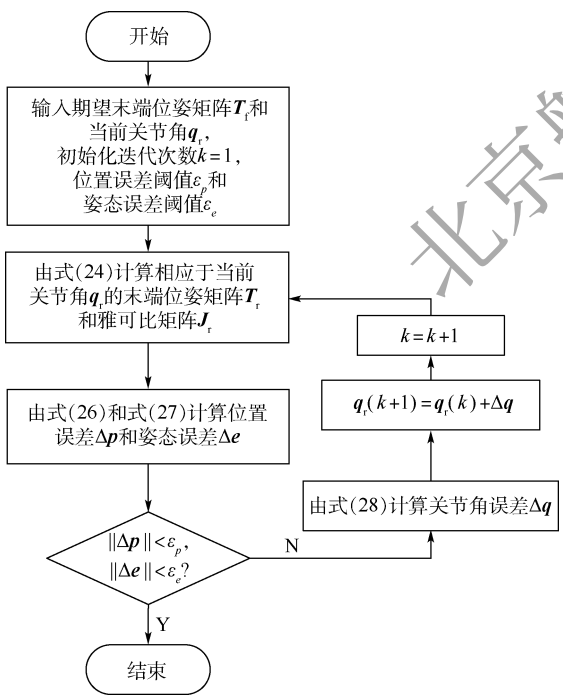


图 2 机械臂逆运动学的数值解法算法流程

Fig. 2 Flowchart of inverse kinematics numerical solution algorithm of manipulator

需要说明的是，对于相同的末端位姿矩阵，可能存在关节角的多解情况。本文算法所得到的关节角迭代值与给定初始值的相关程度较大，因此在使用本文算法时，应保证在关节角初值的邻域内至少存在一组解，防止在迭代过程中出现角度突变。

2.3 奇异回避算法的实现流程

2.3.1 奇异区的判断

在建立了笛卡儿空间下的空间机械臂连续位姿跟踪模型后，计算相邻迭代步的每一关节角速度差值的绝对值序列 $|\Delta q_i|(i=1,2,\cdots,n)$，设定阈值 $\varepsilon_{\Delta q}$，假设当迭代到第 j 步时，$\dfrac{|\Delta q_i|_j}{|\Delta q_i|_{j-1}}>\varepsilon_{\Delta q}$，则判定机械臂进入奇异区，记下当前时刻的 $\varepsilon_J=\det(\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}i}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}i})$，作为机械臂处在奇异区内的雅可比矩阵阈值，可得机械臂进入奇异区的条件为

$$\det(\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{r}})<\varepsilon_J \tag{29}$$

需要指出，设定 $\varepsilon_{\Delta q}$ 的值越大，奇异区越小[20]。

2.3.2 进入奇异区后的机械臂路径规划

步骤 1 以机械臂当前关节角为输入，进行笛卡儿空间连续位姿跟踪，若不出现奇异，则转步骤 6，反之转步骤 2。

步骤 2 判定机械臂进入奇异区后，读取上一迭代时刻的关节角 $\boldsymbol{q}_{j-1}$，作为 2.2 节所述算法的初始关节角输入。

步骤 3 初始化机械臂末端位姿矩阵误差阈值 ε_T，每隔 k 步读取一次奇异区内所规划的末端位姿状态变量 $\boldsymbol{X}_{ek}$，并记下相邻 2 次读取时间间隔 Δt，作为 2.2 节所述算法的期望末端位姿矩阵输入，可得到期望关节角 $\boldsymbol{q}_{ek}$。

步骤 4 在进入奇异区后，记下上一时刻的关节角 $\boldsymbol{q}_{j-1}$、角速度 $\dot{\boldsymbol{q}}_{j-1}$ 和角加速度 $\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1}$，通过三次多项式插值进行微分项提取：

$$\boldsymbol{q}(t)=\boldsymbol{c}_0+\boldsymbol{c}_1t+\boldsymbol{c}_2t^2+\boldsymbol{c}_3t^3 \tag{30}$$

将 $\boldsymbol{q}_{j-1}$、$\dot{\boldsymbol{q}}_{j-1}$、$\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1}$ 和 $\boldsymbol{q}_{ek}$ 代入式(30)，解得

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} \boldsymbol{c}_0 = \boldsymbol{q}_{j-1} \\ \boldsymbol{c}_1 = \dot{\boldsymbol{q}}_{j-1} \\ \boldsymbol{c}_2 = \dfrac{\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1}}{2} \\ \boldsymbol{c}_3 = \dfrac{\boldsymbol{q}_{ek} - \boldsymbol{q}_{j-1}}{\Delta t^3} - \dfrac{\dot{\boldsymbol{q}}_{j-1}}{\Delta t^2} - \dfrac{\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1}}{2\Delta t} \end{cases} \tag{31}$$

将式(31)代入式(30),可得终端时刻微分项方程组为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{q}}_{ek} = \dfrac{\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1}}{2}\Delta t + \dfrac{3(\boldsymbol{q}_{ek} - \boldsymbol{q}_{j-1})}{\Delta t} \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_{ek} = -2\ddot{\boldsymbol{q}}_{j-1} - \dfrac{6\dot{\boldsymbol{q}}_{j-1}}{\Delta t} + \dfrac{6(\boldsymbol{q}_{ek} - \boldsymbol{q}_{j-1})}{\Delta t^2} \end{cases} \tag{32}$$

式(32)提取出了期望关节角的微分项,在一些特殊情况下,用式(30)所得到的关节角速度曲线会出现龙格现象[21],同样会造成关节角突变问题,因此需要对关节角进行二次拟合,避免此种问题的产生。

读取奇异区内的迭代总步数 l,以及每一迭代步的关节角度 $\boldsymbol{q}_i$、角速度 $\dot{\boldsymbol{q}}_i$ 和角加速度 $\ddot{\boldsymbol{q}}_i$,则

$$\begin{cases} \boldsymbol{\theta}''(t_i) = \ddot{\boldsymbol{q}}_i \\ \boldsymbol{\theta}'(t_i) = \dot{\boldsymbol{q}}_i \\ \boldsymbol{\theta}(t_i) = \boldsymbol{q}_i \end{cases} \quad i = 1,2,\cdots,l \tag{33}$$

式中:t_i 为奇异区内第 i 次迭代时所对应的的仿真时间。令

$$h_{i+1} = t_{i+1} - t_i \quad i = 1,2,\cdots,l-1 \tag{34}$$

假设 $\boldsymbol{\theta}''(t)$ 在 $[t_i,t_{i+1}]$ 区间内为线性函数,则

$$\boldsymbol{\theta}''(t) = \ddot{\boldsymbol{q}}_i \frac{t_{i+1} - t}{h_{i+1}} + \ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} \frac{t - t_i}{h_{i+1}} \quad t \in [t_i,t_{i+1}] \tag{35}$$

将式(35)积分 2 次,可得

$$\begin{cases} \boldsymbol{\theta}'(t_{i+1} - 0) = \dfrac{h_{i+1}}{3}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} + \dfrac{h_{i+1}}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_i + \dfrac{\boldsymbol{q}_{i+1} - \boldsymbol{q}_i}{h_{i+1}} \\ \boldsymbol{\theta}'(t_i + 0) = -\dfrac{h_{i+1}}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} - \dfrac{h_{i+1}}{3}\ddot{\boldsymbol{q}}_i + \dfrac{\boldsymbol{q}_{i+1} - \boldsymbol{q}_i}{h_{i+1}} \end{cases} \tag{36}$$

由式(36)可得

$$\begin{cases} \boldsymbol{\theta}'(t_{i+1} + 0) = -\dfrac{h_{i+1}}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+2} + \dfrac{h_{i+1}}{3}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} + \dfrac{\boldsymbol{q}_{i+2} - \boldsymbol{q}_{i+1}}{h_{i+2}} \\ \boldsymbol{\theta}'(t_i - 0) = \dfrac{h_{i+1}}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_i - \dfrac{h_{i+1}}{3}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i-1} + \dfrac{\boldsymbol{q}_i - \boldsymbol{q}_{i-1}}{h_i} \end{cases} \tag{37}$$

联立式(36)和式(37),可得

$$\frac{h_i}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i-1} + \frac{h_i + h_{i+1}}{3}\ddot{\boldsymbol{q}}_i + \frac{h_{i+1}}{6}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} = \frac{\dot{\boldsymbol{q}}_{i+1} - \dot{\boldsymbol{q}}_i}{h_{i+1}} - \frac{\dot{\boldsymbol{q}}_i - \dot{\boldsymbol{q}}_{i-1}}{h_i} \tag{38}$$

令 $f[t_i,t_{i+1}] = \dfrac{\dot{\boldsymbol{q}}_{i+1} - \dot{\boldsymbol{q}}_i}{h_{i+1}}$,对式(38)进行整理,可得

$$\frac{h_i}{h_i + h_{i+1}}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i-1} + 2\ddot{\boldsymbol{q}}_i + \frac{h_{i+1}}{h_i + h_{i+1}}\ddot{\boldsymbol{q}}_{i+1} = 6\frac{f[t_i,t_{i+1}] - f[t_{i-1},t_i]}{h_i + h_{i+1}} \tag{39}$$

记

$$\begin{cases} \lambda_i = \dfrac{h_i}{h_i + h_{i+1}} \\ \mu_i = \dfrac{h_{i+1}}{h_i + h_{i+1}} \\ f[t_{i-1},t_i,t_{i+1}] = \dfrac{f[t_i,t_{i+1}] - f[t_{i-1},t_i]}{h_i + h_{i+1}} \end{cases} \tag{40}$$

联立式(36)~式(38),可得

$$\begin{cases} 2\ddot{\boldsymbol{q}}_0 + \ddot{\boldsymbol{q}}_1 = 6\dfrac{\dot{\boldsymbol{q}}_1 - \dot{\boldsymbol{q}}_0 - \boldsymbol{q}_0 h_1}{h_1^2} \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_{l-1} + 2\ddot{\boldsymbol{q}}_l = 6\dfrac{\boldsymbol{q}_l h_l - \dot{\boldsymbol{q}}_l - \boldsymbol{q}_{l-1}}{h_l^2} \end{cases} \tag{41}$$

由式(40)和式(41)整理,可得

$$\begin{bmatrix} 2 & 1 & & & \\ \lambda_1 & 2 & \mu_1 & & \\ & \lambda_2 & 2 & \mu_2 & \\ & \ddots & \ddots & \ddots & \\ & & \lambda_{n-1} & 2 & \mu_{n-1} \\ & & & 1 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\boldsymbol{q}}_0 \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_1 \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_2 \\ \vdots \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_{n-1} \\ \ddot{\boldsymbol{q}}_n \end{bmatrix} = 6\begin{bmatrix} \dfrac{f[t_0,t_1] - \boldsymbol{q}_l}{h_1} \\ f[t_0,t_1,t_2] \\ f[t_1,t_2,t_3] \\ \vdots \\ f[t_{l-2},t_{l-1},t_l] \\ \dfrac{\boldsymbol{q}_l - f[t_{l-1},t_l]}{h_l} \end{bmatrix} \tag{42}$$

通过求解式(36)的方程组,即可完成所有 $I = [t_i,t_{i+1}]$,$i = 0,1,2,\cdots,l-1$ 区间内的关节角度、角速度和角加速度序列的求解。

需要指出,k 的值越小,跟踪精度越高,同时计算量也会相应增大。

步骤 5　记录机械臂在奇异区内的每一迭代步的机械臂末端位姿 $\boldsymbol{T}_d$,若满足:

$$\det(\boldsymbol{T}_d - \boldsymbol{T}_f) < \varepsilon_T \tag{43}$$

则停止规划,输出机械臂的关节角序列。反之,规划继续进行,直至离开奇异区后,转步骤 1。

步骤 6　记录全部规划过程的关节角和关节角速度序列,完成机械臂的路径跟踪。

经过上述 6 个步骤,可完成机械臂在笛卡儿连续位姿跟踪过程中的奇异回避。空间机械臂奇异回避算法流程如图 3 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

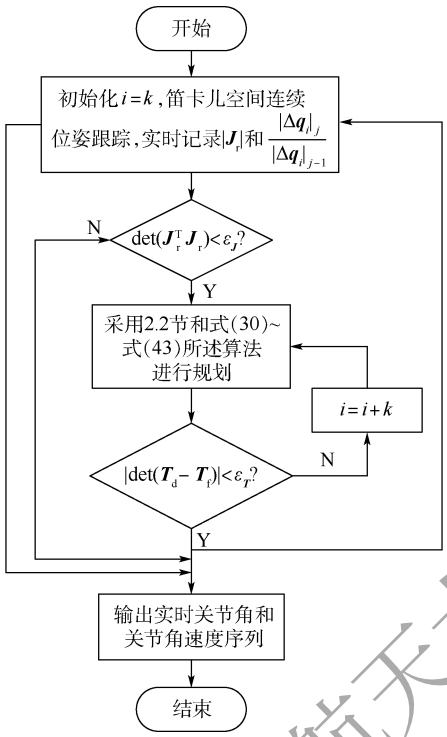


图 3 空间机械臂奇异回避算法流程

Fig. 3 Flow-chart of singularity avoidance algorithm for space manipulator

3 仿真验证

3.1 机械臂模型及仿真参数设置

本文以常用的 6R 空间机械臂为研究对象，其系统模型如图 4 所示，图 4 中坐标系基于 DH 方法创建。

文献[19]给出了其质量特性参数，其中 L_1、L_4、L_6、L_7 的值分别为 0.30、0.15、0.10、0.234 5 m，d_1、d_2、d_4 的值分别为 0.30、0.15、0.70 m，a_2、a_3 分别为 0.83、0.03 m。

通过虚拟机械臂的方法对系统进行化简，不改变其外形特征而仅改变机械臂各几何参数，其中 $\hat{L}_1$、$\hat{L}_4$、$\hat{L}_6$、$\hat{L}_7$ 分别为 0.287 2、0.145 9、0.099 3、0.234 1 m，$\hat{d}_1$、$\hat{d}_2$、$\hat{d}_4$ 分别为 0.284 5、0.141 3、0.688 5 m，$\hat{a}_2$、$\hat{a}_3$ 分别为 0.799 5、0.029 2 m。

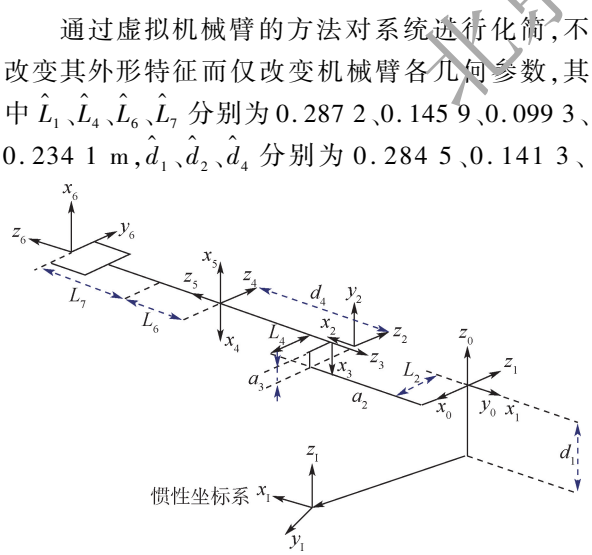


图 4 6R 机械臂的结构简图

Fig. 4 Structure of 6R manipulator

对应的 DH 参数如表 1 所示，其中 θ_i、α_i、$\hat{a}_{di}$、$\hat{d}_{di}$ 为 DH 表示法的描述参数。

表 1 6R 机械臂的 DH 参数

Table 1 DH parameters of 6R manipulator

连杆 i	θ_i/(°)	α_i/(°)	$\hat{a}_{di}$/mm	$\hat{d}_{di}$/mm
1	90	−90	0	0
2	−180	0	799.5	0
3	−90	90	29.2	−141.3
4	0	−90	0	−688.5
5	180	90	0	0
6	0	0	0	333.4

3.2 算法校验

本文采用直线位姿跟踪，以梯形速度插值规划机械臂的末端位姿，验证本文算法的奇异回避效果。

设定基座姿态为 $\boldsymbol{\psi}_b=[0,0,0]$，初始时刻的系统关节角为

$\boldsymbol{\Theta}=[47.61°\quad 110.2°\quad -78.07°\quad 83.23°\quad -30°\quad 77.68°]$

系统初始时刻的末端位姿 $\boldsymbol{P}_{e0}$ 及期望末端位姿 $\boldsymbol{P}_{ef}$ 分别为

$\boldsymbol{P}_{e0}=[0.384\ 6\ \mathrm{m}\quad -0.384\ 6\ \mathrm{m}\quad 1.283\ 0\ \mathrm{m}\quad 55.67°\quad 61.10°\quad -18.13°]$

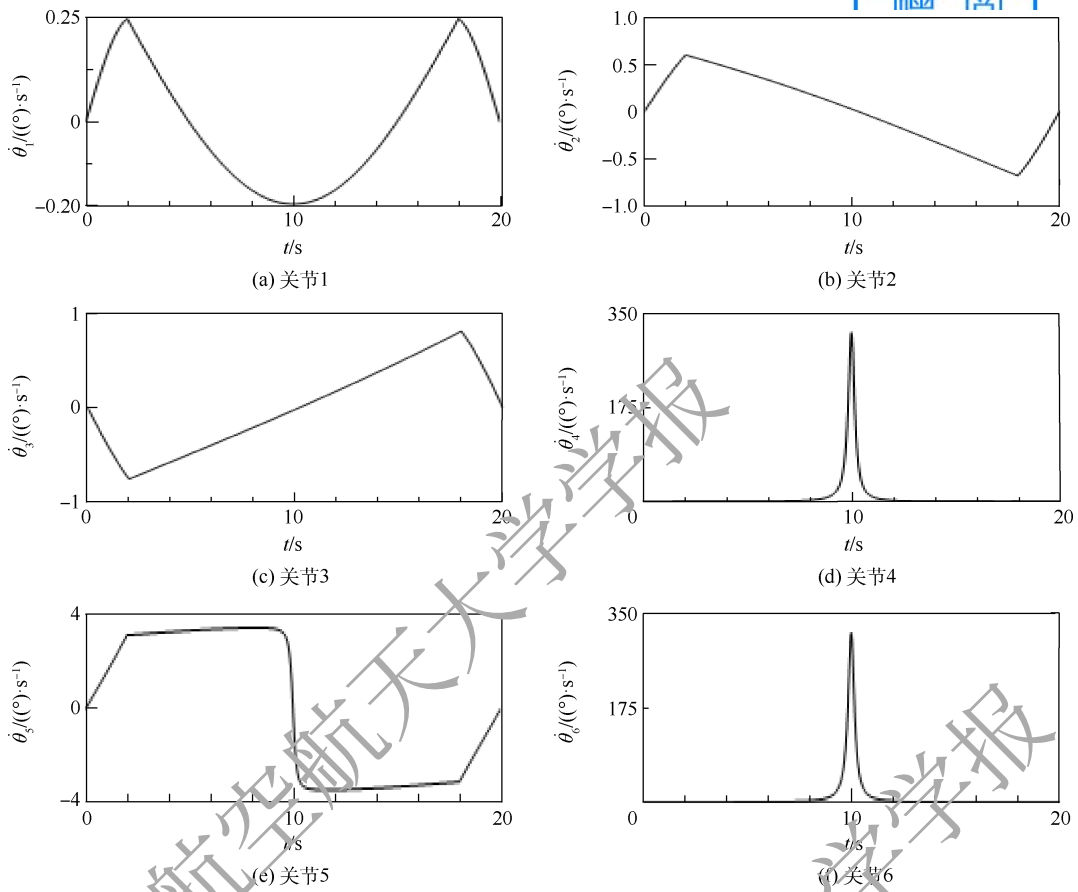
$\boldsymbol{P}_{ef}=[0.597\ 7\ \mathrm{m}\quad -0.129\ 3\ \mathrm{m}\quad 1.306\ 5\ \mathrm{m}\quad 51.86°\quad 51.92°\quad 37.49°]$

式中，位姿向量的前 3 项为机械臂末端相对于基坐标系的位置坐标；后 3 项为末端姿态欧拉角，设定规划时间为 20 s，加减速时间为 4 s。

采用经典笛卡儿路径跟踪算法，得到机械臂各关节的角速度曲线，如图 5 所示。可见，在 8.8 s 左右，关节角速度开始出现跳变，仿真过程出现奇异。设定 $\varepsilon_{\Delta q}=5$，$\varepsilon_T=10^{-8}$，判定奇异区在 8.8 ~ 11.2 s 区间内。选取 $k=1$，在采用 2.3 节所述的奇异回避算法进行重新规划后，关节角速度曲线如图 6 所示。

在进入奇异区后，发生奇异的关节角速度仍会出现小幅振荡，这是由于在进入奇异区以前，雅可比矩阵已经逐渐趋于病态，随着迭代的进行出现误差积累，在进入奇异区后，机械臂需要较快地调整关节角，以减小迭代误差，完成位姿跟踪。

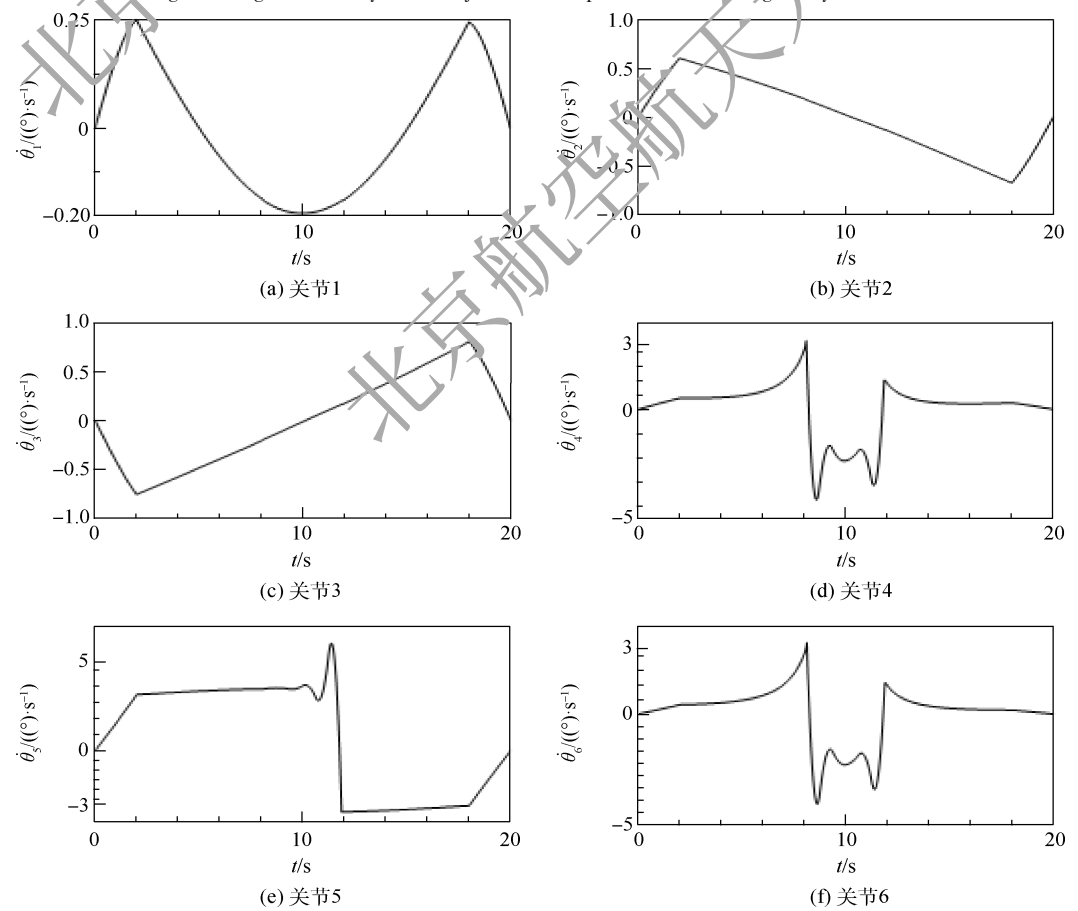
由图 6 可见，机械臂在经过奇异区时，关节 1 到关节 3 的角速度未受影响，关节 5 的角速度出现了[−5°,3°]区间内的小幅振荡，原本发生奇异的关节 4 和关节 6 的角速度出现了在[−5°,3°]区间内的小幅振荡，但其幅值仍然得到了明显的控制，避免了奇异的发生。



(a) 关节1　(b) 关节2　(c) 关节3　(d) 关节4　(e) 关节5　(f) 关节6

图 5　未进行奇异回避时机械臂各关节角速度

Fig. 5　Angular velocity of each joint of manipulator without singularity avoidance



(a) 关节1　(b) 关节2　(c) 关节3　(d) 关节4　(e) 关节5　(f) 关节6

图 6　进行奇异回避后的机械臂各关节角速度

Fig. 6　Angular velocity of each joint of manipulator after singularity avoidance

北京航空航天大学学报

北航学报 瞰阅

分别选取 $k=1$、5、10 时，代入 2.3 节所述算法中，得到的末端位置跟踪误差和末端姿态跟踪误差曲线分别如图 7 和图 8 所示。

由图 7 和图 8 可见，本文算法可以较好地完成连续位姿跟踪任务。k 值选取越小，机械臂在刚好进入奇异区时的跟踪误差越大，这同样是由于迭代过程中已经产生误差积累的缘故，上文已进行详细说明。在奇异区内经过短暂规划后，其末端位姿跟踪精度则随着 k 值的减小显著提升。

实验结果表明，本文算法能够实现回避基座可控空间机械臂的奇异，完成预期跟踪任务。

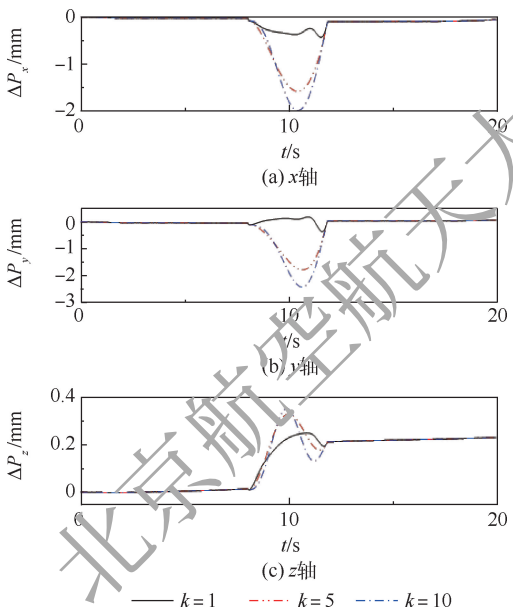


图 7 k 取不同值时末端位置误差对比

Fig. 7 Comparison of terminal position errors when k is taken as different values

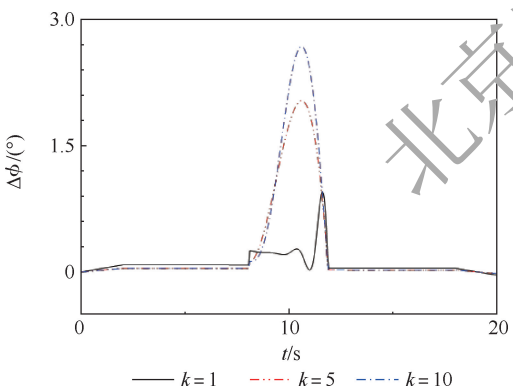


图 8 k 取不同值时末端姿态误差对比

Fig. 8 Comparison of terminal attitude errors when k is taken as different values

4 结 论

1）与传统的基于奇异分离和阻尼倒数的算法相比，本文算法可适用于不同自由度、不同空间构型的空间机械臂，并能够以较小的跟踪误差完成机械臂的奇异回避，具备通用性。

2）通过合理设定各项参数，本文算法可以以不同的计算时间和跟踪精度完成奇异回避问题的求解，使用者可以根据计算机性能进行权衡，选取适用于自己的参数取值。

3）由于本文算法采取在奇异区内分段规划的策略对末端轨迹进行规划，在期望末端位姿处在奇异区内时，机械臂仍能够完成位姿跟踪任务。

参考文献（References）

[1] UMETANI Y, YOSHIDA K. Resolved motion rate control of space manipulators with generalized Jacobian matrix[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1989, 5(3): 303-314.

[2] KLEIN C A, HUANG C H. Review of pseudoinverse control for use with kinematically redundant manipulators [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1983, SMC-13(2): 245-250.

[3] NAKAMURA Y, HANAFUSA H. Inverse kinematics solutions with singularity robustness for robot manipulator control[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 1986, 108(3): 163-171.

[4] WAMPLER C W. Manipulator inverse kinematic solutions based on vector formulations and damped least-squares methods [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1986, 16(1): 93-101.

[5] CHIAVERINI S. Singularity-robust task-priority redundancy resolution for real-time kinematic control of robot manipulators [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1997, 13(3): 398-410.

[6] 杨震，杨文玉，张晓平. 机器人逆运动学的奇异鲁棒性算法[J]. 中国机械工程，2014，25(8)：995-1000.
YANG Z, YANG W Y, ZHANG X P. Singularity robustness algorithm for inverse kinematics of robots[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(8): 995-1000(in Chinese).

[7] 董伯麟，彭航. 工业机器人逆运动学的奇异回避算法[J]. 机械设计与研究，2016，32(2)：35-40.
DONG B L, PENG H. Singularity avoidance algorithm for inverse kinematics of industrial robots[J]. Mechanical Design & Research, 2016, 32(2): 35-40(in Chinese).

[8] CHENG F T, HOUR T L, SUN Y Y, et al. Study and resolution of singularities for a 6-DOF PUMA manipulator [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1997, 27(2): 332-343.

[9] 徐文福，梁斌，刘宇，等. 一种新的 PUMA 类型机器人奇异回避算法[J]. 自动化学报，2008，34(6)：670-675.
XU W F, LIANG B, LIU Y, et al. A novel approach to avoid singularities of PUMA-type manipulators[J]. Acta Automatica Sinica, 2008, 34(6): 670-675(in Chinese).

[10] 崔洪新，李焕良，韩金华，等. 一种六自由度机械手奇异回避算法[J]. 中国机械工程，2017，28(11)：1312-1318.
CUI H X, LI H L, HAN J H, et al. A novel avoid singularity algorithm for 6-DOF manipulators[J]. China Mechanical Engi-

北京航空航天大学学报

neering,2017,28(11):1312-1318(in Chinese).
[11] 刘成良,张凯,曹其新,等.机器人奇异形位分析及协调控制方法[J].上海交通大学学报,2002,36(8):1138-1142.
LIU C L,ZHANG K,CAO Q X,et al. Singular configuration analysis and coordinate control of robot[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University,2002,36(8):1138-1142(in Chinese).
[12] CHOI H B,LEE S,LEE J. Minimum infinity-norm joint velocity solutions for singularity-robust inverse kinematics[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing,2011,12(3):469-474.
[13] 吴戈,张国良,羊帆,等.一种改进阻尼倒数的空间机器人避奇异算法[J].宇航学报,2016,37(3):325-333.
WU G,ZHANG G L,YANG F,et al. A singularity avoidance algorithm based on improved damped reciprocal for space robot[J]. Journal of Astronautics,2016,37(3):325-333(in Chinese).
[14] QIU C W,CAO Q X,MIAO S H. An on-line task modification method for singularity avoidance of robot manipulators[J]. Robotica,2009,27(4):539-546.
[15] NANOS K,PAPADOPOULOS E. On cartesian motions with singularities avoidance for free-floating space robots[C]// 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway:IEEE Press,2012:5398-5403.
[16] NANOS K,PAPADOPOULOS E. Avoiding dynamic singularities in Cartesian motions of free-floating manipulators[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2015,51(3):2305-2318.
[17] PAPADOPOULOS E,DUBOWSKY S. On the nature of control algorithms for free-floating space manipulators[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation,1991,7(6):750-758.
[18] VAFA Z,DUBOWSKY S. The kinematics and dynamics of space manipulators:The virtual manipulator approach[J]. The International Journal of Robotics Research,1990,9(4):3-21.
[19] 梁斌,徐文福.空间机器人:建模、规划与控制[M].北京:清华大学出版社,2017:81-84,121-123.
LIANG B,XU W F. Space robot:Modeling,planning and control[M]. Beijing:Tsinghua University Press,2017:81-84,121-123(in Chinese).
[20] GOLUB G H,REINSCH C. Singular value decomposition and least squares[M]// WILKINSON J H,REINSCH C. Linear algebra. Berlin:Springer,1971:134-151.
[21] BOYD J P. Trouble with gegenbauer reconstruction for defeating Gibbs' phenomenon:Runge phenomenon in the diagonal limit of Gegenbauer polynomial approximations[J]. Journal of Computational Physics,2005,204(1):157-269.

A general singularity avoidance algorithm for pedestal-controllable space manipulator

ZHAO Longze[1], SHE Haoping[1,*], HUANG Liangwei[1], HUANG Longfei[2]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: A general singularity avoidance algorithm is proposed to solve the kinematic singularity problem of pedestal-controllable space manipulator in Cartesian path planning. First, we establish Jacobian matrix of the space manipulator by the method of virtual mechanical arm, and determine singular area by judging the relationship between the determinant of Jacobian matrix and angular velocity in real time. Then, Newton-Raphson iterative method is used to solve inverse kinematics of manipulator. Finally, we design a segmental path planning algorithm of "differential term extraction + refitting" for singularity avoidance, until the joint angle breaks away from the singular area. Simulation results show that the proposed algorithm can accomplish the singular avoidance task effectively. The proposed algorithm can be adapted to various degrees of freedom and configurations of mechanical arm. Moreover, it is convenient for users to adjust the relationship between calculation time and tracking accuracy, and has good universality.

Keywords: singularity avoidance; singular region determination; space manipulator; Newton-Raphson iterative method; segmental path planning

Received: 2020-10-27; **Accepted**: 2020-12-21; **Published online**: 2021-01-04 16:42
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1447.001.html
Foundation item: Science and Technology Program of Beijing (Project) (Z181100003018001)
* **Corresponding author**. E-mail: shehp@bit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0578

全下文载

基于深度学习的焊缝 PAUT 数据智能化分析方法

朱甜甜[1,2], 宋波[1,*], 毛捷[1,2], 廉国选[1]

(1. 中国科学院声学研究所 声场声信息国家重点实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 电子电气与通信工程学院, 北京 100049)

摘 要: 在焊缝超声相控阵检测(PAUT)中,对检测数据缺陷的识别定位目前多采用传统的人工判读方式,判读效率较低,对检测人员的判读经验有较高要求,难以满足自动化超声检测的要求。基于深度学习中的目标检测和跟踪算法构建智能识别模型,通过对焊缝超声相控阵检测的S、B扫图特征进行融合,并结合焊缝的三维结构信息,识别并定位出缺陷在焊缝中的三维空间位置。实验结果显示:缺陷框的平均三维IOU(预测三维缺陷框和实际三维缺陷框的平均交并比)达到0.644 9,较为接近缺陷的真实空间位置,可以实现焊缝超声相控阵检测成像结果智能识别和定位。

关 键 词: 超声相控阵检测(PAUT); 焊缝检测; 深度学习; 目标检测; 跟踪算法; 缺陷识别; 三维定位

中图分类号: TP399

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0504-10

工业中损伤缺陷的存在严重威胁结构安全和可靠性,超声相控阵检测(phased array ultrasonic testing, PAUT)技术实现了检测数据图像化,提升了超声检测的适用性、直观性和精确性[1]。由于其突出的技术特点,PAUT 技术在焊缝检测中得到广泛应用。但由于焊缝缺陷的多样性,PAUT 数据判读一直以人工判读方式为主,导致数据分析效率较低,工作量大,结果准确性依赖判读人员的经验。因此,寻找一种可以实现 PAUT 缺陷的自动识别和定位的方法成为了研究热点。

在超声检测结果的智能识别方面,神经网络方法一直是许多学者研究的热门领域。1996 年,陈彦华和李明轩[2]指出了人工神经网络可以有效地对超声无损检测结果进行量化分析。2001 年,刘镇清[3]对 BP 算法进行改进,提高了缺陷识别率。2005 年,陈国华等[4]论证了运用神经网络进行缺陷智能定量识别的可行性,并构造了智能识别实验系统,对含缺陷试样进行了定量识别实验与分析。2009 年,黄民和李功[5]采用基于距离的类别可分性判据和人工神经网络模式识别方法对焊缝超声检测中的缺陷进行自动识别和归类。2006 年,随着深度学习方法的提出,并在 2010 年取得突破性发展,对于超声检测结果的判断准确性进一步提升,文献数据显示基于 CNN、Faster R-CNN 等深度学习模型对于超声检测图像的识别准确率能够达到 90% 以上。2016 年,施成龙等[6]利用小波包变换提取缺陷特征信息,并应用深度神经网络对得到的信息进行分类识别,提高了缺陷分类的准确率。2017 年,Meng 等[7]利用小波系数作为输入,使用基于 CNN 的深度学习框架对

收稿日期: 2020-10-12; **录用日期**: 2020-12-28; **网络出版时间**: 2021-01-18 17:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210118.1120.001.html
基金项目: 船舶建造焊缝质量数字化检测技术研究项目
* **通信作者**. E-mail: songbo@mail.ioa.ac.cn

引用格式: *朱甜甜, 宋波, 毛捷, 等. 基于深度学习的焊缝 PAUT 数据智能化分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 504-513. ZHU T T, SONG B, MAO J, et al. PAUT data intelligent analysis method of welding seams based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 504-513(in Chinese).*

北京航空航天大学学报

碳纤维材料中的缺陷成功分类,准确率高达 99.87%。2019 年,黄焕东等[8]使用 Faster R-CNN 网络对超声衍射时差法(time of flight diffraction, TOFD)检测焊缝的缺陷图像进行识别,准确率高达 97%。

虽然深度学习对于超声检测二维图像数据中的缺陷具有较好的识别能力,但在焊缝检测中,深度学习模型不但要正确识别多种类型和位置的缺陷信号,还需要对检测结果中由于焊缝几何外形、噪声干扰、多次反射等原因造成的伪缺陷信号进行判断,在达到较高缺陷识别率的基础上有效抑制缺陷误报率。本文基于深度学习模型提出一种利用 PAUT 多角度视图进行缺陷智能识别的方法,在超声相控阵扇形扫查三维检测数据的基础上,通过将 S、B 扫图进行联合分析,并结合焊缝轮廓信息,达到对焊缝 PAUT 缺陷识别和定位的目的。

1　焊缝的超声相控阵检测成像

超声相控阵成像是基于 PAUT 技术采集的三维数据体按照实际物理位置关系重构后在不同平面上的图像显示。显示方式主要是 A、B、C、D、S 扫图[9],其中 A 扫图与常规超声检测的显示方式相同,是一种信号波形图,而 B、C、D、S 扫图是超声信号回波幅值的成像图,显示方式如图 1 所示。S 扫图(扇扫)是通过控制发射晶片的激励延迟,改变合成声束的入射角和聚焦深度,从而对焊缝区域形成一定角度的扇形覆盖。

进行焊缝超声相控阵检测时,将超声相控阵换能器主轴方向垂直于焊缝延展放置,沿平行焊缝方向做水平运动,实现超声对于整条焊缝区域的完整覆盖,并最终形成该焊缝的三维检测数据。

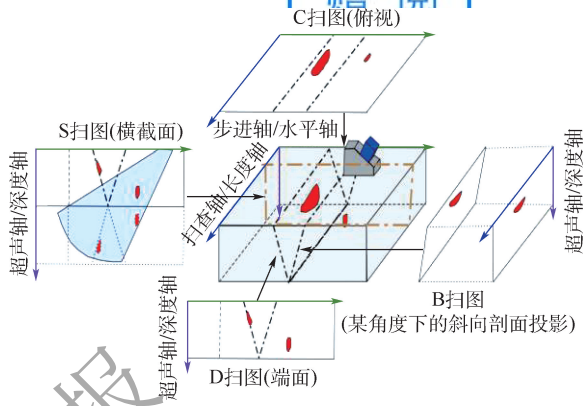


图 1　超声相控阵检测 B、C、D、S 扫图显示方式

Fig. 1　B-, C-, D- and S-scan images display mode of phased array ultrasonic testing

2　焊缝超声相控阵检测成像缺陷的自动识别定位

对 PAUT 数据分析时,当扇扫图像区域中出现较高波幅的回波信号时,需要根据该信号相对于焊缝的位置判断其是否为缺陷信号。当该信号远离焊缝边缘和热影响区时,则判定该信号不是焊缝区域中的缺陷显示。通过将焊缝的坡口轮廓和母材厚度特征与检测成像进行叠合,实现 S、B 扫图检测信息的完善,从而实现基于焊缝结构信息和图像特征的缺陷信息识别和定位。

本文对于焊缝 PAUT 数据中缺陷的自动识别和定位主要分为初步检测、联合检验、缺陷跟踪和缺陷三维位置回归。其中初步检测使用改进的 Faster R-CNN 算法针对缺陷图像中的特征进行识别;联合检验算法联合 S、B 扫图缺陷的图像特征和焊缝三维结构对缺陷信息进一步筛选并修正定位;缺陷跟踪使用 Sort 算法对缺陷进行跟踪归类。整个过程的流程如图 2 所示。

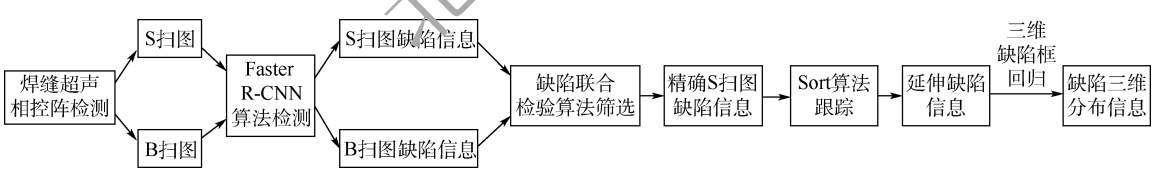


图 2　基于深度学习的焊缝超声相控阵检测缺陷的自动识别和定位流程

Fig. 2　Flowchart of automatic identification and positioning of welding seam phased array ultrasonic testing defects based on deep learning

2.1　Faster R-CNN 算法

Faster R-CNN 算法是由 Girshick 等[10]在 Fast R-CNN[11]算法基础上提出的,由一个 Fast R-CNN 网络和一个深度全卷积网络 RPN 这两个模块组成,其架构如图 3 所示。Faster R-CNN 算法核心是设计了 RPN 区域生成网络替代之前 R-CNN 系列的 Selective Search 方法,使得模型的参数空间规模得到显著的降低,减少了模型的运算时间。其基本流程为:先使用卷积基础网络提取原图特征,再将提取到的特征图送入 RPN 网络生成预选框,最后通过 ROI 池化层和全连接层进行分类和预选框的回归。

北京航空航天大学学报

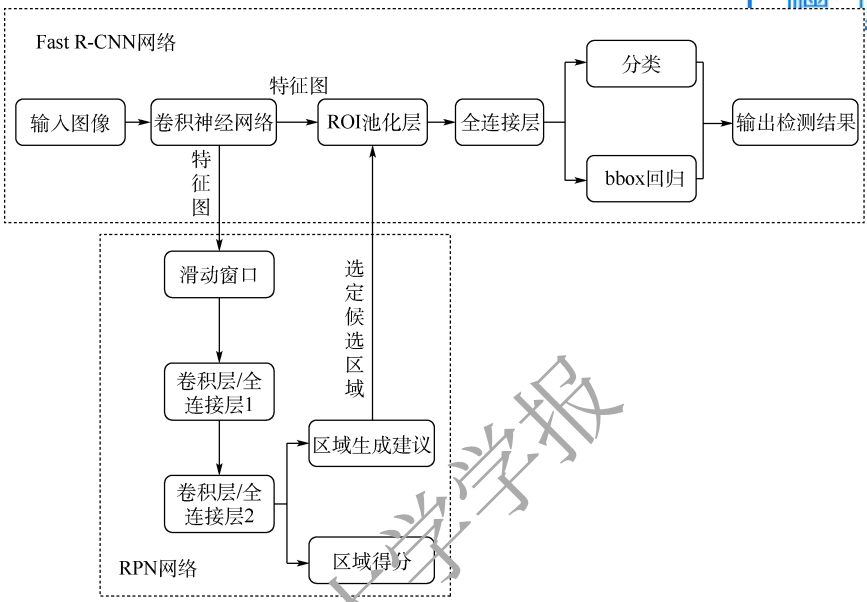
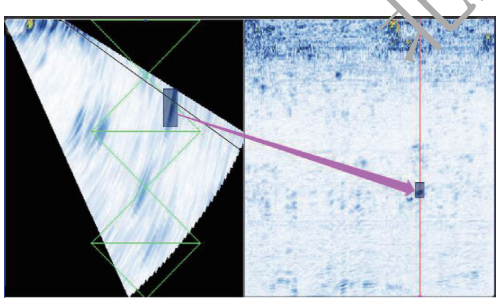


图 3 Faster R-CNN 算法架构

Fig. 3 Architecture of Faster R-CNN algorithm

基于 Faster R-CNN 网络对检测图像样本中的缺陷区域进行识别和回归，需要对样本数据进行缺陷标记，如图 4 所示，标记的矩形框为具有缺陷特征的区域，S 扫图上标记的缺陷和 B 扫图上标记的缺陷是同一个缺陷。对 S 扫图标记时，除了标记缺陷部分，还需要在原图上绘制出焊缝轮廓区域，即图中“X”型线条部分，使焊缝轮廓区域也具有图片特征，经过算法训练可以初步忽略焊缝轮廓区域外部的缺陷特征。标记好的样本数据有着明显的图片特征，“X”型线条部分为焊缝轮廓，中间扇形部分为检测区域，圆条状区域为缺陷。利用 Faster R-CNN 算法，可以提取这些特征，通过对网络进行训练，初步检测出 S、B 扫图中的缺陷部分，得到缺陷的初步信息（位置分布和大小）。



(a) S扫图 (b) B扫图

图 4 S 扫图和 B 扫图样本的标记示意图

Fig. 4 Schematic diagram of marking of S-scan and B-scan image samples

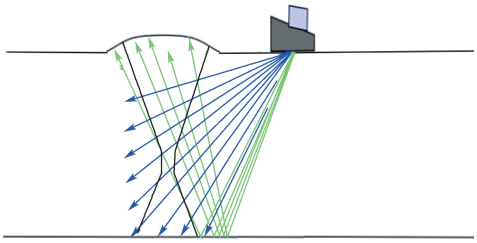
2.2 缺陷联合检验算法

在焊缝超声相控阵检测时，由于电气噪声和焊缝结构噪声的影响，在超声相控阵检测 S、B 扫图上会呈现出具有类似缺陷特征的伪缺陷显示，由于 Faster R-CNN 算法是对单张图像进行识别，此时单独依靠 S 扫图或者 B 扫图中的信息会造成误判。

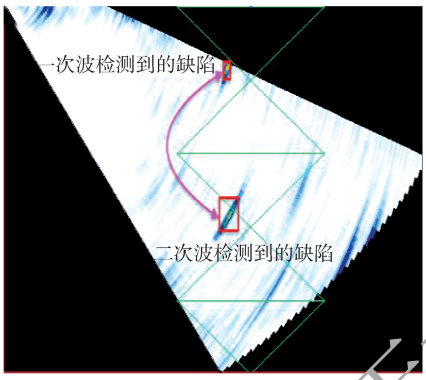
除此之外，焊缝超声相控阵检测需要采用多次回波才能覆盖整个焊缝区域（本文中只讨论一次波和二次波），如图 5(a) 所示。图中未经反射的声束为一次波，经过一次反射的声束为二次波，当二次波检测到缺陷时，由于声程长，显示的缺陷深度会大于母材厚度。当同一个缺陷同时被一次波和二次波检测到，在 S、B 扫图中将形成缺陷的二次回波检测成像，从而导致同一缺陷被重复识别记录，如图 5(b) 所示。

基于以上 2 点，本文设计了缺陷联合检验算法，流程如图 6 所示。首先，在识别缺陷时将 S、B 扫图的缺陷信息进行联合判断，即某个缺陷在 S、B 扫图上对应深度位置处都存在，且在 B 扫图上的延伸大于设定的延伸阈值（本文实验设定延伸阈值为 3 mm），从而删除伪缺陷信息，提高缺陷的识别准确率。其次，在定位缺陷时区分一次波和二次波检测到的缺陷信息，通过焊缝的三维结构信息重新将二次波检测到的缺陷映射回焊缝深度内，修正缺陷的定位深度，进一步提高缺陷的识别准确率。具体操作时，对于缺陷深度大于母材厚度的缺陷进一步判断，将缺陷深度映射到母材厚度范围内，若映射后的缺陷位置与一次波检测到的缺陷位置重合度大于 80%，则判断为同一个缺陷，删除该缺陷信息，反之，则保留该缺陷信息。

北航学报 赠阅



(a) 一次波、二次波声束示意图



(b) 一次波、二次波检测焊缝缺陷示意图

图 5　一次波、二次波声束图及其检测焊缝缺陷示意图

Fig. 5　Schematic diagram of primary and secondary acoustic beams and their detection of weld seam defects

2.3　Sort 目标跟踪算法

通过缺陷联合检验算法对缺陷信息进行筛选后,可以得到较为准确的 S 扫图缺陷信息,在此基础上采用 Sort 算法对缺陷进行跟踪归类,建立 S 扫图数据序列中缺陷的对应关系,判断出同一缺陷的延伸分布,从而回归出缺陷的三维空间位置分布信息。

Sort[12]算法是一种多目标跟踪算法。该算法在给定的图像序列中,找到并跟踪运动的物体,并将不同帧的运动物体进行识别、定位和分类[13]。Sort 算法一般用于视频中的物体检测,等价为在连续的图像帧之间构建基于目标位置、速度、形状、纹理、色彩 等有关特征的对应匹配问题[14-15]。在焊缝超声相控阵检测中,序列的 S 扫图可以看作是对于物体的切片检测,其中切片数可以类比为视频中的帧数,而缺陷由于其延展性可以类比为在不同切片中是运动的,相当于视频中物体在每帧之间的运动,故可以使用该算法跟踪识别不同切片中的缺陷。在获得缺陷的边界框信息后,Sort 算法会以每个检测和现有目标的所有预测边界框之间的交并比(IOU)作为前后切片之间目标关系的度量指标,并利用卡尔曼滤波器预测不同切片中的缺陷位置,以及利用匈牙利算法进行数据关联和匹配,从而实现缺陷的跟踪定位[16-18]。若当前切片与预测下一张切片中的缺陷框匹配

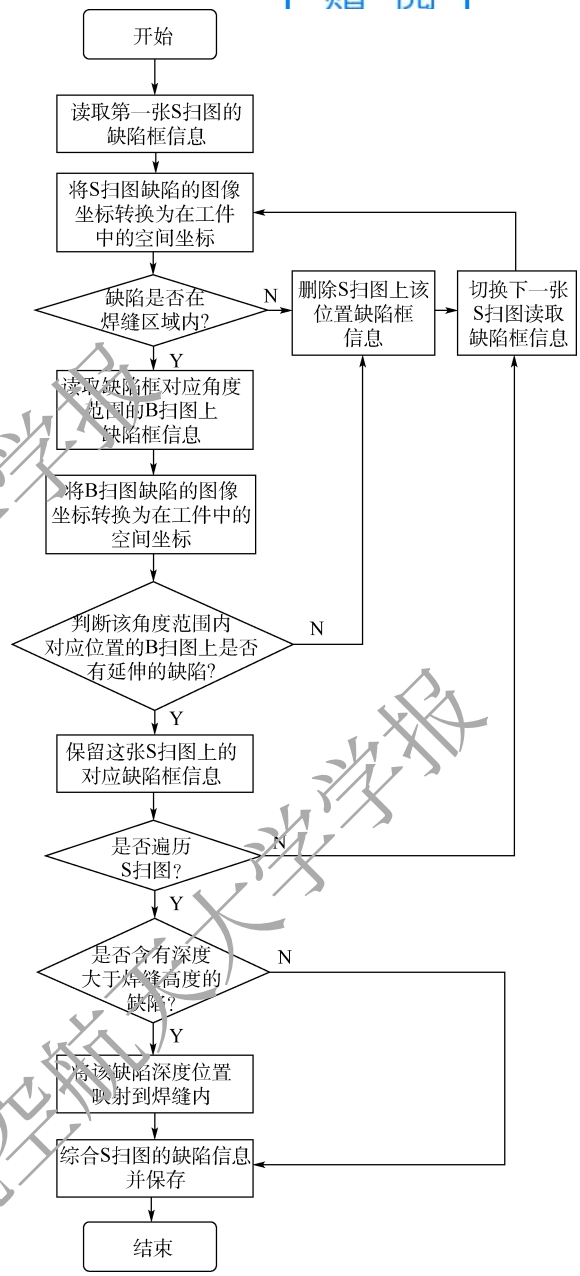


图 6　缺陷联合检验算法流程

Fig. 6　Flowchart of defect joint inspection algorithm

时,会自动给缺陷框进行 ID 标注。若 ID 相同,则表示这些切片中的缺陷为同一个缺陷的延伸,反之,则表示不是同一个缺陷。

3　实验及结果分析

3.1　实验条件和实验样本

本文实验使用相控阵超声信号发射接收装置进行数据采集,并使用 GeForce GTX 1080 GPU 和 i7-7700 CPU 的计算机训练检测模型。实验挑选厚度分别为 12,14,18,20,24,30 mm 的焊缝,焊缝坡口类型为 X 型,焊缝样本缺陷信息如表 1 所示。

使用超声相控阵设备对 25 条焊缝进行检测,

北京航空航天大学学报

表 1 焊缝样本缺陷信息

Table 1 Defect information of weld seam sample

参数	数值
缺陷总个数	56
未熔合缺陷个数	15
焊趾裂纹个数	15
根部裂纹个数	8
体积型缺陷个数	18

每隔 1 mm 对焊缝切片进行扫查,S 扫图模式的角度范围为 40°~70°,获得每个焊缝的 S 扫图样本为 300 张,B 扫图样本为 31 张。取其中的 23 条焊缝数据进行缺陷图像筛选,最终一共获取 992 张含有缺陷的 S 扫图像和 336 张含有缺陷的 B 扫图像作为样本集,样本集中共含有缺陷 56 个(见表 1)。在添加焊缝轮廓后,将这些 S 扫图和 B 扫图分别按照 1∶1 的比例分为训练集和验证集,即训练集和验证集上的 S 扫图样本各为 496 张,B 扫图样本各为 168 张。最后使用标注软件对 S、B 扫图进行缺陷框的人工标注,标注的内容为 S、B 扫图上缺陷的位置和尺寸。另外,将剩下的 2 条焊缝检测数据作为测试样本,做好焊缝轮廓标记但不进行缺陷标注,共包含 S 扫图样本 600 张,B 扫图样本 62 张。

3.2 实验结果与分析

3.2.1 Faster R-CNN 缺陷检测结果

本节实验中对 Faster R-CNN 代码进行了改进和修改,使用 ResNet101 网络作为基础的特征提取网络,同时设置了 2 套参数模型(S 扫图和 B 扫图),使程序可以依次完成训练并检测 S 扫图和 B 扫图 2 种不同的缺陷图像。为了检验模型性能,在验证集上使用召回率、准确率和 AP 值来评价模型。其中 AP 值为 PR 曲线(横坐标为召回率,纵坐标为查准率)下覆盖的面积,用来衡量模型在每个具体类别上的好坏,AP 值越大则说明模型性能越好[19]。召回率、准确率计算如下:

$$\text{Recall} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FN}} \tag{1}$$

$$\text{Precision} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FP}} \tag{2}$$

式中:TP 为真的正样本数;FP 为假的正样本数;FN 为假的负样本数。

实验所得 S 扫图、B 扫图的 PR 曲线如图 7 所示(图中:flaw 表示缺陷识别的 PR 曲线);验证集上的实验结果如表 2 所示;测试集上的测试结果如表 3 所示。

从以上实验结果可以看出,训练的 Faster R-CNN 检测模型性能较好,对焊缝超声相控阵 S 扫图和 B 扫图中的缺陷检测,总体准确率达到了 0.9

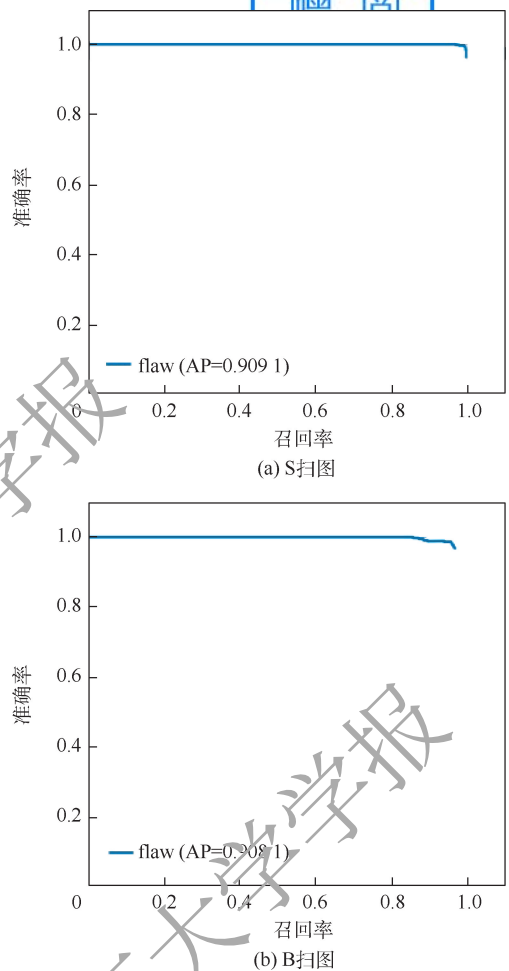


图 7 S 扫图和 B 扫图的 PR 曲线

Fig. 7 PR curves of S-scan and B-scan images

表 2 Faster R-CNN 在验证集上的验证结果

Table 2 Faster R-CNN verification results on verification set

显示形式	验证集样本数	平均召回率	平均准确率	AP 值
S 扫图	496	0.517 8	0.999 2	0.909 1
B 扫图	168	0.500 4	0.998 3	0.908 1

表 3 Faster R-CNN 在测试集上的测试结果

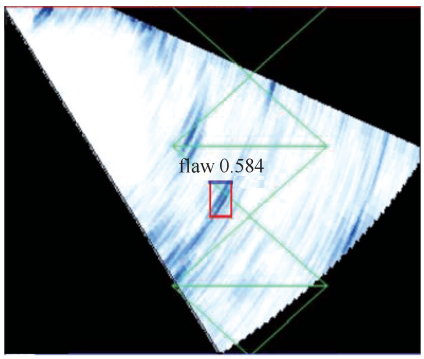
Table 3 Faster R-CNN test results on test set

显示形式	测试集样本数	漏检样本数	误判样本数	准确率
S 扫图	600	0	5	0.991 7
B 扫图	62	4	0	0.935 5

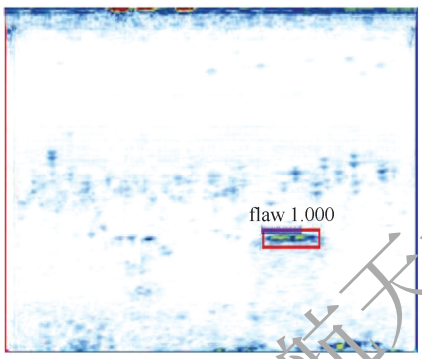
以上,拥有较好的缺陷识别效果。但由于某些缺陷在 B 扫图边缘且分布稀疏,导致提取的缺陷特征不显著而存在部分漏检情况,而有些缺陷在 S 扫图相邻两缺陷之间的边缘地带,导致识别出现误判的情况,如图 8 所示。

Faster R-CNN 可以用于初步缺陷检测,检测得到信息中存在部分伪缺陷和噪声缺陷,单独根据 S 扫图或者 B 扫图难以区分。如图 9 所示,图 9(a)为 S 扫图,Faster R-CNN 检测出 2 个缺陷,

北京航空航天大学学报



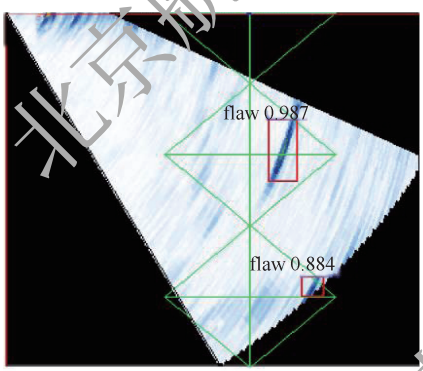
(a) S扫图的误判示意图



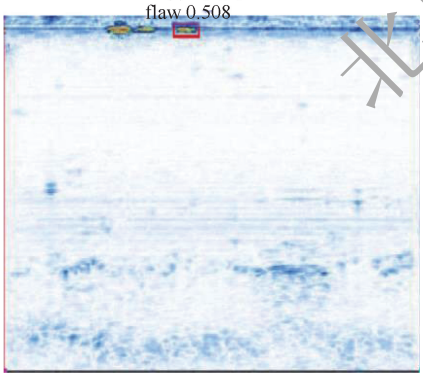
(b) B扫图的漏检示意图

图 8　S 扫图的误判和 B 扫图的漏检示意图

Fig. 8　Schematic diagram of misjudgment of S-scan images and missed detection of B-scan images



(a) S扫图



(b) B扫图

图 9　含有伪缺陷信息的 S 扫图和 B 扫图

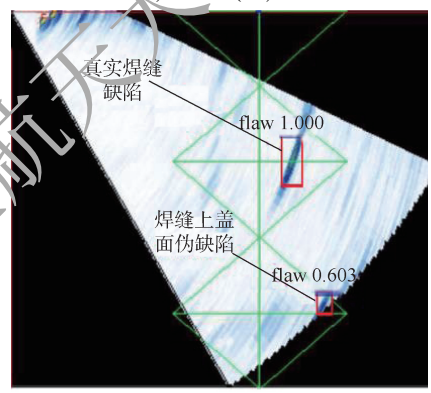
Fig. 9　S-scan and B-scan images with false defect information

其中下端缺陷较小,且概率仅为 0.884,单独根据 S 扫图难以判断是否为真实焊缝缺陷;图 9(b)为 B 扫图,Faster R-CNN 检测出 1 个缺陷,概率为 0.508,且边缘处仍有 2 个类似缺陷却并未检出的区域,其位置结构单独根据该 B 扫图难以判断是否为焊缝缺陷。因此,这些检测所得的信息并不完全准确,针对这些缺陷信息需要结合 S 扫图和 B 扫图进一步判断。

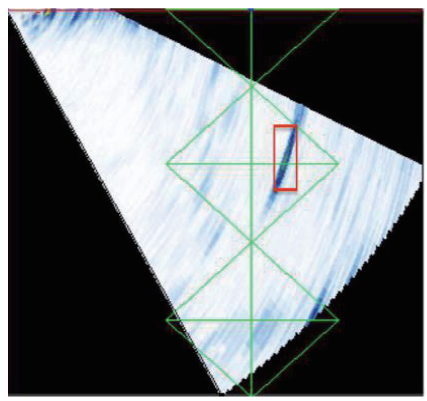
3.2.2　缺陷联合检验算法结果

由于 Faster R-CNN 算法检测后的缺陷信息中仍含有伪缺陷和噪声缺陷,且不能区分一次波和二次波的检测缺陷,只能用于初步的检测缺陷,将经过 Faster R-CNN 检测后的 S、B 扫图缺陷信息进行联合检验,缺陷筛选结果如图 10 所示,图 10(a)为 Faster R-CNN 检测结果,图 10(b)为缺陷联合检验结果。缺陷联合检验算法对图 10(a)中的 2 个缺陷寻找相应角度的 B 扫图,通过结合 B 扫图中的缺陷特征,判断概率为 1.000 的上端缺陷为真实焊缝缺陷,概率为 0.603 的下端缺陷为焊缝上盖面的伪缺陷,因此删除伪缺陷保留真实缺陷,即保留图 10(b)中矩形框标记处的缺陷。

缺陷联合检验算法除了可以滤除伪缺陷外,还可对一次波检测到的缺陷框进行高度的校正,如图 11 所示。图 11(a)为经过 Faster R-CNN 算法初步检测的结果,图 11(b)为经过缺陷联合检



(a) Faster R-CNN检测S扫图



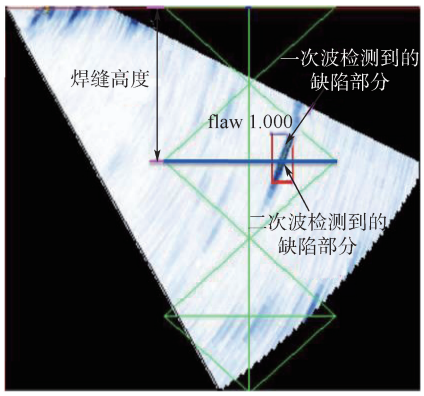
(b) 缺陷联合检验筛选后的S扫图

图 10　Faster R-CNN 检测的 S 扫图和联合缺陷检验筛选后的 S 扫图

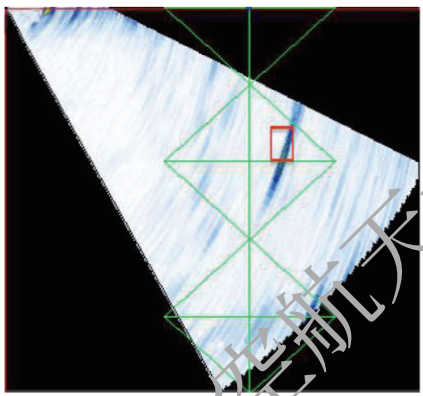
Fig. 10　S-scan image detected by Faster R-CNN and S-scan image after defect joint inspection algorithm detection

北京航空航天大学学报

北航学报 增阅



(a) S扫图初步检测后的示意图



(b) S扫图联合检测后的示意图

图 11 S 扫图初步检测和联合检测对比

Fig. 11 Comparison of S-scan images preliminary detection and joint detection

验的检测结果。经过 Faster R-CNN 算法检测后，已经识别和定位出图像上拥有缺陷特征的部分，但是显然可以看出该缺陷下半部分的深度已经大于母材厚度，判断该缺陷含有二次波检测到缺陷部分；通过缺陷联合检验算法后，确定其二次波检测到的缺陷部分与一次波检测到的缺陷部分重合，为同一个缺陷，故实际缺陷框的位置为一次波检测到的缺陷部分，只保留图 11(b)中矩形框标记位置，最终修正缺陷框的高度。

3.2.3 Sort 算法跟踪缺陷结果

在 3.2.2 节中已经获得了序列 S 扫图中较为准确的缺陷信息，利用 Sort 算法将序列 S 扫图中的缺陷信息作为输入，按自然数顺序对缺陷进行 ID 标注，若 ID 相同，则是同一个缺陷，反之则不是同一个缺陷。经过 Sort 算法对焊缝 1 中缺陷的跟踪结果如图 12 所示。

3.2.4 三维缺陷框回归结果

由 Sort 算法已经检测出每个延伸缺陷切片的位置，根据每个切片缺陷的位置和大小，并结合焊缝的三维参数对三维缺陷框进行逻辑回归，即取切片截面缺陷覆盖部分最大值作为缺陷框截面大小(宽、高)，同一个缺陷的切片连续距离作为缺陷框的延伸(长)，最终得到缺陷框的三维位置信息如表 4 所示，建立的三维模型示意图如图 13 所示。

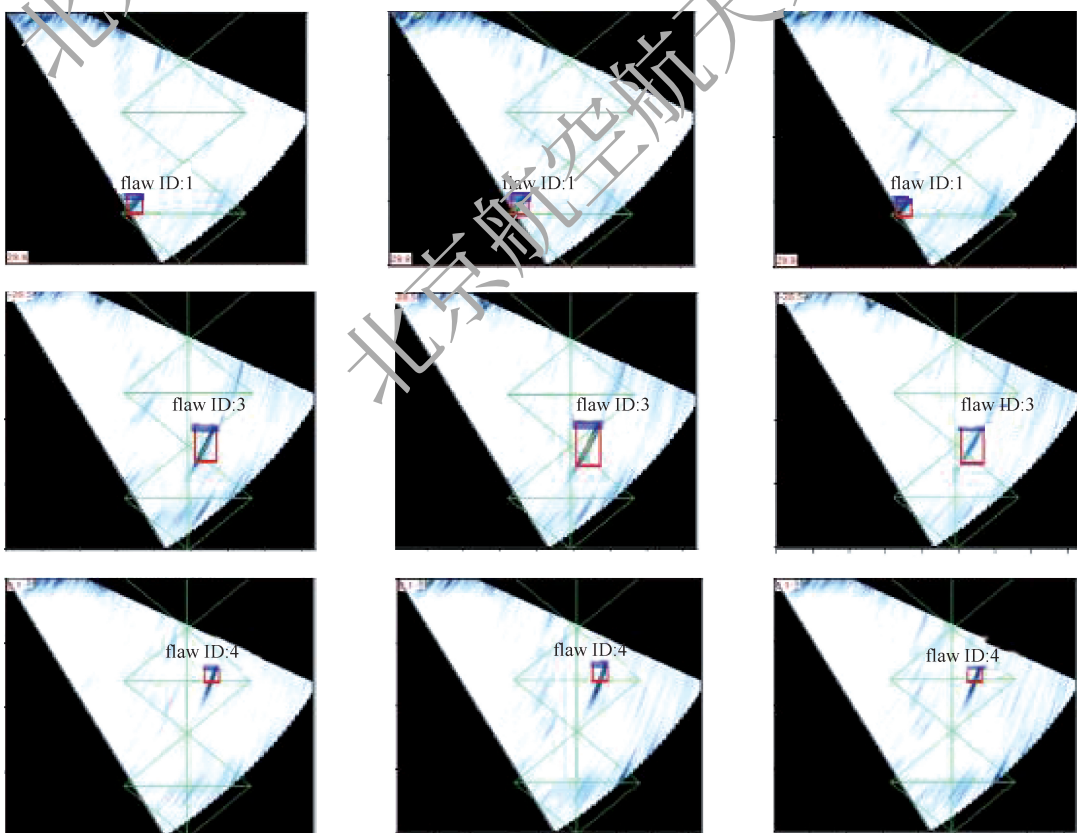


图 12 焊缝 1 的缺陷跟踪结果

Fig. 12 Defect tracking results of No. 1 weld seam

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 4　预测的三维缺陷框的位置信息

Table 4　Location information of predicted 3D defect box

焊缝	缺陷 ID	缺陷框中心与焊缝中心距离/mm	缺陷框中心埋深/mm	缺陷框中心切片位置/mm	缺陷框长度/mm	缺陷框宽度/mm	缺陷框高度/mm
1	1	-7.71	1.34	2.95	3.90	2.56	2.62
	3	2.60	6.42	96.95	11.90	4.02	5.19
	4	3.72	10.81	130.65	5.90	2.69	2.54
2	1	-3.54	7.47	208.80	35.60	3.45	4.29
	2	6.77	1.62	245.45	27.70	3.90	3.53
	3	6.63	1.10	270.15	3.90	2.51	2.24
	4	8.46	2.14	284.55	8.90	3.64	4.22

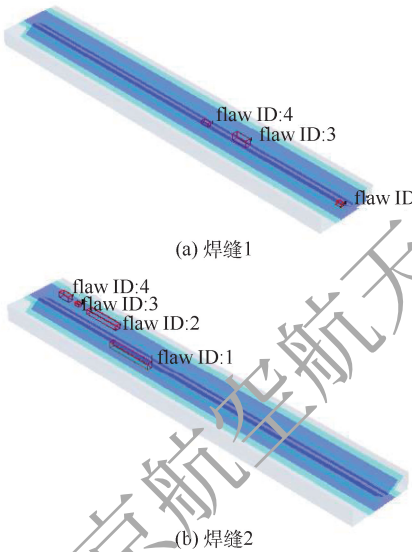


图 13　焊缝 1 和焊缝 2 中缺陷位置的三维模型

Fig. 13　Three-dimensional model of defect position in No. 1 weld seam and No. 2 weld seam

其中焊缝 1 中 ID 为 2 的缺陷信息由于其缺陷长度小于设定延伸阈值被判断为非延伸缺陷,进而删除。

为了验证实验结果的准确性,采用相控阵分析软件对实验数据进行人工评判,得到缺陷位置结果如表 5 所示。同时采用三维 IOU 的方法来评判准确性,三维 IOU 越大,则说明实验结果越准确,结果如表 6 所示。三维 IOU 计算式为

$$\mathrm{IOU}_V = \frac{V_{\mathrm{intersect}}}{V_{\mathrm{sum}} - V_{\mathrm{intersect}}} \tag{3}$$

$$\overline{\mathrm{IOU}_V} = \frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m} \mathrm{IOU}_{V_i} \tag{4}$$

式中:$V_{\mathrm{intersect}}$为实验预测的缺陷框和实际缺陷框的重合部分的体积;V_{sum}为实验预测的缺陷框和实际缺陷框的体积和;m为缺陷框的数量。

对比结果显示,测试的 2 个焊缝缺陷框的三维 IOU 均在 0.5 以上,三维 IOU 平均值达到 0.644 9,算法定位的缺陷框和实际的缺陷框有较高的重合度,说明本文算法可以有效地对工件焊缝中的缺陷进行识别和三维定位,可以应用于焊缝缺陷的智能识别和定位。

表 5　实际的三维缺陷框的位置信息

Table 5　Location information of actual 3D defect box

焊缝	缺陷 ID	缺陷框中心与焊缝中心距离/mm	缺陷框中心埋深/mm	缺陷框中心切片位置/mm	缺陷框长度/mm	缺陷框宽度/mm	缺陷框高度/mm
焊缝 1	1	7.90	1.25	3.45	4.90	2.20	2.30
	3	2.52	6.20	95.50	8.00	3.40	4.70
	4	3.95	10.6	130.15	6.90	2.30	2.80
焊缝 2	1	3.60	7.70	207.80	31.60	3.60	3.80
	2	7.00	2.05	248.90	18.80	4.20	4.10
	3	6.40	1.30	270.15	3.90	2.20	2.60
	4	8.70	1.90	284.55	8.90	3.00	3.80

表 6　三维 IOU 计算结果

Table 6　Calculated results of 3D IOU

焊缝	缺陷 ID	IOU_V	$\overline{\mathrm{IOU}_V}$
焊缝 1	1	0.627 5	
	3	0.514 9	
	4	0.643 3	
焊缝 2	1	0.760 3	0.644 9
	2	0.527 4	
	3	0.709 2	
	4	0.732 0	

4　结　论

1) 本文通过深度学习目标检测算法结合焊缝坡口结构信息的 S、B 扫图进行缺陷的初步识别和定位,利用缺陷联合检验算法对初步的缺陷信息进行检验,筛选缺陷并进行缺陷深度位置的修正,最后通过目标跟踪算法对缺陷进行跟踪,准确识别出焊缝中的延伸缺陷并回归定位缺陷的三

北京航空航天大学学报

北航学报 网络首发

维位置。

2）通过实验验证，在 S 扫图中缺陷的识别准确率达到 0.991 7，在 B 扫图中缺陷的识别准确率达到 0.935 5，定位的三维缺陷框平均 IOU 达到 0.644 9，接近缺陷的真实空间分布，能够实现焊缝缺陷的快速智能判断。

由于受到样本数量的限制，目前进行测试的缺陷类型有限，后期将通过现场检测扩充样本数量，进一步提升模型识别的准确率和泛化能力。

参考文献（References）

[1] 李京安. 超声相控阵扇形扫描检测成像技术研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2009.
LI J A. Research on phased array ultrasonic sector-scan inspection imaging technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009(in Chinese).

[2] 陈彦华，李明轩. 人工神经网络在超声无损检测中的应用[J]. 应用声学，1996，15(3)：40-44.
CHEN Y H, LI M X. Application of artificial neural network to ultrasonic nondestructive testing[J]. Applied Acoustics, 1996, 15(3): 40-44(in Chinese).

[3] 刘镇清. 人工神经网络 BP 算法的改进及其在无损检测中的应用[J]. 测控技术，2001，20(3)：56-58.
LIU Z Q. Improvement of BP training algorithm for artificial neural network and its application in NDT[J]. Measurement & Control Technology, 2001, 20(3): 56-58(in Chinese).

[4] 陈国华，张新梅，谢常欢，等. 超声检测中裂纹型缺陷深度的智能识别[J]. 华南理工大学学报(自然科学版)，2005，33(8)：1-5.
CHEN G H, ZHANG X M, XIE C H, et al. Intelligent recognition of crack depth in ultrasonic testing[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science), 2005, 33(8): 1-5(in Chinese).

[5] 黄民，李功. 焊缝超声无损检测中的缺陷智能识别方法[J]. 北京信息科技大学学报，2009，24(2)：33-36.
HUANG M, LI G. Intelligent defect recognition methods in the ultrasonic non-destructive test of welds[J]. Journal of Beijing Information Science and Technology University, 2009, 24(2): 33-36(in Chinese).

[6] 施成龙，师芳芳，张碧星. 利用深度神经网络和小波包变换进行缺陷类型分析[J]. 声学学报，2016，41(4)：499-506.
SHI C L, SHI F F, ZHANG B X. Analysis on defect classification by deep neural networks and wavelet packet transform[J]. Acta Acustica, 2016, 41(4): 499-506(in Chinese).

[7] MENG M, CHUA Y J, WOUTERSON E, et al. Ultrasonic signal classification and imaging system for composite materials via deep convolutional neural networks[J]. Neurocomputing, 2017, 257: 128-135.

[8] 黄焕东，胡利晨，李斌彬，等. 基于区域的快速卷积神经网络的焊缝 TOFD 检测缺陷识别[J]. 无损检测，2019，41(7)：12-18.
HUANG H D, HU L C, LI B B, et al. Recognition of defect in TOFD image based on faster region convolutional neural networks[J]. Nondestructive Testing Technologying, 2019, 41(7): 12-18(in Chinese).

[9] 刘志浩. 对接焊缝的超声相控阵检测及三维成像分析[D]. 南昌：南昌航空大学，2016.
LIU Z H. Butt welding inspection and defects three-dimensional imaging using ultrasonic phased array technology[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2016(in Chinese).

[10] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 39(6): 1137-1149.

[11] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.

[12] BEWLEY A, GE Z Y, OTT L, et al. Simple online and realtime tracking[C]// 2016 IEEE International Conference on Image Processing (ICIP). Piscataway: IEEE Press, 2016: 3464-3468.

[13] 包俊，董亚超，刘宏哲. 基于 Deep-Sort 的目标跟踪算法综述[C]// 中国计算机用户协会网络应用分会 2019 年第二十三届网络新技术与应用年会，2019：13-17.
BAO J, DONG Y C, LIU H Z. Survey of object tracking algorithms based on Deep-Sort[C]// China Computer Users Association, Proceedings of the 23rd Annual Conference on New Network Technologies and Applications, 2019: 13-17(in Chinese).

[14] 闫庆森，李临生，徐晓峰，等. 视频跟踪算法研究综述[J]. 计算机科学，2013，40(S1)：204-209.
YAN Q S, LI L S, XU X F, et al. Survey of visual tracking algorithm[J]. Computer Science, 2013, 40(S1): 204-209(in Chinese).

[15] 尹宏鹏，陈波，柴毅，等. 基于视觉的目标检测与跟踪综述[J]. 自动化学报，2016，42(10)：1466-1489.
YIN H P, CHEN B, CHAI Y, et al. Vision-based object detection and tracking: A review[J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(10): 1466-1489(in Chinese).

[16] 彭丁聪. 卡尔曼滤波的基本原理及应用[J]. 软件导刊，2009，8(11)：32-34.
PENG D C. Basic principle and application of Kalman filter[J]. Software Guide, 2009, 8(11): 32-34(in Chinese).

[17] 王学斌，徐建宏，张章. 卡尔曼滤波器参数分析与应用方法研究[J]. 计算机应用与软件，2012，29(6)：212-215.
WANG X B, XU J H, ZHANG Z. On analysis and application approach for Kalman filter parameters[J]. Computer Applications and Software, 2012, 29(6): 212-215(in Chinese).

[18] 叶斌，徐毓. 强跟踪滤波器与卡尔曼滤波器对目标跟踪的比较[J]. 空军雷达学院学报，2002，16(2)：17-19.
YE B, XU Y. Comparison between a strong tracking filter and Kalman filter for target tracking[J]. Journal of Air Force Radar Academy, 2002, 16(2): 17-19(in Chinese).

[19] 周鑫，何晓新，郑昌文. 基于图像深度学习的无线电信号识别[J]. 通信学报，2019，40(7)：114-125.
ZHOU X, HE X X, ZHENG C W. Radio signal recognition based on image deep learning[J]. Journal on Communications, 2019, 40(7): 114-125(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

PAUT data intelligent analysis method of welding seams based on deep learning

ZHU Tiantian[1,2], SONG Bo[1,*], MAO Jie[1,2], LIAN Guoxuan[1]

(1. State Key Laboratory of Acoustics, Institute of Acoustics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Electronic, Electrical and Communication Engineering, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In the welding seam phased array ultrasonic testing (PAUT), the traditional manual judgment method is used to identify and locate the defects in the inspection data. However, this method has lower interpretation efficiency and higher requirements for the experience of the inspectors, and it has difficulty for meeting the requirements of automated ultrasound inspection. In this paper, combined with the features of S and B scan images of welding seam PAUT and 3D structure of weld, an intelligent recognition model based on target detection and tracking algorithm in deep learning is proposed to identify and locate the weld defect automatically. The experimental results show that the average value of 3D IOU of the defects (the average intersection ratio of the predicted and the actual 3D defect frame) reaches 0.644 9, which is close to the real defects' location. This method can realize the intelligent recognition and positioning from PAUT imaging data in welding seam.

Keywords: phased array ultrasonic testing (PAUT); weld seam testing; deep learning; target detection; tracking algorithm; defect recognition; three-dimensional positioning

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-12; **Accepted**: 2020-12-28; **Published online**: 2021-01-18 17:54
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210118.1120.001.html
Foundation item: Research on Digital Inspection Technology for Ship Construction Weld Quality
* **Corresponding author**. E-mail: songbo@mail.ioa.ac.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0592

全下文载

基于 A2-RO 电路版图填充的硬件木马抗植入方法

李宗哲[1], 何家骥[2], 马浩诚[1], 刘燕江[3], 秦国轩[1], 赵毅强[1,*]

(1. 天津大学 微电子学院, 天津 300072; 2. 清华大学 微电子学研究所, 北京 100084;
3. 中国人民解放军战略支援部队信息工程大学, 郑州 450001)

摘 要: 集成电路芯片制造过程中,攻击者可以利用电路版图中的空白区域植入硬件木马。为此,提出了一种基于 A2-RO 电路版图填充的硬件木马抗植入方法,以减小电路版图中的空白区域为防护目标,设计了能够动态监测稀有节点翻转情况的功耗表征结构 A2-RO,并提出了迭代填充算法及路径构建算法,通过在电路版图的空白区域中智能化地构建 A2-RO 电路,提高了电路的安全防护水平。基于 SMIC 180 nm 工艺,以 ISCAS'85 和 ISCAS'89 中的基准电路作为研究对象进行仿真验证。仿真结果表明:版图填充后,芯片的面积利用率提高至 95% 以上,剩余空白区域无法填充最小尺寸的标准单元。A2-RO 电路移除攻击后的侧信道电流变化值为 1.921 mA,有效实现了对版图空白区域的防护。版图填充的额外布线资源开销可控制在 7% 以内,对关键路径延时的影响在 1.2% 以内。

关 键 词: 集成电路; 硬件木马; 版图填充; 稀有节点; 标准单元
中图分类号: TN47
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0514-08

随着半导体工业的全球化发展,集成电路的设计与制造过程相分离,可能会引发一系列的硬件安全威胁,如硬件木马攻击等[1-3]。在超大规模集成电路(VLSI)的设计阶段,由于存在时钟树综合等设计过程的原因,现有的电子设计自动化(EDA)工具无法使芯片的面积利用率达到 100%,标准单元布局后往往会遗留未利用的空白区域,为了实现扩散层的连接,这些空白区域将被放置填充单元。由于填充单元结构简单,极易被恶意的芯片制造商识别[4]。制造商通过移除填充单元,并在相应位置植入额外电路,可以实现对芯片内部信息的窃取或者对正常功能的破坏,这种恶意植入的电路也被称为硬件木马[5-6]。

Li 等[7]指出芯片设计者在设计阶段采用版图填充技术等硬件木马抗植入方法,可以有效抵御上述安全威胁。Cocchi 等[8]提出在芯片空白区域填充含有逻辑功能的标准单元,从而避免硬件木马的植入。Xiao 等[9]指出仅在空白区域填充标准单元仍有被攻击者识别并移除的风险,提出了基于内建自认证(built in self authentication, BISA)的版图填充技术,将标准单元构建为具有感知功能的 BISA 电路,该方法不仅能降低填充单元被攻击者识别的风险,而且如果 BISA 电路中的标准单元被移除,BISA 电路的输出签名将发生改变。Ba 等[10]提出了基于移位寄存器的版图填充及感知技术。然而,为了实现硅后对签名结果的验证,上述版图填充技术均需要额外的芯片引脚。此外,由于 BISA 电路及移位寄存器电路

收稿日期: 2020-10-20; **录用日期**: 2020-12-31; **网络出版时间**: 2021-01-11 16:41
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1719.003.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61832018)
* **通信作者**. E-mail: yq_zhao@tju.edu.cn

引用格式: *李宗哲, 何家骥, 马浩诚, 等. 基于 A2-RO 电路版图填充的硬件木马抗植入方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 514-521. LI Z Z, HE J J, MA H C, et al. A hardware Trojan insertion prevention method based on layout filling with A2-RO circuit[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 514-521(in Chinese).*

北京航空航天大学学报

中标准单元尺寸限制，无法应用于初始面积利用率大于 85% 的原始电路版图中，限制了版图填充技术的应用场景。Supon 等[11]提出了一种基于时间数字转换器（TDC）的版图填充方法，由于电路结构限制，该方法与现有数字电路设计流程兼容性较差，且无法实现智能化填充。

针对上述问题，本文提出了一种基于功耗表征结构的 A2-RO 电路版图填充硬件木马抗植入方法。在电路版图的空白区域中植入 A2-RO 结构，一旦攻击者通过移除 A2-RO 结构来植入硬件木马，通过硅后验证侧信道电流信息，能够及时地发现硬件木马的植入。该电路依据稀有节点的活性，调节工作模式，避免了额外的引脚开销，且可填充于初始面积利用率达 90% 的原始电路版图中。此外，本文提出了迭代填充算法及路径构建算法，实现了 A2-RO 电路的智能填充。版图填充后，芯片面积利用率提高至 95% 以上，且 A2-RO 电路移除攻击前后的侧信道电流偏差值为 1.921 mA，阻止了攻击者在版图空白区域中植入硬件木马。

1　A2-RO 电路原理及分析

基于 A2-RO 电路版图填充方法的原理是：在原始电路版图的空白区域中填充 A2-RO 电路，将 A2-RO 电路的输入端与原始电路稀有节点进行连接。稀有节点是指电路中存在稀有值，且很难翻转到稀有值的节点[12]。利用 A2 电路[13]监控输入节点切换概率的特性，控制 A2-RO 电路的工作模式。当原始电路正常工作时，稀有节点切换概率低于切换阈值 P_{th}，此时 A2 电路输出高电平，与 A2 电路连接的环形振荡器（RO）未起振；当稀有节点切换概率高于切换阈值 P_{th} 时，A2 电路输出低电平，RO 电路起振，此时 RO 将产生特定的侧信道电流信息，当 A2-RO 电路被攻击者移除时，电流信息将发生改变，通过硅后验证芯片电源引脚的电流信息，即可判断 A2-RO 电路是否被攻击者篡改，从而实现硬件木马的抗植入。

A2-RO 电路如图 1 所示。电路输入端为 DIN，DIN 与原始电路的稀有节点连接。M0、M1、M2、C_{unit}、C_{main} 组成电容充放电结构，其中 C_{unit} 与 C_{main} 为由 NMOS 管源漏短接组成的 MOS 电容。M3、M4、M5、M6、M7 及 M8 组成施密特触发器。A2 电路波形图如图 2 所示，图中 V_{t+} 代表施密特触发器的正向阈值电压，V_{t-} 代表负向阈值电压。随着 DIN 端电平切换，将出现由节点 A 流向节点 B 的电荷积累电流 I_{ac}，节点 B 电压将上升：

$$\Delta V = \frac{C_1(V_{DD} - V_B)}{C_1 + C_2} \tag{1}$$

式中：C_1 为电容 C_{unit} 的电容值；C_2 为电容 C_{main} 的电容值；V_{DD} 为电源电压；V_B 为 DIN 端电平翻转前，节点 B 的初始电压。由于漏电流的影响，NMOS 管 M2 具有泄漏电流 I_{ea}。定义当 DIN 端的切换概率 P_{sw} 等于切换阈值 P_{th} 时，I_{ac} 等于 I_{ea}。

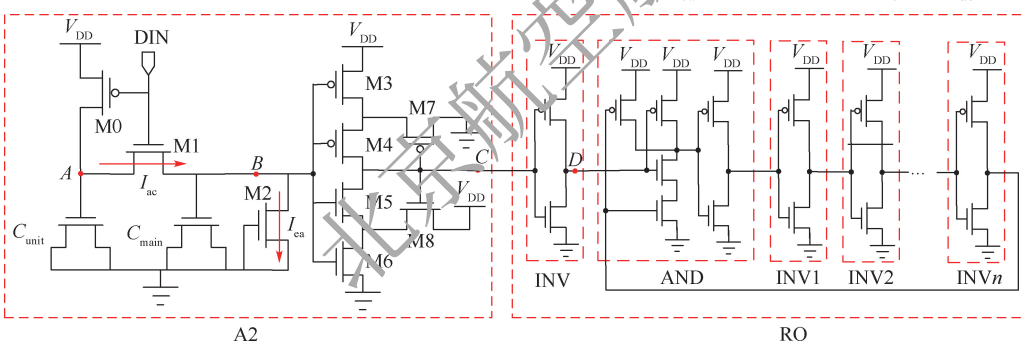


图 1　A2-RO 电路

Fig. 1　A2-RO circuit

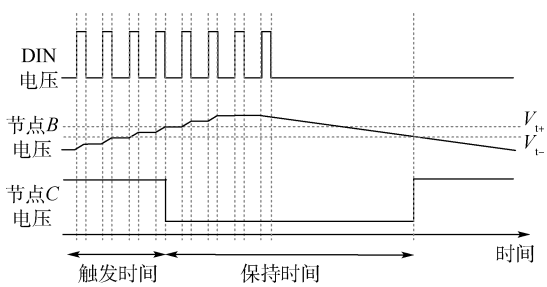


图 2　A2 电路波形示意图

Fig. 2　Schematic diagram of A2 circuit waveform

切换概率 P_{sw} 可以表示为

$$P_{sw} = \frac{N_{sw}}{T_{tot}} \tag{2}$$

式中：N_{sw} 为节点的切换次数；T_{tot} 为组合逻辑电路施加的测试向量个数或时序电路施加的时钟周期个数。

当原始电路正常工作时，稀有节点的切换概率低于切换阈值：

$$P_{sw} < P_{th} \tag{3}$$

$$I_{ac} < I_{ea} \tag{4}$$

此时,节点 C 为高电平,RO 电路未起振,A2-RO 电路仅具有静态功耗,对原始电路的功耗特性影响很小。采用文献[14]中提出的基于遗传算法的稀有节点活性提升方法,即可筛选获得提高稀有节点切换概率的测试向量组。向原始电路循环输入该测试向量组,使稀有节点的切换概率高于切换阈值:

$$P_{sw} > P_{th} \tag{5}$$

$$I_{ac} > I_{ea} \tag{6}$$

节点 C 切换为低电平,RO 电路内节点 D 切换为高电平,RO 电路由一级与门和奇数级非门组成,当节点 D 为高电平时,RO 电路起振。此时,将原始电路输入引脚置 0,使原始电路内部节点停止翻转,电路的功耗特征为

$$P_{tot} = P_{sta} + P_{Asta} + P_{Rdyn} \tag{7}$$

式中:P_{sta} 为原始电路的静态功耗;P_{Asta} 为 A2 电路的静态功耗;P_{Rdyn} 为 RO 电路的动态功耗。假设 RO 电路中任意一级反相器被攻击者移除,RO 环路的结构完整性将被破坏,此时电路的功耗特征为

$$P'_{tot} = P_{sta} + P_{Asta} + P_{Rsta} \tag{8}$$

式中:P_{Rsta} 为 RO 电路中未被移除的非门的静态功耗。移除攻击前后的功耗特征变化量为

$$\Delta P = P_{tot} - P'_{tot} = P_{Rdyn} - P_{Rsta} \tag{9}$$

$$P_{Rdyn} \gg P_{Rsta} \tag{10}$$

因此,RO 环路中任意一级被移除,A2-RO 电路激活时的平均功耗将发生显著变化,通过分析芯片电源引脚的电流信息,即可验证填充单元是否被攻击者篡改。

2 版图填充流程与算法设计

2.1 版图填充设计流程

为了降低设计时间开销,提高硬件木马抗植入方法的实用性,基于 A2-RO 电路的版图填充技术的设计流程与数字电路设计流程兼容,如图 3 所示,虚线外为数字电路标准设计流程,虚线内为版图填充技术流程,具体步骤如下:

步骤 1 读取时钟树综合后的设计交换格式(DEF)文件及物理库交换格式(LEF)文件,获取原始电路标准单元的尺寸信息及位置信息。

步骤 2 根据原始电路设计文件,向输入引脚输入测试向量,进行仿真,提取版图中的稀有节点。

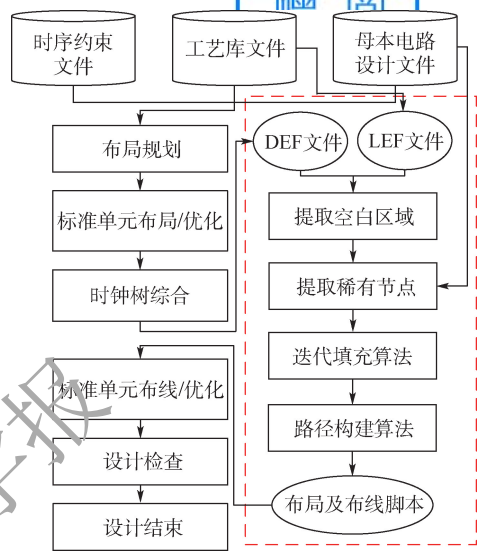


图 3 版图填充流程

Fig. 3 Layout filling flowchart

步骤 3 根据版图信息,采用迭代填充算法(详见 2.2 节),规划标准单元布局,输出用于控制 EDA 工具自动化布局的脚本文件。

步骤 4 采用路径构建算法(详见 2.3 节),识别标准单元的位置及类型,根据标准单元信息及稀有节点信息,规划标准单元的连接关系,构建 A2-RO 电路,并输出用于控制 EDA 工具自动化布线的脚本文件。

步骤 5 将标准单元布局脚本及布线脚本导入物理设计工具,实现版图填充。

2.2 迭代填充算法

为了实现 A2-RO 电路的智能化填充,采用 SMIC 180 nm 工艺库中的标准单元构建 A2-RO 电路,并提出了迭代填充算法。SMIC 180 nm 工艺库的标准单元信息如表 1 所示。其中 INVX1、INVX2、INVX3、INVX8、INVX12 为非门;AND2X1 为二输入与门;A2 为依据 A2 电路原理图,定制化设计的符合数字电路标准单元设计规范的 A2 电路标准单元。迭代填充算法设计流程如图 4 所示。具体流程如下:首先,读取空白区域信息及稀有节点位置信息。其次,寻找距离稀有节点最近且满足尺寸要求的空白区域,填充标准单元 A2 及 AND2X1。然后,提取 A2 及 AND2X1 填充后空白区域集合 $B = \{b_1, b_2, \cdots, b_n\}$。最后,循环读取每个空白区域 $b_i \in B(i = 1, 2, \cdots, n)$,采用贪婪算法[15],填充多种尺寸的非门,使剩余空白区域 b'_i 无法填充工艺库中最小尺寸标准单元 INVX1,输出标准单元布局脚本文件,算法结束。

北京航空航天大学学报

北航学报 网阅

表 1　标准单元信息

Table 1　Standard cell information

标准单元名称	高度/μm	宽度/μm
INVX1	5.04	1.32
INVX2	5.04	1.98
INVX3	5.04	2.64
INVX8	5.04	3.96
INVX12	5.04	8.58
AND2X1	5.04	2.64
A2	5.04	18.48

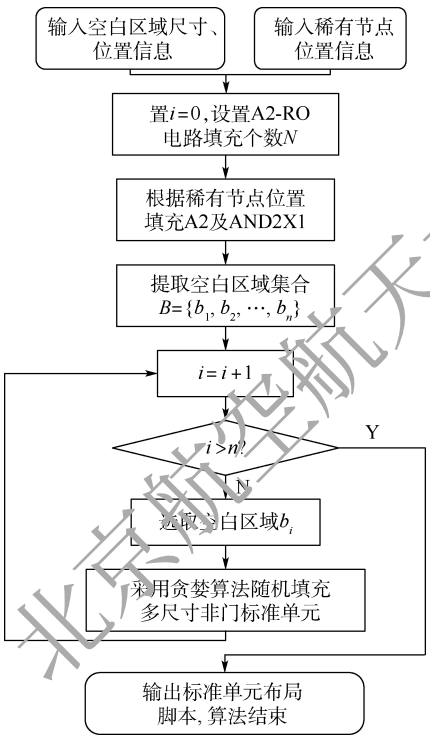


图 4　迭代填充算法流程

Fig. 4　Iterative filling algorithm flowchart

2.3　路径构建算法

为了将已填充的标准单元构建为整体的 A2-RO 抗硬件木马植入电路，提出了基于模拟退火算法[16]的路径构建算法。首先识别标准单元类型，然后对 A2-RO 电路的路径进行数学建模，并进行路径规划，寻找近似最优路径，使 A2-RO 电路的布线资源开销近似最小。模拟退火算法具有收敛速度快的特点，适用于求解复杂的非线性优化问题。

路径构建算法以标准单元的位置信息为初始参数，以路径总长度 $d(w)$ 为目标函数。集成电路版图采用网格布线的方式进行布线，为了准确模拟实际布线长度，标准单元之间的距离采用曼哈顿距离进行计算。标准单元 i 与标准单元 j 之间的距离为

$$d_{ij} = |x_i - x_j| + |y_i - y_j| \tag{11}$$

式中：x_i 和 x_j 分别为标准单元 i 和标准单元 j 的横坐标；y_i 和 y_j 分别为标准单元 i 和标准单元 j 的纵坐标。

算法流程如图 5 所示。具体如下：首先，读取已填充的标准单元位置及类型，读取稀有节点位置信息，设定初始温度 T_0、截止温度 $T_{\min}$、迭代次数 N，当前温度 $T = T_0$。其次，随机生成初始路径构建 A2-RO 电路，计算得到目标函数 $d(w)$，随机扰动[16]产生新路径，计算新路径的目标函数 $d(w')$，求解差值：

$$\Delta d = d(w') - d(w) \tag{12}$$

如果 $\Delta d \leqslant 0$，则接受新解 $w = w'$；否则按照 Metropolis 准则，以概率 $p(\Delta d)$ 接受新解作为当前解：

$$p(\Delta d) = e^{-\Delta d/T} \tag{13}$$

然后，判断是否达到迭代次数及是否满足停止准则 $T < T_{\min}$，当满足条件时，退出循环。最后，返回最优路径，输出布线脚本文件，算法结束。

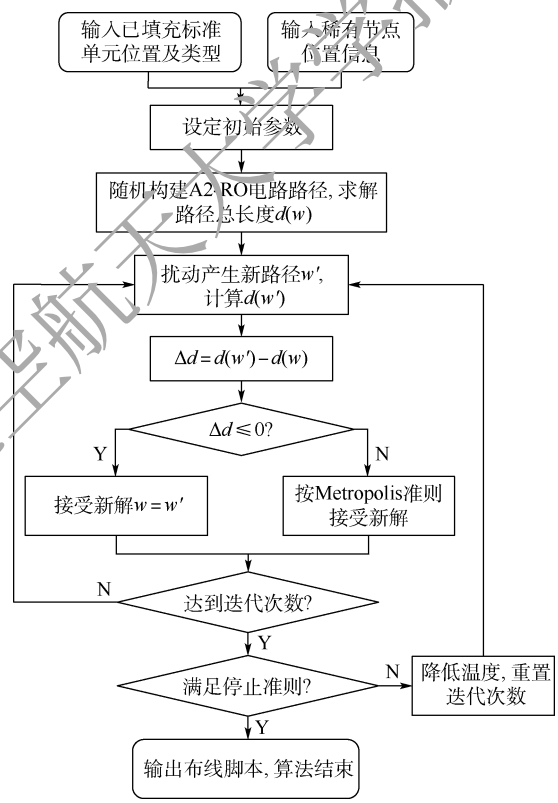


图 5　路径构建算法流程

Fig. 5　Path construction algorithm flowchart

3　仿真结果与分析

3.1　版图填充结果与分析

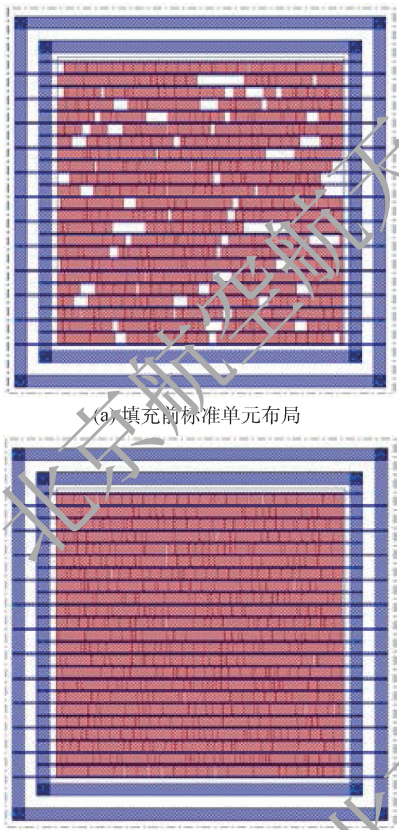
以 ISCAS'85 的基准电路 c6288、c7552 和 ISCAS'89 的基准电路 s1423、s13207 为原始电路，基于 SMIC 180 nm 工艺进行实验。采用物理

北京航空航天大学学报

北航学报 增阅

设计工具 Encounter 进行布局布线、延时分析。采用 Python 语言运行迭代填充算法及路径构建算法,生成脚本文件。以 s1423 电路为例,版图填充前后标准单元布局结果如图 6 所示。

为了分析版图填充技术的可行性及有效性,分别从面积利用率、布线资源开销、关键路径延时等方面进行分析。面积利用率是指版图中实际标准单元布局面积与总布局面积的比值。采用物理设计工具 Encounter 设置初始面积利用率,分别在近似 85% 及 90% 初始面积利用率下进行版图填充,填充结果如表 2 所示。最终面积利用率是指在没有设计违例及原始电路功能正常情况下,版图填充后的最高面积利用率。虽然数据显示最终面积利用率未达到 100%,但是剩余空白区域已经无法填充工艺库中最小尺寸的标准单元,能够有效抵抗攻击者植入恶意电路。



(a) 填充前标准单元布局

(b) 填充后标准单元布局

图 6 版图填充

Fig. 6 Layout filling

表 2 基准电路填充结果

Table 2 Reference circuit filling results

基准电路	初始面积利用率/%	最终面积利用率/%	A2 数目/个	逻辑单元数目/个
c6288	84.90	95.43	4	105
	90.03	97.35	2	67
c7552	84.97	95.71	4	104
	90.08	96.79	2	62
s1423	85.21	95.90	2	82
	90.31	96.90	2	52
s13207	85.90	95.88	18	618
	90.10	96.41	13	445

布线资源开销为 A2-RO 电路布线长度与原始电路布线长度的比值。ISCAS'85 组合电路和 ISCAS'89 时序电路布线资源开销比如图 7 所示。实验结果显示,在初始面积利用率为 85% 和 90% 时,版图填充后,c6288 和 c7552 基准电路布线资源开销增加了 3% 左右,s1423 基准电路布线资源开销增加了 6.5% 左右,s13207 基准电路布线资源开销增加了 6% 左右。布线资源开销分析说明了版图填充技术在布线开销少许增加的基础上,提高了电路的安全性。

关键路径延时是衡量电路工作速度的重要指标。采用 Encounter 分析关键路径的延时信息,依据文献[9]中提出的方法衡量版图填充对原始电路性能的影响。平均延时变化比是指在应用版图填充技术后,原始电路中 200 条关键路径延时变化百分比的平均值,其结果如图 8 所示。最大延时变化比是指在应用版图填充技术后,200 条关键

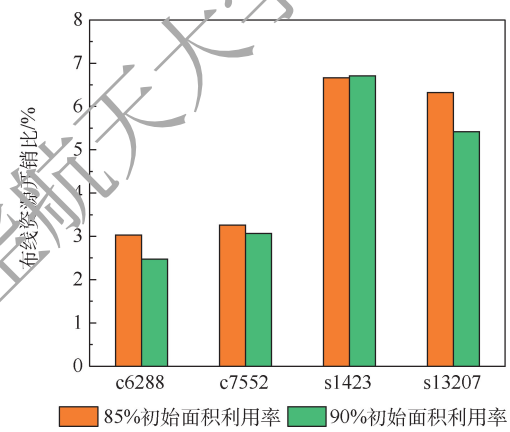


图 7 布线资源开销

Fig. 7 Routing overhead

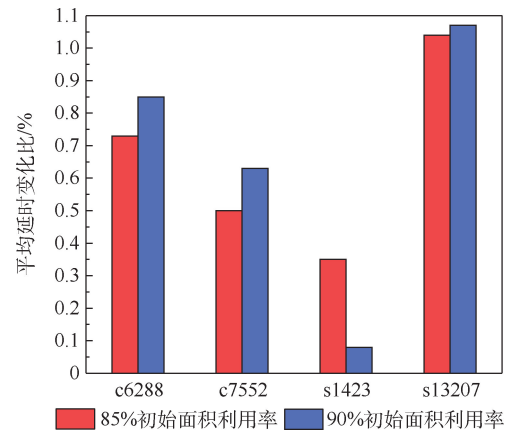


图 8 平均延时变化比

Fig. 8 Mean delay change ratio

北京航空航天大学学报

路径延时变化百分比的最大值，其结果如图 9 所示。实验结果显示，版图填充后关键路径延时变化比均低于 1.2%，因此，版图填充技术对于原始电路的性能影响很小。

表 3 列出了与已发表文献的设计指标对比。基于 A2-RO 电路的版图填充方法不需要引脚开销及额外面积开销。由于 RO 电路结构的灵活性，A2-RO 电路适用于填充在初始面积利用率达 90% 的版图中。此外，相比于文献[11]，该设计方法与数字电路设计流程兼容，便于自动化实现。

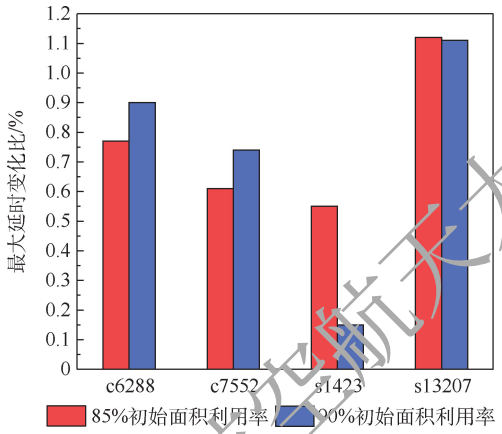


图 9　最大延时变化比

Fig. 9　Maximum delay change ratio

表 3　设计指标对比

Table 3　Comparison of design indicators

文献	引脚开销/个	额外面积开销/μm²	可填充最大初始面积利用率/%	是否兼容数字电路设计流程
文献[9]	4	0	80	是
文献[10]	4	0	85	是
文献[11]	≥2	>0	不受限制	否
本文	0	0	90	是

3.2　A2-RO 电路抗移除攻击分析

版图填充后，原始电路的空白区域将被填充多种尺寸的标准单元，这些标准单元与工艺库中标准单元具有相同的结构，攻击者将很难辨别原始电路及 A2-RO 电路。假设攻击者仍然可以通过移除标准单元的方式植入硬件木马，如果原始电路中的标准单元被移除，则原始电路正常工作时的功能将被破坏，设计者很容易发现芯片制造过程中的问题；如果 A2-RO 电路中任意一级标准单元被移除，在验证阶段，A2-RO 电路的功耗波形将发生明显变化。

以 s1423 电路为例，采用文献[12]中的方法，使用 VCS 软件进行仿真，向 s1423 电路中输入 1×10^6 组随机的测试向量，筛选出 s1423 电路中的稀有节点 G237，节点切换概率为 0.925 4%，将 A2-RO 电路与 G237 节点连接。采用 Cadence 公司的 PEX 工具提取填充后版图的寄生参数，利用 Hspice 工具对电路进行瞬态仿真，仿真结果如图 10所示。图中：V_{CK}为时钟引脚电压值，时钟周期为 100 ns，V_{G237}为 G237 节点电压值，V_C 为 A2 电路输出节点电压值，I_{VDD}为芯片电源引脚的电流值。在激活阶段，采用遗传算法[14]筛选得到使稀有节点 G237 翻转概率提升的 10 组测试向量，循环输入 10 组测试向量，G237 节点将在 10 个时钟周期内翻转 6 次，节点的切换概率 P_{sw} 提高至 60%。在 3.75 μs 时，A2 电路输出端电平发生翻转，节点 C 由高电平变为低电平，RO 电路起振。在4 μs时，将原始电路输入引脚置 0，取消时钟信号输入，原始电路停止工作，芯片进入验证阶段，在验证阶段，芯片的电源引脚将产生特定的电流波形。图 11对移除攻击前后的电流波形进行了对比。s1423 电路移除攻击前验证阶段的平均电流值为 $I_{tot}=1.923$ mA，移除攻击后验证阶段的平均电流值为 $I'_{tot}=2.36$ μA，侧信道电流偏差值为 $\Delta I=1.921$ mA。因此，硅后通过检测芯片电源引脚的电流波形，即可验证 A2-RO 电路是否被攻击者移除。

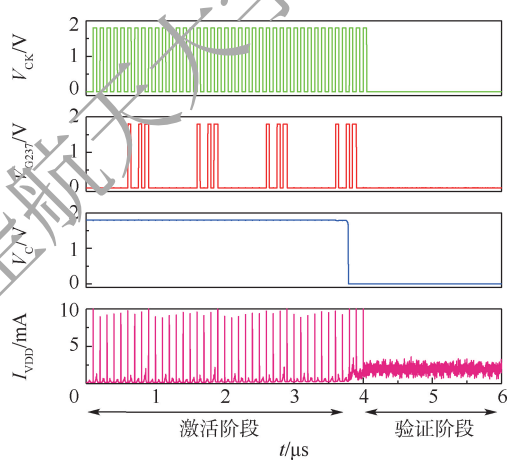


图 10　A2-RO 电路仿真波形

Fig. 10　A2-RO circuit simulation waveform

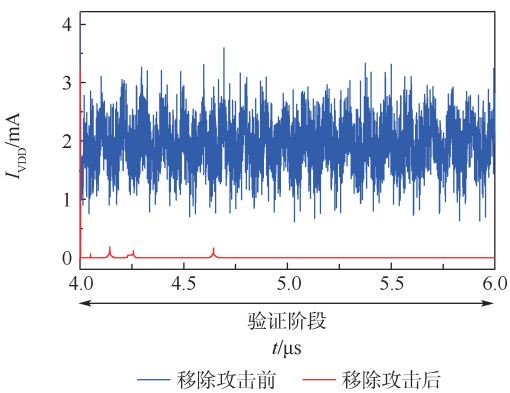


图 11　功耗对比

Fig. 11　Power consumption comparison

北京航空航天大学学报

北航学报 瞬阅

4 结 论

针对集成电路存在的版图级硬件木马植入风险,提出了一种基于 A2-RO 电路版图填充的硬件木马抗植入方法,通过在版图空白区域构建 A2-RO 电路,增强芯片的安全防护能力。

1) 采用 A2-RO 电路实现版图填充,避免了芯片引脚开销及额外面积开销。利用 RO 电路结构的灵活性,使可填充初始面积利用率提高至 90%。

2) 提出了适用于 A2-RO 电路版图填充的迭代填充算法及路径构建算法,提高了硬件木马抗植入方法的实用性。

3) 通过在基准电路上实现版图填充,结果显示布线资源开销在 7% 以内,对关键路径延时的影响在 1.2% 以内,证明了版图填充技术的适用性。通过仿真分析 A2-RO 电路被移除前后的侧信道电流信息,证明了 A2-RO 电路的抗移除攻击能力。

参考文献(References)

[1] GUIN U, ZHOU Z, SINGH A. Robust design-for-security architecture for enabling trust in IC manufacturing and test[J]. IEEE Transactions on Very Large Scale Integration Systems, 2018, 26(5): 818-830.

[2] YASIN M, RAJENDRAN J, SINANOGLU O, et al. On improving the security of logic locking[J]. IEEE Transactions on Computer-Aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2016, 35(9): 1411-1424.

[3] ZHANG J L, QU G. Recent attacks and defenses on FPGA-based systems[J]. ACM Transactions on Reconfigurable Technology and Systems, 2019, 12(3): 1-25.

[4] HOSSEIN-TALAEE H, JAHANIAN A. Layout vulnerability reduction against Trojan insertion using security-aware white space distribution[C]// 2017 IEEE Computer Society Annual Symposium on VLSI. Piscataway: IEEE Press, 2017, 1: 551-555.

[5] SALMANI H, TEHRANIPOOR M. Vulnerability analysis of a circuit layout to hardware Trojan insertion[J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security, 2016, 11(6): 1214-1225.

[6] 黄钊,王泉,杨鹏飞. 硬件木马:关键问题研究进展及新动向[J]. 计算机学报,2019,42(5):67-91.
HUANG Z, WANG Q, YANG P F. Hardware Trojan: Research progress and new trends on key problems[J]. Chinese Journal of Computers, 2019, 42(5): 67-91(in Chinese).

[7] LI H, LIU Q, ZHANG J L. A survey of hardware Trojan threat and defense[J]. Integration, 2016, 55: 426-437.

[8] COCCHI R P, BAUKUS J P, CHOW L W, et al. Circuit camouflage integration for hardware IP protection[C]// 2014 51st ACM/EDAC/IEEE Design Automation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-5.

[9] XIAO K, FORTE D, TEHRANIPOOR M. A novel built-in self-authentication technique to prevent inserting hardware Trojans[J]. IEEE Transactions on Computer-Aided Design of Integrated Circuits and Systems, 2014, 33(12): 1778-1791.

[10] BA P S, DUPUIS S, PALANICHAMY M, et al. Hardware trust through layout filling: A hardware Trojan prevention technique[C]// 2016 IEEE Computer Society Annual Symposium on VLSI. Piscataway: IEEE Press, 2016: 254-259.

[11] SUPON T M, SEYEDBARHAGH M, RASHIDZADEH R, et al. Hardware Trojan prevention through limiting access to the active region[C]// 14th International Conference on Design & Technology of Integrated Systems in Nanoscale Era. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[12] LIU Y, ZHAO Y, HE J, et al. A statistical test generation based on mutation analysis for improving the hardware Trojan detection[J]. Journal of Circuits, Systems and Computers, 2020, 29(3): 10-25.

[13] YANG K, HICKS M, DONG Q, et al. A2: Analog malicious hardware[C]// Security & Privacy. Piscataway: IEEE Press, 2016: 18-37.

[14] SHA S, CHAKRABORTY R S, NUTHAKKI S S, et al. Improved test pattern generation for hardware Trojan detection using genetic algorithm and boolean satisfiability[C]// International Workshop on Cryptographic Hardware and Embedded Systems. Berlin: Springer, 2015: 577-596.

[15] 赵永嘉,戴树岭. 基于图像骨架和贪婪算法的无人机航路规划[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(4):474-477.
ZHAO Y J, DAI S L. Unmanned aircraft vehicle path planning based on image skeleton and greedy algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 474-477(in Chinese).

[16] 李红,张志宾. 基于快速模拟退火的组合聚类算法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(8):1646-1652.
LI H, ZHANG Z B. Ensemble clustering algorithm based on rapid simulated annealing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(8): 1646-1652(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A hardware Trojan insertion prevention method based on layout filling with A2-RO circuit

LI Zongzhe[1], HE Jiaji[2], MA Haocheng[1], LIU Yanjiang[3], QIN Guoxuan[1], ZHAO Yiqiang[1,*]

(1. School of Microelectronics, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. Institute of Microelectronics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
3. Information Engineering University of PLA Strategic Support Force, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: During the chip manufacturing process of integrated circuits, attackers can use blank areas in the circuit layout to implant hardware Trojans. For this reason, this paper proposes a method to prevent inserting hardware Trojans by filling the layout with A2-RO circuit. The goal of protection is reducing the blank areas in the circuit layout. This paper designs the power consumption characterization structure named A2-RO that can dynamically monitor the flipping of rare nodes. And the iterative filling algorithm and the path construction algorithm are proposed. We construct the A2-RO circuit in the blank area intelligently to improve the security level of the circuit. We apply the benchmark circuits in ISCAS'85 and ISCAS'89 as the research object for simulation based on the SMIC 180 nm process. The simulation results show that after filling the layout, the area utilization rate of the chip will be increased to more than 95%, and the remaining blank area cannot be filled with the smallest standard cell. After the removal attack of A2-RO circuit, the change of side channel current is 1.921 mA. The A2-RO circuit can effectively protect the blank areas. The additional routing overhead for layout filling can be controlled within 7%, and the impact on the critical path delay is within 1.2%.

Keywords: integrated circuit; hardware Trojan; layout filling; rare node; standard cell

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-20; **Accepted**: 2020-12-31; **Published online**: 2021-01-11 16:41
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1719.003.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61832018)
* **Corresponding author**. E-mail: yq_zhao@tju.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0611

基于深度神经网络的像素级别可见光图像配准

全下文载

黄晨威[1], 程景春[1,*], 潘雄[1], 宋凝芳[1], 刘冰[2]
(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083; 2. 湖北三江航天红峰控制有限公司, 孝感 432000)

摘 要: 现有图像配准算法中,借助图像采集设备参数的方法存在硬件内参难以获得或精度不够的问题,采用匹配图像特征计算图像单应性的方法存在对场景深度信息利用不全的问题。针对这一现象,提出了结合可见光图像与其深度信息来生成更具有真实性的配准图像对数据,用以训练得到一个可以进行像素级别图像配准的深度神经网络 PIR-Net。建立了一个大规模、多视角、超仿真的图像配准数据集:多视角配准(MVR)数据集,该数据集包含7 240对含有深度信息的待配准图像及其像素级别的坐标对准真值;基于编码器-解码器的深度神经网络结构,训练得到一个能以全分辨率形式对2幅输入图像之间的坐标变化矩阵进行重建的 PIR-Net。通过实验验证了 PIR-Net 能够在未知相机内参的情况下实现不同视角的可见光图像配准,并比传统算法具有更高的配准精度。在 MVR 数据集上,PIR-Net 的配准误差仅为通用的特征匹配对准算法(SIFT + RANSAC)的 18%,同时减少了 30% 的时间消耗。

关 键 词: 深度学习; 图像配准; 坐标变换; 单应性估计; 图像深度值
中图分类号: TP183
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0522-11

图像配准任务是指对异源图像进行像素级别的匹配和对准的任务。图像配准算法能够减小或消除不同时间、视角等情况下所拍摄图像之间的差异,从而获得具有空间一致性的配准后图像,对医学影像对照[1-4]、遥感数据分析[5-7]等任务具有重要的辅助作用。

图像配准相关技术最早可追溯至20世纪70年代[5],其主要应用在美军飞行器辅助导航的图像处理系统上,在武器投射系统的末端发挥制导的作用。20世纪80年代以来,随着图像处理和电子信息技术的发展,图像采集设备的功能和种类日新月异,如红外热成像仪、双目摄像头等。由于各传感器的成像机制、空间位置、温湿度等环境因素的不同,异源图像成像效果的差异愈发增大,对图像配准的需求也日益增加。为了综合利用各类信息,图像配准技术被广泛应用在医疗诊断[1-4]、遥感监测[5-7]、增强现实[8]及图像检索[9]等诸多领域。由于图像配准常被作为图像融合的预处理步骤,其在立体视觉[10]、运动分析[11-12]、图像拼接[13]等方面也有广泛的应用前景。

最直观的图像配准算法为根据硬件设备的内外参数等从物理层面实现的像素对准。例如,Hwang等[14]根据红外光线和可见光波长不同的原理,借助分束器将采集的单目图像的光线分成2路输给可见光相机和红外相机,从而直接获取配准后的图像。微软推出的 Kinect 体感传感器搭载一个深度摄像头和一对双目摄像头,其固定的空间架构为相机参数的标定提供了原始数据参考,便于进行实时的图像配准[15]。这类方法大多需要搭建辅助设备,并且对拍摄角度和尺寸精度要求较高,不易实际操作,成本也相对较高。因此,业界对无设备内外参数条件下直接进行图像

收稿日期: 2020-11-03; **录用日期**: 2021-01-16; **网络出版时间**: 2021-02-01 15:36
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1147.001.html
* **通信作者**. E-mail: chengjingchun14@163.com

引用格式: 黄晨威, 程景春, 潘雄, 等. 基于深度神经网络的像素级别可见光图像配准[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 522-532. HUANG C W, CHENG J C, PAN X, et al. Pixel-wise visible image registration based on deep neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 522-532(in Chinese).

北京航空航天大学学报

配准的技术更具有迫切的需求。

传统的图像配准算法大多基于特征点匹配，如经典的尺度不变特征变换（scale-invariant feature transform，SIFT）算法[16]。SIFT 算法在图像的高斯差分尺度空间提取特征点，通过匹配这些特征点来计算图像配准所需的变换关系。SIFT 算法受图像的尺度、旋转、放缩和亮度等变换的影响较小，具有特征稳定、信息丰富、计算速度快的特点，但是该算法对错误匹配数据较敏感，错误匹配对的存在会严重影响算法的图像配准结果。针对这一问题，Wang 等[17]在 SIFT 特征匹配算法中，采用了随机一致性采样（random sample consensus，RANSAC）算法，根据返回一致集中的元素个数进行取优，从而剔除 SIFT 算法得到的错误匹配对，实现配准精度的优化。贾雯晓等[18]进一步提出了一种改进的 RANSAC 图像配准算法，解决了 RANSAC 算法迭代次数过多导致的图像配准精确率不高的问题。许佳佳[19]则结合 Harris 角点检测和 SIFT 算法实现快速图像配准，在基本保持配准精度的同时，减少了 64% 的时间消耗，但仍存在 SIFT 特征匹配失败的情况。

随着深度学习的发展，卷积神经网络在图像领域的各类任务上展现出了优越的性能[20-22]。研究者们也使用深度学习在图像配准任务上进行了探索。Dosovitskiy 等[23]提出了一种通用的特征提取方法，使用未标记的数据来训练卷积神经网络，其特征的泛化属性使得图像变换具有更强的鲁棒性，性能在匹配任务中要优于 SIFT 描述符。Yang 等[24]基于类似的思路研发了一种非刚性配准算法，使用预训练的 VGG 网络来生成能够同时保持卷积信息和定位能力的特征描述子，这些描述子要优于 SIFT 类的描述子，尤其在 SIFT 包含很多轮廓或者不能匹配到足够特征点的情况下，但是其耗时也更长，效率不高。

目前，基于卷积神经网络进行可见光图像配准最有代表性的算法为 Detone 等[25]提出的图像单应性估计算法，该算法利用深度神经网络预测 2 幅不同视角图像的单应性矩阵，然后根据该矩阵对图像作空间变换实现像素对准，这使得该算法不仅能够在无设备内外参数的条件下直接进行图像配准，而且在计算图像单应性方面，比传统的特征点匹配算法有更高的效率。然而，Detone 假设一对图像具有统一的单应性变换矩阵，这要求拍摄场景具有相同的物点深度（即为了用单应矩阵描述 2 幅视图中像素点的对应关系，需要满足相机所捕获的场景位于同一个平面的要求）。这不符合真实拍摄场景的需求：现实中的拍摄场景大多为三维立体，每个物点可能具有不同的深度，这种场景深度信息的缺失就可能会为该图像配准算法的实际应用带来更大误差。最新的算法[26-29]主要针对图像单应性的计算方法进行优化，通过改进新的损失函数进行无监督学习。例如，Nguyen 等[26]提出了一种利用光度损失的无监督式深度单应性结构。Zhang 等[27]在特征提取网络后增加了一种掩膜的结构，使该算法的配准结果能够体现景物和背景的深度关系。Ye 等[28]通过计算图像不同区域的单应性，以此引入更多的深度信息。

基于以上观察，本文提出使用带深度信息的图像来生成更加真实的图像配准数据集，并基于卷积神经网络，提出了一种针对含有像素级别深度信息的真实场景图像配准网络。提出了一种通用图像配准网络，该网络能够以全分辨率的形式对输入的 2 幅图像之间的坐标对应关系进行重建，从而实现无需相机参数的图像配准。

1　算法原理

1.1　相机与成像模型

相片由被摄物体的反射光线通过相机镜头在感光平面上感应形成，此过程涉及物距（物体和镜头的距离）、相距（感光平面和镜头的距离）及拍摄镜头。由于在实际世界中成像系统的物距远远大于相距，可以将相机的镜头等效为小孔，相机拍摄原理也就等价于小孔成像原理。将相机的凸透镜镜头等效为一个小孔，如图 1（a）所示，物体反射的光线通过透镜折射到成像平面形成倒立影像。而在对相机成像过程进行数学建模时，通常将成像平面放在相机镜头和物点之间，如图 1（b）所示，以便于数学计算。

如图 1 所示，以相机镜头的光学中心为原点，建立相机坐标系，设相机焦距为 f，则物点 $M(x_M, y_M, z_M)$ 投射到成像平面上的坐标为 $P\left(f\frac{x_M}{z_M}, f\frac{y_M}{z_M}, f\right)$。由此可见，在不考虑透镜畸变的情况下，单相机成像主要受到相机镜头焦距和拍摄场景中物点深度的约束。在求取多相机系统中的成像关系时，还需引入 2 个相机各自坐标系统原点的相对位移参数 (a, b, c) 及相应坐标轴的相对旋转角度 (α, β, γ)，具体计算过程将在 1.3 节中详细

北航学报 赠阅

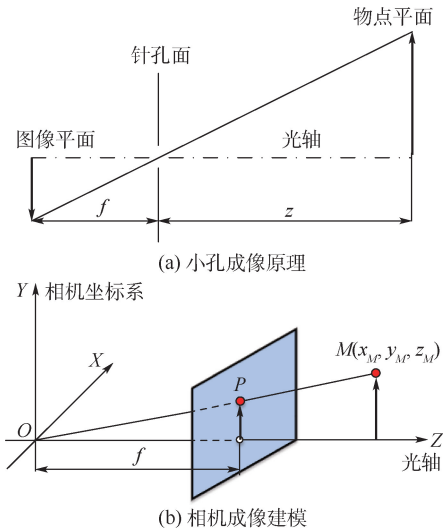


图 1 相机成像原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of camera image-forming principle

叙述。

1.2 图像配准与单应性变换

由 1.1 节可知,同一物点投射到 2 个不同相机的成像平面受到多方因素影响,导致像点坐标具有较大差异,因此需要图像配准技术。图像配准可看作对一个图像映射系统进行辨识的过程。通过提取和匹配图像特征点,计算同一物点的像点 1(源图像)和像点 2(目标图像)之间的映射变换关系,即单应性矩阵[30](homography matrix),使得像点 1 能够通过该变换对应到像点 2 的同一位置上,在 2 幅图像的像素之间建立一一对应的映射关系,也就实现了从源图像到目标图像的配准。

对于 2 个不同视角图像上的点 $M_1(x_1, y_1)$ 和点 $M_2(x_2, y_2)$,其映射关系可以用单应性变换描述为

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ 1 \end{bmatrix} \tag{1}$$

如图 2 所示,对于 2 幅由不同空间位置的相机所拍摄的图像,可根据相机位置之间的平移和旋转关系,将物点在相机 1 坐标系下的坐标 $\boldsymbol{X}_1 = (x, y, z)^{\mathrm{T}}$ 变换至相机 2 坐标系下的 $\boldsymbol{X}_2$:

$$\boldsymbol{X}_2 = \boldsymbol{R}\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{T} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{R}$ 为旋转矩阵;$\boldsymbol{T}$ 为平移矩阵。

设经过原点 $\boldsymbol{C}_1$,平面 S 的单位法向量为 $\boldsymbol{N} = (n_1, n_2, n_3)$,向量 $\overrightarrow{C_1X}$ 在该法线上的投影距离为 d,则有

$$d = \boldsymbol{N}\boldsymbol{X}_1 = n_1 x + n_2 y + n_3 z \tag{3}$$

对 $\forall \boldsymbol{X}_1 \in S$,式(3)可改写为

$$1 = \frac{1}{d}\boldsymbol{N}\boldsymbol{X}_1 \tag{4}$$

将式(4)代入式(2)可得

$$\boldsymbol{X}_2 = \boldsymbol{R}\boldsymbol{X}_1 + \boldsymbol{T}\frac{1}{d}\boldsymbol{N}\boldsymbol{X}_1 = \boldsymbol{H}\boldsymbol{X}_1 \tag{5}$$

由此可将单应性矩阵 $\boldsymbol{H} \in \mathbf{R}^{3\times 3}$ 表示为

$$\boldsymbol{H} = \boldsymbol{R} + \boldsymbol{T}\frac{1}{d}\boldsymbol{N} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{R}$、$\boldsymbol{T}$、$\boldsymbol{N}$ 均为确定值。

因此,要保证同一幅图像上的匹配点对具有相同的单应性矩阵,需满足 d 为常数,即所拍摄场景需位于同一个物点平面内,具有相同的深度。如图 2 所示,单应性变换将立体的景物(见图 2 左下角的兔子)当作平面来处理(见图 2 正下方的同景深物点平面),HomographyNet[25] 即采用该方法生成待配准图像对。

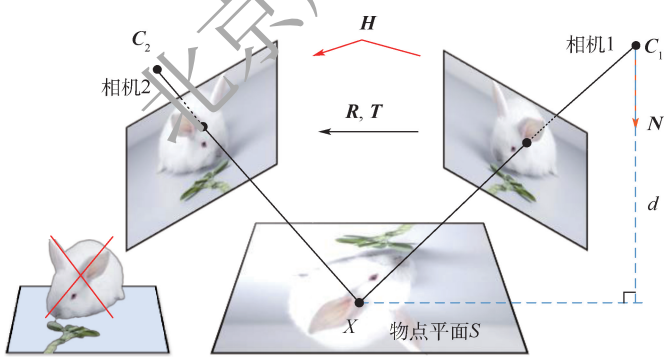


图 2 相同景深平面的单应性变换

Fig. 2 Homography transformation for same-depth plane

1.3 基于实际空间的像素级别图像配准

考虑到现实中的拍摄场景大多是三维立体的,每个像素点可能具有不同数值的深度,HomographyNet 中只估计统一的单应性变换矩阵而默认全图景深为常数的情况会为配准带来较大的误差。因此,本文提出使用像素级别的深度参数辅助生成更具有真实性的待配准图像对。根据相机内外参数和成像原理实现图像视角的转换,结合像素级别的图像深度信息,建立了一个大规模、多视角、超仿真的图像配准数据库。具体数据生成原理如下。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

以 2 台相机分别从各自视角拍摄同一场景画面为例，相机 1 拍摄的图像到相机 2 拍摄的图像的三维空间变换过程推导如下（以下计算过程中的坐标矩阵均使用齐次坐标形式）。

图像的三维空间变换过程如图 3 所示。假设 2 个相机的焦距分别为 f_a、f_b（相机内参），相机 2 镜头的空间位置和姿态相当于将相机 1 镜头在 x 轴、y 轴、z 轴方向上分别平移 a、b、c，然后绕 x 轴旋转 α 角度，绕 y 轴旋转 β 角度，绕 z 轴旋转 γ 角度（相机外参）得到。假设相机 1 拍摄的图像 A 及相机 2 拍摄的图像 B 的对应点坐标分别为 $\boldsymbol{C}_a=[X_a, Y_a, Z_a, 1]^{\mathrm{T}}$、$\boldsymbol{C}_b=[X_b, Y_b, Z_b, 1]^{\mathrm{T}}$，图像 A 中该点相对应的深度为 d，其描述了实际场景中物点到相机 1 透镜中心 O_a 的垂直距离。

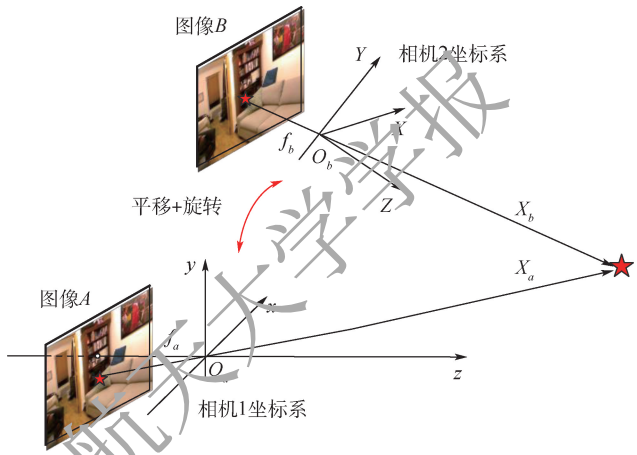


图 3　图像三维空间变换过程

Fig. 3　Image transformation process in 3D space

步骤 1　根据成像原理对 $\boldsymbol{C}_a$ 做场景恢复，得到图像 A 中的像素点在相机 1 坐标系下的真实场景坐标为

$$\boldsymbol{C}_1=\boldsymbol{K}\boldsymbol{C}_a=\begin{bmatrix}\frac{1}{f_a}&0&0&0\\0&\frac{d}{f_a}&0&0\\0&0&\frac{d}{f_a}&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}X_a\\Y_a\\Z_a\\1\end{bmatrix}\tag{7}$$

该方法引入的像素深度体现在式（7）中的 d 对应各像素点的深度值，而在深度图中，每个像素点具有不同的深度值，由此计算得到的真实场景坐标是三维立体的，这也是与单应性变换参照投影平面的不同之处。

步骤 2　根据相机外参数，通过旋转和平移变换，将 $\boldsymbol{C}_1$ 变换至相机 2 坐标系下的坐标：

$$\boldsymbol{C}_2=\boldsymbol{R}(\boldsymbol{T}\boldsymbol{C}_1)=\boldsymbol{R}_\alpha\boldsymbol{R}_\beta\boldsymbol{R}_\gamma(\boldsymbol{T}\boldsymbol{C}_1)\tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{R}$ 为旋转矩阵，$\boldsymbol{R}_\alpha$、$\boldsymbol{R}_\beta$、$\boldsymbol{R}_\gamma$ 分别为将某一点绕 x 轴、y 轴、z 轴分别旋转 α、β、γ 角度所需的变换矩阵。

$$\boldsymbol{R}_\alpha=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&\cos\alpha&\sin\alpha&0\\0&-\sin\alpha&\cos\alpha&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}_\beta=\begin{bmatrix}\cos\beta&0&-\sin\beta&0\\0&1&0&0\\\sin\beta&0&\cos\beta&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}_\gamma=\begin{bmatrix}\cos\gamma&\sin\gamma&0&0\\-\sin\gamma&\cos\gamma&0&0\\0&0&1&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{T}=\begin{bmatrix}1&0&0&a\\0&1&0&b\\0&0&1&c\\0&0&0&1\end{bmatrix}$$

步骤 3　根据成像原理使用相机 2 系统的透视矩阵 $\boldsymbol{W}_h$ 得到坐标 $\boldsymbol{C}_2$ 在相机 2 坐标系下新的齐次坐标：

$$\boldsymbol{C}_b=\boldsymbol{W}_h\boldsymbol{C}_2=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&1&0&0\\0&0&1&0\\0&0&\frac{1}{f_b}&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}X_{C_2}\\Y_{C_2}\\Z_{C_2}\\1\end{bmatrix}\tag{9}$$

对于整幅图像，利用坐标矩阵的变换得到 2 个图像 A、B 之间总的映射关系，即

$$\boldsymbol{I}_b=\boldsymbol{W}_h\boldsymbol{R}\boldsymbol{T}\frac{\boldsymbol{D}}{\boldsymbol{f}_a}\boldsymbol{I}_a\tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{I}_a$ 和 $\boldsymbol{I}_b$ 分别为图像 A 和图像 B 的坐标矩

北京航空航天大学学报

北航学报 网络阅

阵；$\boldsymbol{W}_h$ 为相机 2 系统的透视矩阵；$\boldsymbol{D}$ 为与图像 A 对应的深度图（深度值矩阵：各元素分别对应各点深度距离），可利用深度摄像头等距离传感器采集得到。

根据上述方法将单目的 RGB 图像变换至另一视角，然后对变换后图像进行适当裁剪，并用图像的膨胀运算填补了变换过程中产生的空洞点，最后得到一对双视角图像，保存两图像在视角变换过程中的像素坐标增量矩阵作为真实值标签，由此生成多视角图像配准（multi-view registration，MVR）数据集。图 4 给出了 MVR 数据集中典型图像对及源图像的三维世界深度信息。可以看出，根据像素级别深度信息进行变换生成的目标图像像点自然，十分仿真。



(a) 源图像　(b) 目标图像　(c) 深度信息

图 4　MVR 数据集

Fig. 4　MVR dataset

2　像素级别通用图像配准网络 PIR-Net

针对无相机内外参数情况下的通用图像配准，提出使用像素级别的图像配准网络（pixel-wise image registation network，PIR-Net）来进行图像像点匹配。该方法无需提前测定相机参数，通过学习 2 幅图像中各像素的对应关系，直接预测待配准图像之间对应像素的相对坐标差异，从而完成图像配准任务。

2.1　网络结构

用于像素级别的通用图像配准网络 PIR-Net 采用了编码器-解码器的结构，主要由输入层、卷积层、上采样层及输出层 4 部分构成（见图 5）。网络最终以全分辨率的形式对所输入的 2 幅图像之间的坐标运动矩阵进行重建，据此实现 2 幅图像的配准。

为了使网络能够自主提取和学习图像像素点之间的差异信息，将 2 幅待配准的 RGB 图像堆叠后作为网络输入（即 6 通道输入），随后经过 9 个卷积层。为了输出更加密集的像素预测，对卷积后的数据进行 4 次上采样并与之前卷积层所提取到的同尺寸特征图连接起来，这样既能保留上采样的高层信息，又可以结合低层特征图的局部信息，最后使用双线性上采样至全图分辨率输出 2 幅图像的像素坐标增量矩阵。配准时，将源图像的像素坐标矩阵与网络预测输出的坐标增量矩阵相加，实现源图像到目标图像的图像配准。

训练采用终点误差损失 L，通过最小化损失函数来优化网络参数：

$$L(\hat{\boldsymbol{y}},\boldsymbol{y}) = \frac{1}{WH}\|\boldsymbol{y} - \hat{\boldsymbol{y}}\|_2 \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{y}$ 和 $\hat{\boldsymbol{y}}$ 分别为网络预测的像素坐标增量矩阵和对应的矩阵标签；W、H 分别为输入图像的宽和高。

2.2　网络训练

本文程序基于 Pytorch 深度学习框架进行开发。为了提升运算效率和配准算法的性能，实验采用大规模光流数据集 Flying Chairs 进行了预训练[31]，然后在图像配准 MVR 数据集上进行微调。实验使用一块显存 7 GB 的 RTX2080 显卡加速。训练采用小批量梯度下降法（mini-batch gradient descent），Batchsize 大小为 8，学习率设为 0.000 02。使用 Adam 优化器进行优化，动量设置为0.9，进行 20 轮训练共计 12 500 次迭代至网络收敛。

北京航空航天大学学报

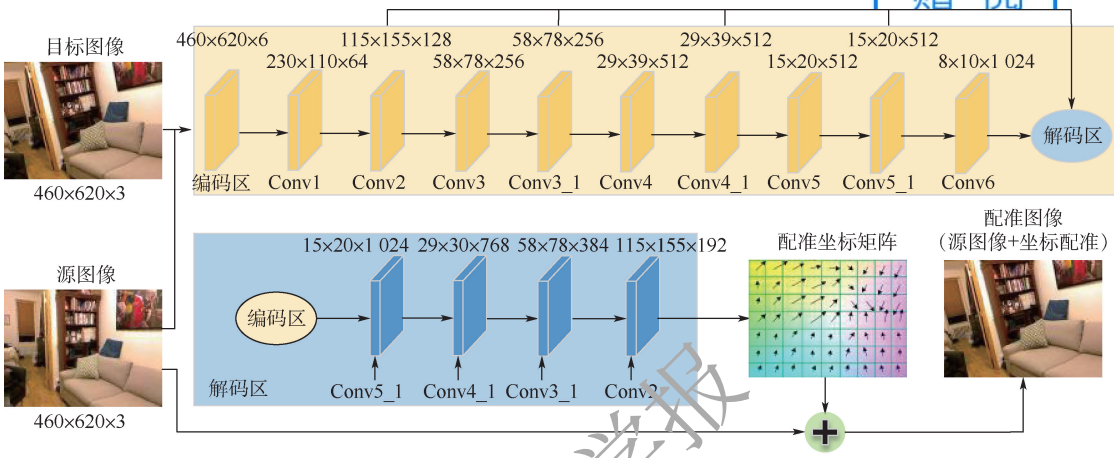


图 5　像素级别图像配准网络框架

Fig. 5　Framework of PIR-Net

3　实验结果与分析

将 PIR-Net 算法与传统的 SIFT[16]、SIFT + RANSAC[17]算法，以及先进的 HomographyNet[25]、UDHE[26]、CAU-DHE[27]算法进行了实验比较和分析，探究各类算法的图像配准效果，验证了 PIR-Net 的精准匹配能力。

3.1　数据集与评测指标

采用 1.3 节中介绍的基于深度信息的超仿真图像变换的方式生成的 MVR 数据集来进行算法的评测对比。MVR 数据集采用 NYU-Depth V2[32]的 RGB 图像及其对应深度图作为基础，通过随机参数的图像变换得到异源视角图像，并保存 2 个图像对应像素间的相对坐标增量作为标签。在数据生成过程中，控制旋转角为 0°～6°，平移度为 0～3个像素单位，2 个成像系统的镜头焦距相等。最终生成的 MVR 数据集包含训练集图像 5 000 对、测试集图像 2 240 对，以及与每个样本对应的深度图、坐标增量矩阵标签（样本示例见图 4）。与利用单应性变换生成的数据集[25]相比，MVR 数据集不仅含有更加丰富的图像三维信息，而且对变换后的图像进行了优化，只提取具有匹配信息的中间区域，更接近真实的拍摄图像样本。如图 6 所示，基于全图统一单应性变换的目标图像在变换后留有旋转操作带来的像素为 0 的黑色外框，而本文提出的基于深度信息的仿真变换不含黑框且信息更丰富。

实验中，采用平均角点误差（average corner error，ACE）和终点误差（end point error，EPE）作为衡量配准精度的指标。

其中，ACE 是指计算图像单应性时在图像中随机选取的矩形方框 4 对顶点坐标的均方误差，主要用来评价单应性估计网络的配准结果：

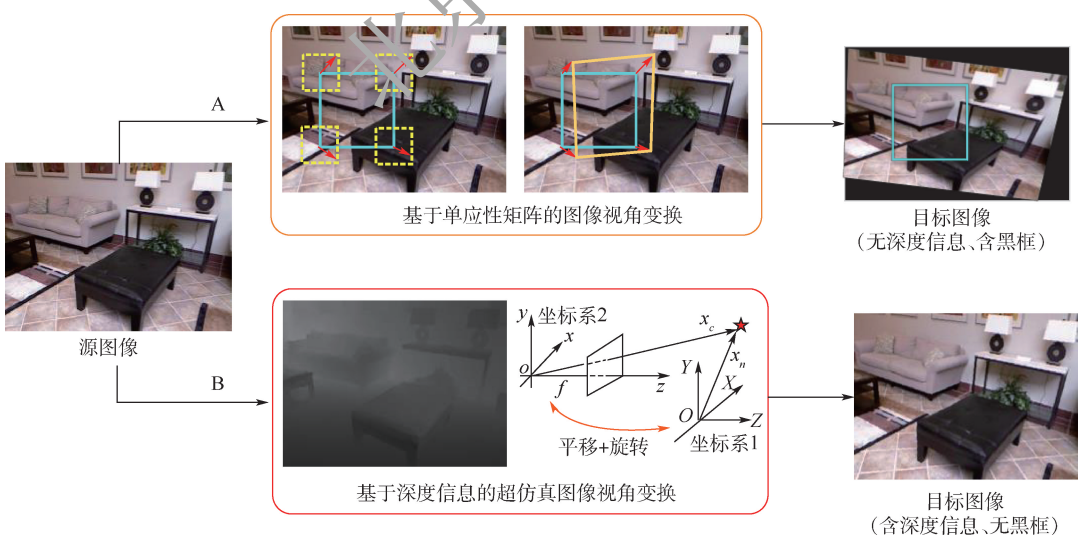


图 6　基于单应性矩阵的图像视角变换与基于深度信息的超仿真图像视角变换过程对比

Fig. 6　Image transformation via homography matrix versus pixel-depth-based super-simulation image transformation

北航学报 网阅

$$\mathrm{ACE} = \frac{1}{8}\sum_{i=1}^{8}(x_i - y_i)^2 \tag{12}$$

式中：x_i 为计算单应性变换所需的 4 个角点横纵坐标变化量的预测值；y_i 为对应横纵坐标变化量的真实值。

EPE 是指算法得到的配准图像与目标图像像素坐标的欧几里得距离，其是针对图像配准过程中像素级别的评价指标，可以直接反映配准后图像的误差：

$$\mathrm{EPE} = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\sqrt{(x_o^{(n)} - x_l^{(n)})^2 + (y_o^{(n)} - y_l^{(n)})^2} \tag{13}$$

式中：x_o、y_o 为预测的像素坐标增量；x_l、y_l 为真实的像素坐标增量；N 为配准过程中有效的像素坐标变化点个数。

3.2 单应性变换与含深度信息的图像变换对比

先进的 HomographyNet[25] 采用了单应性变换的方式生成带标签的实验样本来训练和测试其算法，忽略了实际场景中像素会包含的三维信息。本文的 MVR 数据集则根据 1.3 节所述基于深度信息的超仿真图像视角变换建立实验样本，融入了像素级别的稠密深度信息。为了探究不同方式下生成的图像对配准算法效果的影响，本文分别使用这 2 种方法进行数据生成，并就 HomographyNet 在 2 类不同的数据集上的表现进行了对比和分析。

不含深度信息的图像变换方式如图 6 中 A 路流程所示，在单目 RGB 图像[33]输入网络之前进行如下处理：

1）在一幅图像中随机选取一个矩形方框 Q，确定其 4 个顶点的坐标位置，截取方框中的图像作为视角一图像。

2）对 Q 中 4 个顶点的横纵坐标分别添加一个随机扰动。

3）根据变换前后 4 对顶点的坐标计算单应性矩阵 $\boldsymbol{H}^{\mathrm{AB}}$，求逆后得到 $(\boldsymbol{H}^{\mathrm{AB}})^{-1} = \boldsymbol{H}^{\mathrm{BA}}$。

4）根据单应性矩阵 $\boldsymbol{H}^{\mathrm{BA}}$ 对源图像进行单应性变换，最后截取原矩形方框 Q 位置处的图像作为视角二图像（目标图像）。

该变换得到的图像样本集为 COCO2014-homo 和 MVR-homo 数据集。

MVR（含深度）数据集的生成过程则如图 6 中 B 路所示，采用 1.3 节提出的含深度信息的图像变换方法。首先，利用单目 RGB 图像及其对应的深度图，根据小孔成像原理计算每个像素点在真实环境下的三维坐标。然后，结合坐标变换矩阵将其变化至第二视角坐标系下。最后，再利用成像原理得到另一视角图像（目标图像）。其中涉及的成像变换过程融入了每个像素的深度信息，因此更加接近实际场景。

表 1 展示了 HomographyNet 在不同数据集上的测试结果。可以看出，对于单应性变换生成的待配准图像（即 COCO2014-homo 和不含深度信息的 MVR-homo），单应性估计网络得到了较低且相近的 ACE 结果，但是当样本中含有像素级别的深度信息时，该算法误差较大。由此可见，基于整幅图像经过一个单应性矩阵变换得到目标图像的假设的算法在三维实际中（各点像素深度不同）性能会有较大损失，不满足实际应用需求。这体现了本文采用像素级别深度信息生成待匹配图像对的必要性。在实验部分，本文同时给出了 MVR 数据集和现实世界实拍图像的配准结果（见图 7 和图 8）。可以看出，在 MVR 数据集上训练得到的匹配算法，在实际场景中仍能保持精准匹配性能，进一步验证了 MVR 数据集的高仿真特性。

表 1 HomographyNet 的图像配准算法精度评估

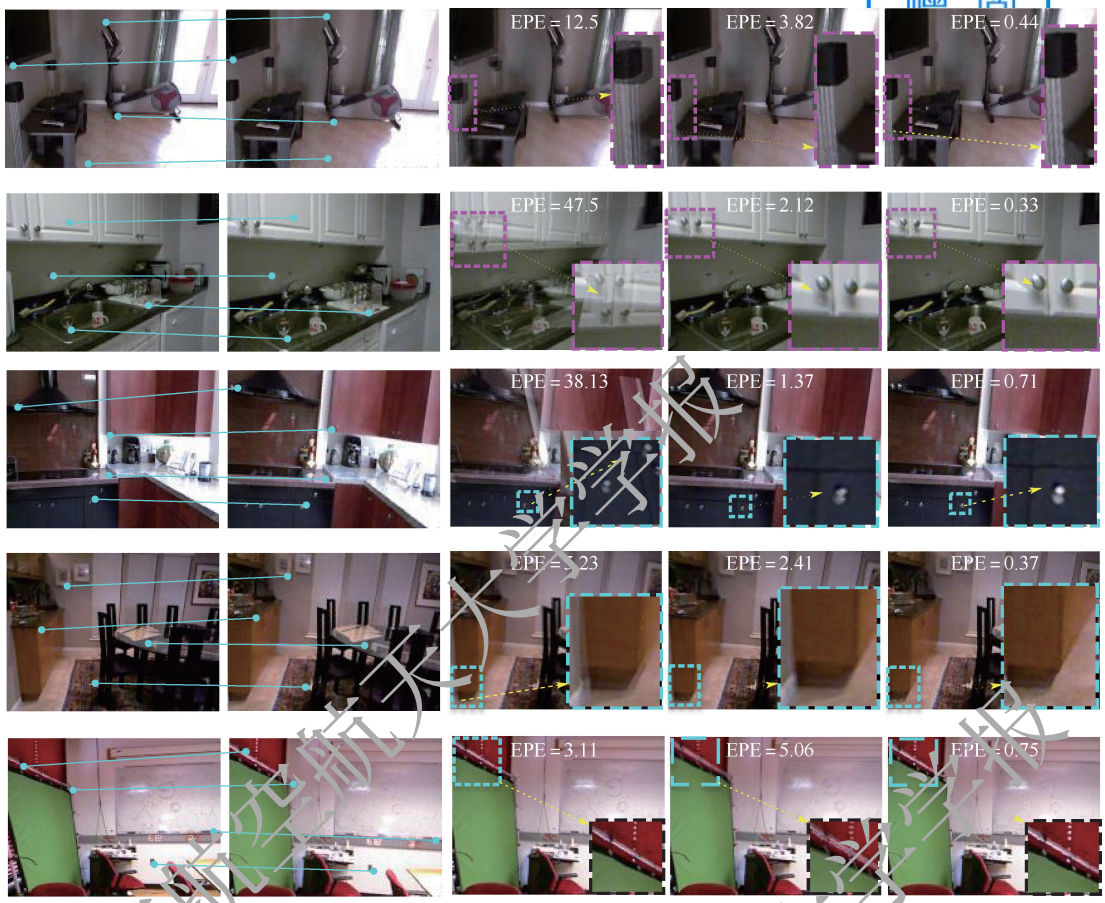
Table 1 Image registration algorithm accuracy estimation of HomographyNet

数据集	ACE	EPE
COCO2014-homo	6.67	
MVR-homo（不含深度信息）	5.81	
MVR（含深度信息）	109.14	8.89

3.3 图像配准

在 MVR 数据集的测试集上分别测试了 SIFT[16]、SIFT + RANSAC[17]、HomographyNet[25]、UDHE[26]、CAU-DHE[27] 算法与本文提出的 PIR-Net，进行实验对比。表 2 展示了相同数据集上各算法的 ACE 误差、EPE 误差及平均配准时间。其中，ACE 为算法计算出的单应性角点坐标与角点坐标真值的均方误差，EPE 为算法变换后的配准图像与目标图像对应像素间的终点误差。

从表 2 可以看出，基于有监督的深度学习算法（HomographyNet 和 PIR-Net）的处理速度均优于传统算法（SIFT 算法等），这得益于端到端神经网络的高效性。传统算法通过全图多尺度提取大量特征点（一般为几十至上百个），然后计算 2 幅图像中特征点两两的匹配距离，再根据匹配距离筛选正确匹配对并计算图像对准参数；而端到端的神经网络（如 PIR-Net）在获取到 2 幅图像后只需要进行一次前向传播便可直接得出结果。就性能而言，传统算法具有较强的普适性，SIFT 算法和 SIFT + RANSAC 算法不需训练优化，就可以在



(a) 源图像　(b) 目标图像　(c) SIFT算法　(d) SIFT+RANSAC算法　(e) PIR-Net算法

图 7　MVR 数据集图像配准结果对比

Fig. 7　Comparison of image registration results on MVR dataset



(a) 源图像　(b) 目标图像　(c) SIFT算法　(d) SIFT+RANSAC算法　(e) PIR-Net算法

图 8　真实场景测试

Fig. 8　Real-world scene test

MVR 数据集上达到 5 个像素以内的配准精度。而 HomographyNet 和 UDHE 算法在 MVR 数据集上表现较差,这是因为其网络的输出结果对应缺少深度信息的单应性矩阵用于全图变换,并且其训练数据为不含深度信息的单应性变换数据集(如1.2节所述),因此网络对含景深的实际图像处理性能较差。同样利用单应性估计实现配准的 CAU-DHE 算法使用了无监督的训练方式,虽然在配准精度上比 HomographyNet 提高了 58%,但需要更长的计算时间。本文提出的像素级别配准网

北航学报 网阅

表 2 MVR 数据集上的图像配准算法评估

Table 2 Image registration algorithm estimation on MVR dataset

配准算法	是否训练	有无监督	ACE	EPE	平均配准时间/s
SIFT[16]	否	无	21.54	4.13	1.16
SIFT + RANSAC[17]	否	无	3.17	1.84	1.22
UDHE[26]	是	无	41.48	5.28	0.38
CAU-DHE[27]	是	无	40.44	3.76	5.07
HomographyNet[25]	是	有	109.14	8.89	0.48
PIR-Net(本文)	是	有	0.13	0.34	0.85

络 PIR-Net 则针对现实世界场景,对单位像素深度信息应对能力更强,在 MVR 数据集上可以达到0.34 个像素的配准误差,并且具有更快的运行速度。相比传统 SIFT + RANSAC 算法的处理速度提高约 30%。

图 7 中给出了性能较好的 3 种算法(SIFT、SIFT + RANSAC、PIR-Net)在 MVR 测试集上的匹配结果示例。图 7(a)、(b)为待配准图像对中的源图像和目标图像;图 7(c)~(e)列分别对应 3 种算法的配准结果。配准结果展示,使用算法得出的坐标增量矩阵将源图像像素位移到相应位置,得到预测的变换后图像,之后和实际变换后图像(目标图像)进行加和。如果预测精准,则预测得到的变换后图像应和目标图像点点重合,没有重影。在结果图中给出了 EPE 误差值,并进行了局部放大以便观察。从图 7 可看出,传统 SIFT 算法的配准偏差较大,结果图有明显重影(如第 1 行中的音箱、第 2 行中的橱柜部位);添加 RANSAC 筛选后,SIFT 算法可以达到粗匹配的效果,但细节部分仍存在重叠模糊(如第 3 行图像中的把手部分,圆弧形把手上部可看出部分缺失);而本文的 PIR-Net 算法具有最佳的匹配结果(EPE 指标最好,并且结果图边缘最清晰)。这进一步验证了本文算法的高性能。

为了验证本文算法在实际应用中的有效性,在图 8 中给出了现实场景拍摄图(图 8(a)、(b)的源图像和目标图像由 2 个不同角度的相机拍摄得到),并使用 3 种算法进行了匹配,匹配结果展现形式与图 7 类似,由于实际场景没有坐标对准真值,只展示了结果图。从结果可以看出,3 种算法在现实场景拍摄图上与在 MVR 数据集上的表现一致。与 SIFT 算法、SIFT + RANSAC 算法相比,PIR-Net 具有更小的配准误差。这一方面体现了本文算法的实际可用性,另一方面也佐证了本文建立的 MVR 数据集的仿真性。

综上所述,本文提出的像素级别图像配准算法 PIR-Net 在 MVR 数据集上具有最佳的配准精度和较高的处理速度,并且在现实场景中仍能保持其高速高效性,具有推广价值。

4 结 论

本文针对图像配准任务,建立了大规模、含全图深度信息的图像配准数据集(MVR 数据集),并训练得到了一个高速、鲁棒的像素级别的图像配准网络 PIR-Net。通过在 MVR 数据集上将 PIR-Net 与传统的 SIFT 算法、基于深度神经网络的单应性矩阵预测算法 HomographyNet 及 2 类无监督的单应性估计算法进行对比与分析,得到以下结论:

1) 单一的单应性变换由于默认景深常数的限制,导致其变换过程存在场景深度信息缺失。

2) MVR 数据集根据相机成像原理和三维空间坐标变换理论,在生成时融入了像素级别的场景深度信息,更逼近真实世界。

3) PIR-Net 在处理含有深度信息的图像对配准时,比估计全局单应性矩阵的配准方法具备更高的精确性、通用性和高速高效性(终点误差仅为传统 SIFT + RANSAC 算法的 18%)。

参考文献 (References)

[1] BALAKRISHNAN G, ZHAO A, SABUNCU M R, et al. VoxelMorph: A learning framework for deformable medical image registration[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2019, 38(8): 1788-1800.

[2] FAN J, CAO X, YAP P T, et al. BIRNet: Brain image registration using dual-supervised fully convolutional networks[J]. Medical Image Analysis, 2019, 54: 193-206.

[3] BALAKRISHNAN G, ZHAO A, SABUNCU M R, et al. An unsupervised learning model for deformable medical image registration[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2018: 9252-9260.

[4] CHENG X, ZHANG L, ZHENG Y. Deep similarity learning for multimodal medical images[J]. Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering: Imaging & Visualization, 2018, 6(3): 248-252.

[5] 梁怀丹. 空间遥感红外与可见光图像快速配准算法研究[D]. 长春: 中国科学院大学, 2019: 18-25.
LIANG H D. Research on fast registration of spatial remote sensing infrared and visible light images[D]. Changchun: Chinese Academy of Sciences, 2019: 18-25 (in Chinese).

[6] MA J, JIANG J, ZHOU H, et al. Guided locality preserving feature matching for remote sensing image registration[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2018, 56(8): 4435-4447.

[7] XIANG Y, WANG F, YOU H. OS-SIFT: A robust SIFT-like al-

北京航空航天大学学报

gorithm for high-resolution optical-to-SAR image registration in suburban areas[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2018,56(6):3078-3090.

[8] WANG J,SUENAGA H,HOSHI K,et al. Augmented reality navigation with automatic marker-free image registration using 3-D image overlay for dental surgery[J]. IEEE Transactions on Biomedical Engineering,2014,61(4):1295-1304.

[9] ARSLAN S,YAZICI A,SACAN A,et al. Comparison of feature-based and image registration-based retrieval of image data using multidimensional data access methods[J]. Data & Knowledge Engineering,2013,86:124-145.

[10] WOLF Y A,GOREN G,VITITZRABIN E,et al. Method and device for stereoscopic vision: US10567732B2 [P]. 2020-02-18.

[11] BELLO G A,DAWES T J W,DUAN J,et al. Deep-learning cardiac motion analysis for human survival prediction[J]. Nature Machine Intelligence,2019,1(2):95-104.

[12] BENHIMANEB S,MALIS E. Homography-based 2D visual tracking and servoing[J]. The International Journal of Robotics Research,2007,26(7):661-676.

[13] LI J,WANG Z,LAI S,et al. Parallax-tolerant image stitching based on robust elastic warping[J]. IEEE Transactions on Multimedia,2017,20(7):1672-1687.

[14] HWANG S,PARK J,KIM N,et al. Multispectral pedestrian detection:Benchmark dataset and baseline[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway:IEEE Press,2015:1037-1045.

[15] NEWCOMBE R A,IZADI S,HILLIGES O,et al. KinectFusion: Real-time dense surface mapping and tracking[C]// IEEE International Symposium on Mixed & Augmented Reality. Piscataway:IEEE Press,2011:127-136.

[16] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision,2004,60(2):91-110.

[17] WANG B,WU D,LU Q,et al. A new image registration method for infrared images and visible images[C]// 2010 3rd International Congress on Image and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press,2010,4:1745-1749.

[18] 贾雯晓,张贵仓,汪亮亮,等. 基于 SIFT 和改进的 RANSAC 图像配准算法[J]. 计算机工程与应用,2018,54(2):203-207.
JIA W X,ZHANG G C,WANG L L,et al. Image registration algorithm based on SIFT and improved RANSAC[J]. Computer Engineering and Applications,2018,54(2):203-207(in Chinese).

[19] 许佳佳. 结合 Harris 与 SIFT 算子的图像快速配准算法[J]. 中国光学,2015,8(4):62-69.
XU J J. Fast image registration method based on Harris and SIFT algorithm[J]. Chinese Optics,2015,8(4):62-69(in Chinese).

[20] HE K M,ZHANG X Y,REN S Q,et al. Deep residual learning for image recognition[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway:IEEE Press,2016:770-778.

[21] XIE S,GIRSHICK R,DOLLAR P,et al. Aggregated residual transformations for deep neural networks[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway:IEEE Press,2017:1492-1500.

[22] SUN K,XIAO B,LIU D,et al. Deep high-resolution representation learning for human pose estimation[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway:IEEE Press,2019:5693-5703.

[23] DOSOVITSKIY A,FISCHER P,SPRINGENBERG J T,et al. Discriminative unsupervised feature learning with exemplar convolutional neural networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2016,38(9):1734-1747.

[24] YANG Z,DAN T,YANG Y. Multi-temporal remote sensing image registration using deep convolutional features[J]. IEEE Access,2018,6:38544-38555.

[25] DETONE D,MALISIEWICZ T,RABINOVICH A. Deep image homography estimation [EB/OL]. (2016-06-13)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/1606.03798v1.

[26] NGUYEN T,CHEN S W,SHIVAKUMAR S S,et al. Unsupervised deep homography:A fast and robust homography estimation model[J]. IEEE Robotics and Automation Letters,2018,3(3):2346-2353.

[27] ZHANG J,WANG C,LIU S,et al. Content-aware unsupervised deep homography estimation[C]// European Conference on Computer Vision(ECCV). Berlin:Springer,2020:653-669.

[28] YE N,WANG C C,LIU S,et al. DeepMeshFlow:Content adaptive mesh deformation for robust image registration [EB/OL]. (2019-12-11)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/1912.05131.

[29] ZHAO C,CAO Z,LI C,et al. NM-Net:Mining reliable neighbors for robust feature correspondences[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition(CVPR). Piscataway:IEEE Press,2019:215-224.

[30] ZEINIK L,IRANI M. Multiview constraints on homographies [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2002,24(2):214-223.

[31] DOSOVITSKIY A,FISCHER P,ILG E,et al. FlowNet:Learning optical flow with convolutional networks[C]// IEEE International Conference on Computer Vision(ICCV). Piscataway: IEEE Press,2015:2758-2766.

[32] SILBERMAN N,HOIEM D,KOHLI P,et al. Indoor segmentation and support inference from RGBD images[C]// European Conference on Computer Vision(ECCV). Berlin: Springer, 2012:746-760.

[33] LIN T Y,MAIRE M,BELONGIE S,et al. Microsoft COCO: Common objects in context[C]// European Conference on Computer Vision(ECCV). Berlin:Springer,2014:740-755.

北航学报 赠阅

Pixel-wise visible image registration based on deep neural network

HUANG Chenwei[1], CHENG Jingchun[1,*], PAN Xiong[1], SONG Ningfang[1], LIU Bing[2]

(1. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Hubei Sanjiang Aerospace Hongfeng Control Co., Ltd., Xiaogan 432000, China)

Abstract: Current image registration algorithms relying on the internal parameters of sensing devices for image alignment face the difficulty of acquiring precise device parameters and reaching high mapping precision; while the ones using matched image features to calculate image homography matric for registration have the problem of insufficient utilization of scene depth information. Based on this observation, we propose a method which can generate more authentic image registration data from monocular images and their depth-maps, and use the data to train a pixel-wise image registration network, the PIR-Net, for fast, accurate and practical image registration. We construct a large-scale, multi-view, realistic image registration database with pixel-wise depth information that imitates real-world situations, the multi-view image registration (MVR) dataset. The MVR dataset contains 7 240 pairs of RGB images and their corresponding registraton labels. With the dataset, we train an encoder-decoder structure based, fully convolutional image registration network, the PIR-Net, extensive experiments on the MVR dataset demonstrate that the PIR-Net can predict pixel-wise image alignment matrix for multi-view RGB images without accessing the camera internal parameters, and that the PIR-Net out-performs traditional image registration methods. On the MVR dataset, the registration error of PIR-Net is only 18% of the general feature matching method (SIFT + RANSAC), and its time cost is 30% less.

Keywords: deep learning; image registration; coordinate transformation; homography estimation; depth-map

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-03; **Accepted**: 2021-01-16; **Published online**: 2021-02-01 15:36
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1147.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: chengjingchun14@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0591

基于调制卷积神经网络的空地数据链信道估计

全下文载

刘春辉[1,*], 王美琳[2], 董赞亮[2], 王沛[2]
(1. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对复杂环境下空地数据链正交频分复用(OFDM)系统信道估计精度不足的问题,提出了一种基于调制卷积神经网络(MCNN)和双向长短时记忆网络(BiLSTM)结合的信道估计算法。利用最小二乘算法(LS)提取初始信道状态信息(CSI);利用 MCNN 网络提取初始 CSI 的深度特征,并对网络模型进行压缩;利用 BiLSTM 网络对最终 CSI 进行预测,实现信道估计。利用构建的空地信道模型生成信道系数数据集,实现神经网络模型的训练与测试。仿真结果表明:与传统算法和现有深度学习方法相比,所提出的信道估计算法具有更小的估计误差,高信噪比条件下的系统误码率(BER)性能提升接近一个数量级;由于引入了调制滤波器技术,随着神经网络层数增加,网络模型参数量大幅减少。

关 键 词: 正交频分复用(OFDM); 深度学习; 信道估计; 空地信道模型; 多径效应
中图分类号: V243.5; TN911.72
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0533-11

空地数据链(air-ground data link)系统是无人机、无人飞艇等无人空中系统的重要组成部分,实现无人空中平台的指挥控制和信息传输功能。当无人空中平台在复杂地理环境中执行任务时,数据链系统常受到“多径效应”的影响。为克服多径效应,正交频分复用(orthogonal frequency division multiplexing, OFDM)技术被广泛应用于空地数据链系统设计[1],OFDM 系统通过在符号之间插入大于无线信道最大多径时延扩展的循环前缀(cyclic prefix, CP),最大限度消除由多径效应产生的符号间干扰[2](inter symbol interference, ISI)。然而,对于一些高度散射信道,较大的多径时延要求 CP 必须很长,但过长的 CP 会导致信息传输速率降低。针对这一问题,通常增加信道估计和信道均衡等模块来减小 CP 的长度,即通过增加系统复杂性换取系统频带利用率的提高。信道估计用于实现无线信道参数的有效估计,包括信道阶数、多普勒频移和多径时延等参数,这些参数均反映在信道冲激响应矩阵中,因此信道估计性能直接影响着空地 OFDM 数据链的整体接收性能。

传统的信道估计算法可分为基于导频的信道估计算法、盲估计和半盲估计,其中基于导频的信道估计算法最为常见。经典的基于导频的信道估计算法有最小二乘算法(least square, LS)[3]、最小均方误差算法(minimum mean-square error, MMSE)[4]和线性最小均方误差算法(linear minimum mean-square error, LMMSE)[5]等。LS 算法计算简单、复杂度低、不需要信道的任何先验信息,因此在实际中被广泛使用;MMSE 算法需要信道的统计信息同时利用信道的相关性抑制噪声,具有较好的信道估计性能,但计算复杂度较高;LMMSE 算法对 MMSE 算法进行了改进,简化了 MMSE 算法的计算,因此在实际应用中常用

收稿日期: 2020-10-19; **录用日期**: 2021-01-17; **网络出版时间**: 2021-02-04 15:55
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1443.003.html
基金项目: 科技创新 2030-“新一代人工智能”重大项目(2020AAA0108200); 北京市自然科学基金(4204102)
* **通信作者**. E-mail: liuchunhui2134@buaa.edu.cn

引用格式: 刘春辉, 王美琳, 董赞亮, 等. 基于调制卷积神经网络的空地数据链信道估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 533-543. LIU C H, WANG M L, DONG Z L, et al. Channel estimation of air-ground data link based on modulated convolutional neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 533-543(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 嘭阅

LMMSE 算法代替 MMSE 算法。

近年来,深度学习开始应用于 OFDM 信道估计与信号检测领域,颠覆了传统信道估计算法需要在线训练的要求。文献[6]采用大数据训练的方式将 OFDM 接收机视为一个“黑箱子”,利用标准的全连接神经网络实现信道估计与信号检测;文献[7]设计了一种基于模型驱动的深度学习方法用于信号检测;文献[8]利用传统通信理论分别设计了信道估计和信号检测 2 个子网络,不仅使每个子网络都具有清晰的物理意义,还使子网络不依赖于大量的样本数,加快了训练速度;文献[9]提出了利用深度神经网络(deep neural network, DNN)估计信道响应与信道的频域相关系数,实时追踪信道的频域变化;文献[10]基于卷积-长短时记忆-全连接深度神经网络(convolutional, long short-term memory, fully connected deep neural networks, CLDNN)网络结构[11]提出了在高速移动环境下的信道估计算法,采用一维卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)与双向长短时记忆网络(bidirectional long short-term memory, BiLSTM)结合的网络结构进行信道估计,克服了多径效应和多普勒效应的影响;文献[12]提出了基于二维 CNN 与 BiLSTM 结合的用于多输入多输出正交频分复用(multiple-input multiple-output orthogonal frequency division multiplexing, MIMO-OFDM)系统的信道估计算法,实现高速移动场景下的快速时变信道估计;文献[13]设计了基于模型驱动的全连接神经网络 OFDM 接收机,补偿了多径效应和非线性失真;文献[14]设计了利用人工智能辅助的 OFDM 接收机,应用在无 CP 的 OFDM 系统中,提升了频谱和能量利用率。

从当前研究现状来看,深度学习方法在空地数据链信道估计领域尚未开展深入研究,这是由于复杂环境下空地信道的多径效应产生机理比一般场景更复杂,信道样本数据的多样性要求更高,造成信道估计难度加大。与蜂窝移动通信或卫星通信系统相比,空地通信系统有其独特的信道特性,因此对空地信道进行准确地建模对提升信道估计算法的估计精度至关重要。

在空地信道建模研究方面,文献[15-17]综合分析了空地信道特点,对不同地表环境下的空地信道进行建模,提出了在经典二径空地信道模型[15]的基础上加入间歇多径分量(multipath component, MPC)形成抽头延时线(tapped delay line, TDL)模型,实现对复杂环境多径空地信道的建模。其中,文献[15]重点介绍水上环境(包括海水和淡水)的空地信道建模方法;文献[16]重点介绍山区环境的空地信道建模方法;文献[17]重点介绍郊区环境的空地信道建模方法。

除了空地信道样本建模困难,基于深度卷积神经网络的空地信道估计模型在机载端的部署同样存在难度。这是由于卷积网络模型大规模的网络权重对存储器带宽具有较高的要求,同时为了实现网络中最常见的点积运算需要进行大量的计算,这些都会造成过高的功率开销,为功率受限的机载应用带来较大挑战。针对机载部署问题,需要对神经网络模型进行压缩来获得轻量化的模型。CNN 模型轻量化的研究主要分为 2 个方向:一是模型结构简化,通过设计轻量级的模型减少计算量和参数量;二是模型压缩,减少现有模型的大小,使模型能够部署应用于小型设备。具体研究工作可以分为 3 类:网络剪枝[18]、模型量化[19]、低秩分解[20]。其中,模型量化基于权重共享思想使多个网络连接的权重共用同一权值。调制滤波器(modulated filter)是模型量化的代表性技术,通过生成调制卷积神经网络(modulated convolutional neural network, MCNN)对原始 CNN 网络进行模型压缩。

针对上述问题,本文提出一种基于 MCNN 和 BiLSTM 结合的 OFDM 信道估计算法,利用 TDL 模型对复杂环境多径空地信道进行建模[15-17],仿真生成具有模拟复杂空地环境多径时延扩展特征的信道样本数据,利用调制滤波器对 CNN 网络参数进行压缩,充分发挥 MCNN[21]网络对信道样本特征的提取能力和 BiLSTM 网络[22]对信道样本序列的预测能力,实现多径空地信道的准确估计。同时,本文还通过增减 MCNN 和 BiLSTM 的层数来分析网络层数对信道估计精度的影响。与传统的 LS 算法、LMMSE 算法及现有的深度学习方法 DNN 相比,本文提出的信道估计算法有效提高了不同应用环境中空地数据链的信道估计精度。

1 OFDM 通信系统

OFDM 是一种高速无线传输技术,该技术的基本原理是将高速串行数据变换成多路相对低速的并行数据,进而实现多载波调制。图 1 为 OFDM 通信系统的结构[9]。

如图 1 所示,在通信系统的发射端,发射机发射二进制信号,信号经过调制后进行串并转换将高速的串行比特流转换成 N 条并行的低速数据流,映射到 OFDM 符号的不同子载波上进行传输。

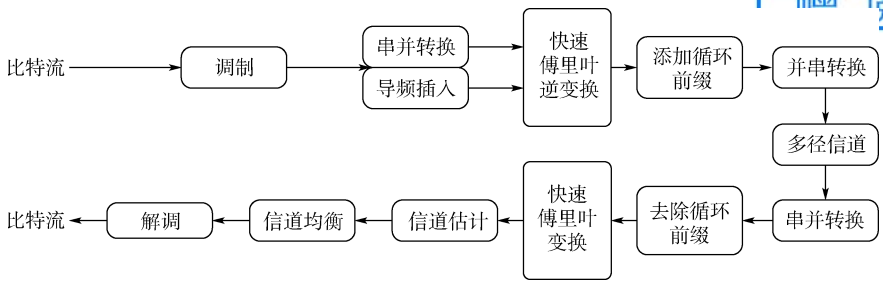


图 1　基于 OFDM 的通信系统结构

Fig. 1　Communication system structure based on OFDM

在 OFDM 系统中,各子载波之间相互正交,且每一个子载波在一个 OFDM 符号周期内都包含整数倍周期,相邻的子载波之间相差一个周期。其正交性可表示为

$$\frac{1}{T}\int_0^T \exp(\mathrm{j}\omega_i t)\exp(\mathrm{j}\omega_j t)\,\mathrm{d}t = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \tag{1}$$

式中:ω_i 为第 i 个子载波的角速度。

为了消除符号间干扰和防止载波间的正交性被破坏,需要在 OFDM 符号间添加 CP,CP 的长度一般要大于无线信道的最大时延扩展,这样一个符号的多径分量就不会对下一个符号造成干扰。最终将多载波调制后的并行数据转换成串行数据传输到多径信道中。发送信号第 n 个 OFDM 符号 $s_n(m)$ 为

$$s_n(m) = \frac{1}{\sqrt{K}}\sum_{k=0}^{K-1} X_{n,k}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varpi_k m} \tag{2}$$

式中:K 为子载波数;$X_{n,k}$ 为串并转换后的并行传输信号;ϖ_k 为第 k 个子载波的角速度。

在通信系统的接收端,将接收到的串行数据转换成并行数据后去除 CP,并通过快速傅里叶变换对 OFDM 符号实现解调。接收信号为

$$y_n(m) = \frac{1}{\sqrt{K}}\sum_{k=0}^{K-1} H_n(m,\varpi_k)\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varpi_k m}X_{n,k} + Z_{n,k} \tag{3}$$

式中:$H_n(m,\varpi_k)$ 为多径传输信道;$Z_{n,k}$ 为加性高斯白噪声。

为了在接收端更好地恢复发射信号,需要进行信道估计,再利用信道估计结果进行信道均衡,进而实现解调,恢复发送的信号。

2　空地信道建模

本节基于经典的二径空地信道模型,利用包含直射分量、反射分量及间歇多径分量的 TDL 模型对本文需要的空地信道进行建模。

2.1　二径信道模型

2.1.1　模型参数

图 2 为简化的二径空地信道模型,二径信道模型由直射路径分量和反射路径分量组成[15]。

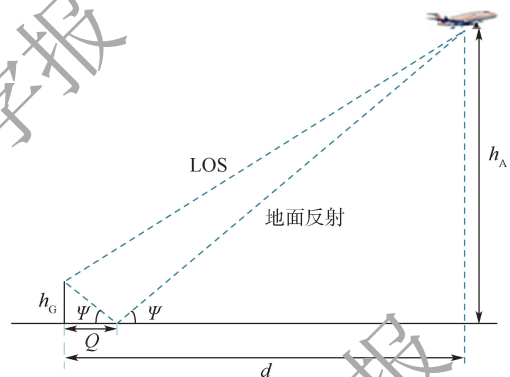


图 2　二径空地信道模型

Fig. 2　Two-ray air ground channel model

图 2 中:h_A 和 h_G 分别为飞机和地面天线的高度;d 为两者地面距离;ψ 为地面反射分量的掠射角。

在二径信道模型中,地表反射是由地面平整度和地面站的半径 Q 范围内的植被覆盖率决定的,即地面反射点应位于地面站的半径 Q 内。通过相似三角形关系,存在如下等式:

$$Q = \frac{dh_G}{h_A + h_G} \tag{4}$$

二径信道模型相关参数计算如下:

$$\begin{cases} R_{1,p} = \sqrt{h_A^2 + d^2} \\ l_{1,p} = \sqrt{h_A^2 + (d-Q)^2} \\ l_{2,p} = \sqrt{h_G^2 + Q^2} \\ R_{2,p} = l_{1,p} + l_{2,p} \\ \Delta R_p = R_{2,p} - R_{1,p} \\ \sin\psi_p = \dfrac{h_G}{l_{2,p}} \\ \tau_{0,p} = \dfrac{R_{1,p}}{c} \\ \tau_{s,p} = \dfrac{R_{2,p}}{c} \\ \alpha_{s,n,p} = R_{1,p}\mathrm{e}^{-\frac{\mathrm{j}2\pi\Delta R_p}{\lambda}}/R_{2,p} \end{cases} \tag{5}$$

式中:$R_{1,p}$ 为直射分量路径长度;$l_{1,p}$ 为反射分量第一段路径长度;$l_{2,p}$ 为反射分量第二段路径长度;$R_{2,p}$ 为反射分量路径总长度;ΔR_p 为反射分量和直

射分量路径差；ψ_p 为 p 时刻的掠角；$\tau_{0,p}$ 为直射分量路径时延；$\tau_{s,p}$ 为反射分量路径时延；$\alpha_{s,n,p}$ 为表面相对反射系数；c 为光速；$\lambda = c/f_c$ 为波长，f_c 为载波频率。

依据文献[15-17]，p 时刻的二径空地信道的冲激响应为

$$\tilde{h}^{(e)}_{2\text{-ray},F}(\tau,p) = \alpha_{0,p}e^{-\frac{j2\pi R_{1,p}}{\lambda}}\delta(\tau-\tau_{0,p}) + \alpha_{s,p}e^{-\frac{j2\pi R_{2,p}}{\lambda}}\delta(\tau-\tau_{s,p}) \tag{6}$$

式中：自由 LOS 振幅分量 $\alpha_{0,p} = \dfrac{c}{4\pi f_c R_{1,p}}$；自由空间表面反射振幅 $\alpha_{s,p} = \dfrac{c}{4\pi f_c R_{2,p}}$。

假设 $R_{1,p}$ 为已知，此时 $\alpha_{0,p}$ 和 $\tau_{0,p}$ 也为已知。对式(6)进行归一化，使得 LOS 分量的振幅 $\alpha_0 = 1$，延时 $\tau_{0,p} = 0$，则信道冲激响应(channel impulse response，CIR)可以重新表示为

$$h_{2\text{-ray}}(n) \approx e^{-j\theta_1}\delta(n) + \alpha_{s,n,p}\Gamma_{p,F}D_p r_F e^{-j\theta_2}\delta(n-1) \tag{7}$$

式中：θ 为相位；$\Gamma_{p,F}$ 为表面反射系数；D_p 为 p 时刻的散度因子；r_F 为表面粗糙因子。

此时，决定二径空地信道 CIR 的 3 个参数为：表面粗糙因子 r_F，p 时刻的散度因子 D_p 和表面反射系数 $\Gamma_{p,F}$。

2.1.2 表面粗糙因子 r_F

理论上，如果地球表面绝对光滑，则 $r_F = 1$，但实际情况一般 $r_F > 1$。

当反射面为陆地时，表面粗糙因子 $r_F = \exp(-C_r^2/2)$，$C_r = (4\pi s_g \sin\psi_p)/\lambda$，$s_g$ 为地面高度标准差。

当反射面为海洋时，表面粗糙因子 $r_F = \exp(-C_r^2/2)I_0(-C_r^2/2)$，此时 $s_g = 0.005\,2\mu^2$，μ 为风速，m/s。

2.1.3 散度因子 D_p

p 时刻散度因子 D_p 的计算方法为

$$D_p = \left(1 + \frac{2}{k\alpha\sin\psi_p}\cdot\frac{l_{1,p}l_{2,p}}{l_{1,p}+l_{2,p}}\right)^{-\frac{1}{2}} \tag{8}$$

式中：$k = 4/3$；α 为地球赤道半径。

2.1.4 表面反射系数 $\Gamma_{p,F}$

$\Gamma_{p,F}$ 取决于频率、极化、入射角和反射表面介电常数，本节采用简化计算方法，根据文献[23]，p 时刻的表面反射系数的简化计算方法为

$$\Gamma_{p,F} = \frac{\eta_1 - \eta_2}{\eta_1 + \eta_2} \tag{9}$$

式中：η_1 为介质 1 的相对介电常数；η_2 为介质 2 的相对介电常数。

2.2 带有间歇多径分量的 TDL 模型

文献[16]提出空地信道 TDL 模型中最多有 9 个抽头，因此本文采用的 TDL 模型的信道冲激响应表达式如下：

$$h_{9\text{-ray}}(n) \approx e^{-j\theta_1}\delta(n) + \alpha_{s,n,p}\Gamma_{p,F}D_p r_F e^{-j\theta_2}\delta(n-1) + \sum_{a=3}^{9}\alpha_a z_a e^{-j\theta_k}\delta(n-a) \tag{10}$$

式中：α 和 θ 分别为振幅和相位；$z \in (0,1)$ 用来描述抽头开关的概率；下标 a 为第 a 次间歇多径分量，a 为 3 ~ 9 的整数。

式(10)中的前 2 项由二径信道模型计算得到。对于式中所有的抽头，相位都是均匀随机地分布在 0 ~ 2π 之间；间歇抽头的相对功率 $10\lg(\alpha_a^2/\alpha_{\text{LOS}}^2)$ 服从高斯分布，且通常随抽头指数(较大的抽头指数意味着较大的延时)而降低[17]。

3 基于深度学习的信道估计技术

针对复杂环境下空地 OFDM 信道估计难题，本文提出的基于深度学习的信道估计神经网络框架如图 3 所示，包括输入层、隐藏层、输出层及网络训练 4 部分。

3.1 网络输入层

首先，利用第 2 节提出的 9 径 TDL 模型对空地信道进行建模，生成信道系数样本数据集。然后，对数据集进行划分，分为导频序列和数据序列，利用 LS 算法处理导频序列，估计得到导频符号处的信道状态信息(channel state information，CSI)[24]：

$$H_{\text{LS}}(q) = \frac{y_{\text{pilot}}(q)}{x_{\text{pilot}}(q)} \tag{11}$$

式中：$H_{\text{LS}}(q)$ 为 LS 算法计算得到的第 q 个子载波处的 CSI；$x_{\text{pilot}}(q)$ 为第 q 个子载波的发送导频信号；$y_{\text{pilot}}(q)$ 为第 q 个子载波的接收导频信号。

数据符号处的 CSI 初始化为 0，则网络输入数据表达形式为

$$H = [H(0),\cdots,H(n),\cdots,H(N-1)] \tag{12}$$

式中：$H(n)$ 为第 n 个 OFDM 符号处的 CSI。

最后，由于信道数据为复数信号，对网络进行输入之前需要把输入数据的实部和虚部提取出来结合成一个维度。

3.2 网络隐藏层

CNN 具备较强的局部数据特征提取能力，但其结构一般包含多个卷积层，每个卷积层中又蕴含着大量卷积核参数。为了去除 CNN 参数冗余，降低计算复杂度，本文将调制滤波器技术引入一维 CNN，建立了一种生成 CNN 的新型网络结构，即 MCNN。

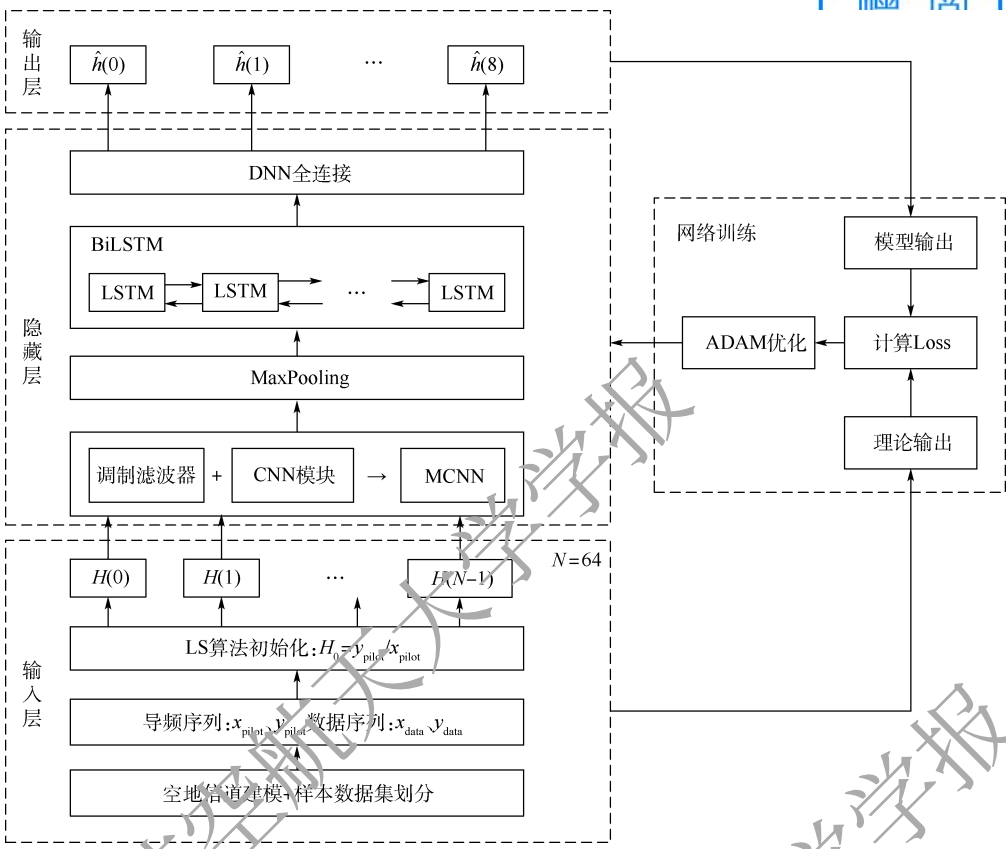


图 3　基于深度学习的信道估计框架

Fig. 3　Channel estimation framework based on deep learning

调制生成卷积核的优点在于:①调制滤波器能增强及引导随机的原始卷积核属性,使网络更高效;②通过引入卷积核调制过程,可通过共享调制滤波器的方式减少深度神经网络参数,使模型更紧致。基于 MCNN 结构,本文提出了一种基于 MCNN 与 BiLSTM 的信道估计网络(以下简称 MC-BI 网络)。

3.2.1　MCNN 网络单元结构

在利用调制方法生成卷积核方面,需要构建一个三维的调制滤波器,其维度为 $N\times 1\times M$,调制滤波器有 N 个通道,每个通道是尺寸为 $1\times M$ 的二维滤波器。其中,M 与每个原始一维卷积核包含的数据量一致。因此,假设已有 L 个随机初始化的原始卷积核,基于维度为 $N\times 1\times M$ 的调制滤波器,即可生成 $N\times L$ 个维度为 $1\times M$ 的衍生卷积核。此时,每个卷积层均共享使用同一个调制滤波器,网络参数得以大幅压缩。

MCNN 按下式计算:

$$\boldsymbol{C}=\sum_{s}^{N}\hat{\boldsymbol{C}}\circ\boldsymbol{M}_s \tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{C}$ 为衍生核;$\hat{\boldsymbol{C}}$ 为原始卷积;$\boldsymbol{M}_s$ 为调制滤波器的第 s 个通道;"∘"为矩阵元素相乘。

基于调制滤波器的调制过程如图 4 所示。

基于 OFDM 系统的多载波调制特征,在原滤波器的正弦函数基础上,预先定义了调制滤波器[25],同时利用多个初始相位和频率来产生调制

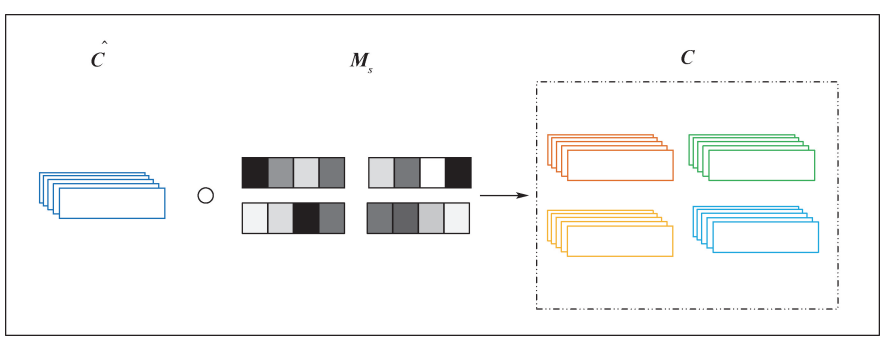


图 4　基于调制滤波器的调制过程

Fig. 4　Modulation process based on modulation filter

北京航空航天大学学报

滤波器,计算式如下:

$$m(t) = \sum_{t=0}^{2\pi} \sin(2\pi f t + \theta)\delta\left(t - n\frac{2\pi}{f_s}\right) \tag{14}$$

式中:f_s 为采样频率;θ 为初始相位;δ 为采样脉冲。

3.2.2 BiLSTM 网络单元结构

本文采取 BiLSTM 网络用于预测多径信道系数,其主体结构为 2 个单向 LSTM 网络。图 5 为 BiLSTM 的网络结构示意图,BiLSTM 为双向循环神经网络,其主体结构是 2 个单向循环网络。

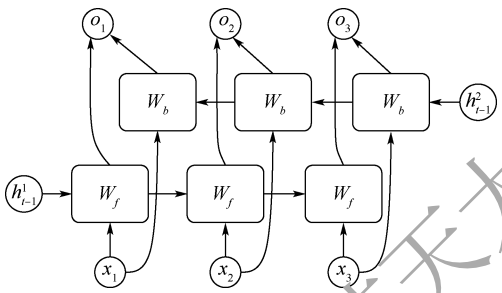


图 5 BiLSMT 网络结构

Fig. 5 BiLSTM network structure

在每个时刻 t,输入会同时提供给这 2 个方向相反的循环网络,2 个网络独立进行运算,各自产生新的状态和输出,而 BiLSTM 的最终输出就是这 2 个单向网络输出的拼接,可用下式表示:

$$\text{out}_t = \text{Concat}(o_t, o'_t) \tag{15}$$

式中:o_t 为 t 时刻 BiLSTM 网络的正向输出;o'_t 为 t 时刻 BiLSTM 网络的反向输出;out_t 为 BiLSTM 在 t 时刻的输出;Concat 函数将 2 个矢量按指定维数结合起来。

3.3 网络输出层

网络输出层输出的是最终估计的信道系数的实部和虚部,网络隐藏层通过全连接神经网络将 BiLSTM 网络的输出进行维度变换,对所有输入元素进行加权和,将实部和虚部加在一起得到最终输出。由于本文采用的信道模型为 9 径 TDL 模型,则网络输出为

$$\hat{H} = [\hat{h}_0, \cdots, \hat{h}_l, \cdots, \hat{h}_8] \tag{16}$$

式中:$\hat{H}$ 为神经网络输出结果;$\hat{h}_l$ 为第 l 条路径的 CSI。

3.4 网络训练与应用

本文中的信道估计网络主要分为离线训练和在线测试 2 部分,如图 6 所示。

在离线训练阶段,利用大量空地信道系数数据对学习网络进行训练,使 MC-BI 网络能够学习到反映信道延时、衰减等相关参数的高维特征。在在线应用部分,将训练好的 MC-BI 网络应用在

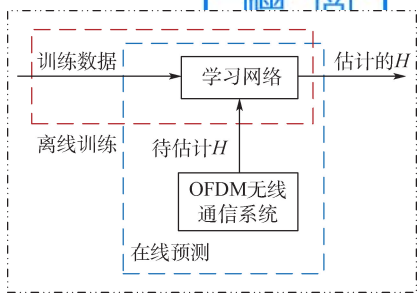


图 6 MC-BI 网络模型的训练与应用

Fig. 6 Training and application of MC-BI network model

OFDM 通信系统中。

本文利用端到端的方式训练得到信道估计网络中的所有权重和偏置,使用 ADAM 算法更新网络的参数集,通过训练网络使得 MC-BI 网络估计得到的信道估计值与信道真实值的差异最小化,因此 MC-BI 网络模型采用的损失函数为均方误差(mean squared error, MSE)函数,预测损失 Loss 为

$$\text{Loss} = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\text{Hest}_n - H_n)^2 \tag{17}$$

式中:Hest_n 为信道估计值;H_n 为信道真实值;N 为信道样本数。

4 实验结果

4.1 信道建模场景设置

根据文献[15-17],本文选取郊区、山区和海上 3 种典型场景,建立了准静态[26]多径空地信道模型。准静态信道是一种随时间缓慢变化的信道,即在一个 OFDM 帧内信道是不变的,不同帧之间的信道是相互独立的。3 种场景信道模型参数如表 1 所示。

利用表 1 中的场景参数,建立空地信道系数样本集,作为 MC-BI 网络的样本训练集和测试集。相关生成代码和样本数据已开源,参见 https://github.com/liuchunhui2134/AGChannelSimulation。

表 1 信道模型参数

Table 1 Channel model parameters

场景	h_A/m	h_G/m	d/km	n_1	n_2	s_g/m
郊区	1 000	20	46	15	1	0.05
山区	4 000	20	60	5	1	1 000
海上	800	20	25	81	1	0.187 2

4.2 系统参数设置

本文所提的学习网络模型,MCNN 设置为 2 层,BiLSTM 设置为 3 层。在 MCNN 网络中,调制滤波器的维度为 5×1×8,原始卷积核的数量为 8 个。对于离线训练过程,使用的训练集和测试集的样本数分别为 10 000 和 1 000,训练学习率为 0.005。OFDM 系统的主要参数设置如表 2 所示。

北航学报 网阅

表 2　OFDM 系统参数设置

Table 2　OFDM system parameter setup

参数	数值
子载波数	64
OFDM 符号数	64
CP 长度	8
导频间隔	8
调制方式	4QAM

4.3　系统接收均方误差分析

如图 7 所示，比较了 LS 算法[3]、LMMSE 算法[5]、现有的全连接 DNN 网络[9]和本文提出的 MC-BI 网络在不同信噪比（signal to noise，SNR）下 3 种典型场景时空地信道估计的归一化均方误差（normalized MSE，NMSE）性能。

从图 7 中可以看出，在 3 种典型场景下，本文提出的 MC-BI 网络的估计精度要优于其他算法，在各种信噪比条件下，比 LMMSE 算法高 2 个数量级，比 LS 算法高近 5 个数量级；相比于 MC-BI 网络，全连接 DNN 网络的估计性能次之，LMMSE 算法由于利用信道的先验统计信息使得估计精度优于 LS 算法；计算复杂度最低的 LS 算法获得的 NMSE 性能最差。

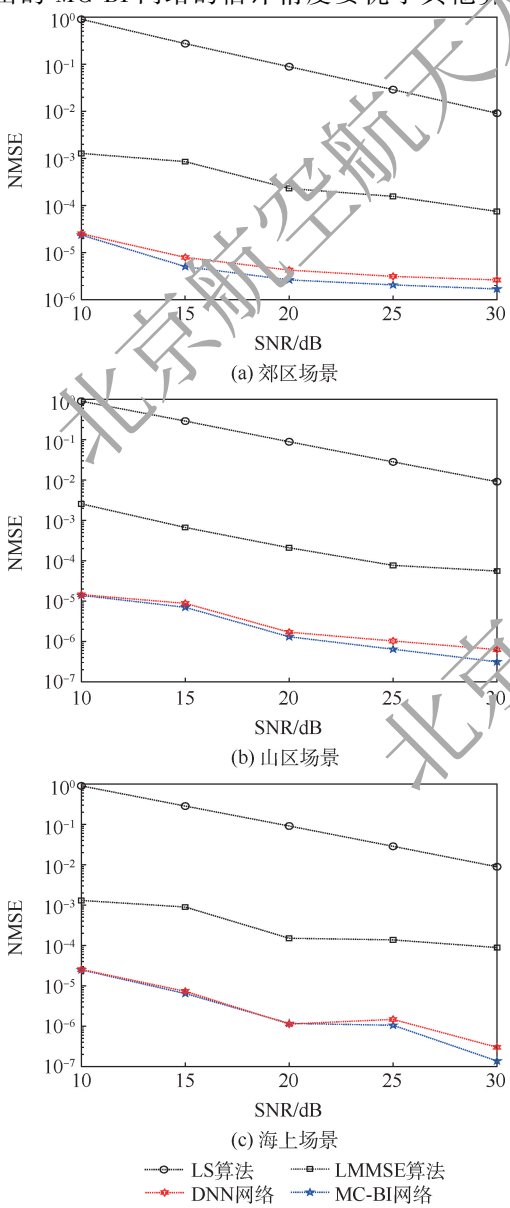


图 7　三种典型场景下不同信道估计算法的 NMSE 比较

Fig. 7　NMSE comparison of different channel estimation algorithms in three typical scenes

4.4　系统接收误码率分析

OFDM 系统接收端的误码率（bit error ratio，BER）性能是衡量 OFDM 空地数据链系统信道估计性能的重要指标。如图 8 所示，比较了不同信噪比下 3 种典型场景时传统 LS 算法[3]、LMMSE 算法[5]、全连接 DNN 网络[9]和本文所提的 MC-BI 信道估计算法的 BER 性能。

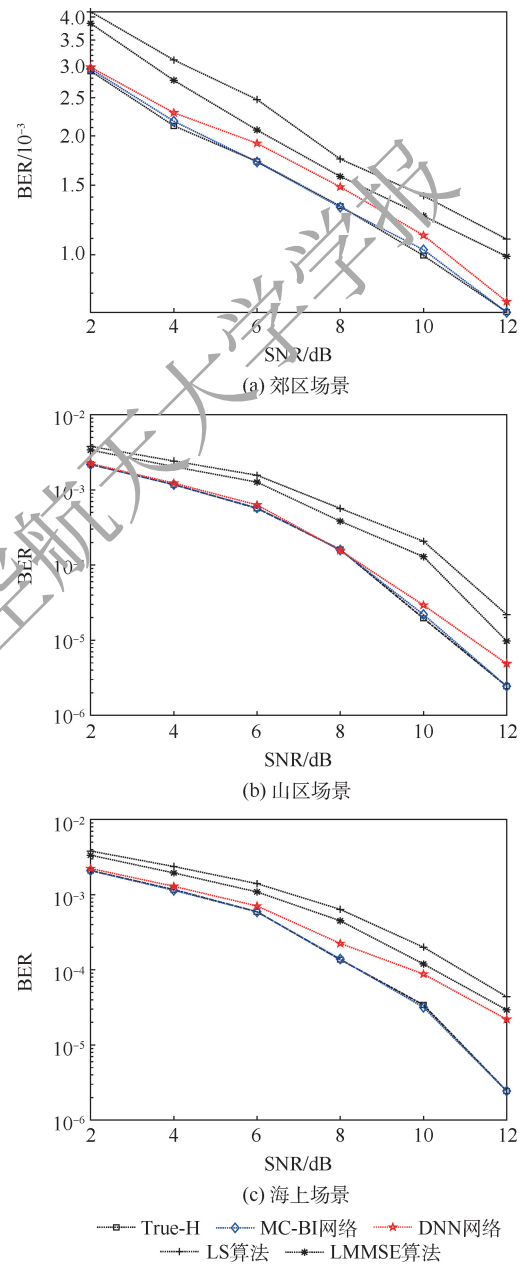


图 8　三种典型场景下不同信道估计算法的 BER 曲线

Fig. 8　BER curves of different channel estimation algorithms in three typical scenes

北京航空航天大学学报

北航学报 网络阅

从图 8 可以看出,3 种典型场景下,空地信道环境下各种估计算法的 BER 曲线随着信噪比的增加呈下降趋势;本文提出的 MC-BI 网络获得的 BER 性能最接近真实信道的 BER 理论上限值("True-H"曲线为采用真实信息系数计算出的 BER 结果),说明本文提出的信道估计网络在空地数据链系统下能够更好地利用导频信息实现空地信道估计。

4.5 MCNN 网络的压缩分析

为了实现模型参数压缩,本文将调制滤波器技术引入 CNN 网络中,生成 MCNN 网络。图 9 为卷积层数为 1、2、3、4 时模型压缩前后的参数量对比。可以看出,随着卷积层数的增加,与 CNN 模型相比,MCNN 模型的参数量逐渐减少。

图 10 为山区场景下 2 层 MCNN + 3 层 BiLSTM 结构与 2 层 CNN + 3 层 BiLSTM 结构的信道估计 BER 性能曲线。可以看出,将调制技术引入 CNN 网络之后,2 层 MCNN + 3 层 BiLSTM 结构与 2 层 CNN + 3 层 BiLSTM 结构的信道估计 BER 性能几乎相当。这表明本文提出的 MCNN 网络结构,与相同层数的 CNN 网络结构相比,特征提取能力相近,而模型参数量更少。

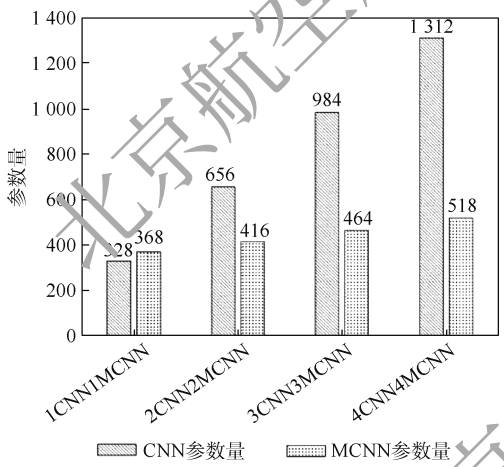


图 9 压缩前后模型参数量比较

Fig. 9 Comparison of model parameters before and after compression

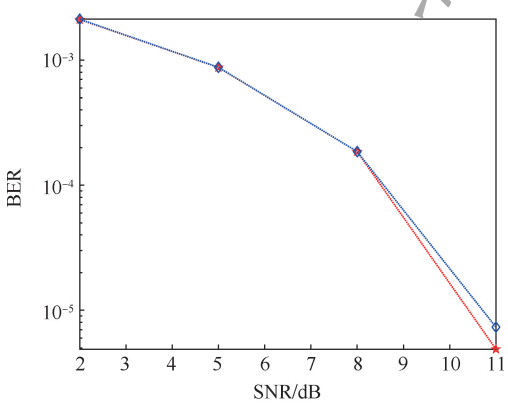


图 10 MCNN + BiLSTM 与 CNN + BiLSTM 网络 BER 对比

Fig. 10 BER comparison between MCNN + BiLSTM network and CNN + BiLSTM network

4.6 网络层数对实验结果的影响分析

为了探究网络层数对 MC-BI 算法信道估计精度的影响,本节对具有不同 MCNN 和 BiLSTM 层数的网络进行了比较。图 11 为在不同 MCNN、

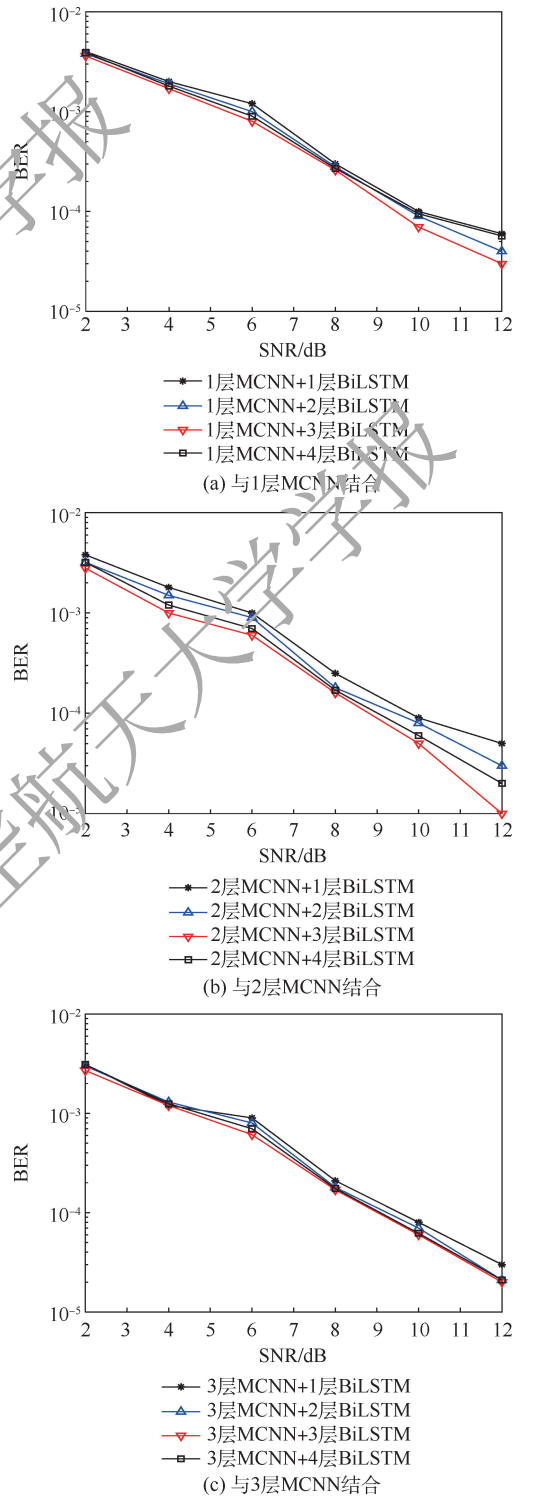


图 11 不同 BiLSTM 层与不同 MCNN 层结合的 MC-BI 算法的 BER 曲线

Fig. 11 BER curves of MC-BI algorithm with different BiLSTM layers and MCNN layers

北京航空航天大学学报

BiLSTM 层数下,MC-BI 网络在山区场景下 OFDM 地空数据链系统中的 BER 性能。

从图 11(a)可以看到,在 MCNN 为 1 层时,选取 3 层 BiLSTM 的 MC-BI 网络 BER 性较好;从图 11(b)可以看到,在 MCNN 为 2 层时,选取 3 层 BiLSTM 的 MC-BI 网络 BER 性能较好;从图 11(c)可以看到,在 MCNN 为 3 层时,选取 2 层 BiLSTM 的 MC-BI 网络 BER 性能较好。

图 12 为 1 层 MCNN +3 层 BiLSTM、2 层 MCNN +3 层 BiLSTM 和 3 层 MCNN +2 层 BiLSTM 三种不同结构的 BER 性能曲线。可以看出,针对本文建立的空地信道样本,2 层 MCNN 与 3 层 BiLSTM 结合的 MC-BI 网络的 BER 性能相对最好。

综合以上分析,适当增加网络层数可以提高 MC-BI 网络的估计精度,而过多地增加层数反而降低了估计精度,其原因在于:随着 MCNN 和 BiLSTM 层数的增加,网络参数增多,模型训练出现了一定程度的"过拟合"现象。

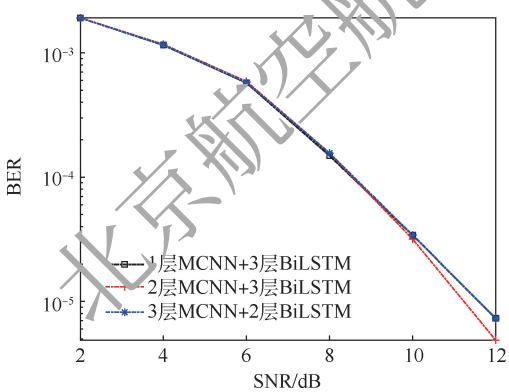


图 12　三种 MC-BI 网络的 BER 比较

Fig. 12　BER comparison of three MC-BI networks

5　结　论

本文提出了一种基于 MCNN 和 BiLSTM 的 MC-BI 网络用于信道估计,在空地高速数据链 OFDM 中进行信道估计实验验证,得到如下结论:

1)通过构建 MC-BI 网络对 OFDM 多径空地信道进行估计表明,与传统 LS 算法、LMMSE 算法及 DNN 网络进行比较,本文算法均获得最佳的 NMSE 和 BER 性能。

2)通过引入调制滤波器技术,生成的 MCNN 网络有效实现模型参数压缩,且特征提取能力与原 CNN 网络相当。

3)通过对比不同网络层数的 BER 性能,表明适当增加 MCNN 和 BiLSTM 的层数可以提高 MC-BI 网络估计的 BER 性能。

本文提出的基于 MCNN 的空地数据链信道估计方法对于"准静态"空地信道的估计性能较好,然而由于无人机等空中平台的飞行姿态多变、飞行速度多样,空地信道估计问题还需考虑存在机身衰落、信道快时变性等因素的影响。因此,建立更加符合实际的空地信道样本数据,进一步优化信道估计网络结构将是下一步研究的重点。

参考文献(References)

[1] 丛伟,李宏. 基于 OFDM 的无人机通信链路[C]//2006 中国无人机大会,2006:629-634.
CONG W,LI H. Communication link of UAV based on OFDM [C]// 2006 China UAV Conference,2006:629-634(in Chinese).

[2] 章勇. OFDM 系统信道估计技术研究[D]. 北京:北京邮电大学,2008:10-12.
ZHANG Y. Research on channel estimation techniques of OFDM system[D]. Beijing:Beijing University of Posts and Telecommunications,2008:10-12(in Chinese).

[3] 董秀洁,王莉,王素菊. 一种改进的 LS 信道估计算法[J]. 哈尔滨理工大学学报,2009,14(1):47-50.
DONG X J,WANG L,WANG S J. An improved LS channel estimation algorithm[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology,2009,14(1):47-50(in Chinese).

[4] WANG J,WEN O Y,LIS Q. Soft-output MMSE MIMO detector under ML channel estimation and channel correlation[J]. IEEE Signal Processing Letters,2009,16(8):667-670.

[5] ZHANG L,XUE L S,LIU X P,et al. Performance comparison of LS, LMMSE channel estimation method in frequency and time domain for OQAM/OFDM systems[C]//2017 IEEE 17th International Conference on Communication Technology (ICCT). Piscataway:IEEE Press,2017:224-228.

[6] 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,2018,7(1):114-117.

[7] HE H T,WEN C K,JIN S,et al. A model-driven deep learning network for MIMO detection[C]//2018 IEEE Global Conference on Signal and Information Processing (GlobalSIP). Piscataway:IEEE Press,2018:584-588.

[8] GAO X X,JIN S,WEN C K,et al. ComNet:Combination of deep learning and expert knowledge in OFDM receivers[J]. IEEE Communications Letters,2018,22(12):2627-2630.

[9] 廖勇,花远肖,姚海梅. 基于深度学习的 OFDM 信道估计[J]. 重庆邮电大学学报(自然科学版),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 (Natural Science Edition),2019,31(3):348-353(in Chinese).

[10] 廖勇,花远肖,姚海梅,等. 高速移动环境下基于深度学习的信道估计方法[J]. 电子学报,2019,47(8):1701-1707.
LIAO Y,HUA Y X,YAO H M,et al. Channel estimation method based on deep learning in high-speed mobile environments [J]. Acta Electronica Sinica,2019,47(8):1701-1707(in Chi-

北航学报 嘀阅

nese).

[11] SAINATH T N, VINYALS O, SENIOR A, et al. Convolutional, long short-term memory, fully connected deep neural networks [C]// 2015 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP). Piscataway: IEEE Press, 2015: 4580-4584.

[12] LIAO Y, HUA Y X, CAI Y L. Deep learning based channel estimation algorithm for fast time-varying MIMO-OFDM systems [J]. IEEE Communications Letters, 2020, 24(3): 572-576.

[13] 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).

[14] ZHANG J, WEN C K, JIN S, et al. Artificial intelligence-aided receiver for a CP-free OFDM system: Design, simulation, and experimental test[J]. IEEE Access, 2019, 7: 58901-58914.

[15] MATOLAK D W, SUN R Y. Air-ground channel characterization for unmanned aircraft systems—Part Ⅰ: Methods, measurements, and models for over-water settings[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2017, 66(1): 26-44.

[16] MATOLAK D W, SUN R Y. Air-ground channel characterization for unmanned aircraft systems—Part Ⅱ: Hilly and mountainous settings[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2017, 66(3): 1913-1925.

[17] MATOLAK D W, SUN R Y. Air-ground channel characterization for unmanned aircraft systems—Part Ⅲ: The suburban and nearurban environments[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2017, 66(8): 6607-6618.

[18] HAN S, POOL J, TRAN J, et al. Learning both weights and connections for efficient neural networks[EB/OL]. (2015-10-30) [2020-10-15]. https://arxiv.org/abs/1506.02626v3.

[19] HAN S, MAO H Z, DALLY W J. Deep compression: Compressing deep neural networks with pruning, trained quantization and huffman coding[EB/OL]. (2016-02-15) [2020-10-15]. https://arxiv.org/abs/1510.00149.

[20] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the inception architecture for computer vision[C]// 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 2818-2826.

[21] WANG X D, ZHANG B C, LI C, et al. Modulated convolutional networks[C]// 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 840-848.

[22] SCHUSTER M, PALIWAL K K. Bidirectional recurrent neural networks[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1997, 45(11): 2673-2681.

[23] 姚宜东, 徐毅, 杨新华, 等. 介质表面电磁波反射和透射能量的分析与计算[J]. 通信技术, 2016, 49(5): 558-562.
YAO Y D, XU Y, YANG X H, et al. Analysis and calculation on reflection and transmission energy of electromagnetic wave at dielectric interface [J]. Communications Technology, 2016, 49(5): 558-562(in Chinese).

[24] WEN C K, SHIH W T, JIN S. Deep learning for massive MIMO CSI feedback [J]. IEEE Wireless Communications Letters, 2018, 7(5): 748-751.

[25] ZHANG D N, DING W R, LIU C H, et al. Modulated autocorrelation convolution network for automatic modulation classification based on small sample set [J]. IEEE Access, 2020, 8: 27097-27105.

[26] DAO D N, TELLAMBURA C. Intercarrier interference self-cancellation space-frequency codes for MIMO-OFDM [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2005, 54(5): 1729-1738.

北京航空航天大学学报

Channel estimation of air-ground data link based on modulated convolutional neural network

LIU Chunhui[1,*], WANG Meilin[2], DONG Zanliang[2], WANG Pei[2]

(1. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. School of Electronics and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the inaccuracy of channel estimation of orthogonal frequency division multiplexing (OFDM) system in the complex air-ground data link environment, this paper proposes a channel estimation algorithm based on the modulated convolutional neural network (MCNN) and bidirectional long short-term memory (BiLSTM) network. First, least square (LS) algorithm is used to extract the initial channel state information (CSI), then MCNN network is used to extract the depth characteristics of the initial CSI while compressing the network model, and finally BiLSTM network is used to predict the final CSI and realize channel estimation. In the aspect of experimental verification, the air-ground channel model constructed is used to generate the channel coefficient dataset, so as to realize the training and testing of neural network model. The simulation results show that compared with the traditional methods and the existing deep learning method, the proposed channel estimation method has a lower estimation error, and the performance of the bit error ratio (BER) of the system under the condition of high SNR is improved by nearly an order of magnitude. Due to the introduction of the modulation filter technology, the number of network model parameters decreases remarkably with the increase of the number of neural network layers.

Keywords: orthogonal frequency division multiplexing (OFDM); deep learning; channel estimation; air-ground channel model; multipath effect

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-19; **Accepted**: 2021-01-17; **Published online**: 2021-02-04 15:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1443.003.html

Foundation items: Science and Technology Innovation 2030-Key Project of "New Generation Artificial Intelligence" (2020AAA0108200); Beijing Municipal Natural Science Foundation (4204102)

* **Corresponding author**. E-mail: liuchunhui2134@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0612

机载中空纤维膜组件壳程气体流动数值模拟

全下文载

刘国田[1], 白文涛[1], 潘江丽[1], 陈广豪[2], 潘俊[2], 冯诗愚[1,*]

(1. 南京航空航天大学 航空学院 飞行器环境控制与生命保障重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团有限公司 南京机电液压工程研究中心 航空机电系统综合航空科技重点实验室, 南京 211106)

摘 要: 机载惰化用中空纤维膜组件具有分离效率高、安全稳定、结构紧凑等优点,是目前较为经济高效的飞机燃油箱惰化设备。采用计算流体力学(CFD)方法对某中空纤维膜组件壳程气体流动进行数值模拟,通过更改膜丝束间距、膜丝束入口速度、膜丝束流量、膜丝束排布方式及飞行高度,得到了不同工况下的组件轴向各截面的气体流动分布,并提出无量纲参数截面平均速度比来描述气体流动分布规律。仿真结果表明:在保持入口气体流动速度一定时,平均速度比值随着膜丝束间距的减小先减小后增大,在膜丝束间距为1.5倍膜丝半径时达到最小值,在保持入口流量一定时,壳程气体流动有着相同的规律;在保持膜丝束填充数量不变时,均匀排布比不均匀排布的平均速度比值更小;保持膜丝束间距不变时,入口速度对平均速度比值影响不大;飞行高度对组件壳程气体分布的影响作用主要体现在膜组件内壁处。

关 键 词: 中空纤维膜; 数值模拟; 惰化系统; 空气分离; 壳程
中图分类号: V245
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)03-0544-07

中空纤维膜具有单位体积装填密度高、占地面积小、分离效果好等特点,被广泛应用于气体分离、海水淡化、水处理及生物医学工程等方面。因氧气和氮气在膜丝上渗透速率存在差距,在膜丝内外气体分压力差的驱动下,氧氮可以实现分离,从而在膜丝两侧形成富氮和富氧气体。飞行器燃油箱机载惰化系统利用中空纤维膜组件产生富氮气体,并将富氮气体引入油箱中来降低油箱氧浓度,从而实现达到防火抑爆的目的[1-5]。

虽然通过试验方法来测量膜组件的性能是最为常见的方法,但是试验代价高,周期长。因此,近年来已经有大量采用数值计算方法来获取膜组件性能的研究。最为常见的研究是分析不同膜丝内侧操作参数和结构参数对分离性能的影响,如Ahmad[6]和Marcos[7]等采用数值方法研究了膜丝的浓差极化分布。Parvareh等[8]研究了压力对微滤膜渗透通量的影响。卞锐和许松林[9]利用数值模拟软件研究了入口速度和管径对中空纤维式渗透汽化膜内流动特征及分离性能的影响。Ardaneh等[10]建立二维数学模型研究了进口原料质量流量、压力及膜丝长度对气体分离效率的影响。这些研究中大多对膜丝外侧即壳侧进行了简化处理,认为壳程的流动差异不会影响分离过程。

显然,壳程中由于膜丝的分布可能存在不均匀等现象,壳程各处的浓度分布也会有差别,这将导致分离存在差异。显然,了解壳程的流动情况可以更加精确地预测膜组件的分离效果。杨毅等[11]利用随机顺序添加算法创建了膜组件的三维数学模型,研究了膜丝轴向的非平行分布对组件径向局部沟流和死区的影响。Buetehorn等[12]

收稿日期: 2020-11-03; **录用日期**: 2020-12-11; **网络出版时间**: 2021-01-11 16:58
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1900.004.html
基金项目: 国家自然科学基金(U1933121); 中央高校基本科研业务费专项资金; 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfjj20200110); 江苏高校优势学科建设工程
* **通信作者**. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘国田, 白文涛, 潘江丽, 等. 机载中空纤维膜组件壳程气体流动数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(3): 544-550. LIU G T, BAI W T, PAN J L, et al. Numerical simulation of shell-side gas flow of airborne hollow fiber membrane module[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(3): 544-550(in Chinese).

北京航空航天大学学报

对不规则纤维排列组件单元进行了计算流体力学(CFD)方法模拟。吴云等[13]利用数值模拟的方法研究了不同填充方式下生物膜反应器内流场特性。Costello 等[14]对不同排布方式的中空纤维膜组件进行了壳程流动阻力系数的实验测量,结果表明不均匀排布阻力系数明显小于均匀排布时的阻力系数。Cai 等[15]模拟了中空纤维膜壳侧流动和组件整体传质特性。Ma 等[16]模拟了膜纤维间距和位置对不同位置纤维的过滤性能的影响。这些研究表明,壳程中介质的流动和浓度分布差异不应当被忽略。

上述研究中均为液膜,目前国内外鲜有气体分离膜壳程流动分布的研究报道,其主要原因在于气体黏度小,流动阻力低。因此,壳程的不均匀性对民用气体膜组件分离影响较低。然而,机载膜组件所要求的尺寸小,操作强度大,填充密度高,加之随着飞行高度变化,壳程气体密度急剧降低,体积流量增加,因此迫切需要掌握壳程中气体的流动情况。鉴于此,采用 CFD 方法对燃油箱惰化用机载中空纤维膜组件壳程进行建模仿真,分析不同工况下的组件壳程气体流动分布情况。在相同条件下,膜丝束间距、膜丝束排布方式和飞行高度会影响气体在膜丝束间和组件内壁处流动量的比值,但膜丝束入口速度对比值影响较小,这些结论为机载膜组件设计和相关研究提供参考。

1　模型和计算

1.1　计算模型的建立

以某中空纤维膜组件为研究对象,几何结构参数如下:组件外径为 300 mm,长度为 690 mm,膜丝外径为 0.16 mm,因填充密度不同,组件含有膜丝几万到十几万根,膜组件圆形出口半径为 10 mm,圆心距离上端口 60 mm。考虑建模的可行性和网格数量的经济性,在此实物基础上进行了如下模型简化:①组件中膜丝以千根膜丝捆扎成膜丝纤维束的形式存在,膜丝束半径 R = 3 mm;②膜丝束排布均匀,膜丝束间距 L 为相邻两束圆心距离减去两圆半径;③膜丝在轴向直线分布,不存在弯曲和变形。基于以上假设简化,在 CATIA 中建立简化模型,如图 1 所示。

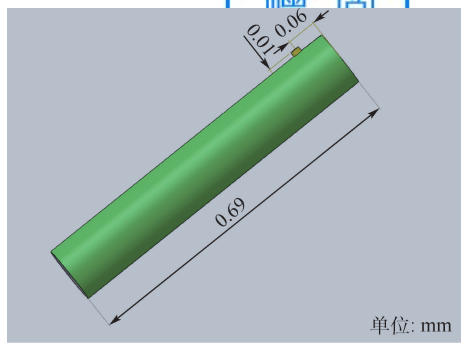


图 1　膜组件几何模型

Fig. 1　Geometric model of membrane module

1.2　网格划分和模型求解

将 CATIA 模型导入 ICEM CFD 中进行非结构化体网格划分,模型采用八叉树方法生成四面体混合网格,在膜丝和出口处采用较为细致的网格结构,其三维非结构网格如图 2 所示。

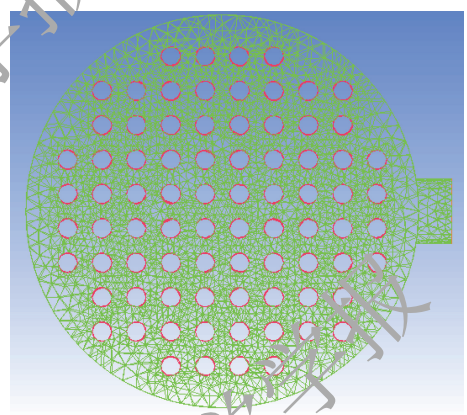


图 2　膜组件三维非结构网格

Fig. 2　Unstructured 3D mesh of membrane module

采用定常稳态方法模拟中空纤维膜组件壳程气体流动状况。建立组件的几何模型和划分三维体网格后,用 FLUENT 求解流场的连续性方程和动量方程组:

$$\iint_{A_1}\rho_1 V_{n1}\,\mathrm{d}A_1 = \iint_{A_2}\rho_2 V_{n2}\,\mathrm{d}A_2 \tag{1}$$

$$\iint_{A_2}\bar{\boldsymbol{v}}_2\rho_2 V_{n2}\,\mathrm{d}A_2 - \iint_{A_1}\bar{\boldsymbol{v}}_1\rho_1 V_{n1}\,\mathrm{d}A_1 = \iiint_V \boldsymbol{f}\rho\,\mathrm{d}V + \int_A \boldsymbol{p}_n\,\mathrm{d}A \tag{2}$$

式中:下标 1、2 分别为进口、出口参数;V_n 为垂直于截面方向的速度;ρ 为气体密度;A 为截面面积;$\bar{\boldsymbol{v}}$ 为气体速度向量;$\boldsymbol{f}$ 为质量力;$\boldsymbol{p}_n$ 为表面力。

在 FLUENT 中,将膜丝束外表面设为速度入口,组件出口边界类型为压力出口,组件外壁的边界类型为壁面。以二阶迎风格式离散方程,采用基于压力的绝对速度方程、标准 k-ε 湍流模型并利用 SIMPLE 算法求解流场。

1.3　网格无关性验证

为验证模型网格无关性,将模型分别划分为 150 万、400 万、650 万数量网格,以出口截面面积加权平均速度 v_{out} 为检验标准,网格无关性验证结果如图 3 所示。由图 3 可知,网格数量对出口平均速度值影响不大。综合考虑计算的精度和效率,网格数量选取为 400 万。

北京航空航天大学学报

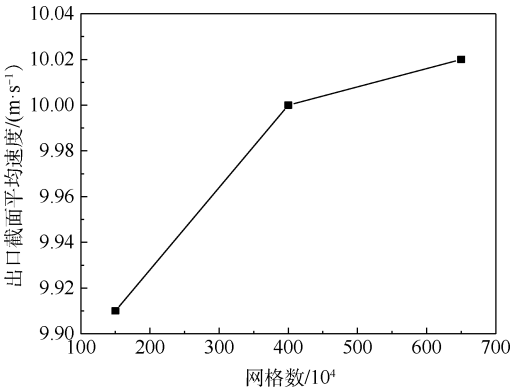


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Gird independence verification

2 工况条件和截面平均速度比定义

2.1 工况条件

借鉴文献[11-16]研究,膜组件壳程的流动影响因素有组件的膜丝束排布方式和填充个数、膜丝束入口速度、流量等。考虑所研究的膜组件用于机载惰化中,因而需要考虑飞行高度变化带来的环境压力的改变。因此,进行了不同工况下的几何建模和数值计算。

1)保持膜丝束入口速度不变,改变膜丝束间距 L,随着膜丝束间距的改变,膜丝束填充数随之改变。当 L 分别为 $3.0R$、$2.5R$、$2.0R$、$1.5R$、$1.0R$ 时,对应的膜丝束填充个数为 32、52、60、80、112。

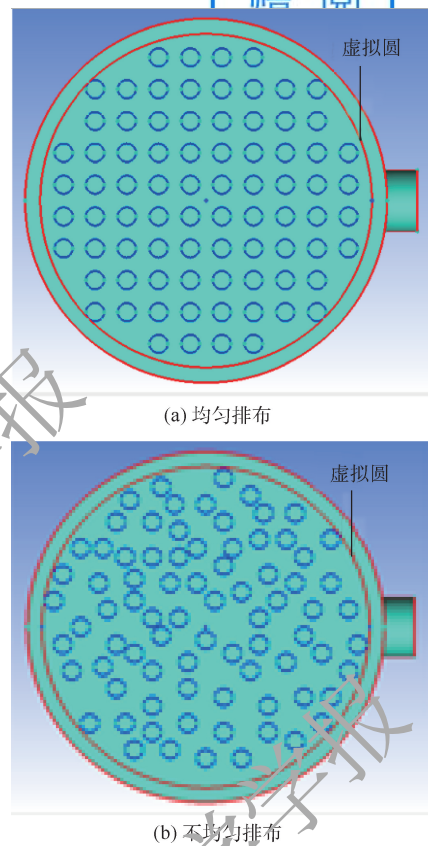
2)保持膜丝束入口质量流量不变,随着膜丝束间距的增大,出口速度增大。当 L 分别为 $3.0R$、$2.5R$、$2.0R$、$1.5R$、$1.0R$ 时,对应的膜丝束入口速度为 0.010 5、0.006 5、0.005 6、0.004 2、0.003 m/s。

3)保持膜丝束间距不变,更改膜丝束入口速度为 0.003、0.005、0.007、0.009、0.011 m/s。

4)保持膜丝填充个数不变条件下,比较膜丝束均匀排布和不均匀排布流动,分析排布方式对流动特性的影响,如图 4 所示。其中不均匀排布是几何建模型时,手动划分填充同数量不相交膜丝束。

5)在保持膜丝入口速度为 0.003 m/s、膜丝填充数量为 80、膜丝均匀排布时,定义膜组件出口压力为环境背压,改变出口背压,模拟计算飞行高度为 2 000、5 000、7 000 m 时的工况。在对流层中,大气环境压力与高度的关系为

$$p_h = p_0\left(1 - \frac{h}{44\ 330}\right)^{\frac{g}{\alpha r}} \tag{3}$$



(a) 均匀排布

(b) 不均匀排布

图 4 膜丝束排布方式

Fig. 4 Arrangement mode of membrane tows

式中:p_h 为不同飞行高度上的压力,Pa;p_0 为海平面大气压力,p_0 = 101 325 Pa;h 为飞行高度,m;g 为重力加速度,g = 9.8 m/s^2;α 为年平均温度直降率,α = 0.006 5 ℃/m;r 为气体常数,r = 287 J/(kg·K)。在飞行高度 h 为 2 000、5 000、7 000 m 时,对应的大气环境压力为 79 504、54 001、41 078 Pa。

2.2 截面平均速度比定义

以轴向不同截面进行气体流场分析,在每一截面上以一个包围所有膜丝束的虚拟圆将截面分成内圆和圆环 2 个面,如图 4 所示,其中虚拟圆半径为 55 mm,内圆为膜丝束间部分,圆环为组件内壁部分。并定义截面平均速度比 θ(无量纲)来描述壳程气体流动分布情况,表示为

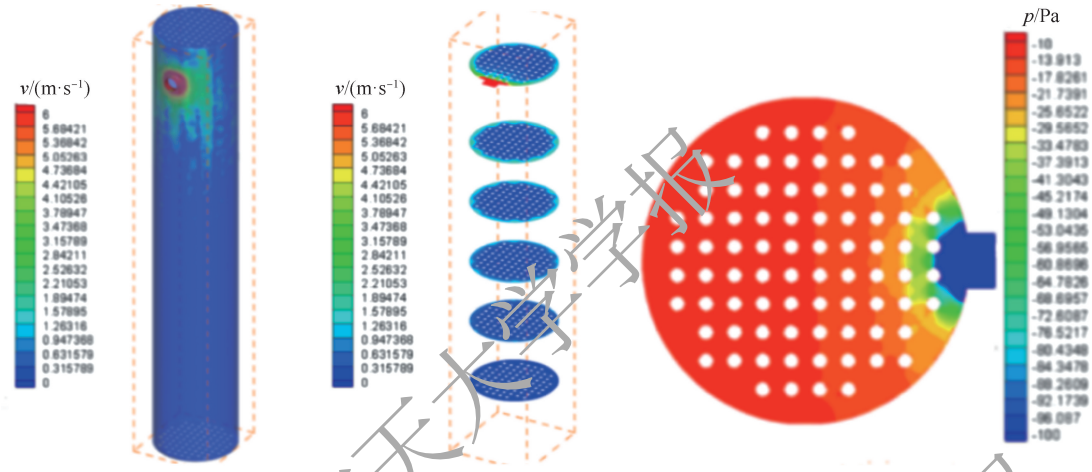
$$\theta = \frac{\bar{v}_n}{\bar{v}_y} \tag{4}$$

式中:$\bar{v}_n$、$\bar{v}_y$ 分别为内圆、圆环截面上的面积加权平均速度。θ 定量描述了组件中气体流动分布情况,即气体在膜丝束间和组件内壁处气体流动量的比值,其值越小表示气体在壳程流动中分布在组件内壁处流量越多。膜丝束间气体分布量越多,其膜丝内外气体浓度差越小,越不利于气体分离,从而气体分离效率更低。因此,θ 值越小,对于膜分离越有利。

北京航空航天大学学报

3　计算结果分析

膜丝束间距为 1.5R，膜丝束表面速度设为 0.003 m/s时，组件轴向截面速度 v 和压力 p 的云图如图 5 所示。由图 5 可以看出，速度和压力在出口处变化急剧，在组件内变化较小。组件内压力速度变化小是因为组件中气体流速慢，此外气体黏度小，流动阻力低，流动损失小；出口处速度压力变化剧烈是因为流动截面的急剧收缩。其他工况下速度、压力云图趋势与之相似。



(a) 整体组件速度云图　(b) 组件截取截面速度云图　(c) 出口截面压力云图

图 5　膜组件速度和压力云图

Fig. 5　Velocity and pressure contour of membrane module

3.1　膜丝束间距对壳程气体流动分布的影响

入口速度不变，不同 L 下的 θ 值如图 6 所示。由图 6 可见，保持膜丝束入口速度为0.003 m/s时，截面平均速度比 θ 随着膜丝束间距的减小先减小后增大，在间距为 1.5R 时候达到最小值。

在入口流量不变的情况下，不同 L 下的 θ 值如图 7 所示。由图 7 可知，与膜丝束入口速度不变下相似，在膜丝束保持入口质量流量为定值时，截面平均速度比 θ 随着膜丝束间距的减小先减小后增大，在间距为 1.5R 时候达到最小值。这是因为：在膜丝束间距较大时，膜丝束间的距离尺寸与组件内壁处缝隙尺寸相近，膜丝束间的轴向流动阻力与组件内壁处的轴向流动阻力量级相当，而随着膜丝束间距的缩小，膜丝束间的轴向流动阻力较大，气体克服膜丝束间径向阻力后会涌向内壁处流动，这一过程导致内壁处气体流动量增大，膜丝束间气体流量减小，从而使得 θ 值减小。而膜丝束间距进一步地减小会导致膜丝间的径向阻力增大，气体不能克服阻力向组件内壁处流动，从而导致膜丝束间的气体流动量增大，使得 θ 增大。

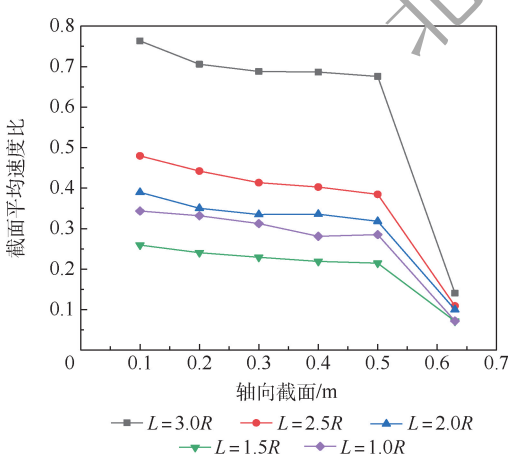


图 6　入口速度不变时不同 L 下的 θ 值

Fig. 6　Values of θ for different L with constant entrance velocity

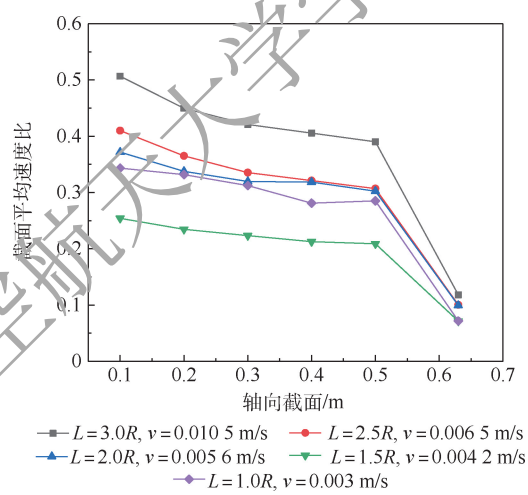


图 7　入口流量不变时不同 L 下的 θ 值

Fig. 7　Values of θ for different L with constant entrance flow rate

3.2　入口速度对壳程气体流动分布的影响

保持膜丝束间距不变，增大膜丝束入口速度，不同 v 下的 θ 值如图 8 所示。由图 8 可知，θ 值随

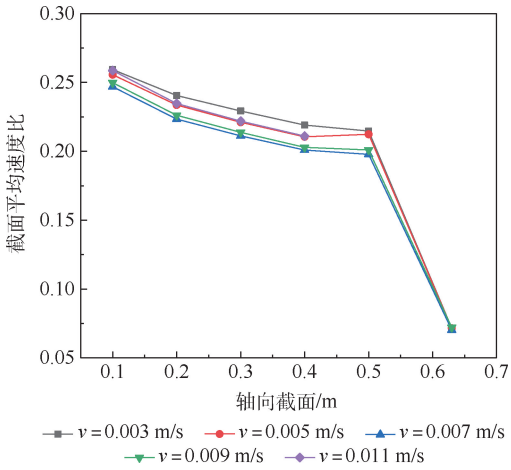


图 8 膜丝束间距不变时不同 v 下的 θ 值

Fig. 8 Values of θ for different v with constant entrance L

v 变化不大。这是因为:入口速度微量级的改变,引起的雷诺数变化很小,产生的阻力变化也较小,壳程气体的流动也不会发生明显的变动。

3.3 膜丝束排布方式对壳程气体流动分布的影响

对膜丝束填充数为 60、80 的 2 个模型分别进行均匀排布和不均匀排布建模。不同膜丝束排布方式下的 θ 值如图 9 所示。由图 9 可见,与均匀排布相比,不均匀排布时的 θ 更大。这意味着均匀排布时膜丝束间流动的气体量更少,气体量少的原因是由于膜丝束间阻力大造成的,这与 Costello 等[13]的研究结果一致。Costello 等[14]对不同排布方式的中空纤维膜组件进行了壳程流动阻力系数的实验测量,结果表明不均匀排布阻力系数明显小于均匀排布时的阻力系数,不均匀排布时,组件膜丝束间阻力更小,因为气体流量更大。

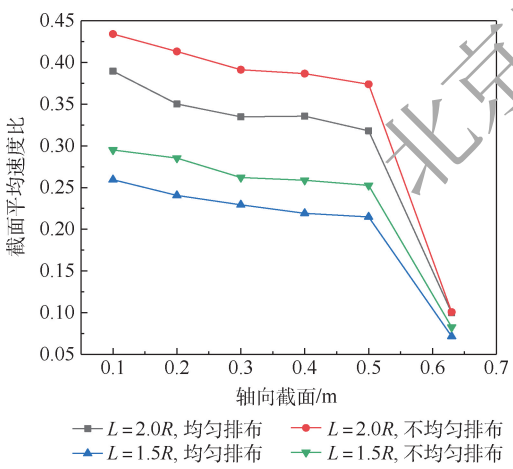


图 9 不同膜丝束排布方式下的 θ 值

Fig. 9 Values of θ in different arrangement modes of membrane tow

3.4 飞行高度对壳程气体流动分布的影响

飞行高度与组件截面、膜丝束间截面平均速度关系如图 10 和图 11 所示。由图 10 和图 11 可见,随着飞行高度的增大,出口背压减小,组件膜丝束间截面气体平均流动速度基本保持不变,但是整个膜组件轴向截面平均速度在增大。因此,背压改变对组件内壁处的气体流动分布有着重要影响,对膜丝束间气体流动分布影响不大。

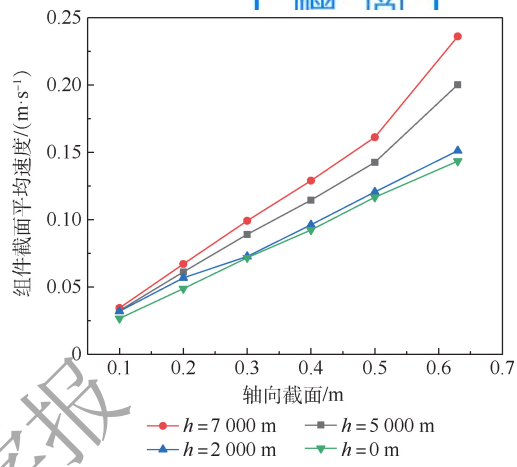


图 10 飞行高度与组件截面平均速度关系

Fig. 10 Relation between flight height and average section velocity of membrane module

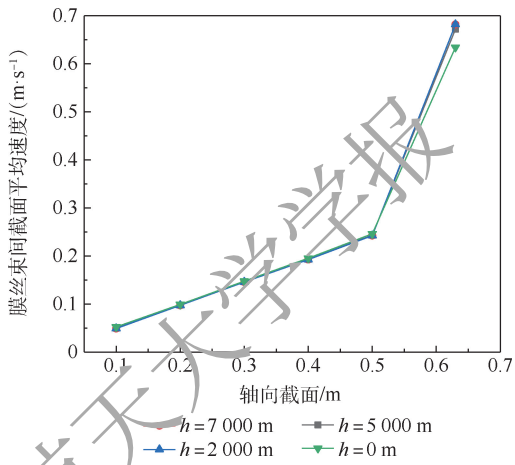


图 11 飞行高度与膜丝束间截面平均速度关系

Fig. 11 Relation between flight height and average section velocity of membrane tow

4 结 论

膜分离空气形成富氮气体来惰化燃油箱是目前经济高效的燃油箱惰化技术。采用 CFD 方法对某中空纤维膜组件壳程气体流动进行了数值模拟,得到了不同工况下的组件轴向各截面的气体流动分布,研究结果表明:

1)在膜丝束入口流动速度或膜组件入口流量一定时,截面平均速度比 θ 随着膜丝束间距的减小先减小后增大,在间距为 1.5R 时候达到最小值,此时壳体气体流动在组件内壁处流动达到最大量。这表明在膜组件设计和使用时,壳程气流布局与膜丝束间距存在最优设计和选择。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2）在膜丝束间距不变的情况下，增大膜丝束入口速度对 θ 值影响不大，因而在实际使用中为了得到更多惰气量，可以适当增大壳程流量。

3）相同膜丝束填充数量下，不均匀排布时的截面平均速度比 θ 值比均匀排布的值更大，意味着均匀排布方式更有利于气体的分离。

4）当飞行高度增大而出口背压减小时，膜组件轴向截面平均速度增大而膜丝束间截面平均速度变化不大，这表明背压改变对组件内壁处的气体流动分布有着重要影响，对膜丝束间气体流动分布影响不大。

参考文献（References）

[1] 李红宾，石文英，张海霞，等. 中空纤维膜膜蒸馏过程研究进展[J]. 高分子材料科学与工程，2020，36(1)：175-182.
LI H B，SHI W Y，ZHANG H X，et al. Progress on the processes of hollow fiber membrane distillation[J]. Polymer Materials Science & Engineering，2020，36(1)：175-182(in Chinese).

[2] 朱加良，孙奥博，高志丰. 膜分离技术特点分析及应用[J]. 电站系统工程，2020，36(3)：73-74.
ZHU J L，SUN A B，GAO Z F. Analysis and application of membrane separation technology[J]. Power System Engineering，2020，36(3)：73-74(in Chinese).

[3] 卢吉. 机载空分装置及惰化系统的理论研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2012.
LU J. Theoretical study of onboard air separation unit and inerting system[D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2012(in Chinese).

[4] 王明波，邵垒，潘俊，等. 耗氧型燃油箱惰化技术历史和现状[J]. 航空科学技术，2016，27(7)：1-7.
WANG M B，SHAO L，PAN J，et al. History and current status of oxygen consumption based fuel tank inerting technology[J]. Aeronautical Science & Technology，2016，27(7)：1-7(in Chinese).

[5] 汪明明，冯诗愚，蒋军昌，等. 飞机燃油箱冲洗与洗涤惰化技术比较分析[J]. 南京航空航天大学学报，2010，42(5)：614-619.
WANG M M，FENG S C，JIANG J C，et al. Comparative analysis of fuel washing and scrubbing in aircraft fuel tank[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics，2010，42(5)：614-619(in Chinese).

[6] AHMAD A L，LAU K K，BAKAR M Z A，et al. Integrated CFD simulation of concentration polarization in narrow membrane channel[J]. Computers & Chemical Engineering，2005，29(10)：2087-2095.

[7] MARCOS B，MORESOLI C，SKOREPOVA J，et al. CFD modeling of a transient hollow fiber ultrafiltration system for protein concentration[J]. Journal of Membrane Science，2009，337(1/2)：136-144.

[8] PARVAREH A，RAHIMI M，MADAENI S S，et al. Experimental and CFD study on the role of fluid flow pattern on membrane permeate flux[J]. Chinese Journal of Chemical Engineering，2011，19(1)：18-25.

[9] 卞锐，许松林. 中空纤维式渗透汽化膜内流动的 CFD 模拟[J]. 现代化工，2013，33(10)：116-118.
PIAN R，XU S L. CFD modeling of flow in hollow fiber pervaporation membrane[J]. Modern Chemical Industry，2013，33(10)：116-118(in Chinese).

[10] ARDANEH M，ABOLHASANI M，ESMAEILI M. CFD modeling of two-stage H_2 recovery process from ammonia purge stream by industrial hollow fiber membrane modules[J]. International Journal of Hydrogen Energy，2019，44(10)：4851-4867.

[11] 杨毅，王保国，彭勇. 中空纤维膜组件壳程流动的数值模拟[J]. 化工学报，2008，59(8)：1979-1985.
YANG Y，WANG B G，PENG Y. Numerical simulation of shell-side flow in hollow fiber membrane modules[J]. CIESC Journal，2008，59(8)：1979-1985(in Chinese).

[12] BUETEHORN S，VOLMERING D，VOSSENKAUL K，et al. CFD simulation of single-and multi-phase flows through submerged membrane units with irregular fiber arrangement[J]. Journal of Membrane Science，2011，384(1/2)：184-197.

[13] 吴云，张楠，张宏伟，等. 膜曝气生物膜反应器内流场的 CFD 模拟及组件优化[J]. 化工学报，2015，66(1)：402-409.
WU Y，ZHANG N，ZHANG H W，et al. CFD simulation of internal hydrodynamic characteristics and optimization of membrane module in membrane aerated biofilm reactor[J]. CIESC Journal，2015，66(1)：402-409(in Chinese).

[14] COSTELLO M J，FANE A G，HOGAN P A，et al. The effect of shell side hydrodynamics on the performance of axial flow hollow fibre modules[J]. Journal of Membrane Science，1993，80(1)：1-11.

[15] CAI J J，HAWBOLDT K，ABDI M A. Analysis of the effect of module design on gas absorption in cross flow hollow membrane contactors via computational fluid dynamics (CFD) analysis[J]. Journal of Membrane Science，2016，520：415-424.

[16] MA C Y，LIU Y B，LI F，et al. CFD simulations of fiber-fiber interaction in a hollow fiber membrane bundle：Fiber distance and position matters[J]. Separation and Purification Technology，2019，209：707-713.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Numerical simulation of shell-side gas flow of airborne hollow fiber membrane module

LIU Guotian[1], BAI Wentao[1], PAN Jiangli[1], CHEN Guanghao[2], PAN Jun[2], FENG Shiyu[1,*]

(1. Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero Electromechanical System Integration, Nanjing Engineering Institute of Aircraft Systems, Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Nanjing 211106, China)

Abstract: Hollow fiber membrane module used for airborne inerting has the advantages of high separation efficiency, security, stability and compact structure. It is a relatively economic and efficient equipment of aircraft fuel tank inerting. The computational fluid dynamics (CFD) method is used to simulation shell-side gas flow of hollow fiber membrane module. By changing the gap, entrance velocity, rate of flow, arrangement mode of membrane tow and flight height, the gas flow distribution of the axial sections of component under different working conditions is obtained. The dimensionless parameter sectional average velocity ratio is put forward to describe gas flow distribution rule. The simulation results show that sectional average velocity ratio decreases at first and then increases with the decrease of the gap when entrance velocity is constant, and reaches the minimum when the gap is 1.5 times of the radius of membrane tow, and shell-side gas flow has the same rule with constant rate of flow. When the gap is constant, sectional average velocity ratio of uniform distribution is lower than that of non-uniform distribution. With constant the gap, entrance velocity has little effect on sectional average velocity ratio. The effect of flight height on the shell-side gas flow of the module is mainly reflected from the inner wall of the membrane module.

Keywords: hollow fiber membrane; numerical simulation; inerting system; air separation; shell side

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-03; **Accepted**: 2020-12-11; **Published online**: 2021-01-11 16:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210108.1900.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1933121); the Fundamental Research Funds for the Central Universities; Funds from the Postgraduate Creative Base in Nanjing University of Areonautics and Astronautics (kfjj20200110); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,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》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

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48卷第3期　2022年3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　《北京航空航天大学学报》编辑部
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.48 No.3　March 2022

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　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965

9 771001 596229 03