北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2021-05
Vol.47 No.5

北航学报
赠 阅

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

第 47 卷 第 5 期 （总第 339 期） 2021 年 5 月

目 次

复合材料飞机接地回流网络建模与阻抗分析 …… 刘建英，隋政，张起浩，杨占刚（885）
改进自适应人工免疫算法求解函数优化问题 …… 孟亚峰，王涛，李泽西，蔡金燕，朱赛，韩春辉（894）
空域扇区网络结构特性分析及韧性评估 …… 王兴隆，苗尚飞（904）
基于热失控风险指数的锂电池安全评价方法…… 张宇，白伟，史砚磊，张青松，罗星娜（912）
基于结构分区与应变电桥解耦的支柱式主起落架载荷测量 …… 蒋启登（919）
基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索…… 朱黔，许诺，黄蓓，李强，周锐（928）
一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法…… 陆婷婷，张尧，阎岩，杨利民，杨卫东（939）
超声速栅格舵/弹身干扰特性数值模拟与试验研究 …… 李永红，杨晓娟，陈建中，贾巍（953）
Flash 芯片电流“尖峰”现象的脉冲激光试验 …… 上官士鹏，朱翔，陈睿，马英起，李赛，韩建伟（961）
北斗三号系统广域差分服务精度评估 …… 田秋凝，曹月玲，胡小工，唐成盼，郭睿，杨宇飞（967）
基于乙炔基封端酰亚胺和氰酸酯树脂的互穿网络聚合物 …… 梁垠，兰天，郭世峰，王献伟，刁训刚（977）
超高速飞行器平尾大迎角气动弹性特性研究 …… 郝帅，马铁林，王一，张子伦，罗文莉，向锦武（983）
脉冲射流强化喷流混合流动显示实验 …… 孔博，王昌盛，丁文豪，额日其太（994）
软件定义时间触发网络的调度算法优化 …… 鲁俊，何锋，熊华钢，郑重（1004）
表面介质阻挡放电对扩散火焰燃烧特性的影响 …… 陈庆亚，车学科，仝毅恒，陈川，朱杨柱，聂万胜（1015）
飞机波浪水面迫降过程中极限冲击载荷数值研究…… 赵芸可，刘沛清（1025）
基于 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的风洞对比试验研究 …… 潘家鑫，林麒，吴惠松，周凡桂，王晓光（1038）
基于方位多假设的单基线干涉仪定位方法 …… 邢怀玺，吴华，陈游，张景轩（1049）
拒止环境下基于“忠诚僚机”的护航策略 … 田磊，赵启伦，董希旺，李清东，吕金虎，任章（1058）
基于时空图卷积网络的无人机网络入侵检测方法 …… 陈卓，吕娜，陈坤，张彦晖，高维廷（1068）
基于异构网络表示学习的评分预测模型 …… 詹娜娜，刘伟，陈新波，蒲菊华（1077）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 200 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 21 * 2021-05

（**编 辑** 张 嵘 李艳霞 孙 芳 李贵黎 贺 伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 47 No. 5 (Sum 339) May 2021

北航学报 赠阅

CONTENTS

Modeling and impedance analysis of composite material aircraft grounded return network
…… LIU Jianying, SUI Zheng, ZHANG Qihao, YANG Zhangang (885)
Improved adaptive artificial immune algorithm for solving function optimization problems
…… MENG Yafeng, WANG Tao, LI Zexi, CAI Jinyan, ZHU Sai, HAN Chunhui (894)
Structural characteristics analysis and resilience assessment of airspace sector network
…… WANG Xinglong, MIAO Shangfei (904)
Evaluation method of lithium battery safety based on thermal runaway risk index
…… ZHANG Yu, BAI Wei, SHI Yanlei, ZHANG Qingsong, LUO Xingna (912)
Load measurement based on structure partition and strain bridge decoupling for telescopic main landing gear
…… JIANG Qideng (919)
Multi-UAV cooperative surveillance based on role switch strategy
…… ZHU Qian, XU Nuo, HUANG Bei, LI Qiang, ZHOU Rui (928)
A crater region detection algorithm based on automatic feature learning
…… LU Tingting, ZHANG Yao, YAN Yan, YANG Limin, YANG Weidong (939)
Numerical simulation and test investigation on interference characteristics of grid fins with missile body at supersonic speed …… LI Yonghong, YANG Xiaojuan, CHEN Jianzhong, JIA Wei (953)
Experimental results of high current spike in Flash chip by pulsed laser
…… SHANGGUAN Shipeng, ZHU Xiang, CHEN Rui, MA Yingqi, LI Sai, HAN Jianwei (961)
Accuracy evaluation of wide-area differential service for BDS-3
…… TIAN Qiuning, CAO Yueling, HU Xiaogong, TANG Chengpan, GUO Rui, YANG Yufei (967)
Interpenetrating polymer networks derived from ethynyl-terminated imide oligomers and cyanate ester
…… LIANG Yin, LAN Tian, GUO Shifeng, WANG Xianwei, DIAO Xungang (977)
Aeroelastic characteristics of hypersonic vehicle tail at high angle of attack
…… HAO Shuai, MA Tielin, WANG Yi, ZHANG Zilun, LUO Wenli, XIANG Jinwu (983)
Flow visualization experiment of jet mixing enhancement using pulsed jets
…… KONG Bo, WANG Changsheng, DING Wenhao, ERIQITAI (994)
Scheduling algorithms optimization in software defined time-triggered network
…… LU Jun, HE Feng, XIONG Huagang, ZHENG Zhong (1004)
Influence of surface dielectric barrier discharge on diffusion flame combustion characteristics
…… CHEN Qingya, CHE Xueke, TONG Yiheng, CHEN Chuan, ZHU Yangzhu, NIE Wansheng (1015)
Numerical study on maximum impact load during aircraft ditching on wave surface
…… ZHAO Yunke, LIU Peiqing (1025)
Comparative experimental study on wind tunnel based on WDPR-8 and machetes tail support
…… PAN Jiaxin, LIN Qi, WU Huisong, ZHOU Fangui, WANG Xiaoguang (1038)
Single-baseline interferometer positioning method based on azimuth multiple hypothesis
…… XING Huaixi, WU Hua, CHEN You, ZHANG Jingxuan (1049)
Escort strategy based on loyal wingman in denial environment
…… TIAN Lei, ZHAO Qilun, DONG Xiwang, LI Qingdong, LYU Jinhu, REN Zhang (1058)
UAV network intrusion detection method based on spatio-temporal graph convolutional network
…… CHEN Zhuo, LYU Na, CHEN Kun, ZHANG Yanhui, GAO Weiting (1068)
Rating prediction model based on heterogeneous network representation learning
…… ZHAN Nana, LIU Wei, CHEN Xinbo, PU Juhua (1077)

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.1001-5965.2020.0083

复合材料飞机接地回流网络建模与阻抗分析

全下文载

刘建英，隋政，张起浩，杨占刚*
（中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300）

摘 要：为保证飞行安全，复合材料飞机需增设金属电流回流网络来满足机上电气系统的接地需求。针对复合材料与金属电流回流网络搭接的阻抗计算问题，采用一种基于导体和电介质的部分元等效电路（PEEC）法，对包括金属导轨和复合材料蒙皮的接地回流网络进行了建模，计算接地回流网络在不同参数、结构下的阻抗，实现任意节点之间的阻抗计算，并分析了不同频率下接地回流网络中构件部分参数对阻抗值的影响及不同类别接地点间阻抗值的差异。仿真计算实例验证了所提方法的适用性及计算结果的正确性，可为复合材料飞机接地回流网络在故障管理及电气保护系统设计等方面提供参考。

关 键 词：复合材料飞机；接地；电流回流网络；阻抗；部分元等效电路（PEEC）法
中图分类号：V242.2；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0885-09

大规模使用复合材料是现代飞机发展的一个重大趋势，复合材料用量是当今全球航空业衡量飞机先进性的重要指标[1-2]。与传统的金属材料相比，先进的复合材料对于飞机的减重、增加强度、耐腐蚀、简化维护都大有益处，但相应地也会在飞机电力系统的接地系统设计方面带来一系列问题。传统的全金属机身导电性能优良，在飞机电力系统的接地系统设计时可将其视作理想的接地平面，但复合材料机身的导电性能与传统全金属机身相差较大，将极大影响整机的电气性能[3-5]。基于此，美国联邦航空管理局（Federal Aviation Administration，FAA）关于飞机接地防护手册和咨询通告中提出，复合材料结构的飞机应为电源电路设置独立的电源回流走线，如碳纤维复合材料（Carbon Fiber Reinforced Plastic，CFRP）机体就需提供接地回流网络供电流流通。

在接地回流网络各性能参数中，阻抗是最不可忽略的参数之一。飞机上接地结构必须具有足够低的阻抗值，使得电流回路上的电压降可以忽略不计[6]。由于接地回流网络不可能是完全理想的接地平面，其性能很可能比目前在金属飞机上的接地性能更差[7-8]。如果发生接地故障，故障电流可能会通过复合材料到达接地回流网络，从而影响机载用电设备性能。对复合材料与金属电流回流网络搭接的阻抗进行计算有利于接地或搭接的实施，以及适当的故障管理和电气保护系统设计[9]。

目前，针对媒质体阻抗计算的主流方法包括有限元法（Finite Element Method，FEM）、矩量法（Method of Moments，MoM）、部分元等效电路（Partial Element Equivalent Circuit，PEEC）法等。有限元法基于麦克斯韦方程的微分形式，将空气和其他所有材质分割成小尺寸单元，假设每个单元内部的场为常数，使用变分技术求解麦克斯韦方程组，对硬件要求高、速度慢，适用于小尺寸模型的计算[10-11]。文献[12]提出了基于有限元法

收稿日期：2020-03-05；**录用日期**：2020-06-06；**网络出版时间**：2020-08-06 08:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1841.011.html
基金项目：航空科学基金（20170267002）；中央高校基本科研业务费专项资金（3122018D005）；天津市高等学校创新团队培养计划（TD13-5071）

* **通信作者**. E-mail：yangcauc@163.com

引用格式：刘建英，隋政，张起浩，等. 复合材料飞机接地回流网络建模与阻抗分析[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：885-893. LIU J Y，SUI Z，ZHANG Q H，et al. Modeling and impedance analysis of composite material aircraft grounded return network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：885-893 (in Chinese).

北航学报 赠阅

的半解析方法,计算铁路轨道阻抗并应用于铁路信号电路系统,相关算例应用在较低的频段并对方法进行了优化,但对于高频段的应用具有一定局限性。矩量法基于麦克斯韦方程的积分形式,将导体分成小尺寸单元,通过计算所有导体单元上的电流,得到所有导体电流单元总体产生的电磁场,具有较高的计算精度和相对较少的未知数,但计算速度依然较慢[13-14]。文献[15]基于矩量法,在边界积分方程的基础上提出了等效表面阻抗模型,并通过算例验证了方法的有效性,但相关算例对象主要应用于小尺寸的集成电路。文献[16-17]对矩量法做了一些改进,但所采用的优化算法仍使计算过程较为复杂。

PEEC 法基于电场积分方程,由离散结构中的电流和电荷间的相互作用,引入部分元件的概念建立电气连接得出等效电路[18-21]。PEEC 法本质是通过对电场积分方程进行等效电路的离散化,将电磁结构的各种电磁效应转化为对应的等效电路模型中的集总电路元,如电阻、电感、电容、受控源等,适合用于信号完整性分析的互连和封装结构的建模,可以在提高算法效率的同时保持计算精度[22-25]。欧盟委员会“Clean Sky Joint Undertaking”项目开发了一套基于数值算法的仿真工具,来模拟安装在复合材料飞机上的电流回流网络,并利用表面 PEEC 法对构成网络本身的不同部分阻抗建立一个精确的模型[26],但未考虑复合材料及相关参数对金属结构阻抗的影响。本文采用 PEEC 法对包括金属导轨和复合材料蒙皮的接地回流网络进行建模,考虑接地回流网络的不同结构、参数及不同接地点,计算接地回流网络在不同参数、结构下的阻抗,并分析影响接地阻抗的因素。

1 部分元等效电路法

在导体中任一点 $\boldsymbol{r}$ 处施加外部电场,频域电场积分方程为

$$\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega) = \frac{\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r},\omega)}{\sigma} + \frac{\mathrm{j}\omega\mu}{4\pi}\int_{V'}\frac{\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r}',\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}\mathrm{d}V' + \nabla\Phi(\boldsymbol{r},\omega) \quad (1)$$

式中:μ 为磁导率;V'为导体体积,此处在导体体积 V'上积分;σ 为导体的电导率;$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r},\omega)$为体积电流密度,$\boldsymbol{r}$ 表示导体中的任一点;ω 为角频率;$\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega)$为外部源辐射的入射电场;$\boldsymbol{r}'$为单元的中心点;$k=\omega/c_0$ 为波数,c_0 为真空中的光速;$\Phi(\boldsymbol{r},\omega)$为电标量势,与电荷分布有关,即

$$\Phi(\boldsymbol{r},\omega) = \frac{1}{4\pi\varepsilon}\int_{S'}\frac{\rho(\boldsymbol{r}',\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}\mathrm{d}S' \quad (2)$$

其中:$\rho(\boldsymbol{r}',\omega)$为表面电荷密度;$\varepsilon$ 为材料介电常数。

在 PEEC 建模中,电流密度满足连续性方程:

$$\nabla\cdot\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r},\omega) = 0 \quad \text{在体积内部} \quad (3)$$

$$\hat{\boldsymbol{n}}\cdot\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r},\omega) = \mathrm{j}\omega\rho(\boldsymbol{r},\omega) \quad \text{在体积表面} \quad (4)$$

式中:$\hat{\boldsymbol{n}}$ 为表面向外的法线。

在立方体的内部和表面对体积进行离散,进而得到方程组。

用一组基函数 $\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})$和 $g_m(\boldsymbol{r})$的加权和,对体积电流和表面电荷进行计算:

$$\boldsymbol{J}(\boldsymbol{r},\omega) = \sum_{n=1}^{N_v}\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})I_n(\omega) \quad (5)$$

$$\rho(\boldsymbol{r},\omega) = \sum_{m=1}^{N_s}g_m(\boldsymbol{r})Q_m(\omega) \quad (6)$$

式中:$\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})$、$g_m(\boldsymbol{r})$为每个角频率下的基函数;$I_n(\omega)$和 $Q_m(\omega)$为相应的加权函数;N_v 和 N_s 分别为体积基函数(或体积单元)和表面基函数的数量。

将式(5)、式(6)代入式(1)、式(2)得

$$\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega) = \sum_{n=1}^{N_v}\frac{\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})I_n(\omega)}{\sigma} + \nabla\Phi(\boldsymbol{r},\omega) + \frac{\mathrm{j}\omega\mu}{4\pi}\sum_{n=1}^{N_v}\int_{V_n}\frac{\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})I_n(\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_n|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_n|}\mathrm{d}V_n \quad (7)$$

$$\Phi(\boldsymbol{r},\omega) = \frac{1}{4\pi\varepsilon}\sum_{m=1}^{N_s}\int_{S_m}g_m(\boldsymbol{r})Q_m(\omega)\frac{\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_m|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_m|}\mathrm{d}S_m \quad (8)$$

式中:$\boldsymbol{r}_n$ 表示第 n 个体积单元的中心;$\boldsymbol{r}_m$ 表示第 m 个表面单元的中心。

用 Ritz-Galerkin 方法,令方程(7)、方程(8)的残差与一组加权函数正交,生成未知的加权函数$I_n(\omega)$($n=1,2,\cdots,N_v$)和 $Q_m(\omega)$($m=1,2,\cdots,N_s$)。

采用分段常数函数作为加权函数,将要处理的正交导体的表面离散为 N_s 个基本矩形片。在离散模型中,假设每个单元上未知电流和电荷密度为恒定值,则用于扩展电荷密度的基函数为

$$g_m(\boldsymbol{r}) = \begin{cases}\dfrac{1}{S_m} & \boldsymbol{r}\in S_m\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \quad (9)$$

代入得 $\Phi(\boldsymbol{r},\omega)$为

$$\Phi(\boldsymbol{r},\omega) = \sum_{m=1}^{N_s}\left[\frac{1}{4\pi\varepsilon}\cdot\frac{1}{S_m}\int_{S_m}\frac{\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_m|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_m|}\mathrm{d}S_m\right]Q_m(\omega) \quad (10)$$

计算每个矩形片上 $\Phi(\boldsymbol{r},\omega)$的平均值为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{\Phi}_l(\boldsymbol{r}_l,\omega)=\frac{1}{S_l}\int_{S_l}\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{r}_l,\omega)\,\mathrm{d}S_l=\sum_{m=1}^{N_s}\left[\frac{1}{4\pi\varepsilon}\cdot\frac{1}{S_l}\cdot\frac{1}{S_m}\int_{S_l}\int_{S_m}\frac{\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}_l-\boldsymbol{r}_m|}}{|\boldsymbol{r}_l-\boldsymbol{r}_m|}\mathrm{d}S_m\mathrm{d}S_l\right]Q_m(\omega)=P_{lm}(\omega)Q_m(\omega)\qquad l=1,2,\cdots,N_s \tag{11}$$

定义 $P_{lm}(\omega)$ 为电势系数,因此,N_s 个矩形片上的电势和电荷在角频率为 ω 时具有如下关系:

$$\boldsymbol{\Phi}(\omega)=\boldsymbol{P}(\omega)\boldsymbol{Q}(\omega) \tag{12}$$

矩阵 $\boldsymbol{P}$ 称为电势系数矩阵,与频率有关,与位移电流 $\boldsymbol{I}_c(\omega)$ 有如下关系:

$$\boldsymbol{I}_c(\omega)=\mathrm{j}\omega\boldsymbol{Q}(\omega)=\mathrm{j}\omega\boldsymbol{P}(\omega)^{-1}\boldsymbol{\Phi}(\omega) \tag{13}$$

将导体的体积离散为 N_v 个基本正交六面体,并假设 $\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega)$ 在每个体积中是均匀的,用于扩展电流密度的基函数选择为

$$\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})=\begin{cases}\dfrac{\hat{\boldsymbol{u}}_n}{a_n} & \boldsymbol{r}\in V_n\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{14}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{u}}_n$ 为体积中电流方向的单位矢量;a_n 为体积单元的横截面积,相应的权重表示体积中 $\hat{\boldsymbol{u}}_n$ 方向上的电流。

将 $\boldsymbol{f}_n(\boldsymbol{r})$ 代入式(7),应用 Ritz-Galerkin 方法,计算每个体积单元 $\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega)$ 的平均值为

$$\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r}_i,\omega)l_i=\frac{l_iI_i(\omega)}{\sigma a_i}+\Phi_{2i}(\omega)-\Phi_{1i}(\omega)+\frac{\mathrm{j}\omega\mu}{4\pi}\sum_{n=1}^{N_v}\frac{1}{a_i}\cdot\frac{1}{a_n}\int_{V_i}\int_{V_n}\hat{\boldsymbol{u}}_i\cdot\hat{\boldsymbol{u}}_nI_n(\omega)\frac{\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{r}_n|}}{|\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{r}_n|}\mathrm{d}V_n\mathrm{d}V_i\qquad i=1,2,\cdots,N_v \tag{15}$$

式中:$\Phi_{1i}(\omega)$ 和 $\Phi_{2i}(\omega)$ 为体积 V_i 沿 $\hat{\boldsymbol{u}}_i$ 方向的端电势,$\Phi_{2i}(\omega)-\Phi_{1i}(\omega)$ 为体积 V_i 沿 $\hat{\boldsymbol{u}}_i$ 方向的电势差;l_i 为第 i 个单元的长度。

定义部分电感为

$$L_{\mathrm{p},in}=\frac{\mu}{4\pi}\cdot\frac{1}{a_ia_n}\int_{V_i}\int_{V_n}\hat{\boldsymbol{u}}_i\cdot\hat{\boldsymbol{u}}_n\frac{\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_k|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_k|}\mathrm{d}V_n\mathrm{d}V_i \tag{16}$$

则式(15)可以写为

$$\Phi_{1i}(\omega)-\Phi_{2i}(\omega)=V_{0i}(\omega)+R_iI_i+\mathrm{j}\omega\sum_{n=1}^{N_v}L_{\mathrm{p},in}I_n(\omega) \tag{17}$$

$$V_{0i}(\omega)=-\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r}_i,\omega)l_i \tag{18}$$

$$R_i=\frac{l_i}{\sigma a_i} \tag{19}$$

将式(17)写成紧凑形式为

$$-\boldsymbol{A}\boldsymbol{\Phi}(\omega)-\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_L(\omega)-\mathrm{j}\omega\boldsymbol{L}_\mathrm{p}(\omega)\boldsymbol{I}_L(\omega)-\boldsymbol{V}_0(\omega)=0 \tag{20}$$

此即 KVL 在等效电路中的应用。式中:$\boldsymbol{R}$ 为对角矩阵,表示每个基本六面体的电阻;$\boldsymbol{I}_L$ 为流过部分电感上的电流;$\boldsymbol{L}_\mathrm{p}(\omega)$ 为描述磁场的部分电感矩阵;$\boldsymbol{V}_0(\omega)$ 为产生的入射场分布效应的纵向电压源和最终集总的电压源;$\boldsymbol{A}$ 为邻接矩阵,取值为

$$a_{nk}=\begin{cases}1 & \text{电流 } I_n \text{ 流出节点 } k\\ -1 & \text{电流 } I_n \text{ 流入节点 } k\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{21}$$

对连续性方程积分得到

$$\mathrm{j}\omega\boldsymbol{Q}(\omega)-\boldsymbol{A}^\mathrm{T}\boldsymbol{I}_L(\omega)=0 \tag{22}$$

考虑外部电流源 $\boldsymbol{I}_0(\omega)$,并将式(13)代入式(22)得

$$\mathrm{j}\omega\boldsymbol{P}^{-1}(\omega)\boldsymbol{\Phi}(\omega)-\boldsymbol{A}^\mathrm{T}\boldsymbol{I}_L(\omega)=\boldsymbol{I}_0(\omega) \tag{23}$$

联立式(20)、式(23)得频域求解器为

$$\begin{bmatrix}-\boldsymbol{A} & -(\boldsymbol{R}+\mathrm{j}\omega\boldsymbol{L}_\mathrm{p})\\ \mathrm{j}\omega\boldsymbol{P}^{-1} & -\boldsymbol{A}^\mathrm{T}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}\\ \boldsymbol{I}_L\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{V}_0\\ \boldsymbol{I}_0\end{bmatrix} \tag{24}$$

对于电介质,建模时需要考虑体积极化电流,麦克斯韦位移电流方程写为

$$\nabla\cdot\boldsymbol{E}=\frac{\rho^\mathrm{F}+\rho^\mathrm{B}}{\varepsilon_0} \tag{25}$$

式中:$\boldsymbol{E}$ 为电场强度;ε_0 为真空中的介电常数;ρ^F 和 ρ^B 分别为自由电荷密度和束缚电荷密度。

令总电荷密度 $\rho^\mathrm{T}=\rho^\mathrm{F}+\rho^\mathrm{B}$,考虑极化电流后的总电流密度为 $\boldsymbol{J}^\mathrm{T}(\boldsymbol{r},\omega)$,写为

$$\boldsymbol{J}^\mathrm{T}(\boldsymbol{r},\omega)=\boldsymbol{J}^\mathrm{C}(\boldsymbol{r},\omega)+\varepsilon_0(\varepsilon_r-1)\frac{\partial\boldsymbol{E}(\boldsymbol{r},\omega)}{\partial t}=\boldsymbol{J}^\mathrm{C}(\boldsymbol{r},\omega)+\boldsymbol{J}^\mathrm{D}(\boldsymbol{r},\omega) \tag{26}$$

式中:$\boldsymbol{J}^\mathrm{C}(\boldsymbol{r},\omega)$ 为导体电流密度;$\boldsymbol{J}^\mathrm{D}(\boldsymbol{r},\omega)$ 为电介质的电流密度。

对于介电常数为 ε_r 的区域内任一点,电场积分方程为

$$\boldsymbol{E}_0(\boldsymbol{r},\omega)=\boldsymbol{E}(\boldsymbol{r},\omega)+\frac{\mathrm{j}\omega\mu}{4\pi}\int_{V'}\frac{\boldsymbol{J}^\mathrm{T}(\boldsymbol{r}',\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}\mathrm{d}V'-\varepsilon_0(\varepsilon_r-1)\frac{\omega^2\mu}{4\pi}\int_{V'}\frac{\boldsymbol{E}(\boldsymbol{r}',\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}\mathrm{d}V'+\nabla\Phi(\boldsymbol{r},\omega) \tag{27}$$

$$\Phi(\boldsymbol{r},\omega)=\frac{1}{4\pi\varepsilon}\int_{S'}\frac{\rho^\mathrm{T}(\boldsymbol{r}',\omega)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}k|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}'|}\mathrm{d}S' \tag{28}$$

同理,由式(24)得电介质材料 CFRP 等效电路的频域求解器为

$$\begin{bmatrix}-\boldsymbol{A} & -\left(\dfrac{\mathrm{j}\omega\boldsymbol{R}\boldsymbol{C}_\mathrm{e}}{\mathrm{j}\omega\boldsymbol{C}_\mathrm{e}+\boldsymbol{R}}+\mathrm{j}\omega\boldsymbol{L}_\mathrm{p}\right)\\ \mathrm{j}\omega\boldsymbol{P}^{-1} & -\boldsymbol{A}^\mathrm{T}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}\\ \boldsymbol{I}_L\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{V}_0\\ \boldsymbol{I}_0\end{bmatrix} \tag{29}$$

式中:$\boldsymbol{C}_\mathrm{e}=\varepsilon_0(\varepsilon_r-1)a_r/l_r$ 为残余电容,a_r 和 l_r 分别为体积单元的截面积和长度。

2　接地回流网络结构建模

2.1　复合材料飞机接地回流网络结构模型

复合材料飞机接地回流网络主要由金属导轨

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

和复合材料蒙皮搭接而成,金属导轨由铝制成,机身复合材料通常为 CFRP。以 1 块复合材料板和 4 根金属导轨搭接成的接地回流网络模型作为研究对象(见图 1),来模拟金属导轨与复合材料蒙皮间的搭接。以导轨端口 1、2 间的阻抗为例,计算金属接地回流网络在不同参数、结构下的阻抗。

图 1 中各结构材料的相关电磁参数设置如表 1所示,各部件外部尺寸参数如表 2 所示,金属导轨的截面积为 600 mm^2。

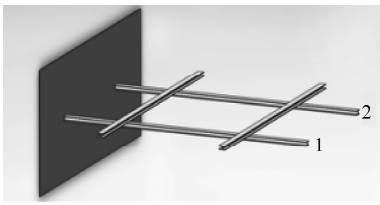


图 1 复合材料蒙皮与金属接地回流网络搭接模型

Fig. 1 Overlap model of composite material skin and metal grounded return network

表 1 材料对应电磁参数

Table 1 Electromagnetic parameters of materials

材料	电导率/(S·m^{-1})	相对磁导率/(H·m^{-1})
铝	3.77×10^7	1.0
CFRP	2×10^4	1.0

表 2 部件外部尺寸

Table 2 External dimensions of components

部件	长/mm	宽/mm	高/mm
金属导轨	2 000	50	30
复合材料板	2 000	1 000	4

2.2 复合材料飞机接地回流网络 PEEC 模型

根据体积内部剖分体单元为长方体、体积表面剖分面单元为长方形的剖分原则,进行网格划分,针对如图 2 所示的 2 个相邻导体单元建立 PEEC 模型,根据式(23)和式(26)中各元件之间的数值关系,得到 2 个相邻导体单元的部分元等效电路,如图 3 所示。

CFRP 电阻率并不是特别高,不能称为绝缘体,但能发生极化过程。考虑体积极化电流,相应的等效电路如图 4 所示。

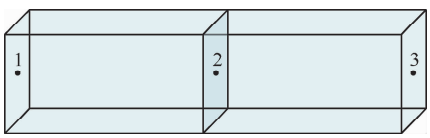


图 2 经过网格划分后的 2 个相邻导体单元示意图

Fig. 2 Schematic diagram of two adjacent conductor elements after meshing

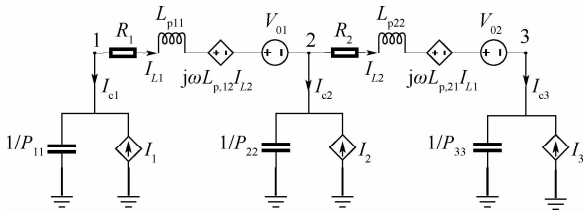


图 3 两个相邻导体单元的 PEEC 等效电路

Fig. 3 PEEC equivalent circuit of two adjacent conductor units

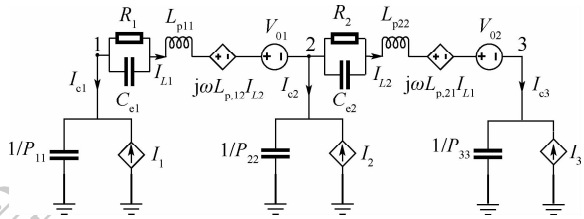


图 4 两个相邻电介质单元的 PEEC 等效电路

Fig. 4 PEEC equivalent circuit of two adjacent dielectric units

3 可行性验证

以图 1 中金属铝导轨作为验证模型,导轨长 2 m,厚度均匀,截面形状为工字形,各部分尺寸如图 5 所示。

对导轨进行相同的网格剖分,最高频率设置为 1 MHz,分别运用 PEEC 法、矩量法、有限元法 3 种方法计算导轨两端的阻抗,在相同硬件条件下耗时分别为 700 s、1 000 s、1 900 s,实部计算结果如图 6 所示。

根据公式 $R=\delta l/s$ 计算直流电阻值,δ、l、s 分别为材料电阻率、长度、横截面积,得其直流电阻

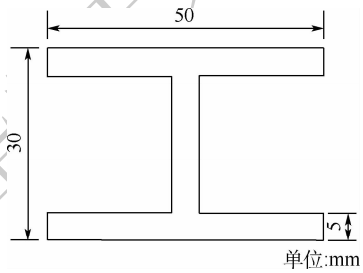


图 5 金属导轨截面形状及尺寸

Fig. 5 Cross-sectional shape and size of metal bar

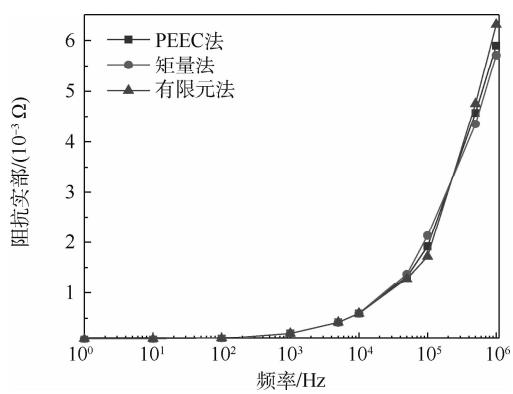


图 6 三种方法计算结果对比

Fig. 6 Comparison of calculation results among three methods

北航学报 赠阅

值约为 $R=8.8417\times10^{-5}\ \Omega$,该值与 3 种方法在频率为 0 时的计算结果一致。图 6 计算结果表明,在低频段($f<10^4$ Hz)时,3 种方法的计算结果具有较好的一致性,但随着频率的增大,集肤效应使得导体有效截面积减小,交流阻抗值逐渐增大。PEEC 法与有限元法和矩量法在高频段的计算结果近似,但计算速度明显较快。综合来讲,PEEC 法在计算精度和速度方面具有一定的优越性。

PEEC 法计算出的金属导轨直流电阻值、阻抗实部值、电抗值及阻抗模值分别如图 7 所示。

通过将图 7 中计算结果与文献[27]进行对比,阻抗各部分计算值基本一致,验证了方法的适用性及仿真结果的正确性。

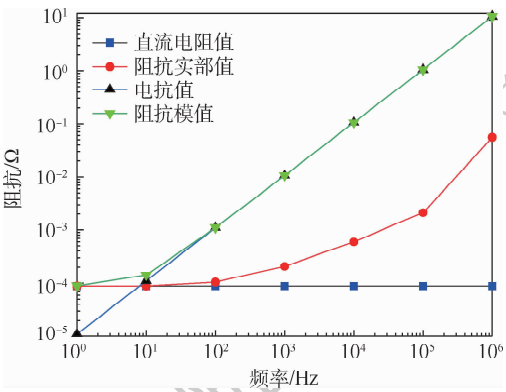


图 7　金属导轨阻抗计算结果

Fig. 7　Calculation results of metal bar impedance

4　接地回流网络阻抗计算

为了研究搭接复合材料蒙皮电导率及金属导轨截面形状对接地回流网络阻抗的影响,将仿真项目分成 4 组,相关参数设置如表 3 所示。

表 3　仿真项目及相关参数设置

Table 3　Simulation project and related parameter setting

项目名称	金属导轨截面形状	搭接的 CFRP 电导率/(S·m^{-1})
A	工字形	
B	工字形	20 000
C	工字形	2 000
D	正方形	20 000

4.1　复合材料蒙皮对接地回流网络阻抗的影响

对等效电路进行计算,当频率为 0 时,图 1 中金属导轨接地回流网络不搭接复合材料蒙皮时,算得导轨端口 1、2 间的阻抗值约为 $7.737\times10^{-5}\ \Omega$。根据公式 $R=\delta l/s$ 计算直流电阻值,得导轨端口 1、2 间的直流电阻值为 $3.5R=7.7365\times10^{-5}\ \Omega$,公式计算结果与 PEEC 法计算结果接近相等,且与文献[27]中直流电阻值计算结果一致,再次验证了方法的正确性。对比金属导轨接地回流网络搭接复合材料蒙皮前后相同导轨端口间的计算值,结果如图 8 所示。

图 8 计算结果表明,随着频率的升高,金属导轨搭接复合材料蒙皮在一定程度上增大了端口间的交流电阻值,阻抗模值在金属导轨搭接复合材料蒙皮后略有减小。

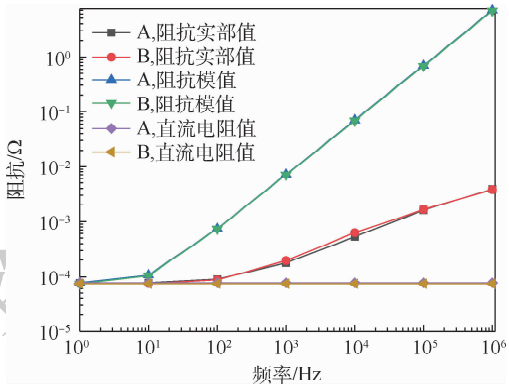


图 8　搭接复合材料蒙皮前后阻抗计算结果

Fig. 8　Impedance calculation results of overlapped and non-lapped composite material skin

4.2　复合材料电导率对接地回流网络阻抗的影响

将图 3 中复合材料蒙皮的电导率减小为 2 000 S/m,其他条件不变,计算导轨端口 1、2 间的阻抗值,并于复合材料蒙皮电导率为 20 000 S/m 时作对比,结果如图 9 所示。

图 9 计算结果表明,减小搭接复合材料蒙皮的电导率,高频时交流电阻值有所增大,阻抗模值也相应增大。

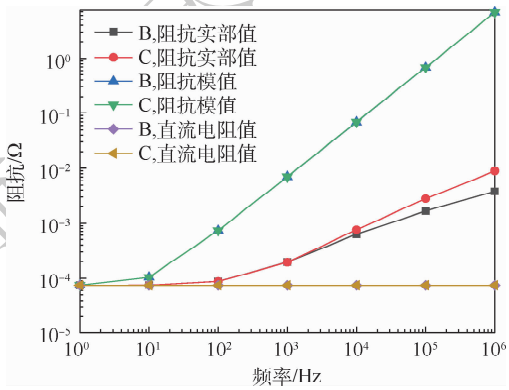


图 9　搭接不同电导率的复合材料蒙皮的阻抗计算结果

Fig. 9　Impedance calculation results of overlapped composite material skin with different conductivity

4.3　金属导轨截面形状对接地回流网络阻抗的影响

将图 3 中工字形金属导轨截面改为同等面积的正方形,其他条件不变,计算导轨端口 1、2 间的阻抗值,并与工字形截面金属导轨作对比,结果如图 10所示。

北航学报 赠阅

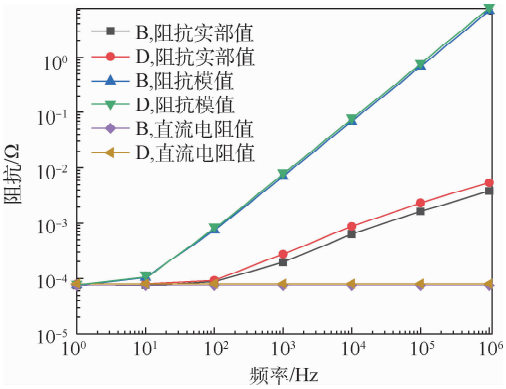


图 10 不同截面形状金属导轨的阻抗计算结果

Fig. 10 Impedance calculation results of different cross-sectional shapes of metal bar

从图 10 中结果可以看出,由于项目 B、D 中金属导轨的截面积和搭接的复合材料蒙皮电导率相同,得到的导轨端口 1、2 的直流电阻值也完全一致,这与公式计算结果及相关电路原理相符合,且正方形截面的金属导轨阻抗明显比工字形截面大。

为了更直观地表示不同参数对接地回流网络阻抗的影响,将频域阻抗模值列出,如表 4 所示。

表 4 中阻抗模值的计算结果表明,金属导轨搭接复合材料蒙皮会使接地回流网络 1、2 节点间阻抗值略有减小;复合材料蒙皮电导率的减小会增大相应的阻抗值;相同条件下正方形截面导轨比工字形截面导轨的阻抗值大。

表 4 不同参数设置下的节点间阻抗值

Table 4 Impedance between nodes under different parameter settings

频率/Hz	阻抗/Ω			
	A	B	C	D
0	7.737×10^{-5}	7.426×10^{-5}	7.427×10^{-5}	7.426×10^{-5}
10^0	7.773×10^{-5}	7.463×10^{-5}	7.464×10^{-5}	8.037×10^{-5}
10^1	1.079×10^{-4}	1.048×10^{-4}	1.048×10^{-4}	1.175×10^{-4}
10^2	7.460×10^{-4}	7.325×10^{-4}	7.326×10^{-4}	8.586×10^{-4}
10^3	7.157×10^{-3}	7.017×10^{-3}	7.030×10^{-3}	8.191×10^{-3}
10^4	7.064×10^{-2}	6.882×10^{-2}	6.930×10^{-2}	7.983×10^{-2}
10^5	7.024×10^{-1}	6.841×10^{-1}	6.843×10^{-1}	7.926×10^{-1}
10^6	7.015	6.832	6.834	7.913

5 接地回流网络不同接地点间阻抗

将 8 块长、宽、厚分别为 20 000 mm、2 000 mm、4 mm 的复合材料板拼接成的筒状结构,用来模拟飞机蒙皮的大致形状。座舱底部铝制接地回流网络是由 20 个图 1 中井字形网格拼接而成,总长为 20 m,宽为 4 m。其中,金属导轨之间、复合材料蒙皮之间及金属导轨与复合材料蒙皮之间均进行了良好的电气连接。整体搭接模型如图 11 所示。

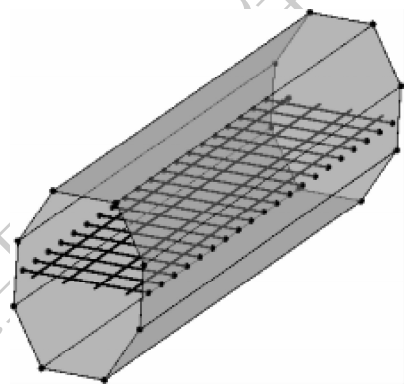


图 11 复合材料蒙皮与接地回流网络搭接模型

Fig. 11 Overlap model of composite material skin and grounded return network

为了清晰地表示不同节点,将图 11 接地回流网络进行编号,纵向 4 根长导轨分别标为 a、b、c、d,横向 20 根短导轨分别记为 1,2,…,20。整个接地回流网络共 80 个节点,每个节点均有各自的编号,如 a1 表示导轨 a 与导轨 1 之间相交产生的节点,b1 表示导轨 b 与导轨 1 之间相交产生的节点,定义 a1b1 为两节点间的阻抗。

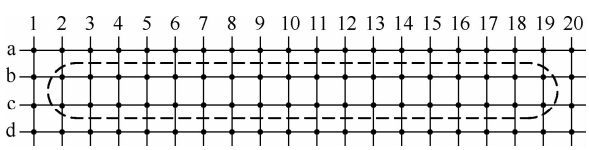


图 12 接地回流网络平面示意图

Fig. 12 Schematic diagram of grounded return network

由于节点数量较多,在计算节点间阻抗前对其进行分类,将所有节点分为边界节点和内部节点。如图 12 所示,虚线内的节点为内部节点,虚线外的节点为边界节点。

相应的,将节点间阻抗分成 3 类,分别为边界节点与边界节点间的阻抗、边界节点与内部节点间的阻抗、内部节点与内部节点间的阻抗。各类节点间的阻抗计算结果如图 13 ~ 图 15 所示。

北航学报 赠阅

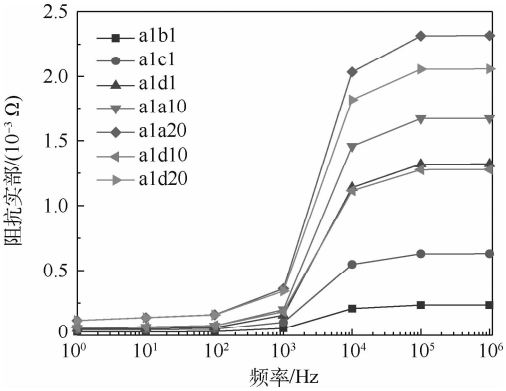


图 13　边界节点与边界节点间的阻抗

Fig. 13　Impedance between boundary nodes

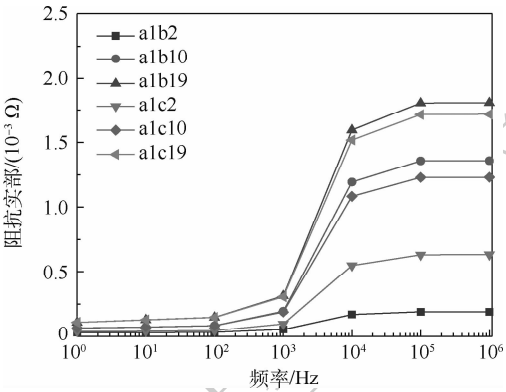


图 14　边界节点与内部节点间的阻抗

Fig. 14　Impedance between boundary node and internal node

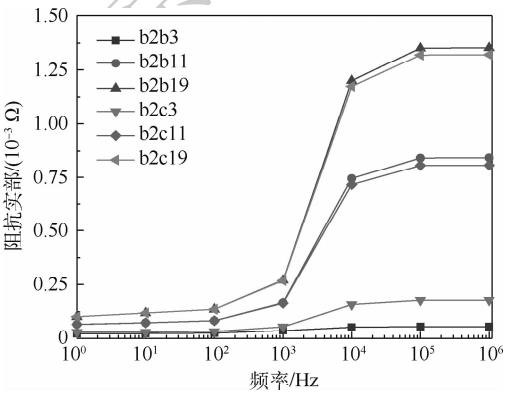


图 15　内部节点与内部节点间的阻抗

Fig. 15　Impedance between internal nodes

通过对比不同类型节点间阻抗计算结果表明,距离相当的 2 个节点间阻抗值,当节点均处于边界时节点间的阻抗值最大,节点均在内部时节点间的阻抗值最小。

6　结　论

通过对复合材料飞机接地回流网络在不同参数、结构情况下阻抗值的对比分析,以及阻抗值的影响因素分析,得到如下主要结论:

1) 搭接复合材料蒙皮会在一定程度上减小接地回流网络节点间的阻抗,当复合材料蒙皮与金属导轨接地回流网络处于固定搭接方式下,这种效应随着复合材料蒙皮的电导率的增大变得更加明显。因此,电导率更大的复合材料,对于复合材料飞机接地系统的安全性和经济性更加有利。

2) 在金属导轨截面积不变的情况下,截面形状对金属接地回流网络阻抗的影响较大。计算结果表明,截面为工字形的金属导轨阻抗值比同等截面积的正方形导轨小。

3) 在满足安装及工作位置的前提下,将相关电气设备的接地点选在内部节点所处的位置上,有利于减小接地点间的阻抗。

致谢　感谢航空机电系统测试与故障诊断实验室各位老师及同学在本文理论探讨、实验仿真及写作过程中提出的宝贵建议和提供的帮助。

参考文献(References)

[1] 顾轶卓,李敏,李艳霞,等. 飞行器结构用复合材料制造技术与工艺理论进展[J]. 航空学报,2015,36(8):2773-2797.
GU Y Z, LI M, LI Y X, et al. Progress on manufacturing technology and process theory of aircraft composite structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2773-2797(in Chinese).

[2] ZHAO D Z, ZHANG M, ZHU M, et al. Review on the electrical resistance/conductivity of carbon fiber reinforced polymer[J]. Applied Sciences, 2019, 9(11): 2390-2414.

[3] JONES C, SZTYKIEL M, PEÑA-ALZOLA R, et al. Grounding topologies for resilient, integrated composite electrical power systems for future aircraft applications[C]// Propulsion and Energy Forum. Reston: AIAA, 2019, 6: 402-416.

[4] CALADO E A, LEITE M, SILVA A. Selecting composite materials considering cost and environmental impact in the early phases of aircraft structure design[J]. Journal of Cleaner Production, 2018, 186: 113-122.

[5] KARCH C, METZNER C. Lightning protection of carbon fibre reinforced plastics-An overview[C]// International Conference on Lightning Protection(ICLP). Piscataway: IEEE Press, 2016, 77: 441-448.

[6] 刘锐,张丽. 复合材料飞机电搭接/接地研究[J]. 航空科学技术,2016(8):31-35.
LIU R, ZHANG L. Research on electrical lap/grounding of composite aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2016(8): 31-35(in Chinese).

[7] 张宇. 复合材料飞机的电流回路接地技术研究[J]. 航空科学技术,2011(6):27-30.
ZHANG Y. Research on current loop grounding technology of composite aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(6): 27-30(in Chinese).

[8] BANDINELLI M, MORI A, BERCIGLI M, et al. A surface PEEC formulation for the analysis of electrical networks in airplanes[C]// International Symposium on Electromagnetic Com-

北航学报 赠阅

patibility (EMC). Piscataway: IEEE Press, 2013, 11: 694-700.

[9] JONES C E, NORMAN P J, GALLOWAY S J, et al. Electrical model of carbon fibre reinforced polymers for the development of electrical protection systems for more-electric aircraft[C]// European Conference on Power Electronics and Applications. Karlsruhe: ECCE, 2016, 7: 300-309.

[10] SAEEDIZADEH N, KERMANI S, RABBANI H. A comparison between the hp-version of finite element method with EIDORS for electrical impedance tomography[J]. Journal of Medical Signals and Sensors, 2011, 1(3): 7-16.

[11] ZHANG X Y, XU G Z, ZHANG S, et al. A numerical computation forward problem model of electrical impedance tomography based on generalized finite element method[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2014, 50(2): 1045-1048.

[12] DU X L, ZOU J, WANG Z X. Calculation of the impedance of a rail track with earth return for the high-speed railway signal circuit using finite-element method[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2015, 51(3): 1-4.

[13] HARRINGTON R F, HARRINGTON J L. Field computation by moment methods[M]. Oxford: Oxford University Press, 1966.

[14] 蒋欣, 王宝发. 阻抗条缩减边缘散射优化模型研究[J]. 航空学报, 2001, 22(S1): 93-97.
JIANG X, WANG B F. Study of optimal model of reducing impedance strip edge scattering[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(S1): 93-97(in Chinese).

[15] 赵宇. 基于积分方程的互连参数提取方法及其快速算法[D]. 上海: 上海交通大学, 2018: 23-117.
ZHAO Y. Extraction method of interconnection parameters based on integral equation and its fast algorithm[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018: 23-117(in Chinese).

[16] LI M, FRANCAVILLA M A, VIPIANA F, et al. A doubly hierarchical MoM for high-fidelity modeling of multiscale structures[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2014, 56(5): 1103-1111.

[17] ARIANOS S, FRANCAVILLA M A, RIGHERO M, et al. Evaluation of the modeling of an EM illumination on an aircraft cable harness[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2014, 56(4): 844-853.

[18] RUEHLI A E. Inductance calculations in a complex integrated circuit environment[J]. IBM Journal of Research and Development, 1972, 16(5): 470-481.

[19] RUEHLI A E, BRENNAN P A. Efficient capacitance calculations for three dimensional multiconductor systems[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1973, 21(2): 76-82.

[20] RUEHLI A E, HEEB H. Circuit models for three dimensional geometries including dielectrics[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1974, 22(3): 216-221.

[21] RUEHLI A E. Equivalent circuit models for three dimensional multiconductor systems[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1992, 40(7): 1507-1516.

[22] 丛国瑞. 基于部分元等效电路的电磁建模方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011: 17-30.
CONG G R. Research on electromagnetic modeling method based on partial element equivalent circuit[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 17-30(in Chinese).

[23] 龙海波. 三维全媒质体系的部分元等效电路法及其建模[D]. 北京: 清华大学, 2005: 24-70.
LONG H B. Partial element equivalent circuit method and modeling of 3D all media system[D]. Beijing: Tsinghua University, 2005: 24-70(in Chinese).

[24] 张筱. 基于等效原理的 PEEC 建模研究[D]. 北京: 清华大学, 2009: 24-113.
ZHANG X. Research on PEEC modeling based on equivalent principle[D]. Beijing: Tsinghua University, 2009: 24-113(in Chinese).

[25] TORCHIO R. A volume PEEC formulation based on the cell method for electromagnetic problems from low to high frequency[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2019, 12(67): 7452-7465.

[26] BANDINELLI M, MORI A, GALGANI G, et al. A surface PEEC formulation for high-fidelity analysis of the current return networks in composite aircrafts[J]. IEEE Transactions on Electromagnetic Compatibility, 2015, 57(5): 1027-1036.

[27] BANDINELLI M, ANTONINI G, MORI A, et al. Surface PEEC formulation for optimizing electrical network in airplane composite structures[C]// EMC Europe, 2012: 1-29.

作者简介:

刘建英 女, 硕士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 多电飞机电力系统。

杨占刚 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 多电飞机电力系统。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Modeling and impedance analysis of composite material aircraft grounded return network

LIU Jianying, SUI Zheng, ZHANG Qihao, YANG Zhangang*

(College of Electronic Information and Automation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To ensure flight safety, a metal current return network is added for composite material aircraft to meet the grounding requirements of the electrical system on board. For the calculation problem of the impedance of the composite material and the metal current return network, a Partial Element Equivalent Circuit (PEEC) method is used based on conductors and dielectrics. The grounded reflux network is modeled including metal bar and composite material skin to calculate the impedance under different parameters and structures as well as the impedance between any nodes, and the influence of some component parameters on the impedance value is analyzed. The simulation calculation results verify the applicability of the algorithm in this paper and the correctness of calculation results, and provide further references for the composite material aircraft grounded reflux network in terms of fault management and electrical protection system design.

Keywords: composite material aircraft; grounding; current return network; impedance; Partial Element Equivalent Ciruit (PEEC) method

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-05; **Accepted**: 2020-06-06; **Published online**: 2020-08-06 08:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200805.1841.011.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (20170267002); the Fundamental Research Funds of the Central Universities (3122018D005); Funding for the University Innovation Team Training Program of Tianjin (TD13-5071)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0058

改进自适应人工免疫算法求解函数优化问题

全下文载

孟亚峰[1], 王涛[2,*], 李泽西[3], 蔡金燕[1], 朱赛[1], 韩春辉[1]
陆军工程大学 电子与光学工程系, 石家庄 050003; 2. 中国人民解放军 63769 部队, 西安 710000;
3. 陆军装备部驻西安地区军事代表局, 西安 710000)

摘 要: 为克服经典人工免疫算法(AIA)在函数优化过程中存在的计算量大、收敛精度不高和收敛速度较慢等不足,引入多个自适应免疫算子,提出了一种改进自适应人工免疫算法(IAAIA)。在经典人工免疫算法中,引入迭代次数对抗体激励度计算算子进行自适应设计,引入种群抗体平均激励度与抗体激励度对免疫选择算子、克隆算子、变异算子与克隆抑制算子进行自适应设计,提升人工免疫算法的收敛速度、收敛精度和稳定性。选择 9 个典型测试函数作为实验对象,同时选择 4 种典型人工免疫算法作为对比算法优化实验函数,对比实验结果表明了改进的自适应人工免疫算法在求解函数优化问题的有效性和优越性。

关 键 词: 人工免疫算法(AIA); 免疫系统; 自适应; 免疫算子; 函数优化
中图分类号: TP183; O232
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0894-10

人工免疫系统(Artificial Immune System, AIS)是一类基于生物免疫系统的原理、功能、基本特征及相关免疫学说理论而建立的用于解决各种复杂工程和优化问题的计算智能系统[1]。目前,关于 AIS 的研究主要集中在人工免疫模型的设计、算法的构建及其应用,随着研究的深入,AIS 已经快速成为人工智能研究的一个重要方向[2]。

人工免疫算法(Artificial Immune Algorithm, AIA)是研究人员模拟生物系统中的免疫原理,结合生物基因的进化过程设计出的一种新型智能优化算法[3]。与其他算法进行对比,AIA 能够产生并保持种群的多样性,克服了一般寻优过程中不可避免的“早熟”问题,可以得到待优化问题的全局最优解。AIA 具有自适应性、随机性、并行性、全局收敛性、种群多样性等特点[4],在非线性最优化[5]、组合优化[6]、模式识别[7]、网络安全[8]、控制工程[9]、故障诊断[10]、图像处理[11]等诸多领域得到了广泛的应用。

经典 AIA 用于函数问题求解过程时相对于其他群智能算法也存在不能稳定收敛到全局最优解、算法运行后期收敛速度和精度不断下降等不足。针对 AIA 存在的不足,研究人员开展了相关研究。文献[12]在 AIA 中引入平行搜索策略,有效提高了算法搜索的速度和精度。文献[13]提出了一种分布式 AIS 模型——塔式主从模型,进而设计了一种分布式 AIA,有效解决了大规模复杂优化问题。文献[14]通过分析现有克隆选择算法的抗体行为特征,提出了一种动态免疫克隆算法,在算法前期提高收敛速度,在收敛后期提高收敛精度和全局收索能力。文献[15]在 AIA 中引入全局引导搜索方程,有效提高了算法的开发能力,进而提高了算法的收敛精度。文献[16]在分析差分进化算法特性的基础上,引入 AIA 操

收稿日期: 2020-02-28; **录用日期**: 2020-07-10; **网络出版时间**: 2021-01-13 10:12
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1209.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(61601495)
* **通信作者**. E-mail: wangtao920110@126.com

引用格式: 孟亚峰, 王涛, 李泽西, 等. 改进自适应人工免疫算法求解函数优化问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 894-903. MENG Y F, WANG T, LI Z X, et al. Improved adaptive artificial immune algorithm for solving function optimization problems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 894-903 (in Chinese).

北航学报 赠阅

作,提出了自适应选择搜索方程的策略,有效提高了算法跳出局部最优解的能力。文献[5]设计了一种种群规模小、结构简单和可调参数少的非主从模式的微免疫算法,并用于非线性区间数问题的优化,有效降低了算法计算复杂度。文献[17]为了提高人工蜂群算法优化过程的性能,引入子种群的概念和 AIA,提出了一种基于分布式精英进化模型的人工蜂群免疫算法,通过启发式人工蜂群操作提高算法收敛速度,通过免疫克隆操作提高算法的收敛精度和全局收敛能力。文献[18]采用个体字符串编码,通过信息熵法计算抗体亲和度,可变阈值选择算子、郭涛精英变异和自适应变异概率算子,提高了种群多样性和收敛性,减少了时间复杂度,提高了计算效率。文献[19]采用随机生成法和人工构造法创建2 个初始种群,采用 2 种不同的选择、交叉、变异操作进行进化,采用新移民算子进行种群间信息交换,进一步增加种群多样性,提高搜索效率。

随着算法的广泛应用与研究的不断深入,AIA 用于复杂函数优化问题求解时在收敛速度、收敛精度和稳定性等方面都有了很大的提高。然而,现有 AIA 求解复杂函数优化问题时仍存在收敛速度不快、收敛精度不高和不稳定等不足。因此,在典型 AIA 的基础上,本文结合算法迭代次数设计自适应抗体激励度计算算子,结合抗体激励度对选择算子、克隆算子、变异算子和克隆抑制算子进行自适应设计,提出了一种改进自适应人工免疫算法(Improved Adaptive Artificial Immune Algorithm, IAAIA)提高算法的收敛速度、收敛精度和稳定性。选择 4 种典型 AIA 作为算法对比对象,通过对 9 个典型测试函数进行 30 次独立优化实验,分析对比实验结果表明,IAAIA 能够有效求解复杂函数优化问题,同时提高算法求解函数问题的效率。

1　人工免疫算法

AIA 是一种受生物免疫机理启发而提出的新型智能启发式随机搜索算法[20]。在 AIA 中,待优化的问题等效于免疫系统中抗原,待优化问题的可行解等效于免疫系统的抗体,可行解的好坏等效于免疫系统中抗体与抗原的亲和度。AIA 是对生物免疫系统机理抽象而来的,算法与免疫系统中的生物概念间的对应关系如表 1 所示。

由上述对应关系,AIA 的基本流程如图 1 所示[21],具体如下:

表 1　人工免疫算法与生物免疫系统中生物概念间对应关系

Table 1　Biology concept corresponding relationship between AIA and biology immune system

生物免疫系统中生物概念	AIA
抗原	待优化问题
抗体	可行解
亲和度	可行解的质量
细胞活化	免疫选择
细胞分化	克隆
亲和度成熟	变异
克隆抑制	克隆抑制
维持动态平衡	种群刷新

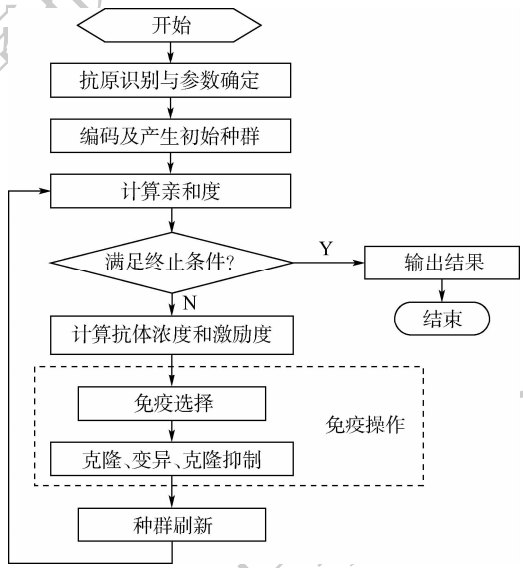


图 1　人工免疫算法的流程[21]

Fig. 1　Flowchart of AIA[21]

步骤 1　抗原识别与参数确定。即对待优化问题进行预先分析,判断该问题能否进行优化,选择符合算法的亲和度函数,明确问题的约束条件。同时,根据问题的预先分析,对 AIA 运行过程中的各个参数取值进行确定。

步骤 2　种群初始化。根据优化问题的先验知识产生初始抗体种群。

步骤 3　亲和度计算。将种群中的抗体代入亲和度计算函数值计算每个抗体的亲和度。

步骤 4　终止条件的判断。如果算法终止条件满足,则算法迭代结束,得到问题的可行解;反之继续算法寻优。

步骤 5　抗体浓度和激励度的评估。

步骤 6　执行免疫操作。主要开展抗体的选择操作、克隆操作、变异操作及克隆抑制操作。选择操作即选择种群中准备进行克隆操作的抗体;克隆操作即对选择操作选择的抗体进行复制;变异操作即对克隆操作产生的抗体群进行突变;克隆抑制操作即对突变后的抗体群进行再选择,保

北航学报 赠阅

留亲和度高的抗体。

步骤 7 种群刷新。剔除当前种群中激励度较低的抗体，利用随机产生的新抗体进行替代，从而产生一个新种群，并开始执行步骤 3。

2 改进的自适应人工免疫算法

文献[12-17, 22-24]研究成果表明，AIA 能够有效地解决函数优化问题，同时也能提高问题解决的精度和速度。然而，算法在求解过程中也存在计算量大、收敛速度不快等不足。因此，在 AIA 中，根据迭代次数、抗体激励度、抗体平均激励度等参数，对算法中的免疫算子进行自适应设计，各个自适应免疫算子的具体设计如下。

1）亲和度计算算子

人工免疫系统中的亲和度主要是指抗体与抗原间的结合强度，与遗传算法中的适应度相类似。亲和度的评价算子通常是一个函数 $f_{\text{aff}}(x): S \in \boldsymbol{R}$，$S$ 为问题的可行解区间。函数的输入为抗体个体，输出即为亲和度的评价结果。

亲和度的评价与具体问题相关，针对不同的优化问题，根据问题特点定义亲和度函数。在函数优化问题中，可以用函数值或对函数值的简单处理作为亲和度评价，对于组合优化问题，则需要实际问题实际分析。

抗体间也存在亲和度的概念，抗体间亲和度表征了抗体之间的相似程度，其是判定抗体浓度的基础。抗体间亲和度通常通过抗体向量之间的欧氏距离来计算：

$$f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j) = \sqrt{\sum_{l=1}^{L} (\boldsymbol{A}_{i,l} - \boldsymbol{A}_{j,l})^2} \tag{1}$$

式中：$f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j)$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 与抗体 $\boldsymbol{A}_j$ 间的亲和度；$\boldsymbol{A}_{i,l}$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 第 l 维，$\boldsymbol{A}_{j,l}$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_j$ 的第 l 维；L 为抗体编码总维数。

2）抗体浓度计算算子

抗体浓度是评估种群中各个抗体多样性好坏的指标。抗体浓度定义为

$$f_{\text{den}}(\boldsymbol{A}_i) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^{N} S(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j) \tag{2}$$

式中：$f_{\text{den}}(\boldsymbol{A}_i)$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 的浓度；N 为种群规模；$S(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j)$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 和抗体 $\boldsymbol{A}_j$ 间的相似度，即

$$S(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j) = \begin{cases} 1 & \dfrac{f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j)}{L} < \delta \\ 0 & \dfrac{f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i, \boldsymbol{A}_j)}{L} \geqslant \delta \end{cases} \tag{3}$$

其中：δ 为预先设定的相似度阈值，一般选用较为接近 1 的值 0.9。

3）自适应激励度计算算子

抗体的激励度是评估其质量的综合指标，需要同时考虑抗体的亲和度和浓度[13,17,24]。亲和度越大且浓度越低的抗体具有更高的激励度，则抗体的激励度算子为

$$f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i) = \beta \frac{f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i)}{\sum_{i=1}^{N} f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i)} + (1-\beta) \frac{f_{\text{den}}(\boldsymbol{A}_i)}{\sum_{i=1}^{N} f_{\text{den}}(\boldsymbol{A}_i)} \tag{4}$$

式中：$f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i)$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 的激励度；β 为亲和度权重系数，且

$$\beta = 1 - \frac{0.2G}{G_{\max}} \tag{5}$$

其中：G 为当前迭代代数；$G_{\max}$ 为最大迭代代数。

4）自适应免疫选择算子

选择操作即在当前种群中选择哪些抗体进入克隆操作。为了更快得到问题的可行解，应该选择激励度更高的个体进入克隆操作。因此，通过计算当前种群抗体的平均激励度，通过对比种群中抗体激励度与种群抗体平均激励度的大小，选择激励度大的抗体进入克隆操作。

$$f_{\text{avgsim}}(G) = \frac{\sum_{i=1}^{N} f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i)}{N} \tag{6}$$

式中：$f_{\text{avgsim}}(G)$ 为第 G 代抗体的平均激励度。

比较第 G 代抗体激励度 $f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i)$ 与 $f_{\text{avgsim}}(G)$ 的大小关系，则第 G 代进入克隆选择操作的抗体集为

$$\boldsymbol{M}(G) = \begin{cases} \boldsymbol{A}_i & f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i) \geqslant f_{\text{avgsim}}(G) \\ \varnothing & f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i) < f_{\text{avgsim}}(G) \end{cases} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{M}(G)$ 为第 G 代抗体中被选进入克隆选择操作的抗体集。

5）自适应克隆算子

克隆操作即对经过选择操作选择的抗体进行一定数目的复制。克隆操作过程最重要的是确定被选择抗体的克隆数目，抗体克隆数目根据抗体的质量进行动态确定能够有效提高算法的效率。根据被选择抗体激励度的不同[14]，自适应克隆算子设计为

$$C(\boldsymbol{A}_i) = \text{round}\left(\frac{w f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i)}{\sum_{i=1}^{\text{CL}} f_{\text{sim}}(\boldsymbol{A}_i)} + b \right) \tag{8}$$

式中：$C(\boldsymbol{A}_i)$ 为抗体 $\boldsymbol{A}_i$ 克隆后的数目；round(·) 为取整函数；CL 为待克隆抗体种群规模；w 为克隆系数；b 为大于 1 的常数，保证每个抗体都有一定的克隆数量。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

6）自适应变异算子

变异操作即在克隆后的抗体群中产生亲和度突变,提升算法局部搜索能力。抗体的变异操作能够产生有潜力的抗体,变异算子对于提高算法的性能具有重要作用[13-14,17],因此自适应变异算子设计为

$$\boldsymbol{A}'_{i,j}=\begin{cases}\left(\boldsymbol{A}_{i,j}-\dfrac{\boldsymbol{A}_{i,j}-\boldsymbol{A}_{\max,j}}{\boldsymbol{A}_{\min,j}-\boldsymbol{A}_{\max,j}}\cdot r\right)\times(1+\gamma_i) & \text{rand}\geqslant 0.5\\ \left(\boldsymbol{A}_{i,j}+\dfrac{\boldsymbol{A}_{\min,j}-\boldsymbol{A}_{i,j}}{\boldsymbol{A}_{\min,j}-\boldsymbol{A}_{\max,j}}\cdot r\right)\times(1+N(0,1)) & \text{rand}<0.5\end{cases}\tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{A}'_{i,j}$为变异后抗体 $\boldsymbol{A}'_i$ 的第 j 维;$r=1-\text{rand}^{(1-G/G_{\max})^2}$;$\gamma_i$ 为[-1,1]间服从均匀分布的随机变量;$N(0,1)$为服从标准正态分布的高斯变量;$\boldsymbol{A}_{\max,j}$为克隆抗体种群中激励度值最大抗体 $\boldsymbol{A}_{\max}$的第 j 维;$\boldsymbol{A}_{\min,j}$为克隆抗体种群中激励度值最小抗体 $\boldsymbol{A}_{\min}$的第 j 维;rand 为[0,1]间服从均匀分布的随机变量。

7）自适应克隆抑制算子

克隆抑制操作主要是在经过克隆和变异后的抗体群中选择亲和度高的抗体进入新种群,抑制亲和度低的抗体。设第 G 代抗体种群为 $\boldsymbol{A}(G)$,经克隆与变异后的抗体集合为 $\boldsymbol{A}'(G)$,经过克隆抑制后的抗体进入下一代种群 $\boldsymbol{A}(G+1)$,经克隆抑制操作后抗体集合 $\boldsymbol{B}(G)$ 中的第 i 个抗体 $\boldsymbol{B}_i(G)$为

$$\boldsymbol{B}_i(G)=\max(f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}'_i(G)))\tag{10}$$

$\boldsymbol{A}(G+1)$中的第 i 个抗体 $\boldsymbol{A}_i(G+1)$为

$$\boldsymbol{A}_i(G+1)=\begin{cases}\boldsymbol{B}_i(G) & U(0,1)\leqslant p_j\\ \boldsymbol{A}_i(G) & \text{其他}\end{cases}\tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{A}_i(G)$表示 $\boldsymbol{A}(G)$中的第 i 个抗体;$U(0,1)$表示[0,1]内的随机实数;p_j 的取值规则如下:

如果 $f_{\text{aff}}(\boldsymbol{B}_i(G))\leqslant f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i(G))$,且 $\boldsymbol{A}_i(G)$是当前种群中的最优抗体,则

$$p_j=0\tag{12}$$

如果 $f_{\text{aff}}(\boldsymbol{B}_i(G))>f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i(G))$,则

$$p_j=1\tag{13}$$

如果 $f_{\text{aff}}(\boldsymbol{B}_i(G))\leqslant f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i(G))$,且 $\boldsymbol{A}_i(G)$不是当前种群中的最优抗体,则

$$p_j=\exp\left(-\frac{f_{\text{aff}}(\boldsymbol{A}_i(G))-f_{\text{aff}}(\boldsymbol{B}_i(G))}{\gamma}\right)\tag{14}$$

式中:$\gamma>0$ 为与种群多样性有关的值,一般多样性越好,γ 取值越大,反之越小。

8）种群刷新算子

种群刷新操作即剔除当前种群中激励度较低的抗体,采用随机产生的新抗体进行代替。种群刷新操作能保持抗体的多样性,同时提升算法的全局寻优能力,有利于探索新的可行解空间区域。

3　仿真实验

本文采用 MATLAB R2011a 进行仿真,运行环境为 WIN-7 平台下 Intel(R) Core(TM) i5 CPU, 2.80 GB主频及 3.0 GB 内存。为了验证 IAAIA 在求解函数优化问题时的有效性和优越性,选择广泛应用的 9 个典型测试函数作为实验函数[13,17,25],同时,选择文献[21]中的 AIA、文献[26]中的 GMAIA、文献[9]中的 GAIA、文献[17]中的 DQABCIA 作为对比算法。9 个测试函数的优化如下:

$$f_1(x)=\sum_{i=1}^{D}x_i^2\tag{15}$$

$$f_2(x)=\sin(10x)+\frac{\cos(7x)}{x}\tag{16}$$

$$f_3(x)=\sum_{i=1}^{D}(\lfloor x_i+0.5\rfloor)^2\tag{17}$$

$$f_4(x)=\left(\sum_{i=1}^{D}x_i^2\right)^{0.25}\left(\sin^2\left(50\left(\sum_{i=1}^{D}x_i^2\right)^{0.1}\right)+1\right)\tag{18}$$

$$f_5(x)=\sum_{i=1}^{D}(x_i^2-10\cos(2\pi x_i)+10)\tag{19}$$

$$f_6(x)=\frac{1}{4\,000}\sum_{i=1}^{D}x_i^2-\prod_{i=1}^{D}\cos\left(\frac{x_i}{\sqrt{i}}\right)+1\tag{20}$$

$$f_7(x)=0.5+\frac{\sin^2\left(\sqrt{\sum_{i=1}^{D}x_i^2}\right)-0.5}{\left[1+0.001\left(\sum_{i=1}^{D}x_i^2\right)\right]^2}\tag{21}$$

$$f_8(x)=\sum_{i=1}^{D}[-x_i\sin(\sqrt{|x_i|})]\tag{22}$$

$$f_9(x)=\frac{1}{D}\sum_{i=1}^{D}(x_i^4-16x_i^2+5x_i)\tag{23}$$

表 2 给出了 9 个典型测试函数的维数、搜索空间、最大迭代次数 $G_{\max}$及最优解。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 2 九个典型测试函数的基本特性

Table 2 Basic characteristics of 9 typical test functions

函数	函数维数 D	搜索空间	最大迭代次数 G_{max}	最优解
$f_1(x)$	10	[-20,20]	1 000	最小值为 0
$f_2(x)$	1	[1, 20]	1 000	最小值为 -1.293 7
$f_3(x)$	10	[-100,100]	1 000	最小值为 0
$f_4(x)$	2	[-20,20]	1 000	最小值为 0
$f_5(x)$	10	[-5.12,5.12]	1 000	最小值为 0
$f_6(x)$	10	[-600,600]	1 000	最小值为 0
$f_7(x)$	2	[-100,100]	1 000	最小值为 0
$f_8(x)$	10	[-500, 500]	1 500	最小值为 $-4.189\ 8\times10^3$
$f_9(x)$	10	[-5, 5]	1 500	最小值为 -78.332 3

表 2 中，$f_1(x)$ 和 $f_2(x)$ 为单峰连续函数，$f_3(x)$ 为间断阶梯函数，$f_4(x)$ ~ $f_9(x)$ 为多峰函数，其中，$f_5(x)$ 为 Rastrigin 函数，$f_6(x)$ 为 Griewank 函数，$f_7(x)$ 为 Schaffer 函数。

利用 5 种典型 AIA 进行函数优化过程中，直接利用测试函数作为抗体亲和度评价算子，其他免疫算子如第 2 节所示。参考文献[13,27-30]，5 种典型 AIA 中，设种群规模 N 均为 100，IAAIA 中克隆系数 w 为 2，克隆抑制系数 γ 为 1 000，相似度阈值 δ 为 0.9。其他 4 种 AIA 的参数选择见参考文献[9,17,20-21]。

利用算法的平均迭代次数和平均优化时间评价算法收敛速度，利用算法搜索过程的最优解、最差解、平均最优解和收敛到全局最优解的成功率来衡量算法的收敛精度，利用算法迭代次数的方差与最优解的方差衡量算法的稳定性和鲁棒性。针对 9 个典型测试函数，利用 5 种 AIA 分别进行 30 次独立优化，因为篇幅有限，仅以函数 $f_1(x)$、$f_3(x)$、$f_4(x)$、$f_5(x)$、$f_7(x)$ 的 1 次优化过程为例，展示函数在不同优化算法下的收敛过程，5 个函数的优化过程如图 2 ~ 图 6 所示。

测试函数 $f_1(x)$ 在 5 种 AIA 下，随着迭代次数增加，函数值快速下降，为了便于观察函数的优化过程，仅选择算法迭代的前 100 次优化过程。随着算法迭代次数的增加，测试函数 $f_1(x)$ 的函数值不断下降，其中，AIA、GAIA、IAAIA 和 DQABCIA 在 10 次迭代内下降到极小值，GMAIA 的下降速率明显小于其他 4 种算法。测试函数 $f_1(x)$ 在 IAAIA 与 DQABCIA 下的收敛速度接近，且 IAAIA 的收敛速度略快于 DQABCIA。测试函数 $f_1(x)$ 在 GAIA 与 AIA 下的收敛速度接近，GAIA 的收敛速度快于 AIA，且均慢于 IAAIA。

同理，针对测试函数 $f_3(x)$，选择 5 种 AIA 迭代的前 40 次优化过程。随着算法迭代次数的增加，测试函数 $f_3(x)$ 的函数值不断下降，其中，AIA、GAIA、IAAIA 和 DQABCIA 在 10 次迭代内下降到极小值，GMAIA 的下降速率明显小于其他 4 种算法。测试函数 $f_3(x)$ 在 IAAIA 与 DQABCIA 下的收敛速度接近，且 IAAIA 的收敛速度略低于 DQABCIA。测试函数 $f_2(x)$ 在 GAIA 与 AIA 下的收敛速度接近，GAIA 的收敛速度低于 AIA，且均慢于 IAAIA。

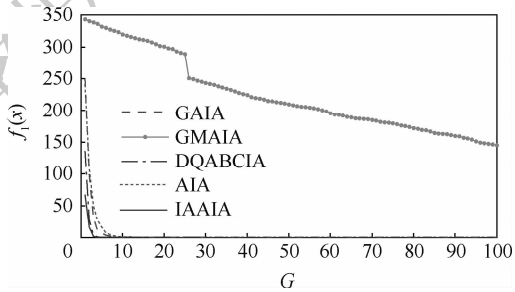


图 2 测试函数 $f_1(x)$ 在 5 种人工免疫算法下的优化过程

Fig. 2 Optimization process of test function $f_1(x)$ with 5 kinds of AIAs

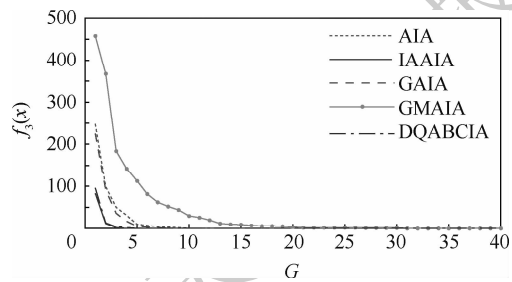


图 3 测试函数 $f_3(x)$ 在 5 种人工免疫算法下的优化过程

Fig. 3 Optimization process of test function $f_3(x)$ with 5 kinds of AIAs

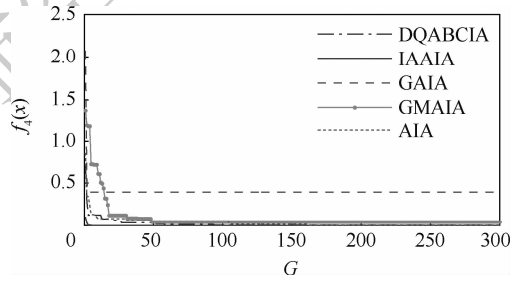


图 4 测试函数 $f_4(x)$ 在 5 种人工免疫算法下的优化过程

Fig. 4 Optimization process of test function $f_4(x)$ with 5 kinds of AIAs

北航学报 赠阅

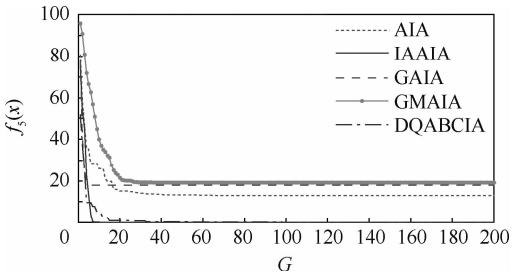


图 5　测试函数 $f_5(x)$ 在 5 种人工免疫算法下的优化过程

Fig. 5　Optimization process of test function $f_5(x)$ with 5 kinds of AIAs

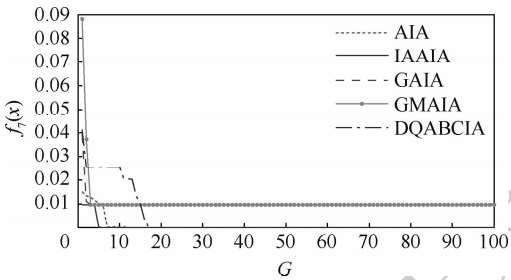


图 6　测试函数 $f_7(x)$ 在 5 种人工免疫算法下的优化过程

Fig. 6　Optimization process of test function $f_7(x)$ with 5 kinds of AIAs

针对测试函数 $f_4(x)$,选择 5 种 AIA 迭代的前 300 次优化过程。随着算法迭代次数的增加,测试函数 $f_4(x)$ 的函数值不断下降,5 种算法的收敛速度由快到慢分别为 IAAIA、DQABCIA、AIA、GAIA 和 GMAIA。测试函数 $f_4(x)$ 在 IAAIA 下能够快速收敛到 0,GMAIA 能够收敛到接近于 0 的一个小数,GAIA 收敛到接近于 0.5 的数,AIA 与 DQABCIA 均能收敛到接近于 0 的极小数。

针对测试函数 $f_5(x)$,选择 5 种 AIA 迭代的前 200 次优化过程。随着算法迭代次数的增加,测试函数 $f_5(x)$ 的函数值不断下降,5 种算法的收敛速度由快到慢分别为 IAAIA、GAIA、DQABCIA、GMAIA、AIA。IAAIA 能够快速收敛到全局最优解 0,DQABCIA 也能够收敛到全局最优解 0,但是速度慢于 IAAIA。AIA、GMAIA 和 GAIA 均无法收敛到全局最优解 0,且收敛值均远大于 0,GAIA 与 GMAIA 收敛值在 20 附近,AIA 的收敛值在 10 ~ 20 之间。

针对测试函数 $f_7(x)$,选择 5 种 AIA 迭代的前 100 次优化过程。随着算法迭代次数的增加,测试函数 $f_7(x)$ 的函数值不断下降,5 种算法的收敛速度由快到慢分别为 GAIA、GMAIA、IAAIA、AIA、DQABCIA。IAAIA 能够快速收敛到全局最优解 0,DQABCIA 也能够收敛到全局最优解 0,但是速度慢于 IAAIA。AIA、GMAIA 和 GAIA 均无法收敛到全局最优解 0,GMAIA 和 GAIA 的收敛速度大于 AIA。

对 9 个待优化函数的 30 次独立优化结果进行统计分析,分析结果如表 3 所示。

测试函数 $f_1(x)$ 优化过程中,算法平均迭代次数从小到大分别为 GAIA、GMAIA、IAAIA、DQABCIA、AIA。虽然,GAIA 和 GMAIA 的平均迭代次数较低,但是其收敛最优解的平均值较大,特别是 GAIA,最优解的平均值为 0.237 7。测试函数 $f_1(x)$ 在 30 次独立优化中,IAAIA 和 DQABCIA 收敛到最优解 0 的成功率为 100%,AIA、GAIA 和 GMAIA 收敛到最优解 0 的成功率为 0。同时,函数优化的平均时间从小到大分别为 GAIA、GMAIA、IAAIA、DQABCIA、AIA。因此,在测试函数 $f_1(x)$

表 3　9 个测试函数在 5 种人工免疫算法下的优化结果分析

Table 3　Optimization results analysis of 9 test functions with 5 kinds of AIAs

函数	对比项目	AIA	GMAIA	GAIA	DQABCIA	IAAIA
$f_1(x)$	最优解	$1.540\,5\times10^{-6}$	0.027 2	0.029 8	0	0
	最差解	$8.287\,9\times10^{-6}$	0.221 4	0.960 1	0	0
	平均最优解	$5.447\,4\times10^{-6}$	0.069 6	0.237 7	0	0
	最优解方差	$8.672\,2\times10^{-6}$	0.247 2	1.101 6	0	0
	平均迭代次数	919.7	341.857 1	11.871 0	915.9	715.2
	迭代次数方差	354.756 7	900.238 1	19.169 9	210.662 5	179.846 6
	平均优化时间/s	43.456 8	26.525 7	0.637 7	37.647 2	29.609 3
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	0	100	100
$f_2(x)$	最优解	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7
	最差解	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7
	平均最优解	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7	−1.293 7
	最优解方差	0	0	0	0	0
	平均迭代次数	749.575 8	390.700 0	548.500 0	573.200 0	176
	迭代次数方差	$3.756\,8\times10^{4}$	$3.152\,3\times10^{4}$	$4.501\,1\times10^{4}$	$8.782\,6\times10^{4}$	$2.064\,9\times10^{4}$
	平均优化时间/s	3.486 9	5.828 8	5.861 1	3.760 5	0.578 1
	收敛到全局最优解成功率/%	100	100	100	100	100

北航学报 赠阅

续表

函数	对比项目	AIA	GMAIA	GAIA	DQABCIA	IAAIA
$f_3(x)$	最优解	0	0	0	0	0
	最差解	0	0	0	0	0
	平均最优解	0	0	0	0	0
	最优解方差	0	0	0	0	0
	平均迭代次数	11.562 5	32.857 1	8.529 4	5.564 1	4.625 0
	迭代次数方差	6.623 8	41.452 2	3.804 0	5.439 6	3.391 2
	平均优化时间/s	0.551 4	2.262 4	0.492 0	0.228 6	0.192 8
	收敛到全局最优解成功率/%	100	100	100	100	100
$f_4(x)$	最优解	$4.266\ 1\times10^{-4}$	0.031 7	0.179 3	0	0
	最差解	0.001 2	1.999 5	2.062 7	0	0
	平均最优解	$8.449\ 9\times10^{-4}$	0.238 2	0.989 7	0	0
	最优解方差	$8.312\ 5\times10^{-4}$	2.477 4	2.913 2	0	0
	平均迭代次数	785.303 0	22.030 3	2.135 1	342	214.393 9
	迭代次数方差	917.073 0	96.555 5	28.431 0	116.944 4	66.857 2
	平均优化时间/s	20.035 4	1.307 2	0.075 4	7.880 7	6.363 4
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	0	100	100
$f_5(x)$	最优解	2.985 1	9.220 9	4.482 5	0	0
	最差解	16.914 4	25.479 4	20.679 9	0	0
	平均最优解	9.628 7	17.891 4	13.115 9	0	0
	最优解方差	15.756 6	23.313 1	23.370 3	0	0
	平均迭代次数	932.787 9	44.888 9	6.062 5	62.055 6	48.289 5
	迭代次数方差	414.525 7	138.483 1	8.824 7	94.445 2	28.457 3
	平均优化时间/s	44.309 3	3.124 4	0.255 4	2.647 4	1.689 5
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	0	100	100
$f_6(x)$	最优解	0.019 2	0.605 6	0.257 6	0	0
	最差解	0.095 5	3.160 1	2.169 4	0	0
	平均最优解	0.057 7	1.635 9	0.968 1	0	0
	最优解方差	0.109 7	3.121 7	2.371 4	0	0
	平均迭代次数	933.969 7	132.727 3	9.925 0	212.789 5	44.500 0
	迭代次数方差	330.649 3	145.425 4	15.125 3	183.222 0	19.912 3
	平均优化时间/s	46.585 5	9.960 1	0.522 0	8.799 5	2.152 7
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	0	100	100
$f_7(x)$	最优解	0.009 7	0.009 7	0.009 7	0	0
	最差解	0.078 2	0.498 9	0.154 4	0	0
	平均最优解	0.067 8	0.074 4	0.043 9	0	0
	最优解方差	0.213 5	0.336 6	0.232 2	0	0
	平均迭代次数	661.647 1	2.657 9	1.382 4	22.947 4	9.542 9
	迭代次数方差	$1.548\ 4\times10^{3}$	13.287 3	3.745 6	22.757 3	11.344 0
	平均优化时间/s	16.399 6	0.166 4	0.053 1	0.496 3	0.351 8
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	0	100	100
$f_8(x)$	最优解	$-3.953\ 0\times10^{3}$	$-4.071\ 4\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$
	最差解	$-3.299\ 6\times10^{3}$	$-3.558\ 0\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$
	平均最优解	$-3.607\ 2\times10^{3}$	$-3.755\ 5\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$	$-4.189\ 8\times10^{3}$
	最优解方差	0.026 3	0.021 2	0	0	0
	平均迭代次数	1 416.8	868.363 6	855	904.300 0	404.500 0
	迭代次数方差	5.960×10^{3}	$1.170\ 0\times10^{4}$	$3.403\ 7\times10^{4}$	$1.313\ 4\times10^{5}$	$6.685\ 4\times10^{4}$
	平均优化时间/s	44.445 8	47.129 6	34.009 0	32.291 4	16.743 5
	收敛到全局最优解成功率/%	0	0	100	100	100
$f_9(x)$	最优解	−78.332 3	−78.329 2	−78.332 0	−78.332 3	−78.332 3
	最差解	−72.677 6	−75.500 8	−78.305 4	−78.332 3	−78.332 3
	平均最优解	−76.752 9	−76.208 9	−78.317 7	−78.332 3	−78.332 3
	最优解方差	2.453 2	1.498 3	$1.022\ 2\times10^{-4}$	0	0
	平均迭代次数	1 375.4	752.875 0	294.900 0	558	421.400 0
	迭代次数方差	$1.273\ 5\times10^{4}$	$5.940\ 7\times10^{4}$	$5.090\ 3\times10^{4}$	$7.992\ 3\times10^{4}$	$9.140\ 5\times10^{4}$
	平均优化时间/s	42.202 8	71.875 4	12.189 1	15.948 5	7.028 1
	收敛到全局最优解成功率/%	43.33	0	0	100	100

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

优化过程中,IAAIA 可以在保证收敛准确度的前提下提高算法的收敛速度。

测试函数 $f_1(x)$ 优化过程中,算法迭代次数方差从小到大分别为 GAIA、IAAIA、DQABCIA、AIA、GMAIA。最优解的方差从小到大分别为 IAAIA、DQABCIA、AIA、GMAIA、GAIA。测试函数 $f_1(x)$ 在 30 次独立优化中,IAAIA 收敛到最优解的成功率为 100%。因此,在测试函数 $f_1(x)$ 优化过程中,IAAIA 具有很好的稳定性。

测试函数 $f_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 优化过程中,5 种 AIA 均可以绝对收敛到最小值,IAAIA 的平均迭代次数最小,平均寻优时间也最少。测试函数 $f_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 优化过程中,IAAIA 可以在保证收敛准确度的前提下提高算法的收敛速度。与此同时,测试函数 $f_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 优化过程中,IAAIA 的迭代次数方差最小。因此,测试函数 $f_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 优化过程中,IAAIA 具有很好的稳定性。

测试函数 $f_4(x)$ 优化过程中,IAAIA 和 DQABCIA 均可以绝对收敛到最小值 0,AIA、GAIA 和 GMAIA 均无法收敛到最小值。测试函数 $f_4(x)$ 优化过程中,算法平均迭代次数从小到大分别为 GAIA、GMAIA、IAAIA、DQABCIA 和 AIA。函数平均优化时间从小到大分别为 GAIA、GMAIA、IAAIA、DQABCIA、AIA。虽然,GAIA 和 GMAIA 的平均迭代次数较低,但是其收敛最优解的平均值较大,特别是 GAIA,最优解的平均值为 0.989 7。因此,测试函数 $f_4(x)$ 优化过程中,IAAIA 可以在保证收敛准确度的前提下提高算法的收敛速度。测试函数 $f_4(x)$ 优化过程中,算法迭代次数方差从小到大分别为 GAIA、IAAIA、GMAIA、DQABCIA 和 AIA。最优解的方差从小到大分别为 IAAIA、DQABCIA、AIA、GMAIA 和 GAIA。因此,在测试函数 $f_4(x)$ 优化过程中,IAAIA 具有很好的稳定性。

同理,通过分析测试函数 $f_5(x)$ ~ $f_9(x)$ 优化过程的算法平均迭代次数、函数平均优化时间、算法迭代次数方差和最优解的方差可知,IAAIA 可以在保证收敛准确度的前提下提高算法的收敛速度,且具有很好的稳定性。

综上所述,5 种不同 AIA 对选择的 9 个典型测试函数的优化过程中,只有在优化函数 $f_2(x)$ 和 $f_3(x)$ 时,5 种算法收敛到最优解 0 的成功率为 100%,在其他 7 个测试函数优化过程中,仅有 IAAIA 与 DQABCIA 能够全部收敛到最小值,因此 IAAIA 能够有效提高算法的收敛精度,防止函数优化过程陷入局部最优解。IAAIA 和 DQABCIA 在 9 个测试函数的优化过程中,IAAIA 的平均迭代次数和平均优化时间均小于 DQABCIA,因此,IAAIA 能够在保持算法求解精度的前提下有效提高算法收敛的速度。分析 5 种 AIA 优化 9 个测试函数过程中的平均最优解方差与平均迭代次数方差,IAAIA 能够有效提高算法的稳定性。

4　结 束 语

本文针对现有 AIA 求解函数优化问题存在的收敛精度不高、收敛速度不快等不足,提出了一种改进自适应 AIA。在现有典型 AIA 的基础上,引入自适应激励度计算算子、自适应克隆算子、自适应变异算子和自适应克隆抑制算子,提高现有 AIA 的收敛速度、收敛精度和稳定性。通过 5 种 AIA 优化 9 个广泛应用的典型测试函数的仿真对比实验,结果表明提出的 IAAIA 能够有效提高现有 AIA 的收敛速度、收敛精度和稳定性,同时验证了 IAAIA 在函数优化问题中的有效性和优越性。

参考文献(References)

[1] KALINLI A, KARABOGA N. Artificial immune algorithm for IIR filters design[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2005, 18(8): 919-929.

[2] AYDIN I, KARAKOSE M, AKIN E. A multi-objective artificial immune algorithm for parameter optimization in support vector machine[J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(1): 120-129.

[3] CASTRO D, ZUBEN V. Learning and optimization using the clonal selection principle[J]. IEEE Transaction on Evolutionary Computation, 2002, 6(3): 239-251.

[4] 焦李成,杜海峰. 人工免疫系统进展与展望[J]. 电子学报, 2003, 31(10): 1540-1548.
JIAO L C, DU H F. Development and prospect of the artificial immune system[J]. Acta Electronic Sinica, 2003, 31(10): 1540-1548(in Chinese).

[5] 张著洪,陶娟. 求解非线性区间数规划的微免疫优化算法研究[J]. 计算机研究与发展, 2014, 51(12): 2633-2643.
ZHANG Z H, TAO J. Micro-immune optimization approach solving nonlinear interval number programming[J]. Journal of Computer Research and Development, 2014, 51(12): 2633-2643(in Chinese).

[6] LI L J, LIN Q Z, LIU S B, et al. A novel multi-objective immune algorithm with a decomposition-based clonal selection[J]. Applied Soft Computing, 2019, 81: 105490.

[7] FORTEST S, HOFMEYR S A. Immunology as information processing, design principles for the immune system and other distributed autonomous systems[M]. Oxford: Oxford University Press, 2000: 865-869.

[8] GONG M G, ZHANG L J, MA J J, et al. Community detection in dynamic social networks based on multiobjective immune algorithm[J]. Journal of Computer Science and Technology, 2012, 27(3): 455-467.

[9] 彭坤,果琳丽,向开恒,等. 基于混合法的月球软着陆轨迹

北航学报 赠阅

优化[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(9):910-915.
PENG K,GUO L L,XIANG K H,et al. Optimization of lunar soft landing trajectory based on hybrid method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(9):910-915(in Chinese).

[10] 曹愈远,张博文,李艳军. AP 聚类改进免疫算法用于航空发动机故障诊断[J]. 航空动力学报,2019,34(8):375-378.
CAO Y Y,ZHANG B W,LI Y J. AP clustering improved immune algorithm for aeroengine fault diagnosis[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(8):375-378(in Chinese).

[11] 薄华,马缚龙,焦李成. 基于免疫算法的 SAR 图像分割方法研究[J]. 电子与信息学报,2007,29(2):375-378.
BO H,MA F L,JIAO L C. Research on immune algorithm based method for SAR image segmentation[J]. Journal of Electronics & Information Technology,2007,29(2):375-378(in Chinese).

[12] PARPINELLI R S,BENITEZ C M V,LOPES H S. Parallel approaches for the artificial bee colony algorithm[J]. Handbook of Swarm Intelligence,2011,8(1):329-345.

[13] 戚玉涛,刘芳,焦李成. 基于分布式人工免疫算法的数值优化[J]. 电子学报,2009,37(7):1554-1561.
QI Y T,LIU F,JIAO L C. A distributed artificial immune algorithm for numerical optimization[J]. Acta Electronica Sinica,2009,37(7):1554-1561(in Chinese).

[14] 孙学刚,贠超,崔一辉. 改进免疫算法在函数优化中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(10):1180-1188.
SUN X G,YUN C,CUI Y H. Improved immune algorithm and applications on function optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(10):1180-1188(in Chinese).

[15] ZHU G P,KWONG S. Gbest-guided artificial bee colony algorithm for numerical function optimization[J]. Applied Mathematics and Computation,2010,217(7):3166-3173.

[16] GAO W F,LIU S Y. A modified artificial bee colony algorithm[J]. Computers & Operations Research,2012,39(3):687-697.

[17] 赵辉,李牧东,翁兴伟. 分布式人工蜂群免疫算法求解函数优化问题[J]. 控制与决策,2015,30(7):1181-1188.
ZHAO H,LI M D,WENG X W. Distributed artificial bee colony immune algorithm for the problems of function optimization[J]. Control and Decision,2015,30(7):1181-1188(in Chinese).

[18] 高阳阳,陈双艳,余敏建,等. 改进人工免疫算法的多机协同空战目标分配方法[J]. 西北工业大学学报,2019,37(2):354-360.
GAO Y Y,CHEN S Y,YU M J,et al. Target allocation method of multi-aircraft cooperative air combat based on improved artificial immune algorithm[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2019,37(2):354-360(in Chinese).

[19] 骆清国,赵耀,桂勇,等. 基于多种群协同进化免疫多目标优化算法的百叶窗优化研究[J]. 兵工学报,2019,40(4):689-696.
LUO Q G,ZHAO Y,GUI Y,et al. Research on optimization of louvered fin with hybrid multi-objective optimizations based on EDA and AIS[J]. Acta Armamentarii,2019,40(4):689-696(in Chinese).

[20] 赵静,李建勇. 人工免疫智能控制算法的研究与应用[J]. 计算机技术与发展,2019,29(11):128-132.
ZHAO J,LI J Y. Research and application of artificial immune intelligent control algorithm[J]. Computer Technology and Development,2019,29(11):128-132(in Chinese).

[21] 孙宁. 人工免疫优化算法及其应用研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006:19-44.
SUN N. Artificial immune optimization algorithm and applications[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2006:19-44(in Chinese).

[22] 吴建辉,杨永舒,陈华,等. 免疫双向蛙跳算法及其在多峰函数优化中的应用[J]. 计算机工程,2018,44(9):184-191.
WU J H,YANG Y S,CHEN H,et al. Immune bidirectional frog leaping algorithm and its application in multi-modal function optimization[J]. Computer Engineering,2018,44(9):184-191(in Chinese).

[23] 张著洪,张仁崇. 求解概率优化问题的微种群免疫优化算法[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(9):1785-1794.
ZHANG Z H,ZHANG R C. Micro-immune optimization algorithm for solving probabilistic optimization problems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(9):1785-1794(in Chinese).

[24] 张弛,贾丽媛,王加阳. 改进的混合免疫算法在约束函数优化中的应用[J]. 中南大学学报(自然科学版),2016,47(6):1940-1946.
ZHANG C,JIA L Y,WANG J Y. An improved hybrid immune algorithm for multimodal optimization[J]. Journal of Central South University (Science and Technology),2016,47(6):1940-1946(in Chinese).

[25] 程呈,高敏,刘晓光,等. 解空间定向优化的快速免疫算法研究及其应用[J]. 控制与决策,2017,32(7):1241-1246.
CHENG C,GAO M,LIU X G,et al. Research and application of fast immune algorithm for solution space directional optimization[J]. Control and Decision,2017,32(7):1241-1246(in Chinese).

[26] CHELLAPILLA K. Combining mutation operators in evolutionary programming[J]. IEEE Transaction on Evolutionary Computation,1998,2(3):91-96.

[27] 包子阳,余继周,杨彬. 智能优化算法及其 MATLAB 实例[M]. 2 版. 北京:电子工业出版社,2018.
BAO Z Y,YU J Z,YANG B. Intelligent optimization algorithms and MATLAB examples[M]. 2nd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry,2018(in Chinese).

[28] 吴建辉,章兢,张小刚,等. 分层协同进化免疫算法及其在 TSP 问题中的应用[J]. 电子学报,2011,39(2):336-344.
WU J H,ZHANG J,ZHANG X G,et al. Hierarchical co-evolution immune algorithm and its application on TSP[J]. Acta Electronica Sinica,2011,39(2):336-344(in Chinese).

[29] 谷远利,张源,芮小平,等. 基于免疫算法优化 LSSVM 的短时交通流预测[J]. 吉林大学学报(工学版),2019,49(6):1852-1857.
GU Y L,ZHANG Y,RUI X P,et al. Short-term traffic flow prediction based on LSSVM optimized by immune algorithm[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition),2019,49(6):1852-1857(in Chinese).

[30] 张建,李艳军,曹愈远,等. 免疫支持向量机用于航空发动

北航学报 赠阅

机磨损故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(7):1419-1425.

ZHANG J,LI Y J,CAO Y Y,et al. Immune SVM used in wear fault diagnosis of aircraft engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(7):1419-1425 (in Chinese).

作者简介:

孟亚峰　男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:电子装备可靠性理论、电子装备故障检测与自修复理论。

王涛　男,博士,工程师。主要研究方向:电子装备故障检测与自修复理论、可靠性评估理论、非线性规划问题优化。

蔡金燕　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:电子装备可靠性理论、电子装备故障检测与自修复理论、非线性规划问题优化。

Improved adaptive artificial immune algorithm for solving function optimization problems

MENG Yafeng[1], WANG Tao[2,*], LI Zexi[3], CAI Jinyan[1], ZHU Sai[1], HAN Chunhui[1]

(1. Department of Electronic and Optical Engineering, Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China;
2. 63769 Unit of PLA, Xi'an 710000, China;
3. Military Representative Bureau of Army Equipment Department in Xi'an, Xi'an 710000, China)

Abstract: In order to overcome the shortcomings of Artificial Immune Algorithm (AIA) used in the function optimization process, such as huge calculation amount, low convergence accuracy and slow convergence speed, multiple adaptive immune operators are introduced, and an Improved Adaptive Artificial Immune Algorithm (IAAIA) is proposed. In the classic AIA, antibody excitation calculation operator is adaptively designed by introducing the number of iterations, and immune selection operator, clone operator, mutation operator and clonal inhibitory operator are adaptively designed by introducing antibody population average excitation and antibody excitation, which can improve the convergence accuracy, convergence speed and stability of AIA. Nine kinds of typical and widely used functions are chosen as experiment function, and four kinds of typical AIAs are selected as comparative algorithms to optimize the experiment functions. The comparative experiment results indicate the effectiveness and superiority of the IAAIA for solving function optimization problems.

Keywords: Artificial Immune Algorithm (AIA); immune system; adaptive; immune operator; function optimization

北京航空航天大学学报

Received: 2020-02-28; **Accepted**: 2020-07-10; **Published online**: 2021-01-13 10:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1209.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61601495)

* **Corresponding author**. E-mail: wangtao920110@126.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0084

空域扇区网络结构特性分析及韧性评估

全下文载

王兴隆*, 苗尚飞
(中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300)

摘 要: 为保障扇区内航空器运行安全,提高扇区网络在外界干扰下的韧性,从而有效减轻航班延误和空域拥堵。首先,依据中国空域扇区划分规则,运用复杂网络理论构建中国空域扇区网络模型;然后,定义网络基本特征参数,对中国空域扇区网络结构特性进行分析,提出扇区网络韧性的概念,并采用一种定量评估方法对其进行度量;最后,对比分析不同恢复策略下的韧性指标,以此制定空域扇区网络在外界干扰下的最佳恢复策略,提高网络韧性。结果表明:中国空域扇区网络具有较大的平均最短路径长度和较小的聚类系数,度分布服从双段幂律分布,介数和强度服从指数分布。介数是影响空域扇区网络韧性最大的指标,采用介数恢复策略可显著提高外界干扰下空域扇区网络的韧性。

关 键 词: 空域扇区; 复杂网络; 介数; 网络效率; 扇区网络韧性
中图分类号: V11
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0904-08

近十年来,中国国内航空运输量连续保持高速增长态势,主要运输指标实现逐年快速增长。与此带来的航班延误、空域拥挤等问题也日益严重,加重了管制员的工作负荷,增加了安全隐患。而扇区是依据空域内的航路结构及通信导航监视能力,为减轻管制员工作负荷、提高运行安全和效率而划设的空域单元。因此,研究扇区网络特性及在外界干扰下的韧性,对提高扇区内航空器运行安全和效率、减少航班延误具有重要意义。

当今促进全球货物、人员和信息交流的许多关键基础设施都是网络化系统,复杂网络的理论和应用已经成为研究航空网络的主要手段之一。曾小舟[1]运用复杂网络理论,分别从拓扑结构、枢纽层级水平和抗毁性等方面,对中国航空网络进行了结构属性的实证分析;蔡开泉等[2]以航路点为节点构建中国航路网(CARN),并进行了实证分析;Zanin 和 Lillo[3]回顾了近年来运用复杂网络理论研究航空运输的文章,包括网络的拓扑结构、时间维度上的动力学特性及极端事件下的航空网络韧性特征;武喜萍等[4]运用复杂网络理论构建了机场网络模型,并对网络抗毁性和空中交通延误传播等问题进行了研究;傅超琦等[5]从能量的角度分析了美国航空网络的功能自愈机理,并研究了网络在不同增长机制下的自愈特性;许欣华[6]构建了基于机场网络、航路网络和管制扇区网络的多层网络,从网络结构和动力学特性方面对航空网络的鲁棒性及延误传播进行了分析;任广建等[7]构建了全国扇区网络,对其拓扑结构进行分析,基于变异系数法提出节点排序算法,并对关键扇区进行识别,基于 SIR 和肯德尔系数验证了算法的有效性。

与此同时,韧性的概念及系统面对外界破坏时的恢复能力引起了学者的广泛关注,并提出了多种方法和框架,以全面评估和分析系统韧性。

收稿日期: 2020-03-05; **录用日期**: 2020-05-30; **网络出版时间**: 2020-07-06 11:49
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200706.1115.002.html
基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(3122019191)
* **通信作者**. E-mail: xinglong1979@163.com

引用格式: 王兴隆, 苗尚飞. 空域扇区网络结构特性分析及韧性评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 904-911.
WANG X L, MIAO S F. Structural characteristics analysis and resilience assessment of airspace sector network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 904-911 (in Chinese).

北航学报 赠阅

Hosseini 等[8]归纳和回顾了各学科领域对韧性的定义和量化,包括社会领域、工程领域和经济领域等;Nan 和 Sansavini[9]提出了评估系统韧性的定量方法,将韧性定义为系统通过减少初始负面影响(吸收能力),使其适应(适应能力),以及从中恢复(恢复能力)从而承受变更或破坏性的能力,并用电力系统测试了方法的可行性和适用性;崔琼等[10-11]建立了指挥信息系统超网络弹性模型,并基于概率攻击和弹性策略,度量系统不同攻击方式和恢复策略下的弹性,此外,考虑网络的级联失效和恢复过程,通过构建指挥信息系统网络模型及弹性度量模型,计算不同参数下的网络弹性;Tang 等[12]将常发性的交通拥堵视为系统的内部干扰,并提出了一种改进的韧性三角形度量标准,使用包含多个维度的韧性指标量化常发性的交通拥堵,并对其韧性进行评估;胡玉等[13]建立了面向配电网弹性提升的防御-攻击-防御优化 3 层模型,研究了自然灾害场景下提升配电网弹性的智能软开关(SNOP)优化配置问题;王艳军等[14]构建了机场网络模型,考虑拓扑结构和动力学特性来分析网络的韧性,以研究机场运力下降时的航空运输系统的运行性能。

上述对航空网络的研究大多只关注机场网络或航路网络,对空域扇区网络的研究相对较少,对韧性的研究也主要涉及地面交通、电力、军事等领域,扇区网络韧性的相关研究目前还处于起步阶段。本文以扇区为节点,相邻扇区的航班流量关系视为边,构建中国空域扇区网络模型,并对其网络特性及韧性进行度量分析,研究受干扰后扇区网络状态的变化规律,为缓解空域拥堵、减少航班延误、优化空域资源管理等问题提供理论参考。

1　空域扇区网络建模

1.1　空域扇区网络构建

根据复杂网络理论,以扇区为节点,若相邻扇区之间存在航班联系,则在相邻扇区之间构建一条无向边。忽略扇区之间的高度,将高度不同的扇区合并为一个扇区。根据 2015 年 5 月 1 日的国内领航计划报数据,结合航迹数据三维高速重演软件,将数据导入软件进行仿真重演,得到扇区之间的航班流量关系,并构建中国空域扇区网络模型。

1.2　空域扇区网络基本特征参数

空域扇区网络在复杂网络的基础上具有其特有的领域特征,通过定义相关指标,将复杂系统通过网络层面进行分析,可以充分反映空域扇区网络的结构特性,具体参数如表 1 所示。

表 1　空域扇区网络特征参数

Table 1　Airspace sector network characteristic parameters

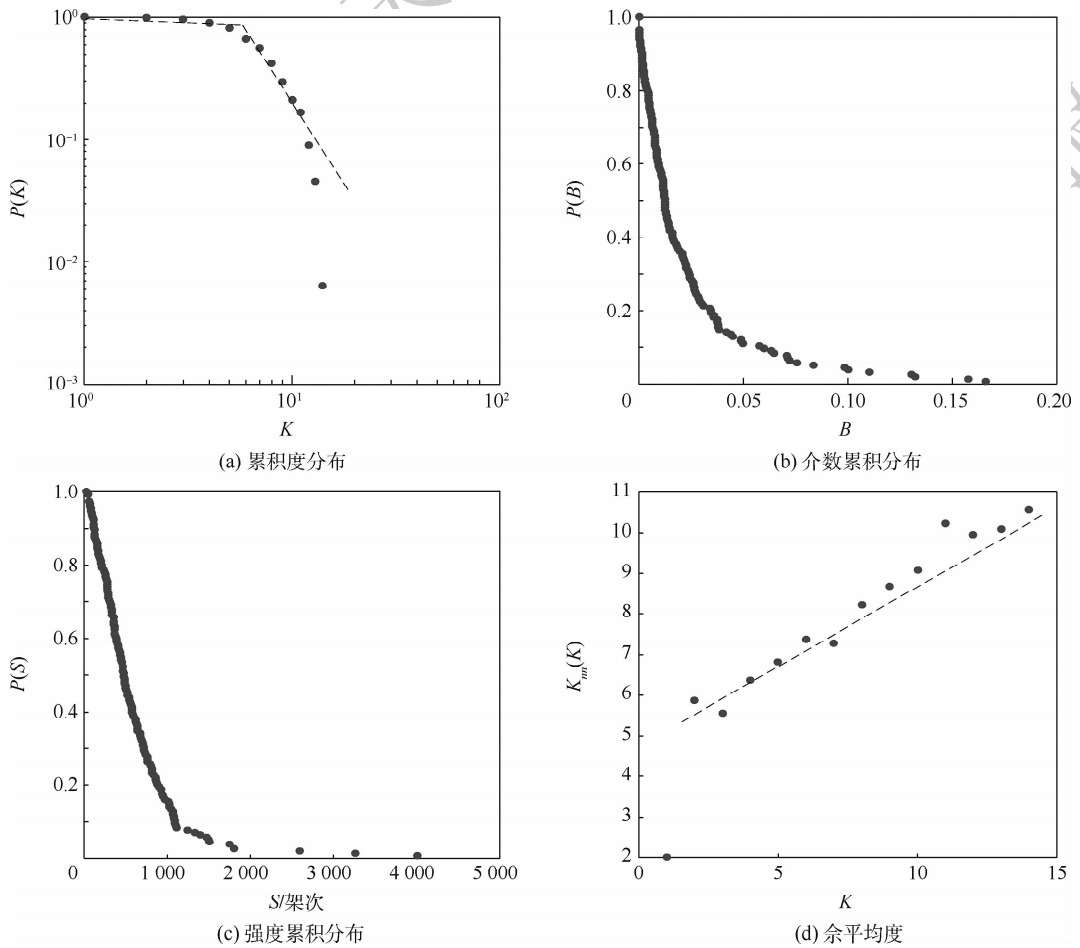
特征参数	公式	含义
度	$K_i = \sum_{j=1}^{N} e_{ij}$	对于具有 N 个节点的空域扇区网络,节点 i 的度 K_i 表示空域扇区网络中与节点 i 存在航班联系的扇区的个数。e_{ij} 表示若节点 i 与节点 j 相连,则 $e_{ij}=1$,否则 $e_{ij}=0$
累积度分布	$P(K) = \sum_{k'=k}^{\infty} P_{k'}$	表示度值不小于 K 的节点数所占的比例。$P_{k'}$ 为度分布,表示空域扇区网络中度为 K 的节点数占总节点数的比例
强度	$S_i = \sum_{j \in V(i)} \omega_{ij}$	表示经过扇区 i 的航班流量,$V(i)$ 表示扇区 i 的相邻扇区集合,ω_{ij} 表示扇区 i 飞往扇区 j 的航班流量
聚类系数	$C_i = \frac{2E_i}{K_i(K_i-1)}$	表示节点 i 的 K_i 个邻节点间实际存在的边数与最大可能存在的边数之比,反应了扇区邻节点之间联系的紧密程度。E_i 为扇区 i 相邻节点之间实际存在的边数
平均最短路径长度	$L = \frac{2}{N(N-1)} \sum_{i>j} d_{ij}$	表示空域扇区网络中连接任意两扇区之间最短距离的平均值,N 为扇区节点个数,d_{ij} 为扇区 i 和扇区 j 之间的最短距离
介数	$B_i = \sum_{j \neq k} \frac{n_{jk}(i)}{n_{jk}}$	节点 i 的介数表示空域扇区网络中所有最短路径中经过该扇区的数量比例,n_{jk} 为扇区 j 和扇区 k 之间最短路径数,$n_{jk}(i)$ 为扇区 j 和扇区 k 之间最短路径中经过扇区 i 的数目
余平均度	$K_{nn_i} = \frac{1}{K_i} \sum_{j=1}^{K_i} K_{ij}$ $K_{nn}(K) = \frac{1}{i_k} \sum_{i=1}^{i_k} K_{nn_i}$	K_i 表示节点 i 的度,K_{ij} 表示节点 i 的邻居节点的度。K_{nn_i} 表示节点 i 的余平均度,$K_{nn}(K)$ 表示度为 K 的节点的余平均度
网络效率	$E = \frac{1}{N(N-1)} \sum_{i \neq j}^{N} \frac{1}{d_{ij}}$	E 表示空域扇区网络的网络效率,若扇区 i 与扇区 j 之间没有路径连接时,$d_{ij}=\infty$,网络效率 E 的取值范围为[0,1],E 的值越大,网络连通性越好

北航学报 赠阅

2 空域扇区网络特性分析

经计算,全国管制空域扇区网络共有 155 个节点,556 条边,其中华北、华东和中南地区连接较为紧密,其他地区连接较为稀疏。空域扇区网络平均最短路径长度为 4.45,意味着航班从任意一个扇区出发平均要经过 4 个扇区,接受 4 名管制员的服务才能到达目的扇区。空域扇区网络平均度值为 7.16,即任意一个扇区平均与周围 7 个相邻扇区之间存在航班联系。空域扇区网络平均聚类系数为 0.48,说明各扇区与相邻扇区联系均较为分散,管制员联系较为稀疏,一旦该扇区发生拥挤,不利于航班的协调管理。因此,全国空域扇区网络具有较大的平均最短路径长度和较小的聚类系数,没有体现出小世界网络的特性。

如图 1(a)所示,空域扇区网络累积度分布在双对数坐标系下服从双段幂律分布,最大度值和最小度值之间相差较大,度分布不均匀,具有无标度网络特性。最大度值为 14,最小度值为 1,度值为 5 的扇区最多,占扇区总数的 16%,度值为 4 ~ 9 的扇区占总数的 70%。介数累积分布如图 1(b)所示,可以发现介数累积分布呈现指数分布,拟合于 $P(B)=0.754\ 1\mathrm{e}^{-31.15B}$,$R^2=0.947\ 9$。介数小的扇区大多数位于网络边缘,对网络整体的运输效率影响较小,但却是连接当地交通的枢纽,对地区经济发展、人员流动起着重要作用。如图 1(c)所示,强度累积分布呈现指数分布,拟合于 $P(S)=1.023\ 6\ \mathrm{e}^{-0.002S}$,$R^2=0.928\ 1$。有 7% 的扇区流量低于 100 架次,大多数扇区的流量集中在 100 ~ 500 架次,占扇区总数的 55%。图 1(d)显示了扇区网络的余平均度,该值随着节点度值 K 的增加而呈现明显的上升趋势,反映了空域扇区网络具有较为明显的同配性,度值大的节点倾向于连接度值大的节点,网络具有度相关性。



(a) 累积度分布 (b) 介数累积分布

(c) 强度累积分布 (d) 余平均度

图 1 特征参数分布

Fig. 1 Distribution of characteristic parameters

3 空域扇区网络韧性评估

3.1 韧性概念

韧性(resilience)最早起源于拉丁词“resiliere”,意思是反弹[8]。为了更好地理解系统的性能,尤其是在扰动发生期间及扰动过后系统的行为,韧性分析已经成为一种重要方法去提高系统的功能,并能在扰动发生前预防灾害,减少事件发生期

北航学报 赠阅

间的损失,以及提高事件发生后系统的恢复能力。

韧性的概念包含多个维度,与抗毁性、鲁棒性、灵活性、适应性等密切相关,并已应用于不同领域。在社会领域,Adger[15]将韧性定义为群体或社区应对因社会、政治和环境变化而造成的外部压力和干扰的能力;在经济领域,Rose 和 Liao[16]将韧性描述为系统固有的能力和适应性响应,从而保证企业和地区能够避免最大的潜在损失;在工程领域,Dinh 等[17]将基础设施系统韧性定义为预测、吸收、适应及从破坏性事件中恢复的能力。以上对韧性的定义仁者见仁,但大都相似,指系统在外界干扰下通过减少初始负面影响(吸收能力),自适应调节使其适应扰动(适应能力),并最终从扰动中恢复(恢复能力)。

因此,将扇区网络韧性定义为:在外界干扰下,扇区网络能够有效应对风险扰动,降低性能损失,并通过自适应调节快速恢复到原有状态或达到一定的可接受状态,从而保证系统正常运行的能力,表现为空域容量上升、空中交通秩序恢复正常、航班延误减小。这些外界干扰包括极端天气事件、军事活动、设备失效及疫情传播导致的机场、扇区关闭等。这些干扰由于系统内部的高度耦合关系,产生波及效应,对整个网络的有序运行产生重要影响。

3.2　评估方法

Nan 和 Sansavini[9]将系统韧性过程分为 4 个阶段,每个阶段分别对应不同的能力,并提出一种定量度量电力供应系统韧性的方法。该方法涵盖了系统韧性过程的所有阶段,能够有效评估空域扇区网络受到不同破坏性事件后的特性和行为,反映在时间序列上空域扇区网络性能的变化,体现出空域扇区网络对破坏事件的吸收、适应并最终从中恢复的动态特性,对衡量空域扇区网络韧性具有重要的现实意义。图 2 为系统韧性过程不同阶段示意图,纵轴 LOP(t)为随时间变化的系统性能水平函数(Level of Performance),本文采用网络效率指标衡量系统的性能水平。对 LOP 值进行归一化,使其取值范围在[0,1]之间变动,其中 0 表示系统处于瘫痪状态,1 表示系统初始稳定状态。

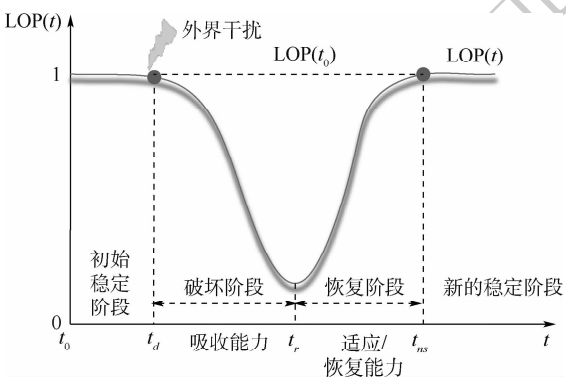


图 2　系统受损及韧性恢复过程

Fig. 2　System damage and resilience recovery process

$t_0 < t < t_d$ 时段为系统初始稳定阶段,此时系统未受到外界干扰;$t_d < t < t_r$ 时段为系统受到外界干扰性能破坏阶段(Disruptive Phase,DP),系统在 t_d 时刻受到干扰,性能开始下降,并在 t_r 时刻达到最低值。定义鲁棒性 R、破坏速率 $\mathrm{RAPI_{DP}}$、性能损失 $\mathrm{PL_{DP}}$ 衡量系统在破坏阶段吸收扰动的能力。

鲁棒性[18]表示当网络受到一定环境扰动、参数扰动等情况下,仍然能够保持其基本稳定性的能力,定义如下:

$$R = \min\{\mathrm{LOP}(t)\} \qquad t_d < t < t_{ns} \tag{1}$$

式中:LOP(t)表示随时间变化的离散函数;t_{ns} 表示系统恢复到新的稳定阶段的时刻;R 表示在这个时间段系统性能的最低值,可以衡量外界干扰对系统产生的最大影响。

破坏速率 $\mathrm{RAPI_{DP}}$ 可以衡量系统受到干扰后其性能损失的快慢程度,定义为 LOP(t)在破坏阶段曲线的平均斜率,即

$$\mathrm{RAPI_{DP}} = \frac{\left| \sum_{i=1}^{K_{\mathrm{DP}}} \frac{\mathrm{LOP}(t_i) - \mathrm{LOP}(t_i - \Delta t)}{\Delta t} \right|}{K_{\mathrm{DP}}} \tag{2}$$

式中:$t_d < t_i < t_r$;K_{DP} 表示在破坏阶段检测到的线段条数;i 为检测到的第 i 条线段;LOP(t_i)表示在第 i 条线段上 LOP 的值。

性能损失 $\mathrm{PL_{DP}}$ 可以量化为由外界干扰引起的负面影响在发生前后与 LOP(t)曲线围成的区域的面积,定义为

$$\mathrm{PL_{DP}} = \int_{t_d}^{t_r} (\mathrm{LOP}(t_0) - \mathrm{LOP}(t))\,\mathrm{d}t \tag{3}$$

式中:t_0 表示系统处于初始稳定阶段的时间;LOP(t_0)表示系统初始性能水平。

为了更好地刻画系统在干扰下的性能损失,考虑由破坏性事件引起的负面影响出现的时间,引入单位时间性能损失 TAPL。因此,在破坏阶段将其定义为

$$\mathrm{TAPL_{DP}} = \frac{\int_{t_d}^{t_r} (\mathrm{LOP}(t_0) - \mathrm{LOP}(t))\,\mathrm{d}t}{t_r - t_d} \tag{4}$$

$t_r < t < t_{ns}$ 时段为系统性能的恢复阶段(Recovery Phase,RP),随着恢复时间的增加,系统性能逐渐上升直至达到新的稳定状态。在此阶段定义恢复速率 $\mathrm{RAPI_{RP}}$、恢复阶段性能损失 $\mathrm{PL_{RP}}$ 及恢复阶段单位时间性能损失 $\mathrm{TAPL_{RP}}$ 来评估系统的适应和恢复能力。

北航学报 赠阅

$$\mathrm{RAPI_{RP}}=\frac{\left|\sum_{i=1}^{K_{\mathrm{RP}}}\frac{\mathrm{LOP}(t_i)-\mathrm{LOP}(t_i-\Delta t)}{\Delta t}\right|}{K_{\mathrm{RP}}} \tag{5}$$

式中：$t_r<t_i<t_{ns}$；K_{RP}为恢复阶段检测到的线段条数。

$$\mathrm{PL_{RP}}=\int_{t_r}^{t_{ns}}(\mathrm{LOP}(t_0)-\mathrm{LOP}(t))\,\mathrm{d}t \tag{6}$$

$$\mathrm{TAPL_{RP}}=\frac{\int_{t_r}^{t_{ns}}(\mathrm{LOP}(t_0)-\mathrm{LOP}(t))\,\mathrm{d}t}{t_{ns}-t_r} \tag{7}$$

在$t\geqslant t_{ns}$时系统达到新的稳定阶段，此时系统的性能达到或保持在一个新的稳定水平。新的稳定水平可能与初始水平相等，或低于初始水平，甚至高于初始水平，在此不予考虑。该阶段定义恢复能力 RA 为

$$\mathrm{RA}=\left|\frac{\mathrm{LOP}(t_{ns})-\mathrm{LOP}(t_r)}{\mathrm{LOP}(t_0)-\mathrm{LOP}(t_r)}\right| \tag{8}$$

上述对韧性过程的 4 个阶段进行了介绍，并对每一阶段提出不同度量指标以评估系统的吸收能力、适应能力和恢复能力。为了全面度量系统受到外界干扰前后的整个韧性过程，本文提出一种综合韧性指标 GR，定义如下：

$$\mathrm{GR}=f(R,\mathrm{RAPI_{DP}},\mathrm{RAPI_{RP}},\mathrm{TAPL},\mathrm{RA})=R\left(\frac{\mathrm{RAPI_{RP}}}{\mathrm{RAPI_{DP}}}\right)\cdot\mathrm{TAPL}^{-1}\cdot\mathrm{RA} \tag{9}$$

式中：

$$\mathrm{TAPL}=\frac{\int_{t_d}^{t_{ns}}(\mathrm{LOP}(t_0)-\mathrm{LOP}(t))\,\mathrm{d}t}{t_{ns}-t_d} \tag{10}$$

单位时间性能损失可以衡量系统在破坏阶段和恢复阶段总体性能损失的影响。

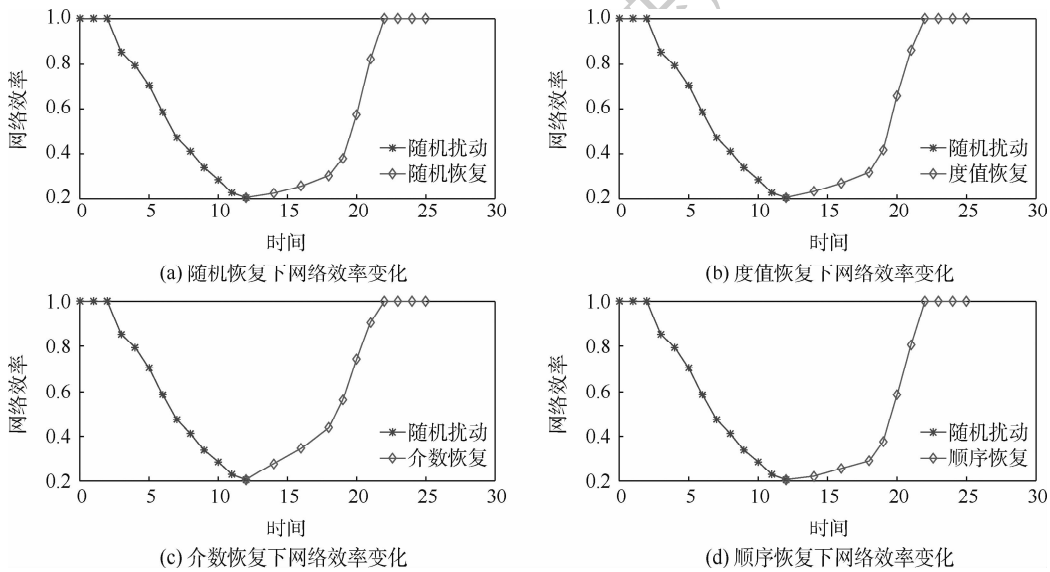
3.3 实例分析

运用上述指标对外界干扰发生及消散过程中的空域扇区网络韧性进行度量，研究网络性能的变化并针对不同的恢复策略进行韧性指标的计算。通常，系统遭受的外界干扰主要分为随机扰动和蓄意扰动。随机扰动是指在网络中随机选取一定比例节点使其失效，在空域扇区网络中表现为突发性的恶劣天气、设备失效、传染病的传播等导致机场、航路点、扇区的临时关闭；蓄意扰动是指按照一定的策略对节点进行失效，表现为军事活动、扇区拥堵等。当扇区节点因扰动失效后，与该节点相连的边也随即进行移除，由此构成一个新的网络，计算新网络的性能指标值。相反，针对不同的扰动方式采取不同的恢复策略。空域扇区网络失效与恢复规则如下：

1）扰动方式为随机扰动和蓄意扰动，其中，蓄意扰动采用基于度值和介数的扰动；恢复方式为随机恢复和蓄意恢复（度值、介数），针对随机扰动增加顺序恢复方式，即节点先失效先恢复。

2）假设网络遭受外界干扰后，每个时段失效 5% 的节点，直至失效 50% 的节点为止；当扰动消失，系统性能开始恢复，考虑扇区实际运行状况及管制经验，对度值和介数大的节点设置不同的恢复时间及恢复比例，直至系统性能恢复至初始水平。

图 3 ~ 图 5 为 3 种扰动方式及不同恢复策略下空域扇区网络效率变化。可以看出，基于度值扰动和介数扰动对网络性能的影响明显大于随机扰动，网络效率呈现快速下降。在 $t=2$ 时，网络受到外界干扰，性能开始下降，并在时刻 $t=12$ 达



(a) 随机恢复下网络效率变化　(b) 度值恢复下网络效率变化

(c) 介数恢复下网络效率变化　(d) 顺序恢复下网络效率变化

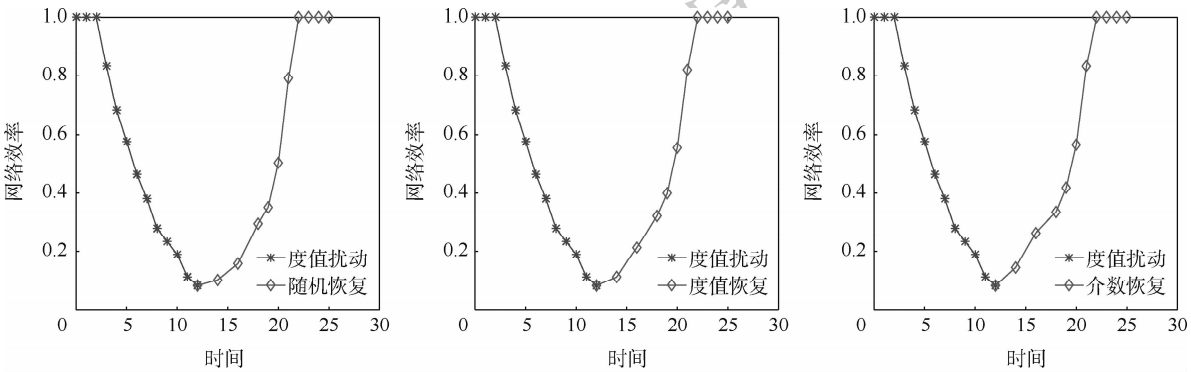
图 3　随机扰动及不同恢复策略下的空域扇区网络效率

Fig. 3　Airspace sector network efficiency under random disturbance and different recovery strategies

北航学报 赠阅

到最低值,其中随机扰动使得空域扇区网络性能下降到最低值为 0.21,度值扰动为 0.08,介数扰动为0.07。可以看出,基于介数扰动对空域扇区网络的影响最大,使得网络快速趋于瘫痪状态,在实际运行中应优先保护介数大的扇区,使其免受外界干扰从而保证整个网络的顺畅运行。

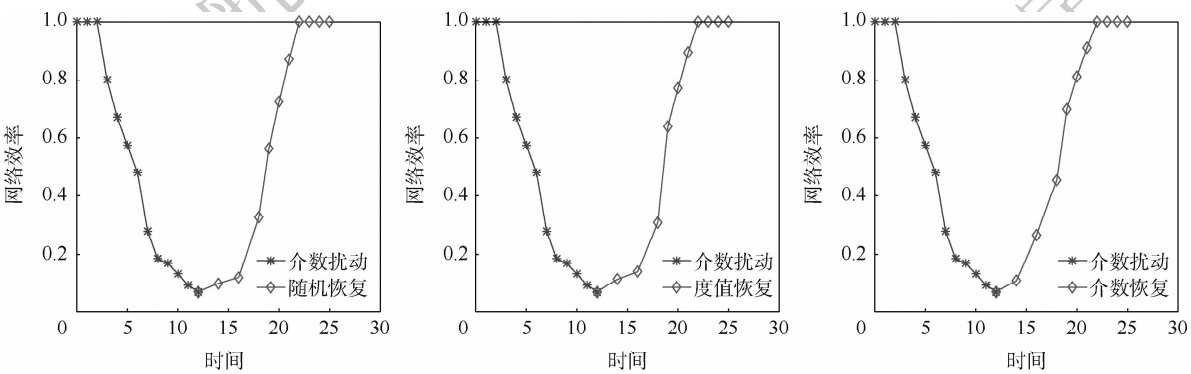
在时刻 $t=12$ 时网络性能开始恢复,并在时刻 $t=22$ 时恢复到初始稳定水平,计算空域扇区网络综合韧性指标值如图 6 所示。可以看出,在 3 种扰动方式中,随机扰动下空域扇区网络的韧性最大,面对外界干扰性能损失最小,并且能够快速恢复到其初始稳定状态。基于介数扰动方式对网络性能影响最大,空域扇区网络表现出较差的韧性,并极易在外界干扰下趋于瘫痪状态。在恢复阶段,随机扰动下的几种恢复策略中,基于度值和介数恢复策略下空域扇区网络的韧性显著大于随机恢复和顺序恢复。基于度值和介数扰动下的恢复策略中,随机恢复方式下的空域扇区网络韧性最小,在受到外界干扰时,需要较长时间才能恢复到系统初始性能水平;介数恢复策略下空域扇



(a) 随机恢复下网络效率变化　(b) 度值恢复下网络效率变化　(c) 介数恢复下网络效率变化

图 4　度值扰动及不同恢复策略下的空域扇区网络效率

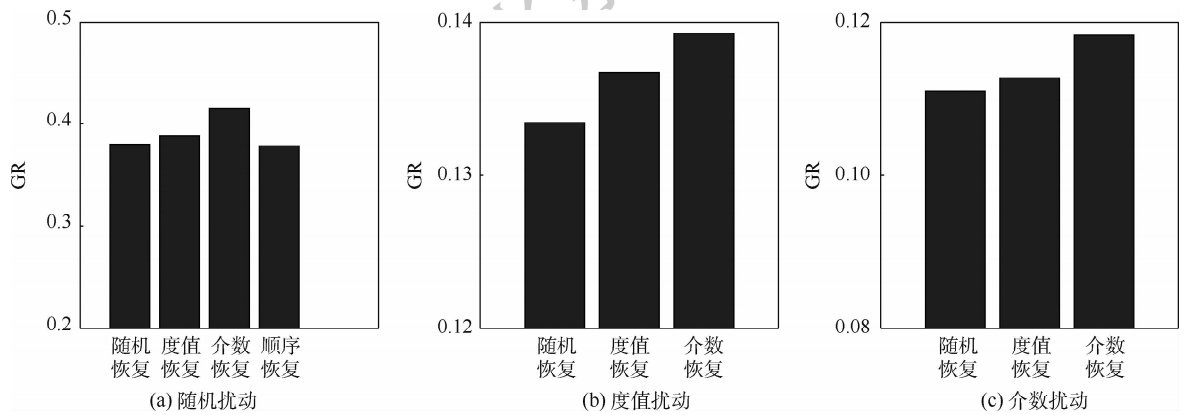
Fig. 4　Airspace sector network efficiency under degree disturbance and different recovery strategies



(a) 随机恢复下网络效率变化　(b) 度值恢复下网络效率变化　(c) 介数恢复下网络效率变化

图 5　介数扰动及不同恢复策略下的空域扇区网络效率

Fig. 5　Airspace sector network efficiency under betweenness disturbance and different recovery strategies



(a) 随机扰动　(b) 度值扰动　(c) 介数扰动

图 6　综合韧性值

Fig. 6　General resilience values

北航学报 赠阅

区网络的韧性最大,能够使空域扇区网络从失效状态快速恢复到正常稳定状态。因此,当扇区受到外界干扰导致运行能力下降时,采用介数恢复策略对提高空域扇区网络整体运行效率、减少航班延误、保证飞行安全起到重要作用。

4 结 论

1)空域扇区网络具有较大的平均最短路径长度和较小的聚类系数,度分布服从双段幂律分布,具有无标度网络特性,介数和强度服从指数分布。

2)在破坏阶段,随机扰动对网络性能影响最小,网络表现出较好的韧性。介数扰动对网络性能影响最大,网络表现出较差的韧性。

3)在恢复阶段,基于随机恢复下的网络韧性最小,基于介数恢复下的网络韧性最大,在实际运行中应优先保护介数大的扇区。

参考文献(References)

[1] 曾小舟. 基于复杂网络理论的中国航空网络结构实证研究与分[D]. 南京:南京航空航天大学,2012:15-30.
ZENG X Z. Empirical research and analysis of Chinese aviation network structure based on complex network theory[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012:15-30(in Chinese).

[2] CAI K Q,ZHANG J,DU W B,et al. Analysis of the Chinese air route network as a complex network[J]. Chinese Physics B,2012,21(2):596-602.

[3] ZANIN M,LILLO F. Modelling the air transport with complex networks:A short review[J]. The European Physical Journal Special Topics,2013,215(1):5-21.

[4] 武喜萍,杨红雨,韩松臣. 基于复杂网络的空中交通特征与延误传播分析[J]. 航空学报,2017,38(S1):113-119.
WU X P,YANG H Y,HAN S C. Analysis of properties and delay propagation of air traffic based on complex network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(S1):113-119(in Chinese).

[5] 傅超琦,王瑛,李超,等. 不同增长机制下航空网络自愈特性[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(6):1221-1229.
FU C Q,WANG Y,LI C,et al. Research on self-healing characteristics of aviation network under different growth mechanisms[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(6):1221-1229(in Chinese).

[6] 许欣华. 航空网络鲁棒性及延误传播相关性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018:9-21.
XU X H. Research on robustness of air transportation network and flight delay correlation[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018:9-21(in Chinese).

[7] REN G J,LU C Y,ZHU J,et al. Analyzing the topological characteristic and key nodes of Chinese air sector network[J]. International Journal of Modern Physics B,2019,33(11):2-21.

[8] HOSSEINI S,BARKER K,RAMIREZ-MARQUEZ J E. A review of definitions and measures of system resilience[J]. Reliability Engineering and System Safety,2016,145:47-61.

[9] NAN C,SANSAVINI G. A quantitative method for assessing resilience of interdependent infrastructures[J]. Reliability Engineering and System Safety,2017,157:35-53.

[10] 崔琼,李建华,冉祺丹,等. 基于任务能力的指挥信息系统超网络弹性度量[J]. 指挥与控制学报,2017,3(2):137-143.
CUI Q,LI J H,RAN H D,et al. Resilience measurement of command information system super-networkbased on mission capability[J]. Journal of Command and Control,2017,3(2):137-143(in Chinese).

[11] 崔琼,李建华,王宏,等. 基于节点修复的网络化指挥信息系统弹性分析模型[J]. 计算机科学,2018,45(4):117-121.
CUI Q,LI J H,WANG H,et al. Resilience analysis model of networked command information system based on node repairability[J]. Computer Science,2018,45(4):117-121(in Chinese).

[12] TANG J Q,RUDOLF H H,MA X L. A resilience-oriented approach for quantitatively assessing recurrent spatial-temporal congestion on urban roads[J]. Plos One,2018,13(1):e0190616.

[13] 胡玉,顾洁,马睿,等. 面向配电网弹性提升的智能软开关鲁棒优[J]. 电力自动化设备,2019,39(11):85-91.
HU Y,GU J,MA R,et al. SNOP robust optimization for distribution network resilience enhancement[J]. Electric Power Automation Equipment,2019,39(11):85-91(in Chinese).

[14] WANG Y J,ZHAN J M,XU X H,et al. Measuring the resilience of an airport network[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2019,32(12):2694-2705.

[15] ADGER W N. Social and ecological resilience:Are they related?[J]. Progress in Human Geography,2000,24(3):347-364.

[16] ROSE A,LIAO S Y. Modeling regional economic resilience to disasters:A computable general equilibrium analysis of water service disruptions[J]. Social Science Electronic Publishing,2005,45(1):75-122.

[17] DINH L T T,PASMAN H,GAO X,et al. Resilience engineering of industrial processes:Principles and contributing factors[J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries,2012,25(2):233-241.

[18] 徐野. 复杂互联系统与网络鲁棒性研究[M]. 北京:电子工业出版社,2015:37-40.
XU Y. Study of robustness in complex interconnected system and networks[M]. Beijing:Publishing House of Electronics Industry,2015:37-40(in Chinese).

作者简介:

王兴隆 男,硕士,副研究员。主要研究方向:空中交通流量管理、空域运行安全。

苗尚飞 男,硕士研究生。主要研究方向:空中交通流量管理、空域运行安全。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Structural characteristics analysis and resilience assessment of airspace sector network

WANG Xinglong*, MIAO Shangfei

(College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In order to ensure the safety of aircraft operations in the sector, improve the resilience of the sector network under external disturbance, and thereby effectively reduce flight delays and airspace congestion, by using complex network theory, an airspace sector network model of China is established based on airspace sector division rules. Then, the structural characteristics of airspace sector network are analyzed by defining basic network parameters. In addition, the concept of sector network resilience is defined and a quantitative evaluation method is used to measure it. Finally, resilience indicators under different recovery strategies are comparatively analyzed, so as to develop the optimal recovery strategy of the sector network under external disturbance and improve the network resilience. The results show that the airspace sector network of China has a lengthy average shortest path and a small clustering coefficient. The degree distribution follows a double power-law distribution and the cumulative distributions of betweenness follow an exponential distribution. Among them, betweenness has the greatest impact on the resilience of airspacesector network. Adopting the betweenness recovery strategy can significantly improve the airspacesector network resilience under external disturbance.

Keywords: airspace sectors; complex network; betweenness; network efficiency; sector network resilience

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-05; **Accepted**: 2020-05-30; **Published online**: 2020-07-06 11:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200706.1115.002.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122019191)

* **Corresponding author**. E-mail: xinglong1979@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0077

基于热失控风险指数的锂电池安全评价方法

全下文载

张宇[1], 白伟[2], 史砚磊[1], 张青松[2,*], 罗星娜[2]

(1. 交通运输部科学研究院 标准与计量研究中心, 北京 100029;
2. 中国民航大学 飞机防火与应急研究所, 天津 300300)

摘 要: 针对当前锂电池安全性研究侧重于特征参数实验测量及反应机理分析,基于风险评估理论提出锂电池热失控风险指数并应用于锂电池安全定量评价,以点燃参数乘以环境因子表征锂电池热失控风险发生概率,以热释放参数和火势增长参数表征风险造成后果。选取陆空联运的冷链货物温度监测装置中常用的锂锰电池(CR)和锂亚硫酰氯电池(ER),利用自主设计搭建的锂电池热失控实验平台获取上述参数并计算热失控风险指数。实例分析表明:适合于陆空联运的冷链货物 ER14250 型锂电池热失控风险指数为 0.84,其安全性相对最高。所提方法可直接指导陆空联运冷链货物温度监测装置的锂电池选择,保证运输安全。

关 键 词: 锂电池; 热失控; 风险指数; 安全评价; 冷链货物陆空联运
中图分类号: X949
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0912-07

锂电池因比能量大、工作电压高、工作温度范围广,已广泛应用于各种电子设备。同时,随容量的提升,医疗、军事、汽车等诸多领域中也出现了锂电池的应用。锂电池成为了人类 21 世纪重点发展的理想二次能源。目前,中国已成为世界锂电池生产和出口大国。锂电池产量剧增,运输风险也随之增加。2018 年,美国消费者产品安全委员会报告指出,2012—2017 年,仅有据可查且记录在案的,由于锂电池导致的过热和火灾事故,全球就有超过 25 000 起发生,相关产品种类更是超过 400 种。而由于航空运输的特殊环境,以及目前机上灭火系统不具备扑灭大量锂电池引起的火灾能力,导致航空运输锂电池的风险更为突出。当前严峻的锂电池航空运输安全形势引起了国际民航运输业的普遍关注,国际民航组织(ICAO)专门建立了“多学科锂电池运输合作会议制度(DGP-WG8/LB)”,成员来自危险品、飞行操作、适航领域专家,管理机构及机体和电池制造企业的代表,意在解决锂电池运输安全性的国际难题;并在第二次国际多学科组锂电池运输联合工作组会议提出了制定“锂电池航空运输基于性能的标准”新理念,即将危险能量控制在包装内,将飞机上运输的锂电池事故风险控制在可接受风险水平之内。

因为绝热量热仪(ARC)近乎真实地还原了单体锂电池热失控的整个过程,所以国内外通过 ARC 开展了一系列电池安全性的研究[1-4]。根据关键节点,将电池热失控分段[5-6],并根据不同的阶段提出对应的防护措施。当电池内部温度达到 90℃以上时,SEI 膜开始分解[7],电解质与整机材料接触发生放热反应,温度上升至 130℃,隔膜融化正负极短路,电池内部聚集热量增加,温度持续

收稿日期: 2020-03-03; **录用日期**: 2020-06-13; **网络出版时间**: 2020-07-01 14:54
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1452.004.html
基金项目: 国家自然科学基金 (U1333123); 交通运输标准(定额)项目 (2018-01-012,2019-99-069); 民航安全能力建设资金项目 (TRSA-20600726)
* **通信作者**. E-mail: nkzqsong@126.com

引用格式: 张宇, 白伟, 史砚磊, 等. 基于热失控风险指数的锂电池安全评价方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 912-918. ZHANG Y, BAI W, SHI Y L, et al. Evaluation method of lithium battery safety based on thermal runaway risk index[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 912-918 (in Chinese).

北航学报 赠阅

升高，正极材料分解产生氧气[8]。当温度高于200℃时，电解液分解，最终可燃气体与氧气混合产生大量的热，导致电池发生热失控[9]。自产热温度、热失控温度、热失控最高温度、热释放速率成为了评价电池安全性的主要特征参数[10-12]。近年来，国内学者通过火灾评价体系对不同类型的18650电池安全性评价开展了一系列研究[13-15]，通过ARC和锥形量热仪开展的实验获得电池热失控关键参数，利用基于层次分析法(AHP)的火灾评价体系最终确定不同电池的安全性。

锂电池安全测试标准[16-18]中，主要以短路、穿刺、挤压等方式考察锂电池安全性，若电池检测后无漏液、无起火，则判断电池符合标准。但锂电池复杂的内部结构，加上多种热失控触发机理[19-23]，导致满足标准的电池仍会造成严重后果。另外，目前国内外对于电池的研究主要集中于单体电池安全性[24-26]、模组电池热失控传播[27-29]、电池材料稳定性[14,30-31]等，对于综合评价不同电池安全性的研究较少。但合理的锂电池安全性评价方法对于特定运输情况下的特殊电池设备选择最佳供电源具有很高的参考价值。因此，本文提出了评价不同电池热失控危险性的风险指数，分析不同电池发生热失控可能性的大小与后果严重度，综合评价不同电池的安全性，为锂电池应用行业、特种设备选择锂电池提供依据。

基于上述分析，结合当前陆空联运冷链货物运输中锂电池作为冷链货物温度监测的能源装置，受其自身安全性影响，安全风险指标成为陆空联运冷链货物的一个关键要素。采用锂电池热失控实验平台获取6种陆空联运冷链货物中常用电池的各项热失控特征参数，分析电池点燃参数、热释放参数和火势增长参数。通过计算锂电池热失控风险指数，定量分析不同电池的火灾危险性，为陆空联运冷链货物运输用锂电池选择提供参考，以期为陆空联运冷链货物的安全提供技术支撑。

1　锂电池热失控风险指数

风险是指在某一特定环境下、某一特定时间内，由于各种结果发生的不确定性而导致行为主体遭受损失的大小及这种损失发生的可能性大小。为此，在评价锂电池热失控风险时，既要考虑电池发生热失控的可能性大小，又要考虑到电池发生热失控后造成的损失大小。公式如下：

$$V = SP \tag{1}$$

式中：V为主体风险值；S为可能性大小；P为损失大小。

基于前人研究基础发现[32-34]，表征可燃物火灾危险类型及指标很多，如易燃性(点燃时间)、释热性(峰值热释放速率、燃烧持续时间等)、烟及毒性(比消光面积、烟气温度等)、质量损失速率等。而电池在滥用情况下发生危险的概率很高，开展多节电池热失控实验获取电池发生危险的概率意义不大，且不经济。故本文在考虑电池热失控可能性值时，引入点燃参数的概念，与传统点燃参数计算不同，在考虑电池点燃参数时，不仅考虑加热时长的问题，电池发生热失控时的温度值也直接反映了电池发生危险的难易程度，故通过电池到达热失控的温度和时间乘积的导数来表征热失控发生风险的大小。锂电池热失控后果严重的主要原因是电池发生意外后产生的高温，故在评价锂电池热失控后果严重度时选取热释放参数和火势增长参数，在前面的研究中发现[35-38]，压力环境对电池热失控特征参数存在显著影响，在考虑风险指数时，加入环境因子。由于整个冷链过程中，箱内温湿度相差不大，与其他运输方式相比，民航运输长时间处于低压环境中，评价电池热失控风险指数如下：

$$R = FD = a \cdot \frac{1}{\mathrm{TI}} \cdot \mathrm{THRI} \cdot \mathrm{FGI} \tag{2}$$

式中：R为风险指数；F为电池发生热失控的可能性；D为后果严重度；a为环境因子；TI为点燃参数；THRI为热释放参数；FGI为火势增长参数。R可以定量评价不同类型锂电池的热失控风险，数值越低，电池安全性越高，数值越大，电池发生危险的可能性或后果严重度增加，安全性越低。

点燃参数TI是电池发生热失控时间t与温度T_0乘积的对数，如下：

$$\mathrm{TI}_{\mathrm{TTI}} = \lg(T_0 t) \tag{3}$$

明显的，点燃参数的大小直接决定了电池热失控的难易程度，点燃温度越高，在高温状态下能持续更长的时间不发生危险，说明电池安全性更高，发生危险的概率越低。

热释放参数THRI是单体电池热失控释放总能量的对数，如下：

$$\mathrm{THRI} = \lg(cm\Delta t) \tag{4}$$

式中：c为比热容，c_{CR} = 1 256 J/(kg·K)[39]为锂锰电池(CR)比热容，c_{ER} = 915 J/(kg·K)[40]为锂亚硫酰氯电池(ER)比热容；m为电池质量；Δt为热失控最高温与热失控温度的差值。

热释放参数反映了电池发生热失控后产能的多少，该参数越大，电池热失控产生的能量越多，热量越高，破坏力越强，后果越严重。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

火势增长参数 FGI 是电池的热释放速率峰值 pkHRR 与峰值速率出现时间 T 的比值，如下：

$$\mathrm{FGI}=\frac{\mathrm{pkHRR}}{T} \tag{5}$$

火势增长参数作为热释放参数的补充，反映了电池热失控增长速度的快慢，可以区别出电池热失控能量释放的剧烈程度，参数越大，火灾危险性越高。

2 陆空联运冷链货物中锂电池热失控实验

随着经济全球化进程的推进，人们生活质量的不断提高，陆空联运冷链货物运输量逐年剧增，锂电池作为冷链货物温度监测装置的能源装置，为保证冷链货物全程温控不断“链”起着重要的关键作用。但中国航空冷链起步晚，和发达国家相比，在设备、人员、管理等方面存在很多不足。安装在温度监测装置中的锂电池需在航空运输中一直保持开启状态，而且对安装在设备中的供电设备型号没有明确规定，导致市场上电池种类多，大大增加了航空运输的危险性。为降低风险，利用提出的风险指数对陆空联运冷链货物运输中常用的不同类型电池安全性进行了定量评价，通过不同电池的风险值确定最适合陆空联运冷链货物运输的供电源。

2.1 实验对象

目前的陆空联运冷链货物运输中，温度监测装置使用的电池种类及型号较多，本文选取以下 6 种电池为研究对象（见表 1），利用自设计锂电池热失控实验平台开展电池火灾危险性研究。

表 1 锂电池基本参数

Table 1 Basic parameters of lithium battery

型号	尺寸/(mm × mm)	容量/(mA · h)	电压/V	正极材料	电解质类型
CR2032	2 × 3.2	240	3	二氧化锰(MnO_2)	PC(碳酸丙烯酯) + DME(二甲氧基乙烷)
CR2	15 × 27	850	3		
CR123A	17 × 34.5	1 400	3		
ER14250	14 × 25	800	3.6	亚硫酰氯($SOCl_2$)	非水电解质
ER14335	14 × 33.5	1 600	3.6		
ER14505	14 × 50.5	2 400	3.6		

2.2 实验平台及设计

实验装置及自设计搭建实验平台如图 1 所示。利用 2 根导线将温度监测装置正负极引出，实现电池在装置外部供电，将工作电池紧贴加热棒（尺寸：18 mm × 100 mm；功率：150 W），远离加热棒一侧设置热电偶（类型：K 型；工作范围：0 ~ 1 100℃；精度：0.1℃）。程序升温仪控制加热棒升温直至电池发生热失控。

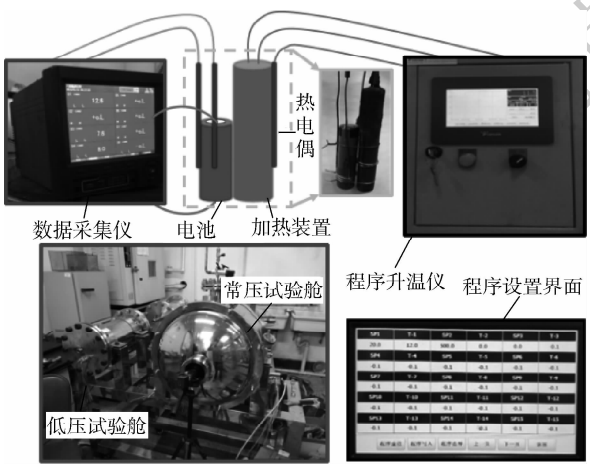


图 1 实验平台结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental platform structure

3 陆空联运冷链货物中锂电池热失控风险指数计算

从图 2 可知，相同类型的电池热失控温度变化趋势基本一致，锂电池热失控存在几个明显阶段：温度上升阶段、温度突变阶段、恢复室温阶段。电池在温度突变阶段差异明显，最高温度达到了 641.8℃，该温度在货舱中足以引燃任何货物造成更大火灾及危害。

陆空联运冷链货物过程中，货舱压力会随着飞行阶段的变化而变化，巡航阶段，货舱压力集中在 80 ~ 85 kPa。压力变化对可燃物燃烧影响显著，为了探究机舱压力变化对锂电池火灾危险性的影响，开展了 80 kPa 下的电池热失控实验，实验结果如图 3 所示。明显的，不同电池发生热失控后达到的最高温均降低，到达热失控的时间显著增加。

为进一步对比压力变化对于电池火灾危险性的影响，表 2 给出了不同电池热失控温度（T_0）、点燃时间（t_0）、热失控最高温度（T_{max}）。电池平均热失控温度和热失控时间计算公式如下：

北航学报 赠阅

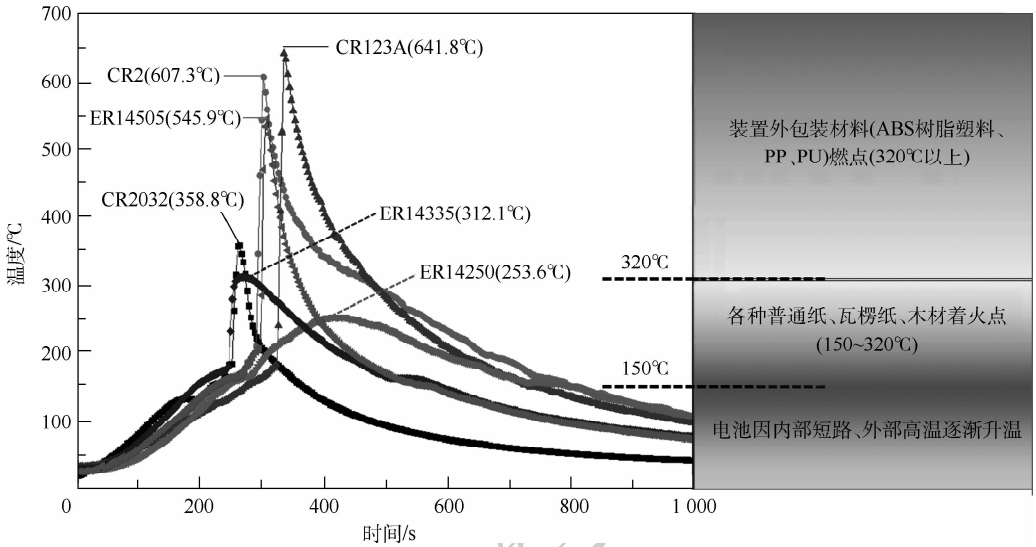


图 2　不同电池热失控温度曲线对比

Fig. 2　Comparison of thermal runaway temperature curves among different batteries

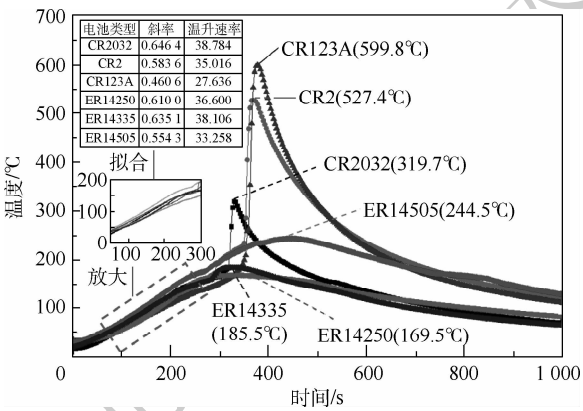


图 3　空运环境不同电池热失控温度曲线对比

Fig. 3　Comparison of thermal runaway temperature curves among different batteries in air transport environment

表 2　低压与常压环境下电池热失控参数对比

Table 2　Comparison of thermal runaway parameters of battery under low and normal pressure

型号	低压			常压		
	T_0/℃	t_0/s	T_{max}/℃	T_0/℃	t_0/s	T_{max}/℃
CR2032	172.6	306	319.7	166.5	243	358.8
CR2	172.9	291	527.4	166.7	267	607.3
CR123A	172.9	333	599.8	167.5	303	641.8
ER14250	169.5	321	169.5	166.9	282	253.6
ER14335	174.1	294	185	174.6	240	312.1
ER14505	179.7	276	244.5	170.8	270	545.9

$$\bar{T} = \frac{\sum_{i=1}^{n} (T_{Tnp0} - T_{Tlp0})}{n} \tag{6}$$

$$\bar{t} = \frac{\sum_{i=1}^{n} (t_{tnp0} - t_{tlp0})}{n} \tag{7}$$

对比相同电池不同压力条件下的各项参数发现，随着环境压力的降低，电池热失控温度和热失控时间平均增加 4.8℃ 和 36 s。因加热棒和电池外壳导热系数降低，单位时间内，加热棒传出的热量和电池吸收的热量相比常压均减小，电池发生热失控的时间延长。为了证明该观点，对常压与低压环境下电池升温阶段的曲线进行拟合发现，低压环境下 6 种电池的温升速率集中在 27.6 ~ 38.8℃/s，比常压下的 30.5 ~ 47.5℃/s 低。除此之外，低压环境下化学反应速率减慢，单位时间内生成的气体量减少，气压累计至电池顶盖承压上限的时间增加，最终表现为低压环境下 T_0 和 t_0 都增加，电池安全性提高。故在计算不同压力环境下的锂电池热失控风险指数时，环境因子 a 与气压成正比，常压下 a 值为 1，飞机巡航阶段 a 值为 0.8，利用表 2 给出的参数计算不同电池各项风险指标，如表 3 所示。

从表 3 的风险指数结果看出，同类型电池随着电池尺寸的增加（尺寸增加，电池容量越高），电池火灾风险指数越高，随着电池容量的提升，电池内部参与反应的活性物质越多，电池热失控后

表 3　风险指数量化评价结果

Table 3　Quantitative evaluation result by risk indexes

型号	常压（a = 1）				低压（a = 0.8）			
	S	P		V	S	P		V
	TI	THRI	FGI		TI	THRI	FGI	
CR2032	2.83	3.19	2.10	2.37	2.94	2.46	1.86	1.24
CR2	2.87	3.98	2.27	3.15	2.92	3.11	2.13	1.81
CR123A	2.93	4.12	2.32	3.26	2.98	3.26	2.14	1.87
ER14250	2.89	2.90	0.84	0.84	2.96	1.25	0.67	0.22
ER14335	2.84	3.21	1.93	2.18	2.93	1.69	0.61	0.28
ER14505	2.88	3.82	2.39	3.17	2.92	2.44	0.78	0.51

北航学报 赠阅

能量的主要来源是活性物质参与的放热反应,活性物质含量越多,产生的能量越高,热释放参数和火势增长参数越大,破坏力越强。不同类型电池火灾危险性也存在显著差别,CR 电池电解液为 $LiClO_4$-PC + DME 有机电解质,当电池内部温度达到 100℃时,负极材料与电池液发生反应,生成 C_3H_6 和 C_2H_6 等气体,如下:

$$2Li + C_4H_6O_3(PC) \rightarrow Li_2CO_3 + C_3H_6 \tag{8}$$

$$4Li + 3C_4H_{10}O_2(DME) \rightarrow 2Li_2CO_3 + 5C_2H_6 \tag{9}$$

随着电池内部气体量的不断增加,电池顶盖打开,生成的易燃易爆的有机气体和未完全反应的电解质随爆炸喷射到环境中,接触氧气后发生剧烈的燃烧反应,形成强有力的喷射火焰并伴随着气体释放的爆破声。

$$C_4H_6O_3 + \frac{m_1+4}{2}O_2 \rightarrow m_1CO_2 + (4-m_1)CO + 3H_2O \tag{10}$$

$$C_4H_{10}O_2 + \frac{m_2+7}{2}O_2 \rightarrow m_2CO_2 + (4-m_2)CO + 5H_2O \tag{11}$$

$$C_3H_6 + \frac{m_3+6}{2}O_2 \rightarrow m_3CO_2 + (3-m_3)CO + 3H_2O \tag{12}$$

$$C_2H_6 + \frac{m_4+5}{2}O_2 \rightarrow m_4CO_2 + (2-m_4)CO + 3H_2O \tag{13}$$

ER 系列电池电解液为非水无机电解质,随着温度升高,电池内部正极材料和电解液活性物质 $SOCl_2$ 受热分解生成大量气体,导致电池内部气压升高,当内部气压大于顶盖承压范围,电池发生热失控。因电解液为无机物,故热失控后电池未发生明火燃烧。

$$4SOCl_2 = 3Cl_2 + 2SO_2 + S_2Cl \tag{14}$$

2 种电池的燃烧反应不同,从电池热失控完成后的电池残骸也可对比发现,CR 系列电池顶部被高温灼烧出大小不一的孔,电池表面附着大量因燃烧形成的碳化物,ER 系列电池只剩外部壳体,内部所有物质及电池组件全部随爆炸喷射到环境中。热失控后的不同反应,导致计算出的 P 值存在较大差异。

通过对比热失控风险指数发现,6 种电池在发生危险的可能性方面相差较小,数值相差在 0.01 ~0.1 之间,而电解质中含有有机化合物的 CR 电池与无机电解液 ER 电池相比,在 P 值上差别较大。在选择陆空联运冷链货物运输供电源时,建议优先考虑 ER 电池,但 ER 电池的容量提升对于风险指数值影响很大(容量增加 3 倍,指数增加近 4 倍),因此在满足航程要求的前提下,选择合适的低容量商用 ER 电池。

4 结 论

本文基于陆空联运冷链货物温度监测锂电池热失控特征提出了电池热失控风险指数的概念,对不同电池的安全性进行定量分析,研究了压力变化对于温降指数产生的影响。结合陆空联运冷链货物运输特点,运用风险指数对温度监测装置供电源进行评价、筛选,得到以下结论:

1)随着环境压力的降低,电池发生热失控的概率降低,后果严重度降低,电池更安全。

2)电池风险的不同,主要取决于 P 值的大小,电池内部活性物质越多,电解质中有机物含量越高,危险越大。

3)通过风险指数,确定了 6 种电池的热失控风险从大到小分别为 CR123A、ER14505、CR2、CR2032、ER14335、ER14250。为了提高陆空联运冷链货物的安全性,建议选择 ER 系列低容量(800 mA · h)电池为供电源。

电池产热是危害的来源之一,但发生危险后释放的毒性气体也存在一定安全隐患,本文尚未考虑该方面的定性定量分析,在后续研究中会考虑毒害性风险。

参考文献(References)

[1] WALDMANN T, WOHLFAHRT-MEHRENS M. Effects of rest time after Li plating on safety behaviors-ARC tests with commercial high-energy 18650 Li-ion cells[J]. Electrochimica Acta, 2017, 230: 454-460.

[2] JHU C Y, WANG Y W, SHU C M, et al. Thermal explosion hazards on 18650 lithium ion batteries with a VSP2 adiabatic calorimeter[J]. Journal of Hazardous Materials, 2011, 192(1): 99-107.

[3] WU T Q, CHEN H D, WANG Q S, et al. Comparison analysis on the thermal runaway of lithium-ion battery under two heating modes[J]. Journal of Hazardous Materials, 2018, 344: 733-741.

[4] YE J N, CHEN H D, WANG Q S, et al. Thermal behavior and failure mechanism of lithium ion cells during overcharge under adiabatic conditions[J]. Applied Energy, 2016, 182: 464-474.

[5] FEAR C, JUAREZ-ROBLES D, JEEVARAJAN J A, et al. Elucidating copper dissolution phenomenon in Li-ion cells under over discharge extremes[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2018, 165(9): A1639-A1647.

[6] LIU J J, WANG Z R, GONG J H, et al. Experimental study of thermal runaway process of 18650 lithium-ion battery[J]. Materials, 2017, 10(3): 1-12.

[7] YANG H, SHEN X D. Dynamic TGA-FTIR studies on the ther-

北航学报 赠阅

mal stability of lithium/graphite with electrolyte in lithium-ion cell[J]. Journal of Power Source,2007,162(2):515-519.

[8] ROTH E P, DOUGHTY D H. Thermal abuse performance of high-power 18650 Li-ion cells[J]. Journal of Power Sources, 2004,128(2):308-318.

[9] WANG Q S,PING P,SUN J H,et al. Thermal runaway caused fire and explosion of lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Source,2012,208:210-224.

[10] 张青松，曹文杰，罗星娜，等. 基于多米诺效应的锂离子电池热释放速率分析方法[J]. 北京航空航天大学学报. 2017,43(5):902-907.
ZHANG Q S,CAO W J,LUO X N,et al. Method for analyzing heat release rate of lithium ion battery based on domino effect [J]. Journal of Beihang University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(5):902-907(in Chinese).

[11] HUANG P F,PING P,LI K,et al. Experimental and modeling analysis of thermal runaway propagation over the large format energy storage battery module with $Li_4Ti_5O_{12}$ anode[J]. Applied Energy,2016,183:659-673.

[12] WANG Z,YANG H,LI Y,et al. Thermal runaway and fire behaviors of large-scale lithium ion batteries with different heating methods[J]. Journal of Hazardous Materials,2019,379:256-262.

[13] 汪书苹，陈伟，陈国宏，等. 锂离子电池燃烧性及火灾危险性研究[J]. 电力安全技术,2019,21(3):40-46.
WANG S P,CHEN W,CHEN G H,et al. Study on the combustibility and fire hazard of lithium ion batteries[J]. Electric Safety Technology,2019,21(3):40-46(in Chinese).

[14] 高飞，杨凯，李大贺，等. 锂离子电池组件燃烧性及危险性评价[J]. 中国安全科学学报,2015,25(8):62-67.
GAO F,YANG K,LI D H,et al. Evaluation of the combustibility and risk of lithium-ion battery components[J]. China Safety Science Journal,2015,25(8):62-67(in Chinese).

[15] 邢志祥，刘敏，吴洁，等. 锂离子电池火灾危险性的研究现状分析[J]. 消防科学与技术,2019,38(6):880-884.
XING Z X,LIU M,WU J,et al. Analysis of research status on fire hazard of lithium ion battery[J]. Fire Science and Technology,2019,38(6):880-884(in Chinese).

[16] IEC. Secondary cells and batteries containing alkaline or other non-acid electrolytes-Safety requirements for portable sealed secondary cells, and for batteries made from them, for use in portable applications:IEC 62133-2012[S]. Geneva:IEC,2012.

[17] Underwriters Laboratories Inc. Standard for safety household and commercial batteries(2nd ed):UL 2054[S]. Northbrook: Underwriters Laboratories Inc.,2004.

[18] 国家发展和改革委员会. 电动汽车用锂离子蓄电池:QC/T 743—2006[S]. 北京:国家发展和改革委员会,2006.
National Development and Reform Commission. Lithium-ion batteries for electric vehicles: QC/T 743—2006[S]. Beijing: National Development and Reform Commission,2006(in Chinese).

[19] FENG X N,SUN J,OUYANG M G,et al. Characterization of penetration induced thermal runaway propagation process within a large format lithium ion battery module[J]. Journal of Power Sources,2015,275:261-273.

[20] ZHU J E, WIERZBICKI T, LI W. A review of safety-focused mechanical modeling of commercial lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Source,2018,378:153-168.

[21] LYON R E,WALTERS R N. Energetics of lithium ion batteries failure[J]. Journal of Hazardous Materials,2016,318:164-172.

[22] ZHANG L L,CHENG X Q,MA Y L,et al. Effect of short-time external circuiting on the capacity feding mechanism during long-term cycling of $LiCoO_2$ mesocarbon microbeads battery [J]. Journal of Power Source,2016,318:154-162.

[23] OUYANG M G,REN D S,LU L G,et al. Overcharge induced capacity fading analysis for large format lithium ion batteries with $Li_yNi_{1/3}Co_{1/3}Mn_{1/3}O_2 + Li_yMn_2O_4$ composite cathode[J]. Journal of Power Sources,2015,279:626-635.

[24] JHU C Y,WANG Y W,WEN C Y,et al. Self-reactive rating of thermal runaway hazards on 18650 lithium-ion batteries[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry,2011,106:159-163.

[25] MAO B,HUANG P F,CHEN H D,et al. Self-heating reaction and thermal runaway criticality of the lithium ion battery[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2020,149: 119178.

[26] DOH C H,KIM D H,KIM H S,et al. Thermal and electrochemical behaviour of C/Li_xCoO_2 cell during safety test[J]. Journal of Power Source,2008,175(2):881-885.

[27] FENG X N,HE X M,OUYANG M G,et al. Thermal runaway propagation model for designing a safer battery pack with 25Ah $LiNi_xCo_yMn_2O_2$ large format lithium on battery[J]. Applied Energy,2015,154:74-91.

[28] 张青松，罗星娜，程相静，等. 基于锂电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(6):1073-1079.
ZHANG Q S,LUO X N,CHENG X J,et al. Method for screening water mist additives based on lithium battery temperature drop index[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(6):1073-1079(in Chinese).

[29] FENG X N,LU L G,OUYANG M G,et al. A 3D thermal runaway propagation model for a large format lithium ion battery module[J]. Energy,2016,115(Part 1):194-208.

[30] WEN C Y,JHU C Y,WANG Y W,et al. Thermal runaway features of 18650 lithium-ion batteries for $LiFePO_4$ cathode material by DSC and VSP_2[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry,2012,109:1297-1302.

[31] UEDA M,OHE M,KIM J H,et al. Effects of surface fluorination on the electrochemical properties and thermal stability of $LiFePO_4$ cathode for lithium-ion batteries[J]. Journal of Fluorine Chemistry,2013,149:88-94.

[32] 李平，尤飞，秦圣辉，等. 风机机舱典型液态油品着火特性及潜在火灾危险性评价[J]. 安全与环境学报,2017,17(6):2069-2072.
LI P,YOU F,QIN S H,et al. Ignition characteristics and potential fire hazard evaluation of typical liquid oil in wind turbine engine room[J]. Journal of Safety and Environment,2017,17(6):2069-2072(in Chinese).

[33] 胡毅伟，马杰，黄冬梅，等. 织物-乳胶可燃结构燃烧特性及火灾危险性[J]. 消防科学与技术,2019,38(6):764-767.
HU Y W,MA J,HUANG D M,et al. Combustion characteristics

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

and fire hazard of fabric-latex combustible structure[J]. Fire Science and Technology,2019,38(6):764-767(in Chinese).

[34] 王文和,何腾飞,米红甫,等.18650 型锂离子电池燃烧特性及火灾危险性评估[J].安全与环境学报,2019,19(3):729-736.
WANG W H,HE T F,MI H F,et al. Combustion characteristics and fire hazard assessment of 18650 lithium ion battery[J]. Journal of Safety and Environment,2019,19(3):729-736(in Chinese).

[35] 付阳阳.典型锂离子电池和电解液燃烧特性及航空运输环境对其影响机制研究[D].合肥:中国科学技术大学,2017.
FU Y Y. Study on the combustion characteristics of typical lithium-ion batteries and electrolytes and the influence mechanism of air transportation environment on them[D]. Hefei:University of Science and Technology of China,2017(in Chinese).

[36] CHEN M Y,LIU J H,LIN X,et al. Combustion characteristics of primary lithium battery at two altitudes[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry,2016,124:865-870.

[37] 张青松,白伟,程相静.压力变化对锂金属电池热失控特性的影响研究[J].消防科学与技术,2018,37(11):1582-1585.
ZHANG Q S,BAI W,CHENG X J. Study on the influence of pressure change on the thermal runaway characteristics of lithium metal batteries[J]. Fire Science and Technology,2018,37(11):1582-1585(in Chinese).

[38] 张青松,白伟.冷链航空运输中锂锰电池安全性的影响因素[J].消防科学与技术,2018,37(6):813-816.
ZHANG Q S,BAI W. Influencing factors of lithium manganese battery safety in cold chain air transportation[J]. Fire Science and Technology,2018,37(6):813-816(in Chinese).

[39] 牛长东,陈雪梅,王兴贺,等.Li/(MnO_2+CFX)电池放电发热的研究[J].电源技术,2015,39(9):1832-1834.
NIU C D,CHEN X M,WANG X H,et al. Research on discharge heat of Li/(MnO_2+CFX) battery[J]. Chinese Journal of Power Sources,2015,39(9):1832-1834(in Chinese).

[40] 王艳峰,胡欲立,王家军.ER48660 型锂/亚硫酰氯电池热分析[J].电源技术,2010,34(8):809-811.
WANG Y F,HU Y L,WANG J J. Thermal analysis of ER48660 lithium/thionyl chloride battery[J]. Chinese Journal of Power Sources,2010,34(8):809-811(in Chinese).

作者简介:

张宇 女,硕士,副研究员。主要研究方向:交通运输标准化、交通运输安全应急、冷链货物多式联运等。

张青松 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:锂电池航空运输安全、航空应急管理等。

Evaluation method of lithium battery safety based on thermal runaway risk index

ZHANG Yu[1], BAI Wei[2], SHI Yanlei[1], ZHANG Qingsong[2,*], LUO Xingna[2]

(1. Research Center for Standards and Metrology, China Academy of Transportation Science, Beijing 100029, China;
2. Center of Aircraft Fire and Emergency, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Aimed at the current research on the safety of lithium batteries, focusing on the experimental measurement of characteristic parameters and analysis of reaction mechanisms, this paper proposes the thermal runaway risk index of lithium batteries based on risk assessment theory and applies it to the quantitative evaluation method of lithium battery safety. The ignition parameter is multiplied by the environmental coefficient to characterize the probability of thermal runaway. The consequences of risk are characterized by the heat release parameter and fire growth parameter. Lithium-manganese batteries (CR) and lithium-thionyl chloride batteries (ER) commonly used in temperature monitor devices in cold-chain cargo of air-ground multimodal transport are selected, and the above parameters are obtained by the self-designed lithium battery thermal runaway experimental platform. Thermal runaway risk index is calculated. The example analysis shows that the thermal runaway risk index value of ER14250 lithium battery is 0.84, which demonstrates higher safety than others. This method can directly guide the selection of lithium batteries for temperature detection devices in air-ground multimodal transport for cold-chain cargo to ensure the safety of transportation.

Keywords: lithium battery; thermal runaway; risk index; safety evaluation; air-ground multimodal transport for cold-chain cargo

Received: 2020-03-03; **Accepted**: 2020-06-13; **Published online**: 2020-07-01 14:54

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200701.1452.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1333123); Transportation Standards Project (Quota) (2018-01-012,2019-99-069); Civil Aviation Safety Capacity Building Project (TRSA-20600726)

* **Corresponding author**. E-mail: nkzqsong@126.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.1001-5965.2020.0115

基于结构分区与应变电桥解耦的支柱式主起落架载荷测量

全下文载

蒋启登*
(中国飞行试验研究院飞机所, 西安 710089)

摘 要: 为解决应变法测量支柱式主起落架载荷中的低灵敏度、高耦合度和强非线性等问题,提出了结构分区解耦和应变电桥解耦设计方法。在集中传力的轮轴和活塞杆上优选出不同等效分量载荷作用下的结构变形有效部位,并在对应部位优化布置了弯矩-剪力-扭矩应变电桥阵列,通过某型飞机起落架综合加载校准,得到了简洁可靠的支柱式主起落架载荷测量模型。载荷校准试验表明:轮轴上剪力电桥对垂向载荷的响应灵敏度相比支柱上拉压电桥对垂向载荷的响应灵敏度提高约 60%,并与压缩行程变化无关。在该型机着陆试验中,利用所提载荷测量模型和飞行数据计算得到了满足工程精度要求的主起落架着陆载荷和缓冲器功量吸收结果。

关 键 词: 支柱式起落架; 圆环截面; 结构分区; 应变解耦; 应变电桥影响系数; 载荷校准与测量; 着陆试验
中图分类号: V217+.32
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0919-09

飞机在起降和地面运行过程中,飞行员需适时实施滑行、转弯、回转、刹车、滑跑起飞、着陆等各种操作和动作,加上跑道不平度、道面突风及飞机离地或接地姿态变化等因素,综合导致飞机起落架的受载和传载复杂多变,对飞机起落架的实际受载进行测量具有极其重要的工程意义。应变电测法是国内外飞行实测飞机载荷的常用方法[1-4]。在众多的起落架结构形式布局中,支柱式起落架在军民用飞机的设计中被广泛采用。早在 21 世纪初,笔者参考俄罗斯专家建议,采用了在支柱外筒上方布置拉压和弯矩应变电桥来测量某型飞机支柱式主起落架的三向外载荷,但着陆试验的实测结果表现出明显的异常:在着陆冲击缓冲器反行程期间,垂向载荷急剧减小至 0 或某一负值,随后回升到一定的正值后再减小至 0,而航向起转滞后严重,回弹过程较长,振荡周期长,以致机轮离地后支柱仍在航向和侧向振荡。当时翻查多架次着陆段的应变数据,发现支柱上方的电桥响应基本都存在与上述载荷异常相近的变化。5 年后,笔者又参考美国、俄罗斯相关示意性资料[4],继续探索了在该型飞机主起落架的活塞杆和轮轴上布置弯矩电桥和剪力电桥进行载荷测量的新途径——基于起落架下部主结构弯剪变形的应变测载法,以评估着陆试验中应变电桥响应规律。飞行数据显示,在着陆冲击期间,主要敏感垂向载荷的剪力电桥响应历程和敏感侧向载荷的弯矩电桥响应历程中均不存在前述急剧异常变化,初步展示出新方法能够改善载荷测量精度的有利前景,但因没有进行载荷校准,其可用于载荷测量的准确结果不得而知。基于上述现象和实

收稿日期: 2020-03-26; **录用日期**: 2020-05-09; **网络出版时间**: 2020-06-05 16:35
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1133.002.html
基金项目: 省部级项目
* **通信作者**. E-mail: 2623670635@qq.com

引用格式: *蒋启登. 基于结构分区与应变电桥解耦的支柱式主起落架载荷测量[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 919-927.*
JIANG Q D. Load measurement based on structure partition and strain bridge decoupling for telescopic main landing gear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 919-927 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

践,分析认为支柱上方布置应变电桥进行起落架载荷测量所面临的挑战和局限在于:支柱结构及其主要部件的轴向刚度大,拉压电桥灵敏度低;缓冲支柱外筒上的拉压电桥受缓冲器内压影响严重;各向受载耦合和变形叠加,导致应变电桥响应独立性差;应变测量剖面偏高,结构惯性质量较大。这些因素最终导致飞机着陆冲击之类的动态载荷测量难于精确实现。

为了解决这些关键问题以提高载荷测量精度,并充分验证基于起落架下部主结构弯剪变形的应变测载法,本文通过静力学等效分析和传力结构局部应力分析,运用应变测力天平原理[5],结合多型飞机定型或适航任务,在受载复杂的通用型支柱式主起落架结构构件系内,经过数年多次探索试验找到截面受载复杂但剖面不同区域结构应力解耦相对简洁的结构件及其应变电桥解耦的有效敏感部位,并在起落架下部结构部件(如轮轴、活塞杆等)的不同解耦部位选择布置恰当的可电气解耦的弯矩-剪力-扭矩应变全桥阵列,经过单向载荷校准、载荷组合校准,得到简洁可靠的载荷模型,为实测支柱式主起落架载荷提供了坚实基础。

1 典型支柱式主起落架结构及其受载

飞机设计中常用的支柱式主起落架结构形式如图 1 所示。支柱式主起落架主要由外筒、活塞杆、扭力臂、轮轴、收放作动筒、主撑杆、含刹车装置和轮胎的机轮、油气式缓冲器(通常支柱与缓冲器合在一起称为缓冲支柱)等组成[6]。

从起落架结构设计要求的承载能力与质量优化角度,薄壁圆管状杆件通常是起落架外筒、活塞杆及轮轴等主要承力构件的最优结构形式,圆管状结构在各种单向载荷或复合载荷作用下均具有很好的强度、刚度特性及较高的受压稳定性。

飞机起飞、着陆及地面滑行、刹车、转弯等运动过程中,起落架轮胎与机场起降道面或滑行道等直接接触,道面施加给起落架轮胎的外部接触力可分解成三维正交的垂向力、侧向力和航向力。按国军标 GJB 67.4A—2008[7] 或适航规定,起落架垂向力 P_z 过机轮中心垂直于地面向上,侧向力 F_y 作用于轮胎接地面指向飞机正侧面,着陆起转回弹及地面不刹车滑行滑跑时的航向力 P_x 过机轮中心并指向飞机航向,刹车时的刹车力 F_x 作用于轮胎接地面指向飞机逆航向,作用于轮胎接地面的刹车力 F_x 会形成刹车力矩,使轮轴受到扭矩 M_y 的作用[7]。作用在机轮上的外载荷如图 1 所示。

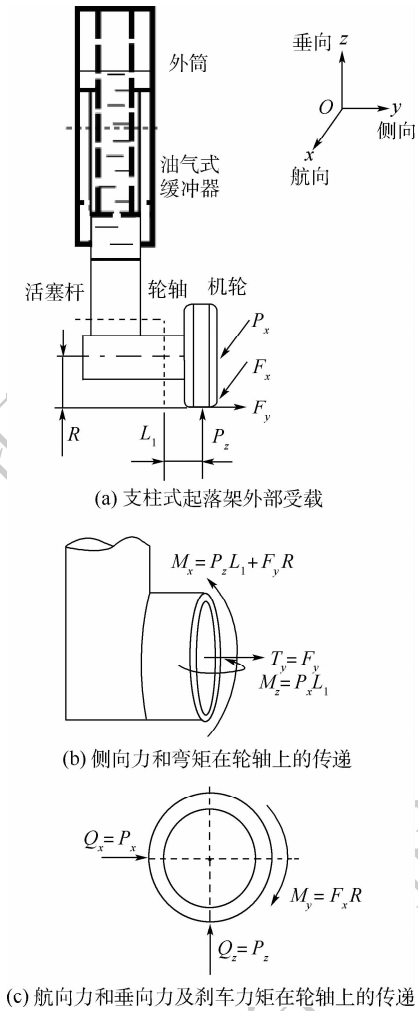


图 1 支柱式主起落架简要结构及其机轮受载和轮轴剖面受载示意

Fig. 1 Basic structure of telescopic main landing gear and schematic diagram of its wheel load and wheel-axle profile load

在飞机地面运动的滑行滑跑、转弯、刹车、着陆冲击等不同使用阶段中,上述各载荷分量不一定会全部同时存在,有时只存在垂向力,有时是垂向力与侧向力的组合,有时是垂向力与航向力的组合。飞机地面滑行滑跑时,主起落架主要受到地面施加的垂向力 P_z 作用,轮胎与道面间的滚动摩擦较小,因而航向力较小;转弯时,主起落架主要受到垂向力 P_z 和侧向力 F_y 的共同作用;刹车时主要受到轮胎与道面间的刹车力 F_x、刹车力矩 M_y 和垂向力 P_z 的同时作用;着陆冲击时主要受到垂向力 P_z、轮心航向力 P_x 和侧向力 F_y 的共同作用等[7]。

针对典型支柱式主起落架受到的上述载荷分量而言,将活塞杆及轮轴部分相对于外筒及其机体安装铰点的综合结构体当作悬臂梁结构,在此前提下,比较理想的应变载荷测量剖面应位于活塞杆下端和轮轴内外侧,而不是选择在外筒及其扭力臂等部件上。前者受力、传力比较集中,测量

北航学报 赠阅

剖面与行程变化无关,惯性质量相对较小,后者虽然结构弯曲变形较大,但受缓冲器油气压力影响严重,且结构惯性质量较大。在集中受力且传力途径唯一的活塞杆下端和轮轴剖面上如何进行结构应力解耦分区和应变电桥解耦设计,是成功进行此类支柱式主起落架载荷测量的关键和基础。

以图 1 中轮轴的圆环型截面剖面受载为例,设定轮轴应变剖面距离机轮轮心的侧向距离为 L_1,机轮滚动半径为 R,则轮胎受到的外载荷(不刹车时 P_x、F_y、P_z 或刹车时 F_x、F_y、P_z)传递到轮轴应变剖面时,该剖面的主要受载分量(等效载荷分量)如下:

1)轮心航向力 P_x 引起轮轴的航向剪力 $Q_x_P_x$($Q_x_P_x = P_x$)和垂向弯矩 $M_z_P_x$($M_z_P_x = P_xL_1$),刹车力 F_x 引起轮轴的航向剪力 $Q_x_F_x$($Q_x_F_x = F_x$)、垂向弯矩 $M_z_F_x$($M_z_F_x = F_xL_1$)及刹车力矩 $M_y_F_x$($M_y_F_x = F_xR$)。

2)轮心垂向力 P_z 引起轮轴的垂向剪力 $Q_z_P_z$($Q_z_P_z = P_z$)、航向弯矩 $M_x_P_z$($M_x_P_z = P_zL_1$)。

3)接地侧向力 F_y 引起轮轴的轴向力 $T_y_F_y$($T_y_F_y = F_y$)、航向弯矩 $M_x_F_y$($M_x_F_y = F_yR$)。

上述载荷传递用矩阵形式表达如下:

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_z \\ M_x \\ M_z \\ T_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & R & L_1 \\ L_1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_x \\ F_y \\ P_z \end{bmatrix} \tag{1}$$

或

$$\begin{bmatrix} Q_x \\ Q_z \\ M_x \\ M_z \\ M_y \\ T_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & R & L_1 \\ L_1 & 0 & 0 \\ R & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ P_z \end{bmatrix} \tag{2}$$

式(1)和式(2)均表明,等效载荷分量 Q_x、Q_z 及 T_y 与力臂大小没有关系,而 M_x、M_z 和 M_y 与剖面位置 L_1 或机轮滚动半径 R 有关。从载荷测量角度,在遵循圣维南原理情况下,测量 Q_x、Q_z 及 T_y 的应变剖面位置可以适当调整。

若将测量剖面移至活塞杆最下端,也可作上述类似的载荷等效转换,还需知道测量剖面到轮胎受力区的相对几何尺寸即可。上述载荷传递关系表明,机轮轮胎受到地面施加的三分量载荷,传递至轮轴或活塞杆的独立载荷分量就增加了 2 个或 3 个力矩的作用,因而轮轴或活塞杆受载就更加复杂。

鉴于起落架主要承力、传力部件均采用各向同性的金属材料制成,在金属材料线弹性范围内,结构部件既定部位的变形与其受载成线性关系。因此,通过在起落架结构的轮轴或活塞杆等关键部位布置力求独立敏感上述等效载荷分量的应变电桥,就可以实现机轮外载荷的解耦测量。

2　结构分区解耦及应变电桥解耦

根据第 1 节结构形式及其受载分析得到的载荷传力形式与效果,基于不同的等效载荷分量在关键测量剖面上的应力分布特点进行结构分区解耦抉择,在此基础上采取恰当的应变电桥解耦设计,力求实现应变电桥对不同载荷分量的独立敏感或降耦敏感。

结构分区解耦基于风洞测力天平的应变测量结构敏感元件设计原理,分析各等效载荷分量在起落架主传力结构的横截剖面上产生的不同应力分布,选择在某一等效载荷分量作用下最大应力区布置相应的应变测量电桥,同时尽量避开其他等效载荷分量所致的应力分布对该应变电桥产生影响,以实现该等效载荷分量下的应力分布在应变测量剖面上的分区敏感或不敏感。依据材料力学和弹性力学理论,支柱式主起落架轮轴的薄壁圆管结构在上述各载荷分量的单独作用下,轮轴某一横截剖面处应力分布具有上下、左右、前后的轴对称或轴反对称性,或者具有相对圆环截面中心的对称性或反对称性。基于各等效载荷分量下的应力分布可知,对于支柱式主起落架轮轴应变测量剖面:

1)在轮轴应变测量剖面表面的正上下方和正前后方布置的剪力电桥,可以实现等效载荷分量中剪力 Q_x 和 Q_z 的结构分区测量。

2)在轮轴应变测量剖面表面的正上下方和正前后方布置的弯矩电桥,可以实现等效载荷分量中弯矩 M_x 和 M_z 的结构分区测量。

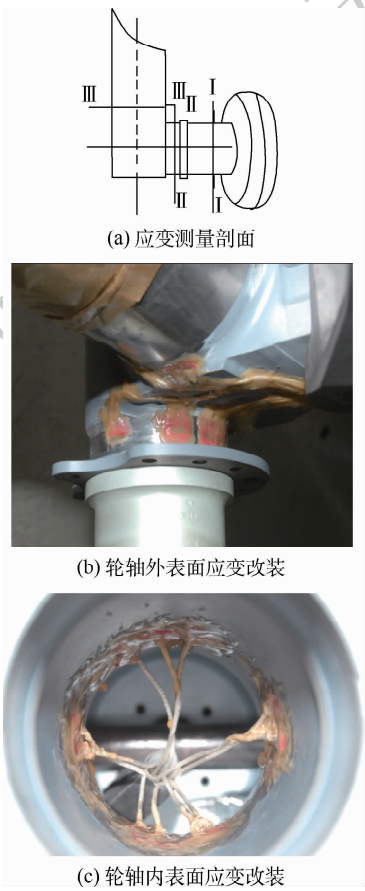
3)由侧向力 F_y 引起的轮轴轴向力 T_y 和刹车力 F_x 引起的轮轴扭矩 M_y 分别导致的轴向正应力和周向剪应力在该剖面上呈环状均匀分布。为避开与前面剪力电桥和弯矩电桥在同一剖面上的安装位置干涉,拉压电桥和扭矩电桥可在轮轴测量剖面 45°或 135°直径方向处的表面上布置。

所谓应变电桥解耦,是利用轴对称圆环截面上应力分布的对称性和反对称性,采用适当敏感栅结构形式的应变计,根据 4 个桥臂均参与结构

北航学报 赠阅

受力而产生组合应变的惠斯顿全桥应变测量原理,配以恰当的组桥,实现电桥解耦与信号放大,可以大幅提高应变电桥对某一欲测等效载荷分量的响应输出灵敏度,显著降低或消除其他独立的等效载荷分量和环境温度对应变电桥响应的交叉影响。

根据前述结构受力传力分析、剖面应力分区及应变电桥解耦,在另一型飞机的支柱式主起落架的轮轴、活塞杆等部位进行了新的应变改装设计。依据解耦原理和测量要求,将同一测量剖面上相对位置处粘贴好的同型同批的成对半桥应变计组成诸如剪力、弯矩、扭矩等类型的应变全桥。该型飞机支柱式左主起落架轮轴内外及其附近的应变测量剖面选择与应变计改装实施效果如图 2 所示,其中轮轴内表面剖面 Ⅰ-Ⅰ为应变测量剖面 L1,法兰盘内侧轮轴外表面剖面 Ⅱ-Ⅱ为应变测量剖面 L2,活塞杆底端外表面剖面 Ⅲ-Ⅲ为应变测量剖面 L3。



(a) 应变测量剖面

(b) 轮轴外表面应变改装

(c) 轮轴内表面应变改装

图 2 左主起落架轮轴内外应变计改装实况

Fig. 2 Refitting strain gages inside and outside the wheel-axis of left main landing gear

3 支柱式主起落架应变载荷校准

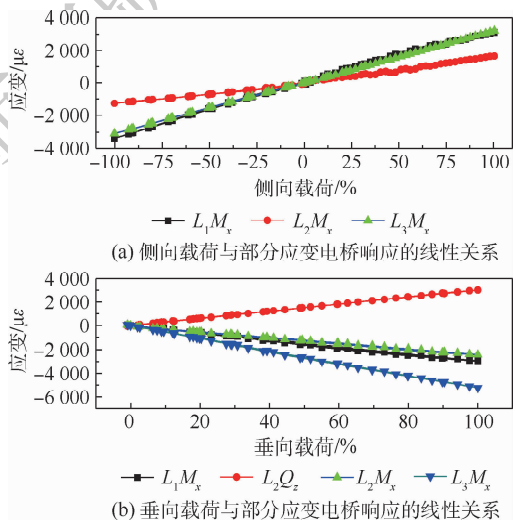
应变载荷校准是通过地面台架和液压作动系统、数据采集系统对起落架上的应变电桥进行加载试验,以建立表征已知校准载荷和应变电桥输出之间关系的载荷测量模型的力学试验过程。飞行中,将缓冲器压缩量和飞行实测应变响应代入加载校准给出的载荷测量模型,计算得到起落架实际载荷。采用起落架离机载荷校准技术,将起落架固定在专用台架上,以假机轮代替真机轮实现加载,模拟实际受载进行应变电桥载荷校准。该飞机左主起落架校准试验现场如图 3 所示。

为了克服缓冲器压缩行程变化对起落架上应变电桥响应的复杂影响,需采用对缓冲器实施放气充满油再按需放油的方式,实现量化分级调节固定压缩行程的目的,以便插值考虑压缩行程对载荷测量模型的影响。某飞机主起落架分别在 5 级不同缓冲器压缩行程下,对其进行加载校准,同步记录各校准载荷和活塞杆与轮轴上应变电桥响应。作为校准数据的典型例子,图 4 给出了 50% 压缩行程下,左主起落架轮轴内外和活塞杆底端上主要应变电桥响应与机轮垂向载荷 P_z 或正负



图 3 左主起落架倒装固定后的加载校准实况

Fig. 3 Load calibration for left main landing gear installed upside down



(a) 侧向载荷与部分应变电桥响应的线性关系

(b) 垂向载荷与部分应变电桥响应的线性关系

图 4 左主起落架 50% 压缩行程时,垂向载荷 P_z、侧向载荷 F_y 与部分应变电桥响应的线性关系

Fig. 4 Linear response from some typical strain bridges under vertical or side load with 50% stroke compressed for left main landing gear

北航学报 赠阅

侧向载荷 F_y 等独立载荷分量的关系曲线,图中横坐标为相对各自最大校准载荷的百分比。本文中应变电桥命名规则为:应变测量剖面号 + 应变电桥类型,以 L_2Q_z 例,L_2Q_z 表示左主起落架Ⅱ-Ⅱ剖面 L2 处的剪力型应变电桥 Q_z。

图 4 及其他试验数据均表明,起落架上主要应变电桥在各独立载荷分量下应变响应的线性、重复性、灵敏度等特性均较好,在单向校准载荷作用下,主要敏感应变电桥的输出与对应校准载荷均呈线性关系。将针对飞机翼面载荷测量提出的应变电桥影响系数[1]这一概念用于起落架载荷测量的应变电桥特性分析中,单位外载荷作用下结构上的应变电桥输出被定义为应变电桥的影响系数。计算各应变电桥分别在各独立载荷分量下的应变电桥影响系数矩阵,进一步绘制得到应变电桥的响应特性曲线——不同独立载荷分量下应变电桥影响系数随缓冲器压缩行程变化的曲线。该起落架的典型应变电桥影响系数曲线如图 5 所示。图中应变电桥影响系数曲线命名规则为:应变测量剖面号 + 应变电桥类型 + 外载荷分量,以 $L_1Q_zF_y$ 例,$L_1Q_zF_y$ 表示左主起落架Ⅰ-Ⅰ剖面 L1 的剪力型应变电桥 Q_z 在侧向力 F_y 作用下的应变电桥影响系数,其他编号与此类似。

由图 5 可知,在各级压缩行程下,轮轴剪力电桥 L_1Q_z 对垂向载荷 P_z 具有较好的独立敏感性,弯矩电桥 L_1M_x、L_2M_x 及剪力电桥 L_2Q_z 对垂向载荷 P_z 和侧向载荷 F_y 均有较好的恒定比例敏感性,扭矩电桥 L_2T_y 对刹车载荷 F_x 均有较好的独立敏感性,剪力电桥 L_2Q_x 对轮心航向载荷 P_x 或刹车载荷 F_x 具有较好的独立敏感性。

该起落架载荷校准实践表明,传统方法在支柱外筒或活塞杆底端上布置的拉压电桥对垂向载荷的响应灵敏度不大于 0.05 με/(9.8 N),并且易受航向和侧向载荷的非线性影响,受局部应力集中影响严重,而轮轴上的剪力电桥对垂向载荷的响应灵敏度可达到 0.08 με/(9.8 N),灵敏度提高约 60%,而且独立性更好,受压缩行程变化影响极小。

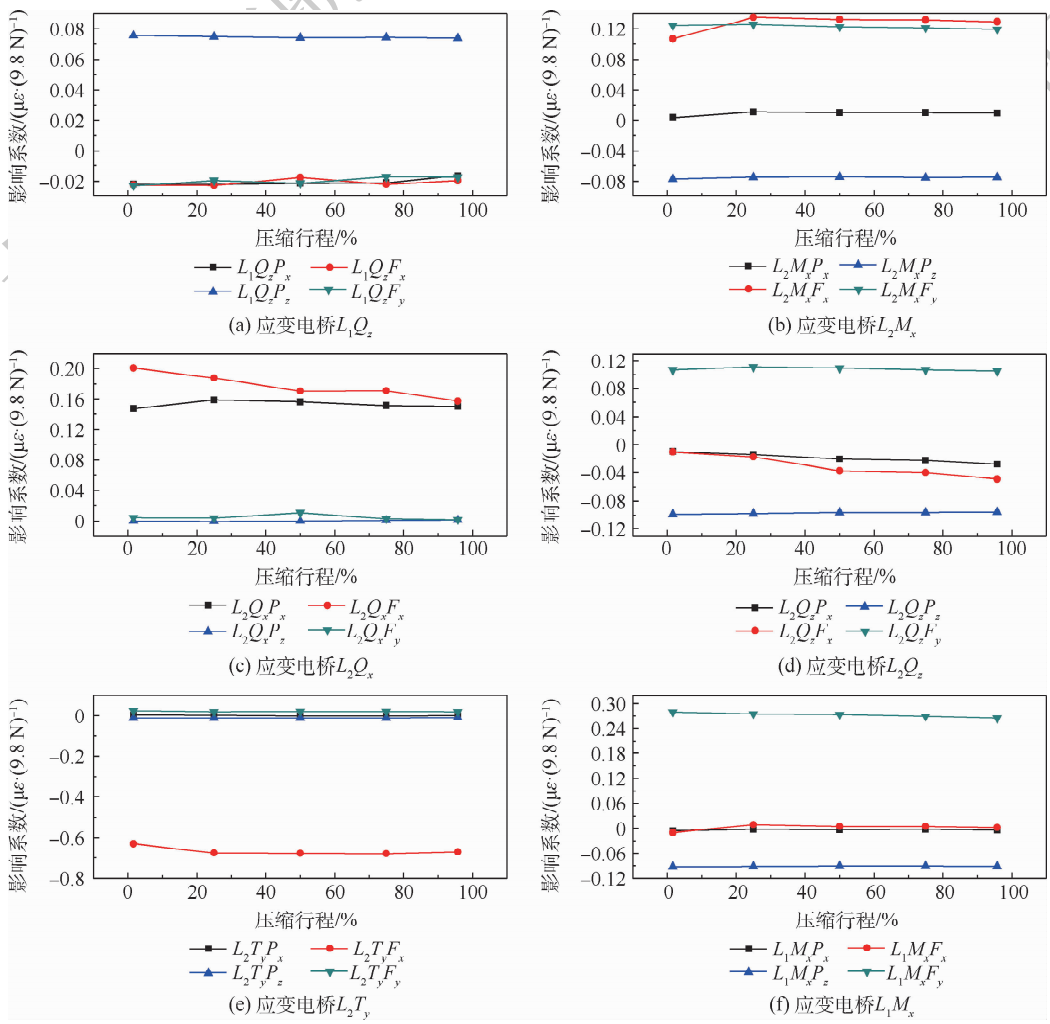


图 5　左主起落架轮轴应变电桥在各载荷分量作用下的影响系数与压缩行程的关系

Fig. 5　Relation between different influence coefficients induced by different load components for strain bridges on left main landing gear and buffer compression stroke

北航学报 赠阅

图 5 还表明,轮轴上多数应变电桥在某些独立载荷分量下的应变电桥影响系数与压缩行程变化无关;而在小压缩行程时,基于扭力臂结构间隙更大、结构局部应力梯度大和活塞杆较大外伸致使假机轮加载方向小幅偏斜等因素,使某些载荷分量下的应变电桥影响系数曲线有所偏折;对于轮轴内表面剖面Ⅰ-Ⅰ上 L1 系列应变电桥影响系数与轮轴外表面剖面Ⅱ-Ⅱ上 L2 系列应变电桥影响系数相比,受压缩行程影响更小,轮轴外表面剖面Ⅱ-Ⅱ上的剪力应变电桥则受压缩行程影响稍明显,原因在于:轮轴套合在活塞杆 L 型底端的通孔内,导致轮轴内剖面Ⅰ-Ⅰ感受外载荷更直接,而法兰盘内侧的轮轴外剖面Ⅱ-Ⅱ受载间接且受结构局部效应影响更大。

利用上述应变电桥库的组合和大量的校准试验数据,采用多元线性回归分析[8]或遗传算法[9]建立了不同压缩行程下的 P_x 或 F_x、P_z、F_y 等待测外载荷分量的载荷测量矩阵模型,模型均方根误差 RMS 都小于 5%,满足飞行试验[10-12]载荷测量精度要求。

4 着陆试验结果与分析

将应变载荷校准后的起落架安装到某型试验飞机上,应变电桥和压缩行程位移传感器等接入机载测试系统并完成测量通道的一体化校准,在飞机起降的过程中记录起落架上所有加装应变电桥和位移传感器的电信号响应,利用测量通道的校准系数矩阵,换算得到各传感器响应的物理参数时间历程。

在起落架载荷飞行实测中,将实测并扣除初值的应变历程和缓冲器压缩行程代入利用校准试验得到的载荷测量矩阵模型中,计算得到实测起落架载荷历程。图 6 为该型飞机两点着陆试验[13-15]时的左主起落架载荷历程曲线。在图 6~图 8 及其相关数据中,左主起落架缓冲器压缩行程 HBML 为相对于各起落架缓冲器最大结构限制行程的压缩行程百分比,左主起落架各着陆载荷分量 LP_x、LP_z、LF_y 量值大小均为相对于各主起落架垂向使用限制载荷的无量纲化载荷分量系数。

由图 6 可知,某飞机两点着陆时,其主起落架受载特点表现为轮胎先接地,起落架垂向受载,随即缓冲器开始压缩,垂向载荷 LP_z 急剧增大,侧向载荷 LF_y 出现;随着轮胎与道面的摩擦作用,机轮起转,起落架航向载荷 LP_x 产生,垂向和侧向载荷均达到最大,随即垂向载荷和侧向载荷减小,起落架航向载荷迅速回弹,继而航向载荷振荡 3 周,衰减至 0,缓冲器开始伸展。鉴于该主起落架缓冲器全行程较大、充填较软,故飞机起落架还未完全跳离地面时,垂向载荷和侧向载荷就已减小至 0。

各载荷分量的时间相位关系表现为:先垂向受载,紧接着出现侧向受载和缓冲器压缩,随后机轮航向起转和回弹,然后垂向载荷和侧向载荷减小,以及航向振荡衰减。

上述参数变化曲线从载荷规律及相位特征角度充分地表现出了支柱式主起落架的结构特性和受载特点,与此类似的许多实测结果已用于该型飞机着陆强度和缓冲性能评价。

为方便与图 6 对比,将笔者在 21 世纪初实测的某型机支柱式左主起落架着陆冲击受载结果绘制于图 7 中。

将图 6 中飞机 4 次着陆试验时的左主起落架垂向载荷 LP_z 和相应缓冲器压缩行程 HBML 绘制成缓冲器功量吸收曲线,如图 8 所示。曲线包围的面积正是左主起落架缓冲器所吸收飞机着陆时

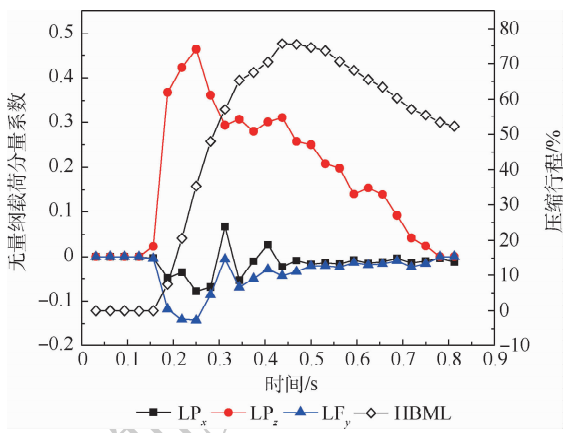


图 6 某飞机着陆时左主起落架机轮各载荷分量与缓冲器压缩行程的变化历程

Fig. 6 Load components and buffer compression stroke measured for left main landing gear during landing

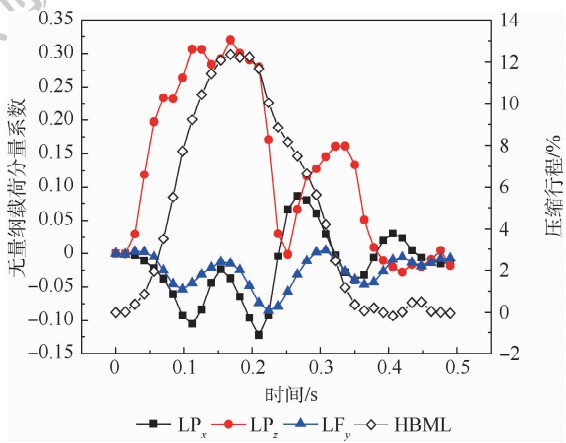


图 7 早期实测的某飞机左主起落架着陆载荷历程

Fig. 7 Landing loads measured in the early stage for left main landing gear of an aircraft

北航学报 赠阅

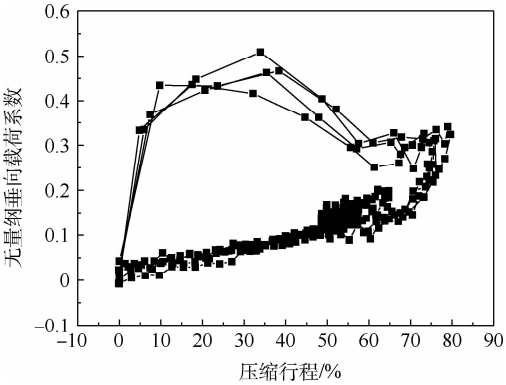


图 8　左主起落架缓冲器吸收功量曲线

Fig. 8　Energy absorption curves for the buffer of left main landing gear

一半的垂向动能中的主要部分,轮胎还要吸收着陆垂向动能的另一小部分,曲线积分计算得到缓冲器平均吸能效率约为 82%,这与落震试验结果基本相符。

根据图 8 功量曲线:

1)对于缓冲器压缩正行程而言,在 0 ~ 10% 的行程区,垂向载荷迅速上升至 0.37;在 10% ~ 35% 的正行程区,垂向载荷再缓慢上升至 0.45,35% 行程时垂向载荷达到最大;在 35% ~ 60% 的正行程区,垂向载荷中速下降至 0.31,在 60% ~ 80% 的正行程区,垂向载荷保持在 0.32。

2)对于缓冲器伸展反行程而言,在 80% ~ 65% 的反行程区,垂向载荷呈指数迅速减小至 0.15,在 65% ~ 50% 的反行程区,垂向载荷有波动;在 50% ~ 0 的反行程区,垂向载荷缓慢减小至 0.02。

将起落架缓冲器看作具备油液阻尼的气体减震弹簧,则垂向载荷 LP_z 与缓冲器压缩行程 HBML 之间的曲线斜率,即弹簧的刚度几乎是不断变化的,并且压缩和伸展过程中的斜率差异巨大,非线性特征十分显著。

综上,飞机着陆时起落架受载是复杂多变的,载荷实测结果已反映出其受载的三向复合和非线性特点。

5　结　论

通过多型飞机支柱式主起落架的应变载荷测量飞行试验研究表明:

1)就支柱式主起落架应变测载而言,活塞杆底端和轮轴内外空余区均为比较理想的应变电桥布局部位。一是受力传力比较集中,不同分量载荷作用下的应力分布各异,可有效实现结构分区下的应变电桥定位布局;二是相对支柱中上部而言,结构惯性质量较小,应变电桥感受的结构惯性力也小;三是应变响应的耦合程度及维度可以有效降低。

2)将机轮外载等效到各应变载荷测量剖面的综合受载,再对应变测量剖面实施结构应力分布分区和应变全桥优化布置,有利于实现应变测载的双重高效解耦。

3)采用轮轴或活塞杆上的剪力、弯矩、扭矩类型为主的应变电桥敏感阵系列在应变电桥响应的敏感性、独立性及与缓冲器压缩行程的无关性等方面,比在支柱上的以弯矩、拉压类型为主的应变电桥敏感阵更具有优越性,从而可以在确保测载精度的前提下,大大减少载荷校准时加载工况数和压缩行程分级次数。

4)对于应变法测量起落架载荷而言,计算应变电桥影响系数并绘制其随缓冲器压缩行程的关系曲线,据此有助于分析应变电桥的载荷特性规律和优选测载应变电桥。

5)基于应变法的起落架载荷实测研究表明,起落架着陆受载具有高度的复杂性、耦合性及强烈的非线性特征。

基于起落架下部主结构弯剪变形的应变测载法和上述结论是针对支柱式主起落架的测载研究而得出。对于摇臂式或半摇臂式起落架,其垂向和航向受载导致起落架下部的摇臂或轮轴上的应变响应是高度耦合的,且耦合比例与摇臂角度或缓冲器压缩行程密切相关,此类起落架外载荷的测量方法和详细规律还有待于更广泛的试验研究。

参考文献(References)

[1] SKOPINSKI T H, AIKEN W S, HUSTON W B. Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads[R]. Washington, D. C.: NACA Report 1178, 1953: 1-35.

[2] WATTERS K C, ATCLIFFE P. Calibration of mirage main undercarriage to determine wheel loads from measured strains: ADA086721[R]. [S. l.]: NTIS, 1979: 1-15.

[3] 吴伟,张书明,腾启,等. 起落架载荷测量与标定试验研究[J]. 机械强度,2003,25(1):48-51.
WU W, ZHANG S M, TENG Q, et al. Study on load measurement and calibration test for airplane landing gear[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(1): 48-51(in Chinese).

[4] 克利亚奇科 M T,阿尔纳乌托夫 E B. 飞机强度飞行试验——静载荷[M]. 汤吉晨,译. 西安:[s. n.],1992:1-31.
KLIQKO M T, APHAYTOB E B. Aircraft strength flight test-Static load[M]. TANG J C, translated. Xi'an: [s. n.], 1992: 1-31(in Chinese).

[5] 顾兴若,沈鸿桥,蒋进荣,等. 风洞应变天平规范: GJB

北航学报 赠阅

2244—1994[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1994:3-10.
GU X R, SHEN H Q, JIANG J R, et al. Specification for wind tunnel strain gage balance: GJB 2244—1994 [S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1994:3-10(in Chinese).

[6] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册:起飞着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002:271-280.
The Chief Committee of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual: Takeoff and landing system[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002:271-280(in Chinese).

[7] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机结构强度规范. 第4部分:地面载荷:GJB 67.4A—2008[S]. 北京:国防科学技术国防科学技术工业委员会军标出版发行部,2008:1-10.
The Committee of National Defense Science Technology and Industry. Military airplane structural strength specification. Part 4: Ground loads: GJB 67.4A—2008[S]. Beijing: Department of Military Standard Press, The Commission of National Defense Science Technolgy and Industry, 2008:1-10(in Chinese).

[8] RICHARD D L, IWAN P. Stepwise regression analysis of MDOE balance calibration data acquired at DNW: AIAA 2007-144[R]. Reston: AIAA, 2007.

[9] ZHAO Y, LI Z R, JIANG Q D. An improved genetic algorithm for landing gear load measurement by eliminating redundancy[C]// International Conference on Experimental and Applied Mechanics, 2014:1-6.

[10] 王记,许景铭,金兆丰,等. 军用飞机强度和刚度规范飞行试验:GJB 67.10—1985[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,1985:10-15.
WANG J, XU J M, JIN Z F, et al. Military airplane strength and rigidity specification flight test: GJB 67.10—1985[S]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defense, 1985:10-15(in Chinese).

[11] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机结构强度规范. 第10部分:飞行试验:GJB 67.10A—2008[S]. 北京:国防科学技术国防科学技术工业委员会军标出版发行部,2008:3-10.
The Committee of National Defense Science Technology and Industry. Military airplane structural strength specification. Part 10: Flight tests: GJB 67.10A—2008[S]. Beijing: Department of Military Standard Press, The Commission of National Defense Science Technolgy and Industry, 2008:3-10(in Chinese).

[12] 国防科学技术工业委员会. 军用飞机验证要求:GJB 1015A—2008[S]. 北京:国防科学技术工业委员会军标出版发行部,2008:8-15.
The Committee of National Defense Science Technology and Industry. Military airplane demonstration requirements: GJB 1015A—2008[S]. Beijing: Department of Military Standard Press, The Commission of National Defense Sicence Technology and Industry, 2008:8-15(in Chinese).

[13] 蒋启登. 陆基飞机大下沉速度对称着陆试验方法[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(11):1421-1425.
JIANG Q D. Flight test of high sink speed symmetric landing used in land-based aircraft strength verification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(11):1421-1425(in Chinese).

[14] ROBERT K H. Closed loop analysis of manual flare and landing: AIAA 74-834[R]. Reston: AIAA, 1974.

[15] MORI R, SUZUKI S. Opimization of neural network modeling for human landing control analysis: AIAA-2007-2843[R]. Reston: AIAA, 2007.

作者简介:

蒋启登 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机载荷、强度试飞、结构强度规范。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Load measurement based on structure partition and strain bridge decoupling for telescopic main landing gear

JIANG Qideng*

(Aircraft Flight Test Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to resolve the problems of low sensitivity, high coupling degree and prominent nonlinearity during the load measurement of telescopic landing gear by strain method, the decoupling design methods of structure partition and strain bridge are proposed. Trough optimization design the effective parts of structure deformation under different equivalent load components were selected on the wheel-axis and piston rod with concentrated force transfer, and the bending moument-shear-torque strain bridge array was installed in the corresponding position. Furthermore, a simple and reliable load measurement model was obtained by combined loading calibration of landing gear. The load calibration tests show that the response sensitivity of the shear bridge on the wheel-axis to the vertical load is about 60% higher than that of the tension-compression bridge on the strut, and has no relation with the change of the compression stroke. Finally in the landing tests the load measurement model and flight data were used to calculate the landing load and buffer power absorption results which satisfy the requirments of engineering accuracy.

Keywords: telescopic landing gear; cirque section; structure partition; strain decoupling; influence coefficients of strain bridge; load calibration and measurement; landing test

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-26; **Accepted**: 2020-05-09; **Published online**: 2020-06-05 16:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1133.002.html

Foundation item: Ministry Level Project

* **Corresponding author**. E-mail: 2623670635@qq.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0070

基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索

全下文载

朱黔[1,*]，许诺[1,2]，黄蓓[1]，李强[1]，周锐[3]

（1. [illegible]技术研究院 战术武器事业部，北京 100076； 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 自动化科学与电气工程学院，北京 100083）

摘 要：针对存在随机分布目标的区域快速搜索问题开展研究，考虑无人机有限通信能力和探测信息的实时回传需求，提出了一种基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索方法。首先，考虑各无人机平台的历史搜索信息和协同搜索收益，基于概率传感器模型构建了多无人机协同区域搜索求解框架；其次，基于4项无人机节点重要性的评价指标，采用改进逼近理想解排序法（TOPSIS）完成无人机节点重要性评估，通过无人机角色动态切换实现了区域搜索过程中协同搜索收益与网络连通性的平衡；最后，考虑机间防撞、通信保持、无人机运动学等约束条件，利用分布式滚动时域优化方法完成各无人机在线运动规划，实现多无人机协同区域搜索。仿真结果表明了所提方法的可行性和有效性。

关 键 词：无人机；节点重要性；角色切换策略；协同区域搜索；改进逼近理想解排序法（TOPSIS）

中图分类号：TP391

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0928-11

区域搜索是情报侦察的重要手段，比较单架无人机，多无人机协同搜索能够尽可能覆盖任务区域并提高搜索效率，获取更为准确的目标信息。

针对多无人机协同区域搜索问题，目前国内外的研究主要分为2个方向：①以传统的搜索论为基础，主要针对静态目标的搜索，以最大化目标发现概率为目标，设定能够完全覆盖任务区域的固定搜索航线，如 Zomboni 搜索、Spiral 搜索等；②考虑目标搜索的动态过程，根据传感器获取的探测信息，通过在线规划实现无人机运动控制，主要基于不同的搜索图，如概率图[1-3]、信息素图[4-5]、收益图[6-7]等。

针对多无人机协同区域搜索，通常将待搜索区域划分成大小相等的若干网格，以目标在网格内的存在概率及无人机对网格状态的确定程度来描述待搜索的目标信息。目前，多无人机协同区域搜索问题已经取得了很多丰硕成果，但是考虑远程指挥控制和实时态势感知，存在地面站需要实时数据回传的研究刚刚起步，而这却广泛存在于灾难救援、区域监视、远程感知等[8-11]。

在多无人机协同区域搜索过程中，随着搜索任务的展开，各无人机对不同区域进行搜索，由于通信范围有限，网络拓扑结构会不断发生变化，相应地，无人机在网络中的重要程度和对协同搜索任务的作用也随之动态变化。考虑无人机有限的通信能力，实时搜索信息需通过多跳网络回传给地面站，以实现远程指挥控制和态势感知。因此，本文充分考虑搜索区域完全覆盖和通信拓扑动态变化，建立准确有效的无人机节点重要性评估方法并设计合理的任务分配机制，对实现协同区域搜索任务与网络连通性的动态平衡具有重要的研究意义。

收稿日期：2020-03-02；**录用日期**：2020-04-03；**网络出版时间**：2020-04-13 11:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200413.1035.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61903084）；火箭军装备预先研究项目（304020302）；江苏省自然科学基金（BK20180358）
* **通信作者**. E-mail：ZhuQian@buaa.edu.cn

引用格式：朱黔，许诺，黄蓓，等. 基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：928-938. ZHU Q，XU N，HUANG B，et al. Multi-UAV cooperative surveillance based on role switch strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：928-938 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1　多无人机协同区域搜索问题建模

1.1　无人机运动学模型

假设所有无人机都在同一高度并忽略风干扰,仅考虑二维平面上的控制律设计,对应的无人机运动学模型如下:

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{\psi}\\ \dot{v}\\ \dot{\omega}\end{bmatrix}=f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})=\begin{pmatrix} v\cos\psi\\ v\sin\psi\\ \omega\\ -\frac{1}{\tau_v}v+\frac{1}{\tau_v}u_v\\ -\frac{1}{\tau_\omega}\omega+\frac{1}{\tau_\omega}u_\omega\end{pmatrix}\tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}=(x,y,\psi,v,\omega)^{\mathrm{T}}$ 为无人机状态向量,(x,y) 为惯性坐标系下的位置,ψ、v、ω 分别为无人机的航向角、速度、偏航角速度;(τ_v,τ_ω) 为时间常数,用于表征执行器时延;$\boldsymbol{u}=(u_v,u_\omega)^{\mathrm{T}}$ 为无人机控制向量,u_v 为速度控制命令,u_ω 为偏航角速度控制指令,需要满足如下约束[12-13]:

$$\begin{cases}|u_v-v_0|\leqslant v_{\max}\\ |u_\omega|\leqslant\omega_{\max}\end{cases}\tag{2}$$

其中:无人机的巡航速度为 v_0,速度和偏航角速度的最大变化范围分别为 $v_{\max}$ 和 $\omega_{\max}$。

1.2　概率传感器模型

在协同区域搜索过程中,通常采用简单的传感器模型,如探测圆[6-7],而实际应用中部分传感器可能存在视线角约束,并且二值覆盖函数很难有效表示探测能力。文献[14]基于真实传感器,考虑探测距离、角度、可视性等要素,提出概率传感器模型。将其引入多机协同区域搜索中,采用覆盖概率作为评价指标,用于表征概率传感器对各个网格的探测能力差异,相应的覆盖概率函数由距离、方位角、俯仰角及可视性函数构成。

$$C(\boldsymbol{s}_i,\boldsymbol{q})=f[\mu_d(\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{q}\|),\mu_p(\angle_p(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\theta_i),\mu_t(\angle_t(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\xi_i),v(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{q})]\tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{s}_i=(\boldsymbol{p}_i,\theta_i,\xi_i)$ 为四元组,表示第 i 架无人机传感器配置信息,由位置 $\boldsymbol{p}_i$、方位角 θ_i 及俯仰角 ξ_i 构成;$\boldsymbol{q}$ 为待搜索区域网格中心点的位置坐标。

本文不考虑传感器视线遮挡,则覆盖概率函数可改为如下形式:

$$C(\boldsymbol{s}_i,\boldsymbol{q})=f[\mu_d(\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{q}\|),\mu_p(\angle_p(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\theta_i),\mu_t(\angle_t(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\xi_i)]\tag{4}$$

相应地,距离、方位角及俯仰角函数表示如下:

$$\mu_d(\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{q}\|)=1-\frac{1}{1+\exp[-\beta_d(\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{q}\|-t_d)]}\tag{5}$$

$$\mu_p(\gamma_i)=\frac{1}{1+\exp[-\beta_p(\gamma_i+t_p)]}-\frac{1}{1+\exp[-\beta_p(\gamma_i-t_p)]}\tag{6}$$

$$\mu_t(\zeta_i)=\frac{1}{1+\exp[-\beta_t(\zeta_i+t_t)]}-\frac{1}{1+\exp[-\beta_t(\zeta_i-t_t)]}\tag{7}$$

式中:$\gamma_i=\angle_p(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\theta_i$;$\zeta_i=\angle_t(\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}_i)-\xi_i$;参数 t、β 用于调整 S 函数的宽度和边界斜率,对应调整这 2 个参数即可改变概率传感器探测能力。

1.3　多无人机协同区域搜索模型

假设待搜索区域 $\boldsymbol{\Omega}$ 为一个 $L_X\times L_Y$ 的二维矩形平面,其被均匀分成 $N_X\times N_Y$ 个网格,为简便计算,每个网格都用对应的中心点位置坐标进行表示。选取 N_U 架同构无人机执行协同区域搜索任务,其对应集合为 $U=\{U_1,U_2,\cdots,U_{N_U}\}$。假设有 N_T 个目标随机分布在该未知区域,相应的,其对应的集合可表示为 $T=\{T_1,T_2,\cdots,T_{N_T}\}$,为不失一般性,目标的分布概率均满足正态分布。

在协同搜索过程中,无人机能够对其概率传感器所覆盖的网格进行独立探测,并且通信范围内的无人机彼此能够交换探测信息。以覆盖概率作为网格探测程度的评价指标,设定固定的覆盖阈值 p_s,当该网格的覆盖概率超过固定阈值时,则认为当前网格能够被无人机有效探测,反之不能。定义 a_j^m 为无人机 m 通过单次探测能够发现目标 $j\in T$ 的概率,在 t_k 时刻无人机 m 对网格 q 探测的次数记为 $l^m(q,t_k)$。因此,截止到 t_k 时刻,无人机 m 对网格 q 在各时间点的探测次数可表示为 $h^m(q,t_k)=\{l^m(q,t_1),l^m(q,t_2),\cdots,l^m(q,t_k)\}$。如式(8)所示,截止到 t_k 时刻无人机 m 对网格 q 的总探测次数即为各个时间点的探测次数之和[6]。

$$L^m(q,t_k)=\sum_{i=1}^{k}l^m(q,t_i)\tag{8}$$

考虑通信时延,各架无人机需要保存接收到所有无人机的最新探测信息。在 t_k 时刻,无人机 m 接收到无人机 n 对于网格 q 的总探测次数可表示为 $h^{m,n}(q,t_k-\tau^{n,m})$,$\tau^{n,m}$ 为随机有界的通信时延。而无人机 m 获得所有无人机的总探测次数信息可表示如下:

$$\hat{h}^m(q,t_k)=\{h^{m,n}(q,t_k-\tau^{n,m}),n\in U\}\tag{9}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在 t_k 时刻，依据接收到的最新探测信息，计算目标 j 在网格 q 中的发现概率如下：

$$b_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) = 1 - \prod_{n=1}^{N_U}(1-a_j^n)^{L^{m,n}(q,t_k-\tau^{n,m})} \tag{10}$$

如果无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测，则无人机 m 对于网格 q 的总探测次数将变为 $\hat{L}^m(q,t_k)=L^m(q,t_k)+1$。因此，当无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测，目标 j 在网格 q 中的发现概率估计值可计算如下：

$$\hat{b}_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) = 1 - (1-a_j^m)^{\hat{L}^m(q,t_k)} \prod_{n=1,n\neq m}^{N_U}(1-a_j^n)^{L^{m,n}(q,t_k-\tau^{n,m})} \tag{11}$$

式(10)表示 t_k 时刻目标 j 在网格 q 中的发现概率，而式(11)则表示无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测后，目标 j 在网格 q 中的发现概率估计值。由此可估算出，当无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测，其对在网格 q 内的目标 j 的发现概率增量可计算如下：

$$\hat{\beta}_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) = \hat{b}_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) - b_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) \tag{12}$$

假设目标 j 在网格 q 内的先验概率为 $p_j(q)$，因先验信息一致，对所有无人机有 $p_j^m(q)=p_j(q)$，因此可估算出无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测对应的搜索收益增加值为

$$\hat{c}_d^m(q,t_k) = \sum_{j\in T} p_j(q)\hat{\beta}_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) \tag{13}$$

如式(14)所示，截止到 t_k 时刻，整个机群的协同搜索收益可定义为目标存在先验概率与发现概率的乘积。

$$p(t_k) = \omega_C \sum_{q\in Q}\sum_{j\in T} p_j(q)\left[1-\prod_{m=1}^{N_U}(1-a_j^m)^{L^m(q,t_k)}\right] \tag{14}$$

式中：$b_j(q,t_k) = 1-\prod_{m=1}^{N_U}(1-a_j^m)^{L^m(q,t_k)}$ 为目标 j 在网格 q 内的发现概率；ω_C 为加权常数。需要注意的是，在计算协同搜索收益时并没有考虑通信时延，而 Q 为整个待搜索区域划分成的网格集合。

由式(11)～式(14)可以看出，整个搜索过程中，无人机间仅需要共享对每个网格的总探测次数。在每个探测周期内，各架无人机依据邻居无人机共享信息对所存储的各无人机总探测次数进行更新，对应更新原则如下：

$$L^{m,n}(q,t_k-\tau^{n,m}) = \max_{i\in m\cup N_m(t_k)}(L^{i,n}(q,t_k-\tau^{n,i})) \tag{15}$$

当无人机 m 对网格 q 执行一次新的探测，其增加的搜索收益主要由目标存在概率、历史搜索信息及通信时延共同决定。对应的，总的搜索收益增加值可用如下公式进行估算：

$$c_d^m(t_k) = \omega_C \sum_{q\in Q^m}\hat{c}_d^m(q,t_k) = \omega_C \sum_{q\in Q^m}\sum_{j\in T} p_j(q)\hat{\beta}_j^m(\hat{h}^m(q,t_k)) \tag{16}$$

若只考虑无人机单步运动规划，则可通过式(17)计算得到无人机 m 的最优控制输入：

$$\boldsymbol{u}_m^*(t_k) = \arg\max c_d^m(t_k) \tag{17}$$

1.4 图论基础知识

针对多无人机协同区域搜索，在保持通信网络拓扑连通的前提下，需要在短时间内最大化搜索收益。利用无向图表示地面站和无人机共同构成的拓扑网络，定义其为 $G=(V,E)$，V 为 n 个顶点集合，E 为节点边集。设 N_i 为节点 v_i 的邻居集合，则整个连通图的邻接矩阵可表示如下：

$$\boldsymbol{A} = [a_{ij}]_{n\times n} = \begin{cases} 1 & j\in N_i \\ 0 & j\notin N_i \end{cases}$$

整个连通图的拉普拉斯矩阵表示如下：

$$\boldsymbol{L} = [l_{ij}]_{n\times n} = \begin{cases} -a_{ij} & i\neq j \\ \sum_{j\neq i} a_{ij} & i=j \end{cases}$$

定义 $\lambda_i(\boldsymbol{L})$ 为拉普拉斯矩阵的第 i 小特征值，满足 $0=\lambda_1(\boldsymbol{L})\leqslant\lambda_2(\boldsymbol{L})\leqslant\cdots\leqslant\lambda_n(\boldsymbol{L})$。其中，$\lambda_2(\boldsymbol{L})$ 为拉普拉斯矩阵的第二小特征值，也称作费德勒值，其表示网络拓扑的几何连通性。而无向图是否连通的充分必要条件[15]可以表示如下：

$$\lambda_2(\boldsymbol{L}) > 0 \tag{18}$$

2 无人机角色切换策略

在协同区域搜索任务中，随着搜索范围的逐渐扩大，无人机群逐渐远离地面站的通信覆盖范围，为保证实时信息能够及时回传给地面站，考虑有限通信能力需要部分无人机充当中继无人机提供通信服务，确保整个搜索任务的顺利执行。

考虑存在地面站的多无人机协同区域搜索，由于无人机平台的通信能力有限，为实现远程指挥控制和实时态势感知，如图 1 所示，需要在地面站和远端搜索无人机间建立可靠的通信连接。

结合区域搜索任务特点，本文参考文献[16]提出了 3 种不同的无人机任务角色，用于实现协

北航学报 赠阅

同搜索收益和网络连通性保持之间的平衡与折中。3 种无人机角色分别为中继无人机、关节无人机、搜索无人机,相应的角色功能和任务目标如表 1 所示,具体各个角色之间的切换关系如图 2 所示。

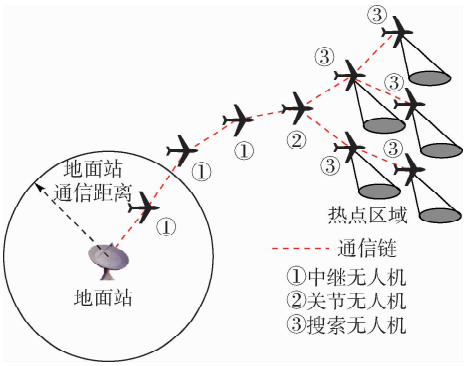


图 1　存在地面站的多无人机协同区域搜索

Fig. 1　Multi-UAV cooperative surveillance with ground station

表 1　协同区域搜索任务中无人机角色信息

Table 1　UAV roles in cooperative surveillance

角色	功能	目标
中继无人机	提供机间数据传输服务	确保地面站与关节无人机间的通信连接
关节无人机	连接搜索无人机和中继无人机	平衡搜索任务和网络连通性
搜索无人机	搜索未知区域获取目标信息	最大化协同搜索收益

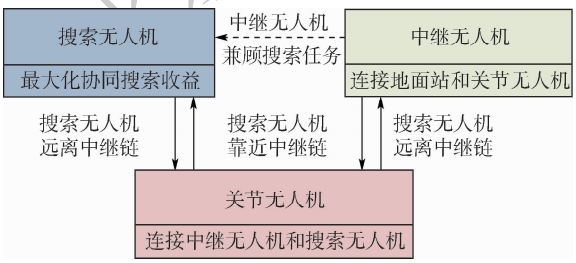


图 2　协同区域搜索任务中无人机角色切换关系

Fig. 2　Role switch relationship among UAVs in cooperative surveillance

2.1　无人机节点重要性评估要素

在协同搜索过程中,整个通信拓扑可以视为一个复杂网络,而各架无人机可以视为复杂网络中的节点。节点重要性评估[17]是复杂网络的一个重要研究内容,目前国内外学者针对节点重要性评估提出了很多描述重要性的要素,如度中心性、介数中心性、接近中心性、特征向量中心性等[18-21]。然而针对存在地面站的多无人机协同区域搜索,为保持通信拓扑连接和协同区域搜索任务的动态平衡,显然越靠近地面站的无人机节点的重要程度越高,反之亦然。因此,现有描述节点重要性的要素并不能直接应用,需要提炼出能够准确反映无人机节点重要性差异的评价要素。

首先,频繁的角色切换不利于任务的连续性,需要设置不同的重要程度表征任务角色。其次,参照图论中最短路径,当前无人机到地面站的最小跳数通道可以最大限度降低探测信息传输时延并提高信息传输的可靠性[22];类比图论中通过某一固定节点的全部最短路径,当前无人机在所有无人机与地面站最小跳数通道上的比值能够表征当前无人机对其他无人机通信的影响程度。针对某些特定场景,以上 3 个要素不足以完全区分无人机的重点程度,将当前无人机距离地面站实际距离作为补充要素用于描述节点的重要程度。

$$\mathrm{RV}(i)=\begin{cases}1 & \mathrm{UAV}_i \text{ 为搜索无人机}\\ 2 & \mathrm{UAV}_i \text{ 为关节无人机}\\ 3 & \mathrm{UAV}_i \text{ 为中继无人机}\end{cases} \tag{19}$$

$$\mathrm{MH}(i)=\min_{\mathrm{chan}_i\in\Omega_i} L(\mathrm{chan}_i) \tag{20}$$

$$\mathrm{RMH}(i)=\sum_{i\neq j\in U}\frac{L_{ji}}{L_j} \tag{21}$$

$$\mathrm{AD}(i)=\sqrt{(x_i-x_b)^2+(y_i-y_b)^2} \tag{22}$$

式中:$i\in U$ 为无人机序号;式(19)表示各个搜索任务角色(RV)对应的价值,考虑搜索信息的实时回传,认为网络连通性最为重要,设定各个角色价值关系为:中继无人机 > 关节无人机 > 搜索无人机;式(20)表示当前无人机与地面站通信所需的最小跳数(MH),chan_i 表示无人机 i 与地面站间的通信通道,$L(\mathrm{chan}_i)$ 表示通道 chan_i 的跳数值,而 Ω_i 为无人机 i 与地面站之间所有的通信信道集合;式(21)代表无人机 i 的最短路径通过比(RMH),L_{ji} 为无人机 j 与地面站之间具有最小跳数且经过无人机 i 的通道数量,L_j 为无人机 j 与地面站间具有最小跳数的通道数量;式(22)表示无人机 i 与地面站间的实际距离(AD),(x_b,y_b) 为地面站的点位坐标。

2.2　基于改进逼近理想解排序法的节点重要性评估

逼近理想解排序法是一种基于多属性决策问题中的理想解和负理想解,对多属性决策问题的供选方案进行排序的方法。基于 2.1 节描述的 4 种无人机节点重要性评估要素,可以构建无人机节点的属性矩阵如下:

$$\boldsymbol{X}=(x_{ij})_{N_U\times 4}=\left[\mathrm{RV}(i)\quad \mathrm{MH}(i)\quad \mathrm{RMH}(i)\quad \mathrm{AD}(i)\right]_{N_U\times 1}=\begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} & x_{14}\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots\\ x_{i1} & x_{i2} & x_{i3} & x_{i4}\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots\\ x_{N_U1} & x_{N_U2} & x_{N_U3} & x_{N_U4}\end{bmatrix}$$

北航学报 赠阅

需要强调的是,最小跳数和真实距离值越小,其节点重要性越高。因此,需要进行取反处理,随后代入属性矩阵,完成后续运算。式中,x_{ij}为第 i 架无人机的第 j 个属性值,并对属性矩阵标准化,具体计算公式如下:

$$r_{ij}=\frac{x_{ij}}{\sqrt{\sum_{i=1}^{N_U}x_{ij}^2}}\qquad i=1,2,\cdots,N_U;\ j=1,2,3,4 \tag{23}$$

考虑评估要素作用差异,采用方根法计算权向量为 $\boldsymbol{\omega}_V=(0.520\ 5,0.201,0.201,0.077\ 5)$。对应的加权标准化矩阵为

$$\boldsymbol{V}=(V_{ij})_{N_U\times 4}=\begin{bmatrix}\omega_{V1}r_{11} & \omega_{V2}r_{12} & \omega_{V3}r_{13} & \omega_{V4}r_{14}\\ \omega_{V1}r_{21} & \omega_{V2}r_{22} & \omega_{V3}r_{23} & \omega_{V4}r_{24}\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots\\ \omega_{V1}r_{N_U1} & \omega_{V2}r_{N_U2} & \omega_{V3}r_{N_U3} & \omega_{V4}r_{N_U4}\end{bmatrix}$$

依据加权标准化矩阵,可以计算得出对应的理想解和负理想解。

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}^*=\{r_1^*,r_2^*,r_3^*,r_4^*\}\\ \boldsymbol{A}^-=\{r_1^-,r_2^-,r_3^-,r_4^-\}\\ r_j^*=\max\limits_{i=1,2,\cdots,N_U}\{V_{ij}\}\\ r_j^-=\min\limits_{i=1,2,\cdots,N_U}\{V_{ij}\}\end{cases}\qquad j=1,2,3,4 \tag{24}$$

式中:$\boldsymbol{A}^*$ 和 $\boldsymbol{A}^-$ 分别为理想解和负理想解。

目标 i 与理想解和负理想解之间的距离可以用式(25)进行计算:

$$\begin{cases}S_i^*=\sqrt{\sum_{j=1}^{4}(r_{ij}-r_j^*)^2}\\ S_i^-=\sqrt{\sum_{j=1}^{4}(r_{ij}-r_j^-)^2}\end{cases} \tag{25}$$

为增加距离公式的区分度,将相对熵[23-24]代入式(25),可获得改进距离计算公式:

$$\begin{cases}S_i^*=\left\{\sum_{j=1}^{4}\left[r_j^*\ln\left(\frac{r_j^*}{r_{ij}}\right)+(1-r_j^*)\ln\left(\frac{1-r_j^*}{1-r_{ij}}\right)\right]\right\}^{\frac{1}{2}}\\ S_i^-=\left\{\sum_{j=1}^{4}\left[r_j^-\ln\left(\frac{r_j^-}{r_{ij}}\right)+(1-r_j^-)\ln\left(\frac{1-r_j^-}{1-r_{ij}}\right)\right]\right\}^{\frac{1}{2}}\end{cases} \tag{26}$$

式中:S_i^* 和 S_i^- $(i=1,2,\cdots,N_U)$ 分别表示与理想解和负理想解的改进相对距离。

可计算出各节点距离理想解的接近度:

$$C_i^*=\frac{S_i^-}{S_i^*+S_i^-}\qquad i=1,2,\cdots,N_U \tag{27}$$

接近度作为无人机节点重要性评估的最终评估指标,显然,若 C_i^* 越大,对应节点重要性越高,反之亦然,即 $C_i^*=0$ 对应最不重要的节点,$C_i^*=1$ 对应最重要的节点。因此接近度越大,节点重要性越高,而对接近度进行排序,即可确定 N_U 个备选方案的最优排序。

2.3 无人机协同区域搜索角色切换策略

依据改进的逼近理想解排序法,可以获得无人机节点重要程度序列 V_{Seq}。依据无人机节点重要程度序列,提出协同区域搜索角色切换策略实现网络连通性和协同搜索收益的平衡。

协同搜索任务中,设当前所需中继无人机数目为 N_R,其最大值为 N_U-2。为简化计算,假设同一时刻只对最远端中继无人机的角色进行调整,即增加或减少中继无人机,从而实现对搜索区域的动态调整。定义序列 V_{Seq} 中第 n 重要的无人机为 n^{th} 无人机,其与无人机的 ID 并不一一对应,定义 n^{th} 无人机节点为 V_n,用 V_n^* 表示无人机的信息集,包含任务角色,当前位置,重要程度最高的前继、后继无人机节点序号,盘旋点位置,依次表示为 $\{R,\text{Pos},P,S,P_C\}$,其中盘旋点是固定翼无人机充当中继时的盘旋圆圆心。

无人机角色切换由 2 个阶段构成:角色分配和角色调整。在角色分配阶段,需要先对无人机节点重要性进行评估,获得重要程度序列 V_{Seq}。$1^{\text{st}}\sim N_R^{\text{th}}$ 无人机被指定为中继无人机,第 $(N_R+1)^{\text{th}}$ 无人机作为关节无人机连接中继无人机和搜索无人机群,而剩余的无人机则作为搜索无人机继续执行搜索任务。由于在协同区域搜索任务中为扩大搜索范围,在通信保持的前提下显然增补中继无人机比移除中继无人机更重要,在角色调整阶段,依据搜索无人机群、关节无人机及第 N_R^{th} 个中继无人机彼此位置关系,优先考虑增补中继无人机。完成无人机角色调整。

如图 3 所示,r_{comm} 为无人机通信距离。设定 2 个距离阈值用于判断无人机彼此的位置关系,其中 r_{str} 为搜索无人机远离时需要增补中继无人机的距离阈值,r_{rts} 则对应需要移除中继无人机时的距离阈值,而 $\boldsymbol{z}_{\text{buffer}}=\{\boldsymbol{x}:r_{\text{rts}}\leqslant\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_u\|\leqslant r_{\text{str}}\}$ 作为角色切换缓冲区,能够防止无人机角色频繁切换。

首先考虑搜索无人机群是否远离关节无人机。如果没有搜索无人机在关节无人机 $(N_R+1)^{\text{th}}$ 的圆域 $\boldsymbol{z}_1=\{\boldsymbol{x}:\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_u\|\leqslant r_{\text{str}}\}$ 中,则表明搜索无人机群正在远离中继无人机,网络拓扑可能出现中断。因此,关节无人机需要切换为中继无人机防止通信中断,通过增加中继无人机来扩展通信范

北航学报 赠阅

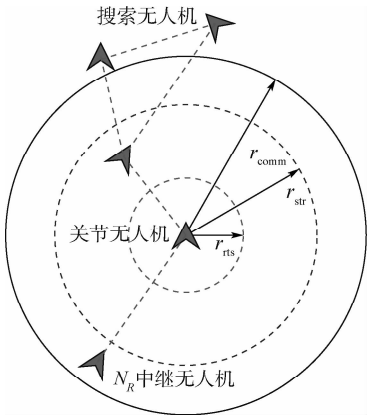


图 3　角色调整阶段无人机相对位置关系

Fig. 3　Geometry relationship among different UAVs in role conversion stage

围,选取$(N_R+2)^{\text{th}}$无人机作为新的关节无人机。

如果没有增补中继无人机,则应该考虑是否需要移除中继无人机。如果在第 N_R^{th} 架中继无人机,即距离地面站最远端的中继无人机的圆区域 $z_2=\{\boldsymbol{x}:\|\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_u\|\leqslant r_{\text{rts}}\}$ 中存在至少一架无人机,则表示第 N_R^{th} 架无人机附近存在其他无人机,其没有必要继续充当中继无人机。此时需要调整中继无人机的数目为(N_R-1),而第 N_R^{th} 个无人机切换为新的关节无人机,原先的关节无人机变为搜索无人机,用于扩大区域搜索范围。

考虑无人机最小转弯半径约束,为保持网络连通性,固定翼无人机需要在指定的盘旋点附近进行盘旋确保通信连接。本文不考虑地面障碍物遮挡的影响,因此中继无人机的盘旋点可按照等间隔分布在地面站和搜索无人机群的质心之间,相邻盘旋点的间隔设定为 r_{str}。相应地,定义 N_n^{str} 和 N_n^{rts} 分别代表第 n^{th} 无人机的圆区域 z_1、z_2 内无人机数量,相应的角色切换策略伪代码如下。

输入:所有无人机的位置 V_i^{Pos} 和角色 $\boldsymbol{V}_i^R$,$i=1,2,\cdots,N_U$,当前需要中继无人机数目 N_R。

输出:所有无人机的角色 $\boldsymbol{V}_i^R$ 和盘旋点 $\boldsymbol{V}_i^{P_C}$,$i=1,2,\cdots,N_U$。

//角色分配阶段

1. 计算 RV、MH、RMH、AD 值(见式(19)~式(22))。

2. 计算无人机节点重要程度序列 V_{Seq}(见式(23)~式(27))。

3. $\boldsymbol{V}_1^R\sim\boldsymbol{V}_{N_R}^R$ 为中继无人机,$\boldsymbol{V}_{N_R+1}^R$ 为关节无人机,$\boldsymbol{V}_{N_R+2}^R\sim\boldsymbol{V}_{N_U}^R$ 为搜索无人机。

//角色调整阶段

4. if $N_{N_R+1}^{\text{str}}=0$ //增补中继无人机

5. $\boldsymbol{V}_{N_R+1}^R$ 为中继无人机,$\boldsymbol{V}_{N_R+2}^R$ 为关节无人机,$N_R=N_R+1$。

6. else

7. if $N_{N_R}^{\text{rts}}\neq 0$　　//移除中继无人机

8. $\boldsymbol{V}_{N_R}^R$ 为关节无人机,$\boldsymbol{V}_{N_R+1}^R$ 为搜索无人机,$N_R=N_R-1$。

9. endif

10. endif

11. 计算盘旋点 $\boldsymbol{V}_i^{P_C}$,$i=1,2,\cdots,N_R$。

3　基于角色的无人机运动规划

在协同区域搜索任务中,考虑无人机运动学、通信保持及机间防撞等约束,基于邻居信息和当前无人机任务角色,通过分布式滚动时域优化[25]实现每架无人机在线运动规划。依据式(1),无人机运动学模型的离散形式可表示如下:

$$\boldsymbol{x}_{k+1}=f_d(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)=\boldsymbol{x}_k+T_S f(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{u}_k)\tag{28}$$

式中:$\boldsymbol{x}_k$ 为无人机的状态向量;$\boldsymbol{u}_k$ 为控制输入;T_S 为计算步长。假设规划时域长度为 N,相应地,滚动时域控制序列为 $\boldsymbol{u}_k=[\boldsymbol{u}_k^0,\boldsymbol{u}_k^1,\cdots,\boldsymbol{u}_k^{N-1}]$。

依据协同区域搜索任务角色设置,各架无人机的优化指标存在一定的差异。对于搜索无人机和关节无人机,其优化目标是最大化协同区域搜索收益值,对应的目标函数可以表示如下:

$$J^m(k)=\sum_{i=1}^{N}c_d^m(t_{k+i})=\sum_{i=1}^{N}\sum_{q\in Q_{k+i,N}^m}\hat{c}_d^m(q,t_{k+i})\tag{29}$$

式中:$Q_{k+i,N}^m$ 表示无人机 m 在第 i 个预测时刻能够探测到的网格集合。

对于中继无人机,其首要任务是在指定位置附近进行盘旋确保网络通信连通。相应地,优化目标函数可以表示如下:

$$J^m(k)=-\sum_{i=1}^{N}\left(\frac{\|\boldsymbol{x}_{m,k+i}-\boldsymbol{x}_{m,i}^*\|-r_l}{r_l}\right)^2\tag{30}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{m,i}^*$ 为盘旋点位置;r_l 为依据无人机动力学约束计算出的盘旋半径。

考虑通信保持和机间防撞约束,在滚动时域优化过程中设计惩罚函数用来表征可能导致碰撞或网络中断的无人机运动规划结果,相应的惩罚函数可以表示如下:

$$\begin{aligned}P^m(k)=&\sum_{i=1}^{N}\sum_{j\in N_{\text{comm}}^m}\text{sgn}(\|\Delta\boldsymbol{x}_{m,j}^{k+i}\|-R_{\text{comm}})\cdot\\&\left(\frac{R_{\text{comm}}-\|\Delta\boldsymbol{x}_{m,j}^{k+i}\|}{R_{\text{comm}}}\right)^2+\\&\sum_{i=1}^{N}\sum_{n\in U}\text{sgn}(R_c-\|\Delta\boldsymbol{x}_{m,n}^{k+i}\|)\left(\frac{\|\Delta\boldsymbol{x}_{m,n}^{k+i}\|-R_c}{R_c}\right)^2\end{aligned}\tag{31}$$

式中:$\Delta\boldsymbol{x}_{m,n}^k=\boldsymbol{x}_{m,k}-\boldsymbol{x}_{n,k}$;$N_{\text{comm}}^m$ 为无人机 m 为实现通信保持所需要连通的最小邻居无人机集合;

北航学报 赠阅

sgn(·)为符号函数;R_{comm}为通信惩罚距离;R_c为机间防撞惩罚距离。

考虑通信保持、无人机运动学及机间防撞等约束,对于所有无人机 $m \in U$,在每个预测时刻,即对于 $\forall i = 1,2,\cdots,N$,应满足如下约束:

$$\begin{cases} \left\| \boldsymbol{x}_{m,k+i} - \boldsymbol{x}_{n,k+i} \right\| > r_{\text{safe}} & n \neq m, n \in U \\ \left\| \boldsymbol{x}_{m,k+i} - \boldsymbol{x}_{r,k+i} \right\| < r_{\text{comm}} & r \in N_{\text{comm}}^{m} \\ \left| u_{m,v}^{k+i-1} - v_0 \right| \leqslant v_{\max} \\ \left| u_{m,\omega}^{k+i-1} \right| \leqslant \omega_{\max} \end{cases} \tag{32}$$

将惩罚函数(31)代入到各无人机的目标函数中,相应的改进目标函数如下:

$$J_m(k) = J^m(k) - P^m(k) \tag{33}$$

在每一个采样时刻,结合局部信息及当前无人机任务角色,通过分布式滚动时域控制优化每架无人机的最优控制序列。

$$\boldsymbol{u}_m^* = [\boldsymbol{u}_{m,0}^*, \boldsymbol{u}_{m,1}^*, \cdots, \boldsymbol{u}_{m,N-1}^*] = \arg\max J_m(k) \tag{34}$$

式中:$\boldsymbol{u}_m^*$为无人机 m 的最优控制序列,而 $\boldsymbol{u}_{m,0}^*$被选为当前时刻的控制输入。针对待优化问题的非线性特性,考虑粒子群算法具有较好的鲁棒性、可扩展性及较强的全局优化能力,设计基于滚动时域优化的无人机运动在线规划方法,并利用改进粒子群算法[2]求解最优控制序列。

4 仿真结果与分析

4.1 基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索仿真分析

对基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索方法进行仿真验证,指派 8 架同构无人机对一个 5 000 m×5 000 m 的矩形区域进行协同搜索,目标搜索信息通过机间数据链实时回传至地面站用于战场态势感知。假设区域内随机分布着 10 个未知目标,满足以目标所在位置为中心,均值为 0,标准差为 250 m 的正态分布。整个区域均分为 50×50 个等面积网格,任一无人机 $m \in U$ 通过一次探测对于在网格 q 内目标 $j \in T$ 的发现概率为 $a_j^m = 0.5$。设定多无人机协同区域搜索的仿真步数为 400,采样时间为 0.5 s,滚动时域优化的时域长度为 4。性能参数 v_0、$v_{\max}$、$\omega_{\max}$、r_{comm}、r_{safe}分别为 80 m/s、20 m/s、0.8 rad/s、1 000 m、50 m。在角色切换策略中,切换为中继无人机的阈值距离为 $r_{\text{str}} = 700$ m,而切换为搜索无人机的阈值距离为 $r_{\text{rts}} = 400$ m。为确保通信连接,搜索无人机和中继无人机的通信惩罚距离分别设置为 900 m、650 m,而机间防撞惩罚距离设置为 200 m。

图 4 为各架无人机的搜索轨迹,图中颜色较深的网格区域代表目标存在区域。初始时刻各架无人机以 200 m 的等间隔从未知区域下方开始进行搜索,由搜索轨迹可以看出,随着搜索任务的进行,机群对所有的潜在目标都进行探测搜索,各架无人机通过合理有效的角色切换,尽可能扩大搜索区域范围,这也体现出基于角色切换策略的多机协同区域搜索的可行性和有效性。

由图 5 的协同搜索收益曲线可以看出,随着搜索范围的扩大,发现目标数量和协同搜索收益都逐渐增加。但由于目标随机分布,以及机群需要与地面站保持通信连接,致使不同时段内获得的协同搜索收益存在差异。但随着搜索任务的执行,所有潜在目标均被发现,这也反映出角色切换策略在协同区域搜索任务中的可行性和有效性。

由图 6 可以看出,$\lambda_2 > 0$ 始终满足,这表明在整个搜索过程中,随着无人机的相对运动和角色切换,通信拓扑始终保持动态连接以适应搜索任务的需求。在任务初始阶段,λ_2 值较大,这是由于多架无人机从距离地面站较近的初始位置出发,网络连通度较高。随着无人机逐渐远离地面站,部分无人机切换为中继无人机,搜索范围扩展的同时网络连通度逐渐下降,λ_2 值逐渐减小。

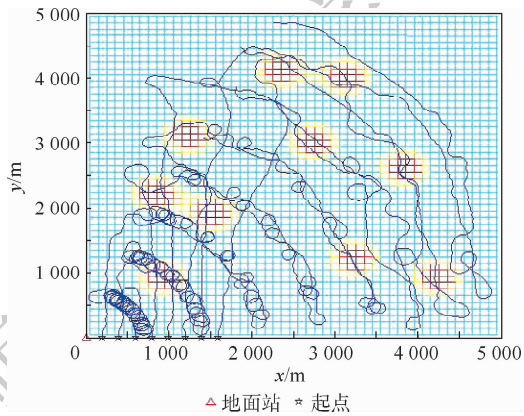


图 4 多无人机协同区域搜索轨迹

Fig. 4 Multi-UAV cooperative surveillance trajectories

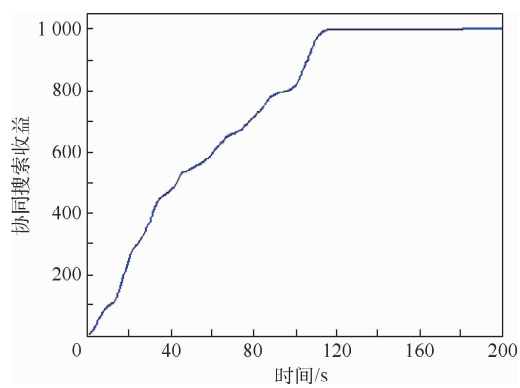


图 5 多无人机协同区域搜索收益

Fig. 5 Payoff in multi-UAV cooperative surveillance

北航学报 赠阅

图 7 为协同区域搜索任务中不同时刻对应的各无人机拓扑连通。在任务初始阶段,多架无人机处于地面站通信范围内,此时所有无人机均为搜索无人机。随着搜索范围的逐渐扩大,为确保通信连接,部分无人机需要切换角色变为中继无人机,在地面站和搜索无人机群之间建立动态通信连接。在 $t_k=30$ s 时,无人机节点重要性序列为 $V_{\text{Seq}}=\{3,2,1,6,5,4,7,8\}$,所需的中继无人机数目为 $N_R=2$。基于角色切换策略,无人机 3、2 被指派为中继无人机,而无人机 1 作为关节无人机连接搜索无人机群 6、5、4、7、8 和中继无人机 2。较比 $t_k=20$ s,随着搜索无人机群逐渐远离地面站,无人机 2 已由关节无人机切换为中继无人机,在确保通信的前提下,使得搜索区域范围得以扩大。由 $t_k=75$ s 和 $t_k=160$ s 的瞬时拓扑可以看出,在每个采样时刻,地面站依据各架无人机的瞬时信息,计算出各架无人机的重要程度,并为其分配不同的任务角色,随着角色的有序切换,实现协同区域搜索任务和网络拓扑连通性的平衡。

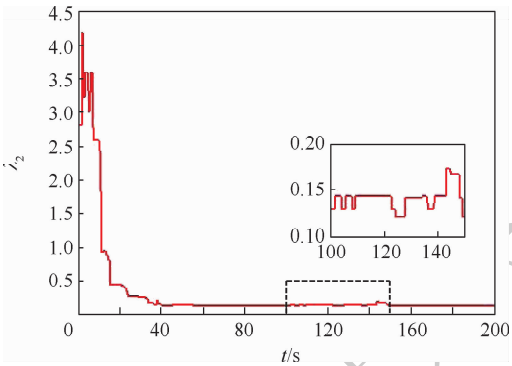


图 6　拉普拉斯矩阵第二小特征值

Fig. 6　The second smallest eigenvalue of Laplacian matrices

图 8 反映了区域搜索过程中各架无人机间的距离信息。其中,图 8(a)中的红色实线表示为保持必要通信连接,各架无人机与其最小邻居无人机集合间的最大机间距离,而蓝色虚线则代表整个无人机编队内最近 2 架无人机间的相对距离。图 8(a)中,上下 2 条虚线分别为无人机有效通信距离和最小安全距离,可以看出整个搜索过程中,2 条机间距离曲线都在指定区间内且具有一定安全阈值,这也体现出在滚动时域优化中引入惩罚函数对通信保持和机间防撞的有效性。

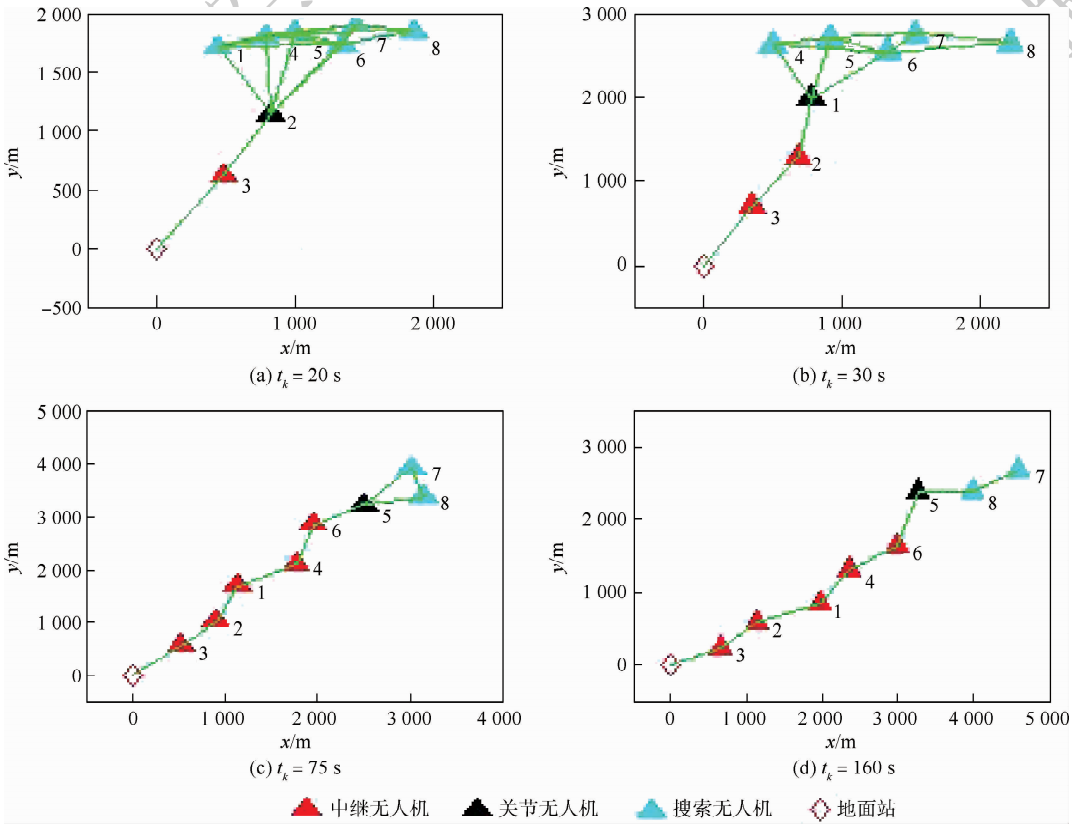


图 7　多无人机协同区域搜索中无人机角色切换

Fig. 7　UAV role switch in multi-UAV cooperative surveillance

4.2　传感器探测能力对多无人机协同区域搜索的影响

通过调整距离、方位角和俯仰角参数体现概率传感器探测能力差异,针对每种探测能力均重复 10 次仿真,对应的平均协同搜索收益曲线如图 9所示。考虑不同探测能力、协同搜索收益随任务进行而快速增加,这表明角色切换策略对扩大搜索范围的有效性,通过曲线对比可以看出,传

北航学报 赠阅

感器性能提升有助于协同搜索收益的增加。然而,仅单方面提升传感器性能并不能确保协同搜索收益一直保持快速增加,这主要受限于无人机的有限机动能力,如最大飞行速度。

考虑常用的评价指标,如发现目标数目、网格探测比例等,搭载不同传感器的协同搜索对比结果如表 2 所示,其中平均最小完成任务时间是指所有潜在目标均被发现所需要的时间。可以看出,传感器性能改善能有效提高协同搜索收益,但随着传感器能力提高,协同搜索收益增长率会逐渐下降,而这与之前分析结果一致。

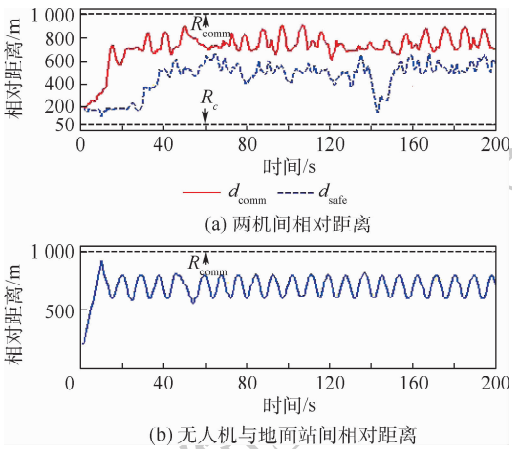


图 8 相对距离曲线

Fig. 8 Relative distance curves

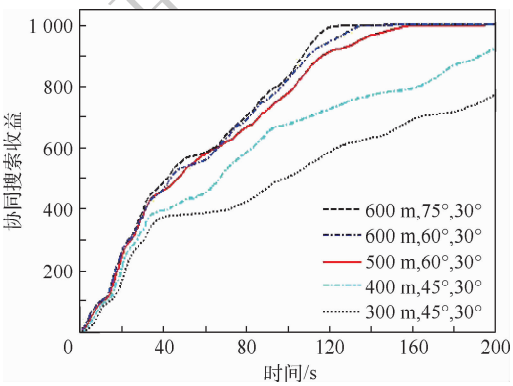


图 9 不同传感器能力下的协同搜索收益

Fig. 9 Cooperative search payoff under different sensor capacities

表 2 不同传感器能力下的多无人机协同区域搜索结果

Table 2 Multi-UAV cooperative surveillance results under different sensor capacities

传感器能力(距离、方位角、俯仰角)	平均发现目标数目	平均网格探测比例/%	平均最小完成任务时间/s
600 m,75°,30°	10	0.904 32	127.55
600 m,60°,30°	10	0.906 16	130.1
500 m,60°,30°	10	0.861 2	133.3
400 m,45°,30°	8.7	0.714 76	178.75
300 m,45°,30°	7.4	0.566 24	183.2

4.3 搜索策略对多无人机协同区域搜索的影响

显然,不同的搜索策略会对协同搜索产生不同影响。采用 Zamboni 策略[26]与将角色切换策略进行对比,其是一种通过预先规划指定搜索路径的确定性策略。此外,不考虑地面站和角色切换策略,设计仅考虑搜索机群的拓扑连通性和搜索收益最大化的简单策略。

针对不同策略均进行 10 次重复仿真,仿真结果如图 10 所示。比较 Zamboni 和搜索收益最大化策略,角色切换策略能够获得最大协同搜索收益,Zamboni 策略因预先规划路径确保能够覆盖整个区域,但受到随机目标分布影响,其最后完成搜索任务。作为一种简单搜索策略,搜索收益最大化策略不考虑与地面站保持通信,能够最先完成搜索任务,但其与 Zamboni 策略一样不能始终保持与地面站的通信连接,而角色切换策略在保持通信连通的前提下,能够在较短时间内完成搜索任务,这也体现出基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索方法的可行性和有效性。

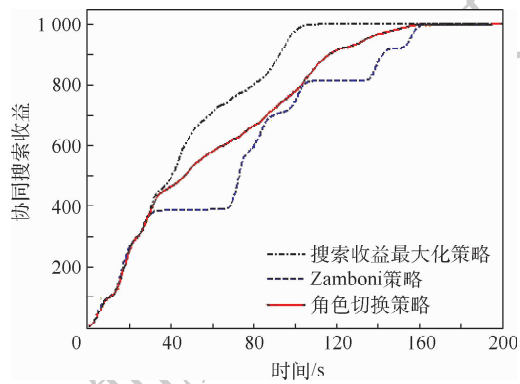


图 10 不同搜索策略下的协同搜索收益

Fig. 10 Cooperative search payoff under different search strategies

5 结 论

本文针对热点区域未知目标的多无人机协同快速搜索问题开展相关研究。

1)考虑无人机有限的通信范围和探测信息的实时回传,提出了一种基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索方法,基于各无人机平台的历史搜索信息和协同搜索收益,构建了多无人机协同区域搜索模型。

2)通过改进逼近理想解排序法实现节点重要性评估,动态调整各无人机在协同区域搜索中的任务角色,考虑无人机数目变化对通信拓扑的影响,实现了协同区域搜索任务与网络连通性的平衡,仿真结果表明,无人机在保持与地面站通信

北航学报 赠阅

的前提下,可在 150 s 内完成 10 个随机分布目标的协同区域搜索任务。

3)考虑无人机运动学约束、通信保持、机间防撞等约束,依据任务角色和邻居信息,各架无人机通过分布式滚动时域控制完成在线运动规划,确保多无人机协同区域搜索的可靠飞行控制。

本文中提及的角色切换策略需要整个搜索集群的相关信息,实质上是一种集中式的求解方法,而仅依靠邻居信息建立分布式角色切换策略必然能够提高协同搜索的可靠性和执行效率,这也是笔者后续的研究方向。

参考文献(References)

[1] HU J, XIE L, LUM K Y, et al. Multiagent information fusion and cooperative control in target search[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(4): 1223-1235.

[2] ZHU Q, ZHOU R, ZHANG J. Connectivity maintenance based on multiple relay UAVs selection scheme in cooperative surveillance[J]. Applied Science, 2017, 7(1): 8.

[3] HUANG Q, YAO J, LI Q, et al. Cooperative searching strategy for multiple unmanned aerial vehicles based on modified probability map[C]// Asian Simulation Conference. Berlin: Springer, 2016: 279-287.

[4] KUIPER E, NADJM-TEHRANI S. Mobility models for UAV group reconnaissance applications[C]// International Conference on Wireless and Mobile Communications. Piscataway: IEEE Press, 2006: 33-39.

[5] SHEN D, WEI R X, RU C J. Digital-pheromone-based control method for UAV swarm search[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(3): 591-596.

[6] GIL A E, PASSINO K M, CRUZ JR J B. Stable cooperative surveillance with information flow constraints[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2008, 16(5): 856-868.

[7] DI B, ZHOU R, DUAN H. Potential field based receding horizon motion planning for centrality-aware multiple UAV cooperative surveillance[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46: 386-397.

[8] TUNA G, NEFZI B, CONTE G. Unmanned aerial vehicle-aided communications system for disaster recovery[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2014, 41: 27-36.

[9] WAHARTE S, TRIGONI N. Supporting search and rescue operations with UAVs[C]// 2010 International Conference on Emerging Security Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2010: 142-147.

[10] YAO P, XIE Z, REN P. Optimal UAV route planning for coverage search of stationary target in river[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2019, 27(2): 822-829.

[11] ERDELJ M, NATALIZIO E, CHOWDHURY K R, et al. Help from the sky: Leveraging UAVs for disaster management[J]. IEEE Pervasive Computing, 2017, 16(1): 24-32.

[12] ZHU S, WANG D. Adversarial ground target tracking using UAVs with input constraints[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 65(1-4): 521-532.

[13] 朱黔,周锐,董卓宁,等. 角度测量下双机协同 standoff 目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(11):2116-2123.
ZHU Q, ZHOU R, DONG Z N, et al. Coordinated standoff target tracking using two UAVs with only bearing measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(11): 2116-2123(in Chinese).

[14] AKBARZADEH V, GAGNÉ C, PARIZEAU M, et al. Probabilistic sensing model for sensor placement optimization based on line-of-sight coverage[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2013, 62(2): 293-303.

[15] REN W, BEARD R W, ATKINS E M. Information consensus in multivehicle cooperative control[J]. IEEE Control Systems, 2007, 27(2): 71-82.

[16] GODDEMEIER N, DANIEL K, WIETFELD C. Role-based connectivity management with realistic air-to-ground channels for cooperative UAVs[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2012, 30(5): 951-963.

[17] 任晓龙,吕琳媛. 网络重要节点排序方法综述[J]. 科学通报,2014,59(13):1175-1197.
REN X L, LV L Y. Review of ranking nodes in complex networks[J]. Chinese Science Bulletin, 2014, 59(13): 1175-1197(in Chinese).

[18] JACKSON M O. Social and economic networks[M]. Princeton: Princeton University Press, 2008: 39-83.

[19] OKAMOTO K, CHEN W, LI X Y. Ranking of closeness centrality for large-scale social networks[C]// International Workshop on Frontiers in Algorithmics. Berlin: Springer, 2008: 186-195.

[20] ESTRADA E, RODRIGUEZ-VELAZQUEZ J A. Subgraph centrality in complex networks[J]. Physical Review E, 2005, 71(5): 056103.

[21] BORGATTI S P. Centrality and network flow[J]. Social Networks, 2005, 27(1): 55-71.

[22] WICHMANN A, KORKMAZ T, TOSUN A S. Minimum hop and/or minimum distance robot movement with connectivity constraints in WSRNs[C]// 2014 IEEE Global Communications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 523-529.

[23] LIU Z, JIANG C, WANG J, et al. The node importance in actual complex networks based on a multi-attribute ranking method[J]. Knowledge-Based Systems, 2015, 84: 56-66.

[24] 赵萌,邱菀华,刘北上. 基于相对熵的多属性决策排序方法[J]. 控制与决策,2010,25(7):1098-1100.
ZHAO M, QIU W H, LIU B S. Relative entropy evaluation method for multiple attribute decision making[J]. Control and Decision, 2010, 25(7): 1098-1100(in Chinese).

[25] CAMPONOGARA E, JIA D, KROGH B H, et al. Distributed model predictive control[J]. IEEE Control Systems, 2002, 22(1): 44-52.

[26] FLINT M, POLYCARPOU M, FERNANDEZ-GAUCHERAND E. Cooperative control for multiple autonomous UAV's searching for targets[C]// Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2002: 2823-2828.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

作者简介：

朱黔 男，博士，工程师。主要研究方向：任务规划、智能决策。

许诺 男，博士研究生，高级工程师。主要研究方向：任务规划、飞行器控制。

Multi-UAV cooperative surveillance based on role switch strategy

ZHU Qian[1,*], XU Nuo[1,2], HUANG Bei[1], LI Qiang[1], ZHOU Rui[3]

(1. Tactical Weapons Division, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: With limited communication range and real-time information transmission via multihop communications, a novel multi-UAV cooperative surveillance method based on role switch strategy is proposed for searching unknown region and monitoring some hotspots. Firstly, considering history detection information and cooperative surveillance, a multi-UAV cooperative surveillance frame is implemented based on probabilistic sensor model. Secondly, four attributes are proposed to characterize differences among UAV alternatives in communication network containing ground station, and a novel UAVs role switch strategy is proposed based on UAV node importance evaluation to achieve tradeoff between surveillance mission and connectivity maintenance with improved Technique for Order Preferenceby Similarity to Ideal Solution (TOPSIS). Finally, considering collision avoidance, connectivity maintenance and UAV dynamics constraints, UAVs motion plan is optimized by distributed receding horizon control based on different UAV roles to achieve multi-UAV cooperative surveillance. Simulation results demonstrate the feasibility and effectiveness of the proposed methods in multi-UAV cooperative surveillance.

Keywords: UAV; node importance; role switch strategy; cooperative surveillance; improved Technique for Order Preferenceby Similarity to Ideal Solution (TOPSIS)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-02; **Accepted**: 2020-04-03; **Published online**: 2020-04-13 11:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200413.1035.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903084); Equipment Advanced Research Project of PLA Rocket Force (304020302); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20180358)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0109

一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法

全下文载

陆婷婷[1,*]，张尧[1]，阎岩[1]，杨利民[1]，杨卫东[2]

（1. 中国运载火箭技术研究院 研究发展部，北京 100176；
2. 河南工业大学 粮食信息处理与控制教育部重点实验室，郑州 450001）

摘 要：基于陨石坑的视觉导航技术成为一种新颖的高精度空间探测自主导航方式，如何从导航图像中精确地提取陨石坑区域是实现基于陨石坑视觉导航的首要条件。针对这一问题，根据陨石坑导航图像特点，提出了一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法。首先，基于最大稳定极值区域检测算法提取陨石坑候选区域；其次，利用卷积神经网络（CNN）自动学习提取候选区域的特征；最后，通过支持向量机（SVM）实现候选区域的精确分类，得到真实的陨石坑区域。大量的仿真实验表明：与传统的基于人工特征的陨石坑区域检测算法相比，提出的基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法具有更高的检测精度和更好的鲁棒性，在通用火星表面陨石坑数据集上，所提算法的 F_1 度量指标较于传统算法高出 8%，可以广泛地应用于基于陨石坑的视觉导航算法中的陨石坑区域提取，为基于陨石坑视觉导航算法提供精确的导航路标输入。

关 键 词：陨石坑区域；目标检测；自动特征学习；深度学习；人工智能
中图分类号：TP751.1；V476.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0939-14

随着各国新一轮深空探测活动的兴起，如何通过自主手段进行着陆器自主导航成为深空探测任务的一个重点研究问题。由于星体表面的陨石坑具有几何形态规则（边缘呈圆形）、特征显著、数量巨大等特点，已经成为深空探测飞行器进行视觉导航所首选的导航路标，大量学者对基于陨石坑视觉导航算法进行了深入研究[1-5]。

如何从导航图像中提取陨石坑区域是实现基于陨石坑视觉导航算法的首要步骤，这里的陨石坑区域是指导航图像中包含且仅包含一个陨石坑的矩形区域。根据检测原理的不同，当前的陨石坑区域检测算法可以分为 2 类：基于陨石坑形态特征的检测算法和基于监督学习的检测算法。

基于陨石坑形态特征的检测算法主要利用陨石坑固有的形态特性实现陨石坑区域检测。这一类陨石坑区域检测算法的典型代表包括：基于阈值分割和形态学处理的检测算法[6]、基于形态学的检测算法[7]、基于模板匹配的检测算法[8-9]、基于阈值分割和霍夫变换的检测算法[10-11]、基于图像边缘信息和纹理分析的检测算法[12]、基于张量投票的检测算法[13]、基于 Canny 边缘检测算子和图像光照方向的检测算法[14-18]、基于边缘信息和 SIFT 特征提取的检测算法[19-20]等。实际上，以上这些典型算法仅适用于图像背景简单并且图像拍摄视角不大的情况，但实际的陨石坑图像中通常包括大量的沟壑、山谷等干扰地质特征，并且拍摄视角多变，因此，以上这些检测算法无法适用于复杂的陨石坑图像。

基于监督学习的检测算法将陨石坑区域检测问题转化为一个典型的二分类问题。这一类算法

收稿日期：2020-03-22；**录用日期**：2020-04-17；**网络出版时间**：2020-06-05 16:31
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1127.001.html
* **通信作者**. E-mail：tingtingspring@163.com

引用格式：陆婷婷，张尧，阎岩，等. 一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：939-952. LU T T，ZHANG Y，YAN Y，et al. A crater region detection algorithm based on automatic feature learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：939-952 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

的研究主要集中在如何构建一个陨石坑区域分类器,典型算法包括:基于 Boost 及 Boost 的各种变种算法的分类方法[21-25]、基于贝叶斯分类器和遗传算法的分类方法[26]、基于 Fisher 分类器的分类方法[27]等。与基于陨石坑形态特征的检测算法相比,基于监督学习的检测算法具有更高的精度,这是因为监督学习方法在进行最终识别之前,已经利用训练数据集学习到了强泛化能力。另外,以上算法在描述陨石坑区域特征时,均使用人工特征,无法随着图像环境的变化而自适应改变,当图像环境发生变化时,这类算法的精度可能会发生恶化。除了以上算法外,最近还有研究学者提出利用卷积神经网络(Convolutional Neural Network, CNN)进行陨石坑区域检测[28-30],但其所设计算法仅能适应导航图像仅包含圆形陨石坑的情况,无法适应于含有椭圆形陨石坑的导航图像。

为了更加精确地实现深空探测导航图像的陨石坑区域检测,本文提出一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法,该算法属于监督学习方法的一种,其在充分利用图像陨石坑形态特征基础上,通过利用已有数据集自动学习陨石坑区域特征的方式实现陨石坑区域高效检测,并通过大量的仿真实验验证了所提陨石坑区域检测算法的有效性,可满足空间探测飞行器自主导航的需求。

1 陨石坑区域检测算法总体框架

基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法总体框架如图 1 所示,主要包括陨石坑候选区域检测和陨石坑候选区域分类 2 个基本流程。

首先,根据图像陨石坑的形态特征,从输入导航图像中提取陨石坑候选区域。一般情况下,图像陨石坑由一对明显的亮暗区域构成,面向太阳光照一侧是亮区域、背向太阳光照的一侧是暗区域,如图 2 所示。那么,图像陨石坑中的每一对满足某种位置关系的亮暗区域便可能对应一个陨石坑区域,将利用该思想检测陨石坑候选区域。与传统的基于滑窗的检测算法相比,本文候选区域检测算法误检率低,可以有效减小陨石坑候选区域分类算法的计算负担、提高计算效率,同时,不需要指定候选区域的具体尺寸,自适应程度高。

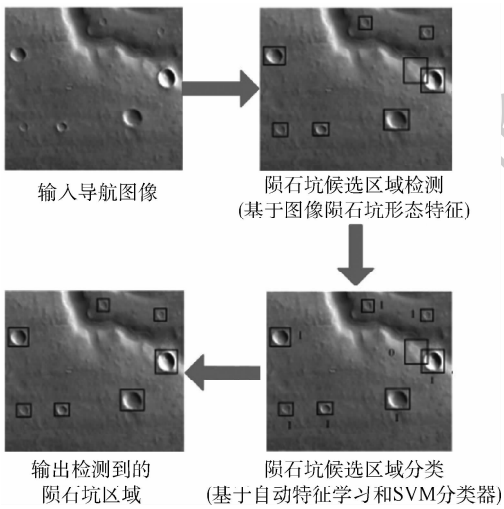


图 1 陨石坑区域检测算法总体框架

Fig. 1 Overall framework of crater region detection algorithm

然后,对陨石坑候选区域进行分类,得到真实的陨石坑区域。该过程利用特征自动学习的方式提取所有陨石坑候选区域特征,并利用支持向量机(SVM)将这些候选区域分为 2 类:陨石坑区域和非陨石坑区域,从而实现陨石坑区域检测。

下面分别对陨石坑候选区域提取和陨石坑候选区域分类 2 个核心环节的具体算法进行详细设计和研究。

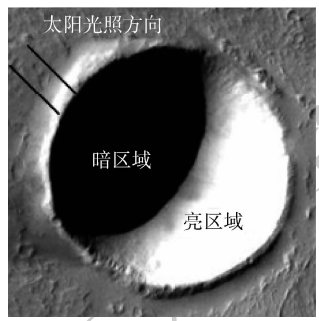


图 2 图像陨石坑的光照特征

Fig. 2 Optical characteristics of imaged crater

2 陨石坑候选区域提取

根据上述分析可知,图像陨石坑具有明显的亮暗区域,这些亮暗区域虽然不具有明确的几何形态,但却属于非常显著和稳定的区域特征,且具有射影不变性。针对以上特点,采用最大稳定极值区域(Maximally Stable Extremal Regions, MSER)[31-32]算法实现图像陨石坑候选区域提取。

通过分析原始 MSER 算法的基本特点可知,原始 MSER 算法仅能检测到图像陨石坑的稳定区域,不能识别这些稳定区域的亮暗关系,并且检测到稳定区域之间还具有明显的嵌套包含关系,位于每组嵌套结构中部位置的稳定区域通常是对陨石坑检测意义不大的区域。因此,需要对原始 MSER 算法进行改进,得到适合于陨石坑亮暗区域检测与匹配的稳定区域检测算法,称这种改进后的 MSER 算法为 Crater MSER。

北航学报 赠阅

基于 Crater MSER 算法的陨石坑候选区域检测算法基本流程图 3 所示。首先,从输入的导航图像中检测最大稳定极值区域;其次,从最大稳定极值区域中提取出极大稳定区域和极小稳定区域,这些区域能够有效代表陨石坑的亮暗特征;然后,分别对极大稳定区域和极小稳定区域进行面积滤波和形状滤波,排除形状特征异常的稳定区域;最后,通过对滤波后的极大稳定区域和极小稳定区域的亮暗特征进行识别和匹配,实现陨石候选区域检测。

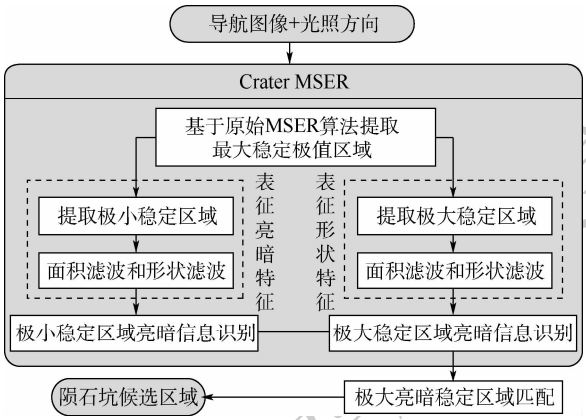


图 3　Crater MSER 算法的基本流程

Fig. 3　Basic flowchart of Crater MSER algorithm

2.1　最大稳定极值区域的提取

为了获取能够表征陨石坑亮暗特征和形状特征的稳定区域,先利用原始的 MSER 算法[31-32]从输入导航图像中提取最大稳定极值区域,其是输入图像中灰度变化最稳定的区域,通常对应着图像陨石坑的亮暗区域,这是由图像陨石坑的灰度特性决定的。

根据 MSER 算法的基本思想[31-32]可知,基于原始 MSER 算法提取得到的最大稳定极值区域之间存在着嵌套关系。图 4 给出了一组最大稳定极值区域提取的实例。对于给定的输入图像,基于原始 MSER 算法得到 6 个最大稳定极值区域 $M_1 \sim M_6$,其中,$M_3 \sim M_6$ 是亮区域,而 M_1 和 M_2 是暗区域,并且这些最大稳定极值区域具有如下的嵌套关系:

$$\begin{cases} M_1 \in M_2 \\ M_3 \in M_4 \in M_5 \in M_6 \end{cases} \tag{1}$$

式中:$M_i \in M_j$ 表示区域 M_j 完全包含 M_i($i=1,2,3,4,5,6$;$j=1,2,3,4,5,6$)。图 4 中还绘制出了每个稳定区域所对应的同矩椭圆,同一稳定区域及其对应的同矩椭圆以相同的颜色显示。

2.2　极大稳定区域和极小稳定区域提取

从所有的最大稳定极值区域中提取出极大稳定区域和极小稳定区域,其中,极大稳定区域

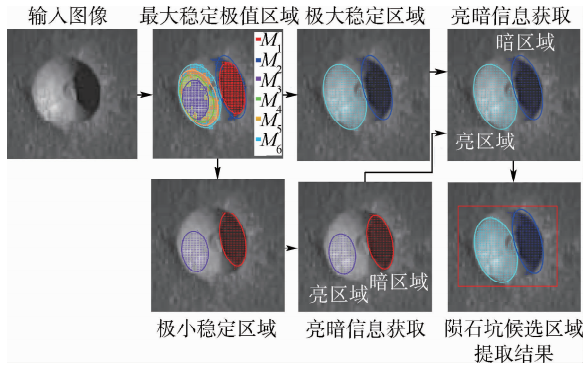


图 4　Crater MSER 算法基本流程的真实实例

Fig. 4　Instances of basic procedure of Crater MSER algorithm

是指不被任何其他稳定区域所包含的稳定区域,而极小稳定区域是指不包含任何其他稳定区域的稳定区域。极大稳定区域和极小稳定区域之间存在着一一对应的关系,任何一个极小稳定区域都被其所对应的极大稳定区域所包含,并且这组相对应的极大和极小稳定区域具有相同的亮暗信息。极大稳定区域表征图像陨石坑的形状,其亮暗信息由所对应的极小稳定区域决定,一对亮暗极大稳定区域对应着一个陨石坑候选区域。

给定一组最大稳定极值区域 $M=\{M_i\}$($1 \leqslant i \leqslant N_M$,$N_M$ 为 M 中的稳定区域个数),可以利用式(2)所示的判别准则提取极大稳定区域和极小稳定区域:

$$\mathrm{Imi}(M_i)=\begin{cases} 1 & M_j \notin M_i \\ -1 & M_i \notin M_j \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1 \leqslant j \leqslant N_M, j \neq i) \tag{2}$$

式中:$\mathrm{Imi}(M_i)=1$ 表示 M_i 为极小稳定区域,$\mathrm{Imi}(M_i)=-1$ 表示 M_i 为极大稳定区域,而 $\mathrm{Imi}(M_i)=0$ 表示 M_i 既非极小稳定区域也非极大稳定区域。仍以图 4 所示图像为例,根据式(1)所示准则可以从输入导航图像的最大稳定极值区域 $M_1 \sim M_6$ 中提取出所有的极大稳定区域和极小稳定区域,其中,M_1 和 M_3 是极小稳定区域,而 M_2 和 M_6 是极大稳定区域,并且极大稳定区域 M_2 和 M_6 分别包含极小稳定区域 M_1 和 M_3。

2.3　面积滤波及形状滤波

2.2 节所提取的极大稳定区域和极小稳定区域具有不同的形状和尺寸,一些比较小的稳定区域属于噪声区域,而一些具有极端形状(如极度扁长)的区域也属于非陨石坑区域,因此,应该对所有的极大和极小稳定区域进行形状滤波和面积滤波,选择 T_A 作为面积滤波的阈值、T_S 为形

北航学报 赠阅

状滤波阈值,面积滤波器滤除面积小于 T_A 的所有稳定区域,形状滤波滤除所有满足式(3)的稳定区域:

$$\frac{\mathrm{Ma}}{\mathrm{Mi}} > T_S \tag{3}$$

式中:Ma 和 Mi 分别为与该稳定区域具有相同标准化二阶中心矩的椭圆的长短轴,数值可以按照式(4)计算:

$$\begin{cases} \mathrm{Ma} = 2\sqrt{2}\sqrt{\sigma_{11}+\sigma_{22}+\sqrt{(\sigma_{11}-\sigma_{22})^2+4\sigma_{12}}} \\ \mathrm{Mi} = 2\sqrt{2}\sqrt{\sigma_{11}+\sigma_{22}-\sqrt{(\sigma_{11}-\sigma_{22})^2+4\sigma_{12}}} \end{cases} \tag{4}$$

其中:σ_{11}、σ_{12}、σ_{22} 为该稳定区域的标准化二阶中心矩的 3 个组成元素,由式(5)计算得到:

$$\begin{cases} \sigma_{11} = \dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(x_i-\mu_x)^2 \\ \sigma_{12} = \dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(x_i-\mu_x)(y_i-\mu_y) \\ \sigma_{22} = \dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(y_i-\mu_y)^2 \end{cases} \tag{5}$$

式中:(x_i, y_i) 为当前稳定区域的第 i 个像素点;N 为该稳定区域包含像素点的个数;$[\mu_x\ \mu_y]^{\mathrm{T}}$ 为该稳定区域中心点坐标,由式(6)计算得到:

$$\begin{cases} \mu_x = \dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}x_i \\ \mu_y = \dfrac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}y_i \end{cases} \tag{6}$$

2.4 亮暗区域识别

进行面积滤波和形状滤波之后,识别所有极小稳定区域的亮暗信息,虽然基于阈值分割的技术常被用于解决该问题,但所设定的阈值依赖于图像的质量和光照强度,鲁棒性较差,将基于 K 均值聚类算法识别极小稳定区域的亮暗信息,以所有极小稳定区域的平均灰度值作为聚类的性能指标,将所有极小稳定区域聚为 2 类(即 K 取 2),并且具有较大平均灰度值那一类所对应的极小稳定区域为亮区域,而具有较小灰度值的那一类所对应的极小稳定区域为暗区域。K 均值聚类是一种典型的非监督分类学习算法,该算法所需要的输入是 K 的取值及待分类的数据集。K 均值聚类算法通过迭代进行簇分配和聚类中心移动 2 个步骤实现聚类,其中,簇分配的任务是依据所有样本点距离当前簇中心的距离对所有样本点进行分类,簇中心移动的任务是计算当前更新的簇的中心。对于极小稳定区域平均灰度值的 K 均值聚类问题,其数据集具有图 5 所示的形式,可以看出,

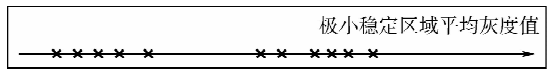


图 5 极小稳定区域平均灰度值的一维 K 均值聚类示意图

Fig. 5 Schematic diagram of one-dimensional K-means cluster of average gray values of minimal MSER regions

所有的极小稳定区域的灰度值可以被较为清晰地分为 2 类。

2.5 亮暗区域匹配

得到导航图像中所有极小稳定区域的亮暗信息后,便能够识别出这些极小稳定区域所对应的极大稳定区域的亮暗信息,通过匹配已知亮暗信息的极大稳定区域便可以实现陨石坑候选区域检测,下面分析具体的匹配原理。

给定一对极大稳定区域 B 和 S,B 为亮区域,S 为暗区域,计算相互之间的投票分,以区域 B 对区域 S 的投票分为例。首先,计算区域 B 对区域 S 中某一个像素 P 的投票分 v_{B}^{p}:

$$v_{\mathrm{B}}^{p} = \exp\left\{-\frac{1}{2}(\boldsymbol{p}-\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{B}})\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{B}}^{-1}(\boldsymbol{p}-\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{B}})^{\mathrm{T}}\right\} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{p}=[p_x\quad p_y]^{\mathrm{T}}$ 为像素 P 的位置坐标;$\boldsymbol{\mu}_{\mathrm{B}}=[\mu_x\quad \mu_y]^{\mathrm{T}}$ 可以利用式(6)计算得到;$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{B}}=(\sigma_{mn})_{2\times 2}(m,\ n=1,2)$ 为由式(5)计算得到的区域 B 的标准化二阶中心矩。那么,区域 B 对区域 S 的投票分可由式(8)计算得到:

$$v_{\mathrm{B}}^{\mathrm{S}} = \frac{1}{N_{\mathrm{S}}}\sum_{k=1}^{N_{\mathrm{S}}}v_{\mathrm{B}}^{p_k} \tag{8}$$

式中:N_{S} 为区域 S 中所有像素的个数;P_k 为区域 S 中的第 k 个像素;$v_{\mathrm{B}}^{p_k}$ 为区域 B 对像素 P_k 的投票分,可由式(7)计算得到。从而,如果区域 B 和区域 S 满足以下 3 条准则,将会被合并。

准则 1 区域 B 和区域 S 之间的距离小于一个与区域 B 和区域 S 面积成比例的阈值,该阈值可以设置为 $2(A_{\mathrm{B}}+A_{\mathrm{S}})/\pi$,$A_{\mathrm{B}}$ 和 A_{S} 分别为区域 B 和区域 S 的面积。

准则 2 太阳光光照方向 $\boldsymbol{l}_{\mathrm{sun}}$ 与区域 S 重心指向区域 B 重心的方向向量 $\boldsymbol{l}_{\mathrm{SB}}$ 之间的夹角为钝角。

准则 3 区域 B 对区域 S 的投票分应该为区域 B 对所有满足准则 1 和准则 2 的暗区域的投票分中的最大值,同样地,区域 S 对区域 B 的投票分应该为区域 S 对所有满足准则 1 和准则 2 的亮区域的投票分中的最大值。

基于以上匹配流程,可以获得一系列匹配成功的极大稳定区域对,没有匹配成功的稳定区域为非陨石坑区域,每对匹配成功的极大稳定区域所对应的外接矩形框构成一个陨石坑候选区域。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

从图 4 给出的实例可以看到,M_2 和 M_6 为一对匹配成功的极大稳定区域,包含 M_2 和 M_6 的图像矩形区域即为要提取的陨石坑候选区域。

3　基于自动特征学习的陨石坑候选区域分类

3.1　陨石坑候选区域分类分析

利用陨石坑候选区域提取算法能够从导航图像中检测出一系列陨石坑候选区域,其中有一部分候选区域是真正的陨石坑区域,而另外一部分候选区域是由于星体表面的沟壑、山丘等干扰地质特征造成的误检测陨石坑区域(非陨石坑区域)。因此,为了得到真正的陨石坑区域,需要将陨石坑候选区域分为 2 类:陨石坑区域和非陨石坑区域。

为了使用分类器对输入图像进行分类,必须从输入图像中提取出能够代表该图像的特征(纹理和边缘等),从而简化分类器的输入,使其在数学上容易处理,同时提高分类精度。实际上,图像的特征可以通过对它的每一个像素点及其邻域内的像素点与一个矩阵(称为卷积核)进行卷积运算得到。当卷积核大小不同或者卷积核元素取值不同时,可以得到不同的图像特征,通常情况下,这里的卷积运算是指以卷积核中的元素为权重、对其所覆盖的图像区域进行加权求和,以该加权和作为该卷积核所覆盖区域中心像素点的特征取值。假设卷积核 **KE** 的尺寸为 $w \times h$,原始图像为 $\boldsymbol{P}$,那么,输出的新图像 $\boldsymbol{P}'$ 在像素点 (i, j) 处的灰度值为

$$\boldsymbol{M}'_{i,j} = \sum_{k=0}^{h} \sum_{l=0}^{w} \mathbf{KE}_{i,l} \boldsymbol{M}_{i-h/2+k, j-w/2+l} \tag{9}$$

当卷积核 **KE** 取值不同时,输出的特征图像之间差别很大。这些手动设置的卷积核为相关图像识别领域专家根据经验选取,所提取出的特征称为人工特征,由于手动设置卷积核一经选取就不再改变,人工特征无法随着输入图像类型不同而自适应改变,对于情况多变的自然场景图像适应性较差。

CNN 是一个经典的深度学习模型,其在图像分类[33]、姿态估计[34]、文本检测识别[35]等诸多领域取得了令人瞩目的成绩。CNN 的一个重要特性是能够利用给定的训练数据集对物体特征进行自动学习,从而得到对物体特征最有效的表示。对于一般的分类问题而言[36-37],基于 CNN 自动学习得到的特征通常能够获得比传统的人工特征(Haar-like 特征[38]、HOG 特征[39]、LBP 特征[40]等)更高的分类精度,并且 CNN 特征非常适合多变的自然场景图像,能够根据具体的应用场景自适应调整。

为此,将利用 CNN 实现陨石坑候选区域的特征提取。另外,由于线性 SVM 是一个经典的分类器模型,并且大量的实际应用问题(步态检测[41]、人脸检测[42]、油罐检测[43]等)已经证明,相比于 Logistic 回归和 Softmax 回归,SVM 具有更高的分类精度,将结合 SVM 分类器和 CNN 对陨石坑候选区域进行分类,最终实现陨石坑区域检测。

3.2　陨石坑候选区域自动特征学习

所设计的用于陨石坑候选区域特征提取的 CNN(简称为 CraterCNN)结构如图 6 所示,其包括 5 个卷积层(C1、C2、C3、C4、C5)和 1 个尺寸为 1 000的全连接层 FC6,输出层是一个 Softmax 分类器,且输出维度为 2,输入层是大小为 227 × 227 的 RGB 图像。

在对 CraterCNN 进行训练时,采用迁移学习的思路实现,即先利用预训练的 AlexNet 模型[44]对 CraterCNN 的卷积层 C1 ~ C5 的权值参数进行初始化设置,并通过随机初始化方式设置 CraterCNN 的 FC6 的参数取值,再利用陨石坑数据集对 CraterCNN 网络进行训练微调。这种做法可以有效地利用 AlexNet 在 ImageNet 数据集上学习到的知识对陨石坑候选区域进行分类,防止了由于训练集过小而可能造成过拟合的问题,同时也充分利用了陨石坑数据集自身的特征。

实际上,CraterCNN 的第 1 个全连接层 FC6 输出的就是网络从输入图像中提取出的 1 000 维特征。

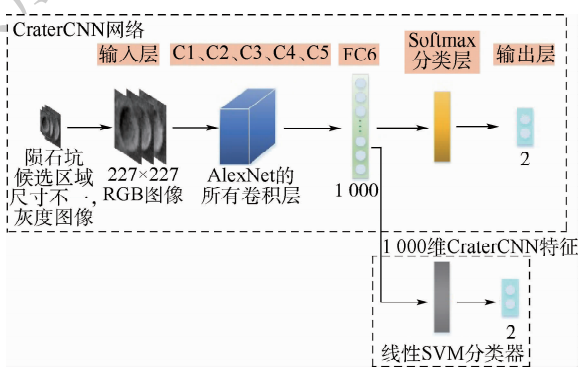


图 6　CraterCNN 网络结构及基于 SVM 的陨石坑候选区域分类

Fig. 6　Structure of CraterCNN network and crater candidate region classification based on SVM

北航学报 赠阅

3.3 陨石坑候选区域分类

利用 CraterCNN 对陨石坑候选区域进行特征提取,得到 1 000 维特征向量后,便可以将这1 000 维特征送入线性 SVM 分类器,从而实现对输入陨石坑候选区域的分类。线性 SVM 的基本思想是:基于训练数据集在样本空间中找到一个能将不同类别样本分割开来的超平面,并且这个划分超平面具有最大的间隔。假设给定的陨石坑候选区域训练数据集为 $D=\{(\boldsymbol{x}_{\text{train}_1}, y_{\text{train}_1}),\cdots,(\boldsymbol{x}_{\text{train}_N}, y_{\text{train}_N})\}$,$y_{\text{train}_i}\in\{0,1\}(i=1,2,\cdots,N)$,$\boldsymbol{x}_{\text{train}_i}$为第 i 个候选区域的 d 维特征向量,y_{train_i}为 $\boldsymbol{x}_{\text{train}_i}$的类别标签,0 表示非陨石坑区域,而 1 表示陨石坑区域。那么,划分超平面可表示为 $\boldsymbol{g}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}+b=1$,其中,$d$ 维向量 $\boldsymbol{g}$ 为该划分超平面的法向量,b 为该划分超平面的位移,b 表示了划分超平面与原点的距离,并且定义训练数据集中距离超平面最近的 2 个非同类样本之间的距离为间隔。那么,具有最大间隔的划分超平面应该是如下优化问题的最优解:

$$\min_{\boldsymbol{g},b}\frac{1}{2}\|\boldsymbol{g}\|^2$$
$$\text{s.t.}\quad y_{\text{train}_i}(\boldsymbol{g}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\text{train}_i}+b)\geqslant 1\quad i=1,2,\cdots,N \tag{10}$$

实际上,以上的划分超平面要求训练数据集中所有样本都能够被正确分类,但这样容易导致 SVM 分类器出现过拟合的情况,因此,一种鲁棒性较强的 SVM 分类器应该一定程度上允许其在训练数据集上出现一些错分,从而可以通过引入非负松弛变量 ξ_i 的方式来实现这个目的。此时,允许在训练数据集上出现一定程度错分的 SVM 通常被称为软间隔 SVM,其是如下优化问题的解:

$$\min_{\boldsymbol{w},b}\frac{1}{2}\|\boldsymbol{g}\|^2+\text{pe}\sum_{i=1}^{N}\xi_i$$
$$\text{s.t.}\quad y_{\text{train}_i}(\boldsymbol{g}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\text{train}_i}+b)\geqslant 1-\xi_i$$
$$\xi_i\geqslant 0\qquad i=1,2,\cdots,N \tag{11}$$

式中:常数 pe 衡量了容许 SVM 分类器在训练数据集上出现错分的程度,pe 取值越大,表示要求 SVM 在训练数据集上出现错分的程度越低,而非负松弛变量 ξ_i 表示了样本 $\boldsymbol{x}_{\text{train}_i}$不满足正确分类约束的程度。采用式(11)所示的软间隔 SVM 实现对陨石坑候选区域的最终分类。

4 仿真实验

通过仿真实验手段对所提出的基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法的有效性和精度进行验证,整个实验过程在具有 Windows10 操作系统的台式计算机上完成。首先,利用火星表面和月球表面真实陨石坑图像对所提出的陨石坑候选区域提取算法进行验证;其次,利用通用陨石坑数据库对所提出的基于自动特征学习的陨石坑候选区域分类算法进行验证;最后,分别利用仿真陨石坑图像和真实陨石坑图像对所提出的陨石坑区域检测算法进行验证。

4.1 陨石坑候选区域提取仿真实验

分别利用火星表面和月球表面真实图像测试所提出的陨石坑候选区域提取算法的性能,具体的实验结果如图 7 所示。

图 7 中,前 3 行为火星表面图像的陨石坑候选区域提取实验结果,后 2 行为月球表面图像的陨石坑候选区域提取实验结果,第 1 列为输入图像,第 2 列为识别出的极大稳定区域(红色区域为暗极大稳定区域,绿色区域为亮极大稳定区域),第 3 列为陨石坑候选区域提取结果,其中,红色矩形框为检测到的陨石坑候选区域。可知,所提出的陨石坑候选区域提取算法可以较为精确地提取出输入图像中的陨石坑区域,但由于沟壑、山丘等地质特征的影响,也存在误检测的情况。例

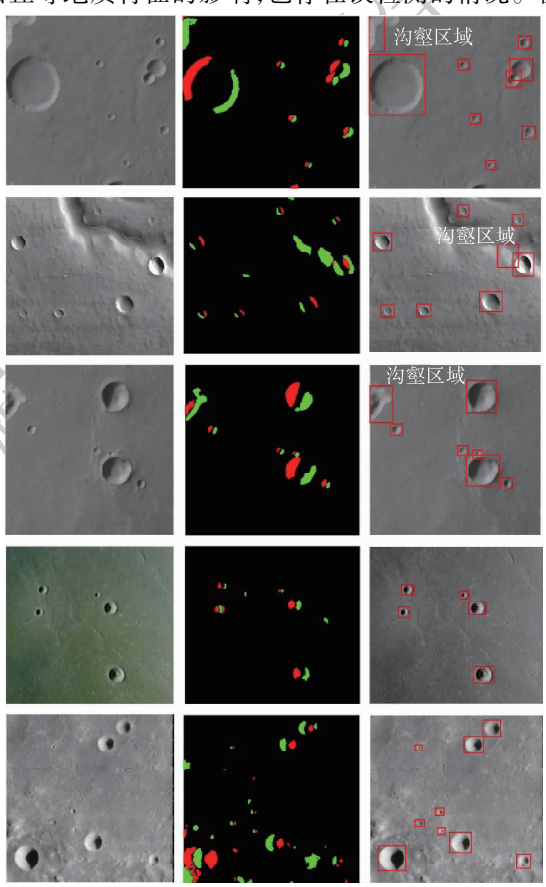


图 7 陨石坑候选区域提取实验结果

Fig. 7 Experimental results of crater candidate region extraction

北航学报 赠阅

如,图 7 中的前 3 行所对应的输入陨石坑图像中都存在沟壑,因此,相应的候选区域检测结果中都出现了一个误检测区域,这个误检测区域需要利用后续的陨石坑候选区域分类算法进行筛选。

4.2　陨石坑候选区域分类仿真实验

4.2.1　数据集选择和性能指标设计

由美国麻省大学波士顿分校 KDLab 实验室构造的陨石坑数据集 h0905_0000[45] 是当前陨石坑区域检测研究最通用的训练与测试数据集,许多检测算法都在该数据集上进行了测试,因此,本节实验将使用该数据集测试所提出的基于自动特征学习的陨石坑区域分类算法。

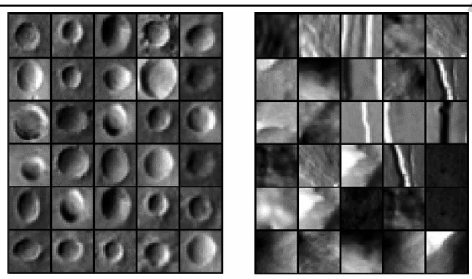
h0905_0000 数据集是根据火星快车号携带的高分辨率立体相机拍摄到的火星 Xanthe Terra 区域全景图 h0905_0000 制作而成。h0905_0000 数据集包括 3 组数据,如表 1 所示。这 3 组数据分别由全景图 h0905_0000 的西部区域、中部区域、东部区域构建而成,每组数据都由正样本和负样本 2 类构成,正样本为陨石坑区域(标签为 1),负样本为非陨石坑区域(标签为 0),整个数据集共包括 2 022 个正样本和 2 888 个负样本。

由于全景图 h0905_0000 所对应的火星表面区域的固有地质特征,中部区域地形较西部区域和东部区域复杂,中部区域所对应的数据集的识别难度最大。另外,数据集中的样本尺寸范围从 5×5 变化到 100×100,但均为单通道的灰度图像,在利用 CraterCNN 对这些数据集进行分类识别时,需要将其统一转换成尺寸为227×227×3 的 RGB 图像。图 8 给出了该数据集中的一些正负样本示例。

表 1　h0905_0000 陨石坑数据集分组

Table 1　Groups of h0905_0000 crater dataset

区域	正样本数量	负样本数量
西部区域	1 121	1 385
中部区域	443	738
东部区域	458	765



(a) 正样本实例　　(b) 负样本实例

图 8　h0905_0000 陨石坑数据集中的正负样本示例

Fig. 8　Positive and negative examples in h0905_0000 crater dataset

为了比较不同算法的精度,利用查准率 P、查全率 R 和 F_1 来评估算法的泛化能力,它们是分类问题中最常用的性能度量,其具体定义和计算方法与文献[1,46]一致。

4.2.2　基于交叉校验数据集的 SVM 分类器惩罚因子选择

根据 3.3 节所述,在对 CraterCNN 提取到的特征进行分类时,使用了具有惩罚因子 pe 的软间隔 SVM 分类器,pe 表征了 SVM 分类器对训练数据集出错的容忍程度,对最终的分类器性能影响很大,本组实验将利用交叉校验数据集对 SVM 分类器的惩罚因子 pe 进行选择。

首先,在整个 h0905_0000 数据集的东部区域、中部区域和西部区域分别抽取 20% 的样本,其中正负样本比例相等(均为 10%),将这些来自 3 个区域的样本构成的数据集作为交叉校验数据集。其次,利用文献[21]所介绍的 Haar-like 特征提取算子提取这些样本的 Haar-like 特征,将这些人工特征作为 SVM 分类器的输入对相应的样本进行分类。这里之所以利用 Haar-like 特征进行软间隔 SVM 分类器的惩罚因子 pe 的选择,是因为已有的陨石坑检测算法[21] 已经证实,Haar-like 特征是目前比较适合应用于陨石坑检测问题的特征,并且这种特征提取简单、实现方便。

在对某一个惩罚因子进行测试时,将整个交叉校验数据集均等地分为 5 份,每一次分别选择其中的 4 份作为训练数据集、另外 1 份作为测试数据集,如此循环进行 5 次操作,可以得到当前的惩罚因子对应的 5 个 F_1 度量值,以这 5 个 F_1 度量值的均值衡量相应惩罚因子所对应的 SVM 分类器的分类精度,实验结果如表 2 所示。可以看到,当惩罚因子 pe 取值为 0.000 1 时,SVM 分类器在交叉校验数据集上的 F_1 取值最高,因此,对于陨石坑候选区域分类问题而言,SVM 分类器的惩罚因子应该设置为 0.000 1。

表 2　基于交叉校验数据集的软间隔线性 SVM 分类器惩罚因子选择实验结果

Table 2　Experimental results for choosing the penalty factor of linear SVM classifier with soft interval based on cross check dataset

序号	惩罚因子 pe	平均 F_1 度量值
1	0.000 01	0.832 6
2	0.000 1	0.893 7
3	0.001	0.884 3
4	0.01	0.851 7
5	0.1	0.832 6
6	1	0.832 6
7	10	0.832 6
8	50	0.832 6

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4.2.3 陨石坑候选区域分类算法测试

本组实验利用 h0905_0000 陨石坑数据集测试所提出的基于自动特征学习的陨石坑区域分类算法(下文将该算法简称为 CraterCNN + SVM)。由于 h0905_0000 陨石坑数据集的 3 个子集所包含的样本个数都较少(见表 1),为了充分高效利用有限数据集验证算法性能,本组实验将采用与选取 SVM 分类器的惩罚因子实验相同的策略,对于 h0905_0000 陨石坑数据集的每一个子集,将其均等地分为 10 份(即 10-Fold),如图 9 所示,依次以其中的 9 份作为训练集对分类器进行训练,并以另外 1 份作为测试集计算分类器的查准率 P、查全率 R 和 F_1,如此循环,那么 h0905_0000 数据集的每一个子集都将得到 10 组查准率 P、查全率 R 和 F_1,以这些度量指标的均值作为分类器在该组数据集上的最终度量指标,这样做的目的是为了削弱不同分组情况引起的训练数据集和测试数据集难度不同而对分类结果造成的影响。

对 CraterCNN + SVM 算法进行验证。利用文献[21]方法作为对比方法,该方法是目前在 h0905_0000 陨石坑数据集上获得最高检测精度的方法,其利用 Haar-like 人工特征和 AdaBoost 分类器实现对陨石坑候选区域的分类(下文将该对比方法简称为 Haar-like + AdaBoost)。为了比较



图 9 10-Fold 训练测试数据集示意图

Fig. 9 Schematic diagram of 10-Fold training and testing dataset

SVM 分类器的性能,实验还将利用 Haar-like 特征和 SVM 分类器组合算法实现对陨石坑候选区域的分类(下文将该对比方法简称为 Haar-like + SVM),同时,还将利用所提出的 CraterCNN 提取陨石坑候选区域特征,并分别以 Softmax 分类器和 AdaBoost 分类器对 CraterCNN 网络提取出的特征进行分类,将这 2 种对比方法简称为 CraterCNN + Softmax 和 CraterCNN + AdaBoost。

所提出的 CraterCNN + SVM 和 4 种对比方法(Haar-like + AdaBoost、Haar-like + SVM、CraterCNN + Softmax、CraterCNN + AdaBoost)在 h0905_0000 数据集 3 个子集所对应的 10-Fold 数据集上的查全率 R、查准率 P 和 F_1 的取值如表 3 所示。可以看到,在 3 个子集上,CraterCNN + SVM 均获得了最高的 F_1 度量取值,同时,除了中部区域的查全率 P 外,CraterCNN + SVM 均获得了最高的查全率 P 和最高的查准率 R,由于中部区域的陨石坑识别难度最大,特征的非线性程度高,线性 SVM 的查全率较 AdaBoost 低一些。通过观察 CraterCNN + Softmax、CraterCNN + SVM、CraterCNN + AdaBoost 在 3 个 10-Fold 数据集上的 F_1 取值可以看到,CraterCNN + SVM 的 F_1 取值最高。同时,对于 Haar-like 特征而言,SVM 分类器的精度要低于 AdaBoost 分类器的精度,这是因为陨石坑区域的 Haar-like 特征的线性可分性较差,所以,线性 SVM 分类器的性能要稍差于非线性的 AdaBoost 分类器。另外,由 4.2.1 节所述,中部区域的陨石坑识别难度最高,因此,各算法在 3 个区域的 F_1 度量取值最低。

表 4 分别给出了 CraterCNN 特征和 Haar-like

表 3 CraterCNN + SVM 与其他陨石坑候选区域分类算法对比实验结果

Table 3 Contrast experimental results of Crater CNN + SVM algorithm and other crater candidate regions classification algorithms

度量指标	特征类型和分类器类型	西部区域	中部区域	东部区域	平均值
查全率 P	Haar-like + AdaBoost	0.903 0	0.903 0	0.903 0	0.903 0
	Haar-like + SVM	0.839 8	0.839 8	0.839 8	0.839 8
	CraterCNN + Softmax	0.929 5	0.871 2	0.929 5	0.910 1
	CraterCNN + SVM	0.929 5	0.898 9	0.929 5	0.919 3
	CraterCNN + AdaBoost	0.898 8	0.905 5	0.898 8	0.901 0
查准率 R	Haar-like + AdaBoost	0.863 7	0.863 7	0.863 7	0.863 7
	Haar-like + SVM	0.829 1	0.829 1	0.829 1	0.829 1
	CraterCNN + Softmax	0.916 3	0.880 5	0.916 3	0.904 4
	CraterCNN + SVM	0.916 5	0.910 5	0.916 5	0.914 5
	CraterCNN + AdaBoost	0.904 2	0.871 1	0.904 2	0.893 2
F_1	Haar-like + AdaBoost	0.880 9	0.880 9	0.880 9	0.880 9
	Haar-like + SVM	0.832 6	0.832 6	0.832 6	0.832 6
	CraterCNN + Softmax	0.922 0	0.874 5	0.922 0	0.906 2
	CraterCNN + SVM	0.922 6	0.903 9	0.922 6	0.916 4
	CraterCNN + AdaBoost	0.900 4	0.886 7	0.900 4	0.895 8

北航学报 赠阅

特征在 3 组 10-Fold 测试集上的平均提取时间,以及 CraterCNN + SVM 和 CraterCNN + AdaBoost 在这 3 组数据集上的平均训练时间和平均测试时间。可以看到,在 3 个数据集上,CraterCNN 特征提取时间要明显低于 Haar-like 特征,同时,CraterCNN + SVM 的平均训练时间和平均测试时间都要低于 CraterCNN + AdaBoost。

表 4　不同特征提取及不同分类算法的训练和测试在 10-Fold 数据集上的平均时间

Table 4　Mean time of different feature extraction algorithms and different classification algorithms on 10-Fold training dataset and testing dataset

测试对象	平均时间值/s			平均值/s
	西部区域	中部区域	东部区域	
CraterCNN 特征提取	1.54	0.74	0.70	0.99
Haar-like 特征提取	4.13	2.08	2.33	2.85
CraterCNN + SVM 训练	0.34	0.10	0.08	0.17
CraterCNN + Adaboost 训练	796.1	191.08	195.83	394.34
CraterCNN + SVM 测试	0.01	0.01	0.01	0.01
CraterCNN + Adaboost 测试	0.02	0.01	0.01	0.01

为了更加形象化地对比 CraterCNN 提取的特征与 Haar-like 特征,利用高维特征可视化算法 t-SNE 分别对 h0905_0000 数据集的 3 个子集的所有样本的 CraterCNN 特征和 Haar-like 特征进行显示,结果如图 10 所示。其中,图 10(a) ~ (c)分别是利用 CraterCNN 对 3 个数据集的所有样本提取出的特征的二维可视化结果,而图 10(d) ~ (f)分别为这 3 个数据集中的所有样本的 Haar-like 特征的二维可视化结果。可知,CraterCNN 提取出的特征在 3 个数据集上的可分性都要优于 Haar-like 特征,从而再次证明基于 CNN 的自动学习特征性能远优于人工特征。

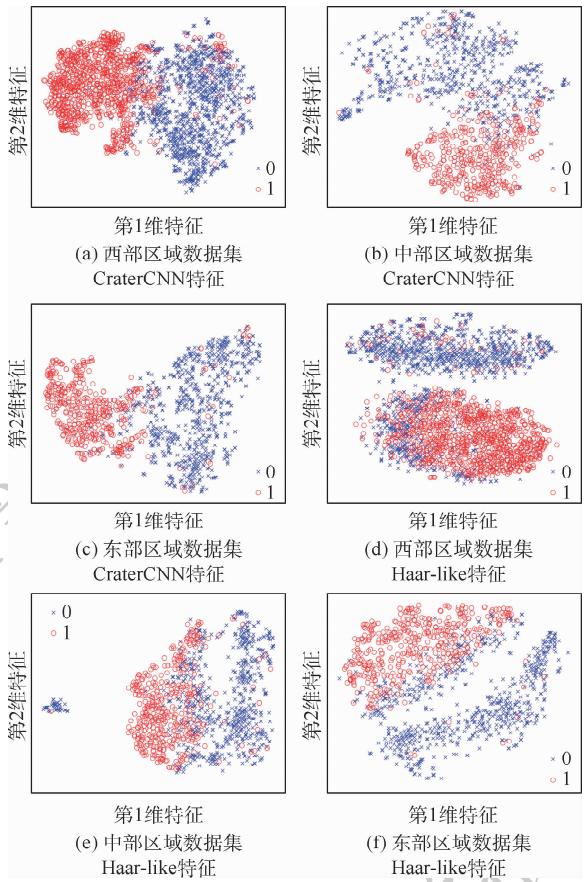


图 10　基于 t-SNE 算法的 CraterCNN 特征和 Haar-like 特征可视化结果

Fig. 10　Visualized results of CraterCNN features and Haar-like features based on t-SNE algorithm

4.3　基于仿真陨石坑图像的陨石坑区域检测实验

4.3.1　仿真陨石坑图像数据集

为了有效验证陨石坑区域检测算法,采用仿真方法构建陨石坑图像数据集。首先,利用基于三维解析模型的陨石坑仿真图像生成算法[47]产生 10 幅陨石坑仿真图像,并分别对每一幅图像进行 2 次随机射影变换,得到 30 幅陨石坑仿真图像,这些仿真图像充分模拟了着陆器在着陆过程中可能出现的各种位姿情况。其次,从这些仿真图像中手动选取 164 个正样本和 164 个负样本。然后,分别对这些样本进行水平和垂直方向的翻转,得到 656 个正样本和 656 个负样本。最后,为了使这些陨石坑样本更加接近真实图像,分别对其进行高斯模糊和运动模糊处理,并添加高斯白噪声,最终得到 1 312 个正样本和 1 312 个负样本作为仿真陨石坑图像数据集。图 11 给出了该数据集中的一些典型样本示例。

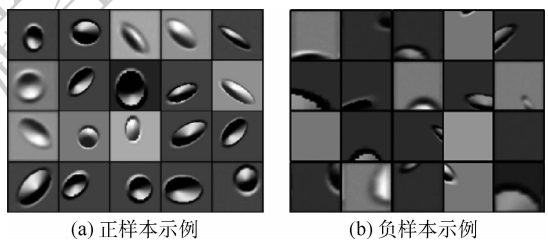


图 11　陨石坑仿真图像构成的陨石坑区域数据集正负样本示例

Fig. 11　Positive and negative examples in crater region dataset composed of simulated crater images

4.3.2　陨石坑区域检测算法测试

实验利用基于仿真陨石坑训练数据集得到的 CNNCrater + SVM 对陨石坑仿真图像进行陨石坑区域检测,并以 4.3.1 节实验中提到的 Haar-like + SVM 算法作为对比方法,检测结果如图 12 所示。

北航学报 赠阅

图 12 的第 1 列给出了基于三维解析模型的陨石坑仿真图像生成算法产生的 4 幅仿真图像,利用所提出的陨石坑候选区域提取算法从输入的陨石坑图像中提取疑似陨石坑区域,算法得到的陨石坑亮暗区域和候选区域结果如图 12 第 2 列和第 3 列所示,可以看到,所提出的陨石坑候选区域提取算法能够较为精确地从输入的陨石坑图像中提取出陨石坑候选区域。图 12 第 4 列和第5 列分别为利用 CraterCNN + SVM 算法和 Haar-like + SVM 算法得到的陨石坑区域检测结果,这2 种算法从每幅陨石坑仿真图像中正确检测到的陨石坑区域个数如表 5 所示。可以看到,所提出的基于特征自动学习的陨石坑区域检测方法能够正确提取出所有的陨石坑区域,而 Haar-like + SVM 算法由于使用了人工特征,自适应性较差,对于图 12 所列出的 4 幅陨石坑仿真图像,该算法都分别出现了不同程度的错误检测。

另外,表 5 还给出了所提出的候选区域提取算法、候选区域分类算法以及 Haar-like + SVM 算法处理图 12 第 1 列所示的 4 幅陨石坑仿真图像的时间。可以看到,基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法的大部分时间主要消耗在候选区域提取上。

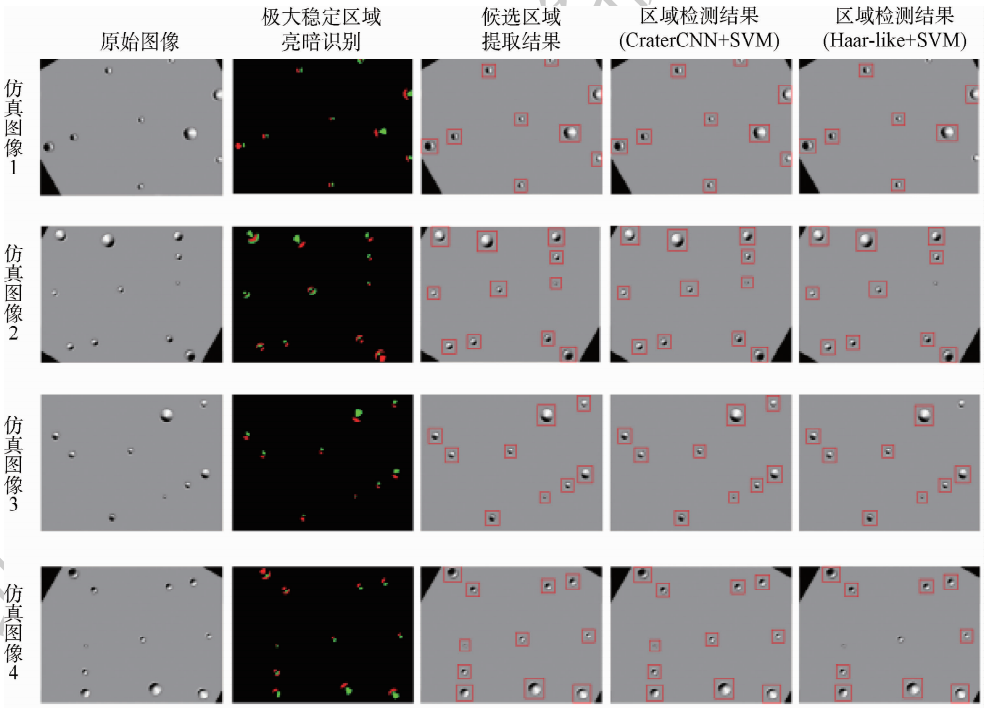


图 12 基于解析数据的陨石坑仿真图像陨石坑区域检测结果图例

Fig. 12 Examples of crater region detection experimental results of crater simulation image based on analytical data

表 5 基于解析数据的陨石坑仿真图像陨石坑候选区域检测结果统计

Table 5 Candidate crater region detection experimental results of crater simulation image based on analytical data

算法	度量指标	仿真图像 1（含 9 个候选区域）	仿真图像 2（含 11 个候选区域）	仿真图像 3（含 9 个候选区域）	仿真图像 4（含 11 个候选区域）
CraterCNN + SVM	检测个数	9	11	9	11
Haar-like + SVM		7	10	8	9
本文算法	运行时间/s	35.26	29.17	31.18	33.76
CraterCNN + SVM		0.185 3	0.198 6	0.172 8	0.198 5
Haar-like + SVM		0.240 7	0.264 9	0.231 8	0.253 9

4.4 基于真实陨石坑图像的陨石坑区域检测实验

利用真实陨石坑图像对基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法(仍然简称为 CraterCNN + SVM)进行验证,所使用的测试图像来自于美国麻省大学波士顿分校 KDLab 实验室在构造陨石坑数据集 h0905_0000 时所采用的火星表面真实陨石坑图像[45]。由于 4.2 节中的实验已经针对数据集 h0905_0000 完成了陨石坑区域分类器 CraterCNN + SVM 的训练,本组实验将直接利用训练好的分类器,并结合所提出的陨石坑候选区域提取算法,完成对真实陨石坑图像的陨石坑区域检测。与 4.3 节相同,本组实验仍然选择 Haar-like + SVM 方法作为对比方法,检测结果如图 13 所示。

北航学报 赠阅

图 13 第 1 列给出了来自 KDLab 实验室的 4 幅火星表面真实陨石坑图像。利用所提出的陨石坑候选区域提取算法从输入的陨石坑图像中提取疑似陨石坑区域,结果如图 13 第 2 列所示。可以看到,所提算法能够较为精确地从输入图像中提取出陨石坑候选区域。CraterCNN + SVM 和 Haar-like + SVM 所提取到的陨石坑区域检测结果如图 13 第 3 列和第 4 列所示,这 2 种方法从每幅陨石坑仿真图像中正确检测到的陨石坑区域个数如表 6所示。可以看到,CraterCNN + SVM 能够正确提取出所有的陨石坑区域,而 Haar-like + SVM 由于使用了人工特征,精度和自适应性较差,对于图 13所列出的 4 幅陨石坑仿真图像,Haar-like + SVM 都分别出现了不同程度的错误检测结果。

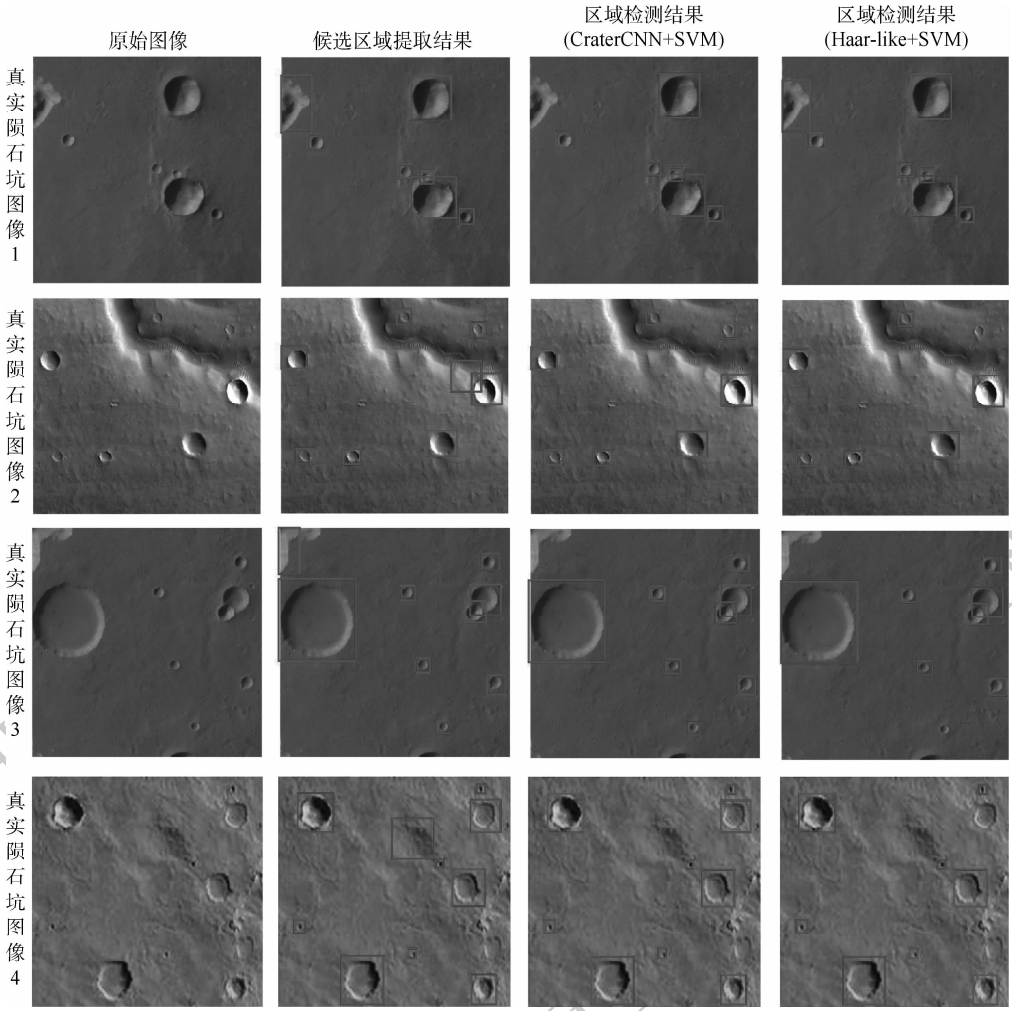


图 13　基于真实陨石坑图像陨石坑区域检测结果图例

Fig. 13　Examples of crater region detection experimental results based on real crater simulation image

表 6　基于真实陨石坑图像的陨石坑候选区域检测结果统计

Table 6　Candidate crater region detection experimental results based on real crater image

算法	检测个数			
	真实陨石坑图像 1（含 6 个候选区域）	真实陨石坑图像 2（含 7 个候选区域）	真实陨石坑图像 3（含 8 个候选区域）	真实陨石坑图像 4（含 9 个候选区域）
CraterCNN + SVM	6	7	8	9
Haar-like + SVM	7	6	7	8

5　结　论

针对基于陨石坑视觉导航对陨石坑区域检测的需求,提出一种高精度的基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法。

1）算法可以实现从导航图像中提取陨石坑区域,为基于陨石坑的视觉导航方式提供必要的导航路标输入。

2）算法有效地利用了图像陨石坑的形态特点,利用改进后的 MSER 算法实现了陨石坑候选

北航学报 赠阅

区域检测,有效克服了传统的滑窗检测算法计算负担大、效率低的问题,极大降低了误检率。

3)算法利用自动特征学习的方法实现陨石坑候选区域的分类,实现陨石坑区域检测,检测精度明显高于传统的基于人工特征的陨石坑区域检测算法,在通用火星表面陨石坑数据集上,获得了0.916 4 的 F_1 度量值,远高于其他陨石坑区域检测算法。

基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法可以为基于陨石坑视觉导航提供陨石坑区域信息,然而,要实现高精度的基于陨石坑视觉导航,还需要对陨石坑区域中的陨石坑环形边缘提取算法进行研究,这将是下一步研究工作的重点。

参考文献(References)

[1] LU T,HU W,LIU C,et al. Relative pose estimation of a lander using crater detection and matching[J]. Optical Engineering,2016,55(2):1-24.

[2] YU M,CUI H,TIAN Y. A new approach based on crater detection and matching for visual navigation in planetary landing[J]. Advances in Space Research,2014,53(12):1810-1821.

[3] TIAN Y,YU M,YAO M B,et al. Crater edge-based flexible autonomous navigation for planetary landing[J]. The Journal of Navigation,2019,72(3):649-668.

[4] YU M,LI S,WANG S,et al. Single crater-aided inertial navigation for autonomous asteroid landing[J]. Advances in Space Research,2019,63(2):1085-1099.

[5] MAASS B,WOICKE S,OLIVEIRA W M,et al. Crater navigation system for autonomous precision landing on the moon[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2020,43(11):1-18.

[6] VIJAYAN S,VANI K,SANJEEVI S. Crater detection,classification and contextual information extraction in lunar images using a novel algorithm[J]. Icarus,2013,226(1):798-815.

[7] JAIN A,SURESH K,THAKORE D,et al. Automatic crater detection on lunar surface[J]. International Journal of Innovative Research in Science Engineering & Technology,2013,2(5):1448-1453.

[8] BANDEIRA L,SARAIVA J,PINA P. Impact crater recognition on mars based on a probability volume created by template matching[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2007,45(12):4008-4015.

[9] LI K,MU L,LIU J,et al. Impact crater detection based on regional segmentation using Chang'E-1 CCD data[C]// Proceedings of International Congress on Image and Signal Processing. Piscataway:IEEE Press,2011:1911-1915.

[10] SAWABE Y,MATSUNAGA T,ROKUGAWA S. Automated detection and classification of lunar craters using multiple approaches[J]. Advances in Space Research,2006,37(1):21-27.

[11] WEISMULLER T,CABALLERO D,LEINZ M. Technology for autonomous optical planetary navigation and precision landing[C]// Proceedings of AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. Reston:AIAA,2007:1-26.

[12] SADHUKHAN P,PALIT S. Fast autonomous crater detection by image analysis-for unmanned landing on unknown terrain[C]// Proceedings of Image and Signal Processing. Berlin:Springer,2016:293-303.

[13] LEROY B,MEDINONI G,JOHNSON E,et al. Crater detection for autonomous landing on asteroids[J]. Image & Vision Computing,2001,19(11):787-792.

[14] CHENG Y,MILLER J K. Autonomous landmark based spacecraft navigation system[J]. Advances in the Astronautical Sciences,2003,114(3):1769-1783.

[15] CHENG Y,JOHNSON A E,MATTHIES L H,et al. Optical landmark detection for spacecraft navigation[C]// Proceedings of AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Reston:AIAA,2003:1-19.

[16] MAMMARELLA M,RODRIGALVAREZ M A,PIZZICHINI A,et al. Advances in aerospace guidance,navigation and control[M]. Berlin:Springer,2011:419-430.

[17] HE J,CUI H,FENG J. Edge information based crater detection and matching for lunar exploration[C]// Proceedings of International Conference on Intelligent Control and Information Processing. Piscataway:IEEE Press,2010:302-307.

[18] FENG J,CUI P,CUI H. Autonomous hazard detection and landing point selecting for planetary landing[C]// Proceedings of International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics. Piscataway:IEEE Press,2010:1292-1296.

[19] DING M,CAO Y,WU Q. Method of passive image based crater autonomous detection[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2009,22(3):301-306.

[20] DING M,CAO Y F,WU Q X. Autonomous craters detection from planetary image[C]// Proceedings of International Conference on Innovative Computing Information and Control. Piscataway:IEEE Press,2008:443-448.

[21] DING W,STEPINSKI T F,BANDEIRA L,et al. Automatic detection of craters in planetary images:An embedded framework using feature selection and boosting[C]// Proceedings of ACM Conference on Information and Knowledge Management. New York:ACM Press,2010:749-758.

[22] DING W,STEPINSKI T F,MU Y,et al. Subkilometer crater discovery with boosting and transfer learning[J]. ACM Transactions on Intelligent Systems & Technology,2011,2(4):1-22.

[23] MARTINS R,PINA P,MARQUES J S,et al. Crater detection by a boosting approach[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters,2009,6(1):127-131.

[24] BANDIEIRA L,DING W,STEPINSKI T F. Detection of sub-kilometer craters in high resolution planetary images using shape and texture features[J]. Advances in Space Research,2012,49(1):64-74.

[25] JIN S,ZHANG T. Automatic detection of impact craters on Mars using a modified adaboosting method[J]. Planetary and Space Science,2014,99(1):112-117.

[26] COHEN J P,DING W. Crater detection via genetic search methods to reduce image features[J]. Advances in Space Research,2014,53(12):1768-1782.

[27] TAKEDA Y,AOYAMA N,TANAAMI T,et al. Study on crater

北航学报 赠阅

detection using FLDA[J]. World Academy of Science Engineering & Technology,2012,6(11):1373-1377.

[28] LENA D,TED J S,JONATHAN P H. Deep learning crater detection for lunar terrain relative navigation[C]// Proceedings of AIAA Scitech 2020 Forum. Reston:AIAA,2020:1-12.

[29] EMAMI E,AHMAD T,BEBIS G,et al. Crater detection using unsupervised algorithms and convolutional neural networks[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2019,57(8):5373-5383.

[30] LEE C. Automated crater detection on Mars using deep learning [J]. Planetary and Space Science,2019,170:16-28.

[31] NISTER D,STEWENIUS H. Linear time maximally stable extremal regions[C]// Proceeding of 10th European Conference on Computer Vision. Berlin:Springer,2008:183-196.

[32] ROERDINK J B T M,MEIJSTER A. The watershed transform: Definitions,algorithms and parallelization strategies[J]. Fundamenta Informaticae,2000,41(1):187-228.

[33] SIMONYAN K,ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[C]// Procceeding of ICLR,2015:1-14.

[34] CHERON G,LAPTEV I,SCHMID C. P-CNN:Pose-based CNN features for action recognition[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press,2015:3218-3226.

[35] KOBCHAISAWAT T,CHALIDABHONGSE T H. Thai text localization in natural scene images using convolutional neural network[C]// Proceedings of Signal and Information Processing Association Annual Summit and Conference (APSIPA). Piscataway:IEEE Press,2015:1-7.

[36] RANJAN R,PATEL V M,CHELLAPPA R. A deep pyramid deformable part model for face detection[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Biometrics Theory,Applications and Systems. Piscataway:IEEE Press,2015:1-8.

[37] SHARIF R A,AZIZPOUR H,SULLIVAN J,et al. CNN features off-the-shelf:An astounding baseline for recognition[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2014: 806-813.

[38] VIOLA P A,JONES M J. Detecting pedestrians using patterns of motion and appearance in videos: US7212651B2[P]. 2007-05-01.

[39] DALAL N,TRIGGS B. Histograms of oriented gradients for human detection[C]// Proceedings of Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway:IEEE Press,2005:886-893.

[40] PIETIKINEN M,HADID A,ZHAO G,et al. Computer vision using local binary patterns[M]. Berlin:Springer,2011:3-10.

[41] SZARVAS M,YOSHIZAWA A,YAMAMOTO M,et al. Pedestrian detection with convolutional neural networks[C]// Proceedings of Intelligent Vehicles Symposium. Piscataway: IEEE Press,2005:224-229.

[42] NIU X X,SUEN C Y. A novel hybrid CNN-SVM classifier for recognizing handwritten digits[J]. Pattern Recognition,2012,45(4):1318-1325.

[43] ZHANGL L,SHI Z,WU J. A hierarchical oil tank detector with deep surrounding features for high-resolution optical satellite imagery[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing,2015,8(10):1-15.

[44] Math Works. Pretrained convolutional neural networks[EB/OL]. [2020-02-24]. https://cn.mathworks.com/help/nnet/ug/pretrained-convolutional-neural-networks.html.

[45] Knowledge Discovery Lab. Crater datbase[EB/OL]. [2020-02-15]. http://kdl.cs.umb.edu/w/datasets/craters/.

[46] LU T,HU W,JIANG Z. An effective algorithm for generation of crater gray image[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Computational Intelligence and Virtual Environments for Measurement Systems and Applications. Piscataway: IEEE Press,2015:1-6.

[47] 陆婷婷,李潇,张尧,等. 基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(2):274-286.
LU T T,LI X,ZHANG Y,et al. A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(2):274-286(in Chinese).

作者简介:

陆婷婷　女,博士,工程师。主要研究方向:视觉导航、图像处理、人工智能、指挥控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A crater region detection algorithm based on automatic feature learning

LU Tingting[1,*], ZHANG Yao[1], YAN Yan[1], YANG Limin[1], YANG Weidong[2]

(1. Research and Development Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100176, China;
2. Key Laboratory of Grain Information Processing and Control, Ministry of Education, Henan University of Technology, Zhengzhou 450001, China)

Abstract: The crater-based navigation technology has been become a novel and precise autonomous navigation method in space exploration, and how to extract the crater regions from the crater navigation image is the essential condition of the crater-based navigation method. Accordingly, in this paper, we propose an algorithm for extracting crater regions via automatic feature learning. First, the candidate crater regions were obtained by the maximal stable external region method. Then, the features of these regions were automatically extracted by Convolutional Neural Network (CNN). Finally, the true crater regions were identified from all the candidate regions through Support Vector Machine (SVM) classifier. The experimental results demonstrate that the proposed algorithm can extract crater regions from the navigation image with higher accuracy and robustness than the traditional crater region detection algorithms based on the handcrafted features. The proposed algorithm obtains an F_1 score which is 8% higher than that of the traditional method on the standard Mars surface crater database, and can be applied in the crater detection of the crater-based visual navigation method to provide the precise navigation landmarks.

Keywords: crater region; object detection; automatic feature learning; deep learning; artificial intelligence

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-22; **Accepted**: 2020-04-17; **Published online**: 2020-06-05 16:31
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200605.1127.001.html

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0086

超声速栅格舵/弹身干扰特性数值模拟与试验研究

李永红，杨晓娟*，陈建中，贾巍
（中国空气动力研究与发展中心，绵阳 621000）

摘 要：对于呈十字型布局的栅格舵与弹身组合体来说，在有迎角存在时，位于弹身垂直平面的栅格舵会处于弹体头部分离涡的干扰区，而位于弹身水平面的栅格舵主要受弹体上洗流的影响，2 种安装形式的栅格舵的气动特性会有较大差异。为研究弹身对栅格舵气动特性的干扰影响，基于典型栅格舵及栅格舵与弹身组合体布局，利用数值模拟方法对比分析了有无弹身干扰情况下栅格舵的超声速气动特性，分析了弹身对不同安装位置栅格舵的扰流特性、载荷分布，研究了由单独栅格舵气动特性转换到存在弹身干扰时栅格舵气动特性的修正方法。通过风洞验证试验，获取了 2 种不同安装方式栅格舵试验数据差异，验证了洗流修正方法的可行性，为建立面向工程应用的栅格舵高速风洞试验与数据修正技术提供了数据支撑。

关 键 词：栅格舵；上洗；法向力；修正方法；弹身干扰
中图分类号：V221+.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0953-08

栅格舵作为一种特殊的气动控制面，由外部框架和内部若干栅格布置而成的一个空间多升力面系统，与传统的平板舵相比，栅格舵有其固有的优点[1-2]，体现在：①弦长较小，翼面上的压力中心距铰链轴很近且受迎角变化影响较小，因此舵面铰链力矩较小，降低了对作动装置的要求，允许采用较轻和较小的转向机构；②便于折叠，在不需要翼面时可以贴在主体表面，而不影响主体的外形，减小了栅格舵布局的空间体积；③栅格舵的流动分离晚于平板舵，具有不同于平板舵的失速特性，有利于在大迎角下保持升力[3-7]，对于提高导弹的最大可用过载、增强导弹的机动性和敏捷性，以及导弹的制导与防控具有重要的意义。

自 1985 年开始美国航空与导弹研究与发展中心对栅格舵布局就展开了相关研究[8-11]，特别是近年来国内外学者在减小超声速栅格舵阻力方面开展了大量的研究工作并取得了一定的进展[12-13]。然而，在栅格舵风洞试验中仍面临着较多的问题，比较突出的是在现有风洞条件下栅格舵按照风洞尺寸对弹体长度、堵塞度等要求进行缩比后，栅格舵翼元宽度和格壁厚度都较小，导致模型加工、检验困难，也可能无法满足风洞试验对模型强度的要求，造成试验无法开展，或即使能够加工，但由于气流的黏性作用，较小的格宽也会引起格壁通道内的非正常壅塞，从而导致气动力模拟失真。在这种情况下，将栅格舵和弹体按照不同缩比分开进行风洞试验，再将数据按照一定方法进行叠加得到全弹的气动特性成为获取栅格舵弹身组合体气动特性的一种思路。然而在开展这种方法研究之前，有必要开展弹身对栅格舵布局的干扰特性研究。因为与常规平板尾舵不同，在有迎角存在时，垂直安装在弹身表面的 2 片栅格舵会产生一定的法向载荷，另外，垂直安装的栅格舵主要受弹体头部分离体涡的影响，水平安装的栅格舵主要受弹体上洗流的影响，所以不同安装位置的栅格舵的气动特性会有较大差异。为对比

收稿日期：2020-03-07；**录用日期**：2020-06-13；**网络出版时间**：2020-07-27 16:38
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1257.003.html
*通信作者. E-mail：YQ8292@163.com

引用格式：*李永红，杨晓娟，陈建中，等. 超声速栅格舵/弹身干扰特性数值模拟与试验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：953-960. LI Y H，YANG X J，CHEN J Z，et al. Numerical simulation and test investigation on interference characteristics of grid fins with missile body at supersonic speed[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：953-960 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

这种差异,并研究弹体对栅格舵气动特性的影响,本文基于数值模拟方法分析了弹身对不同安装位置栅格舵的扰流特性和载荷分布,研究了由单独栅格舵气动特性转换到存在弹身干扰时栅格舵气动特性的修正方法。同时在中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所 FL-21 风洞中开展相关试验,获取了 2 种不同安装方式栅格舵试验数据差异,验证了洗流修正方法的可行性。

1 研究模型

在弹身干扰特性研究中采用典型旋成体弹身简化外形,长细比为 11,头部采用半球体,栅格舵采用格数为 4×4 的正置蜂窝式布局,呈十字型安装在弹体尾部距底部端面一倍弹径处,图 1 为栅格舵/弹身组合体外形示意图。图中:l 为导弹弹身长度;D 为导弹弹身直径;C 为栅格舵翼弦;H 为栅格舵翼高;L 为栅格舵翼展;h 为翼稍舵面距弹身表面距离;h_0 为翼根舵面距弹身表面距离。栅格舵基本外形尺寸与弹身直径的比值如表 1 所示。

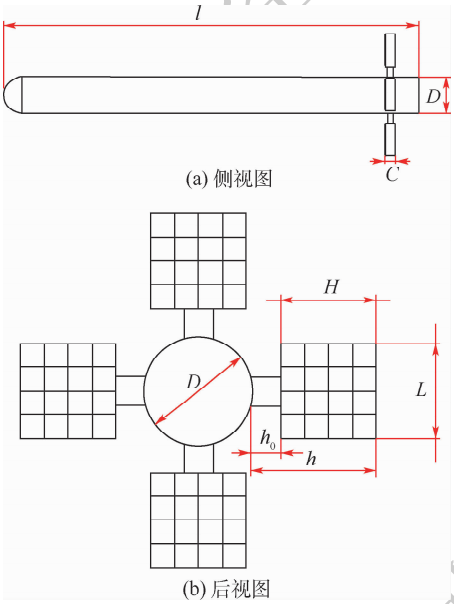


图 1 栅格舵/弹身组合体外形示意图

Fig. 1 Sketch map of grid fins/missile body configuration

表 1 栅格舵外形尺寸

Table 1 Main dimensions of grid fins

H/D	L/D	C/D	h_0/D
0.875	0.875	0.25	0.375

2 数值方法与网格划分

控制方程采用雷诺平均的 Navier-Stokes 方程,采用有限体积法进行空间离散,空间无黏通量采用 Roe 格式进行离散,黏性通量采用二阶中心差分格式离散,时间项采用隐式 LU-SGS 方法求解。为了加快收敛速度,采用局部时间步长和多重网格技术。湍流模型是两方程 k-ω SST 模型。计算时采用基于弹身长度的雷诺数,马赫数 $Ma=2.0$ 时,$Re=8.75\times10^7$。

计算网格采用“三层次”分块对接生成思想,附面层第 1 层网格 $y^+\approx1$,全弹网格量约为 1 100 万。栅格舵/弹身组合体网络拓扑结构如图 2 所示。在网格的生成过程中,首先生成弹身组合体布局的网格;然后在弹身组合体网格的基础上,保持栅格舵物面及附面层网格不变,按照弹身组合体远场网格的划分规则生成单独栅格舵的远场网格,这样基本保持了单独栅格舵与存在弹身时栅格舵布局网格的一致性,降低了网格差异对气动特性的影响。

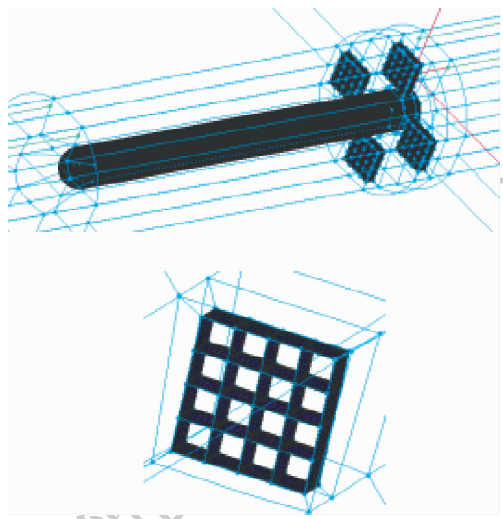


图 2 栅格舵/弹身组合体网络拓扑结构

Fig. 2 Sketch map of topogical structure of grids for grid fins/missile booly configuration

3 数值计算结果与分析

在栅格舵和弹身组合体超声速气动特性计算中,采用一个简化模型来考虑弹体对栅格舵的气动干扰。图 3 为 $Ma=2.0$,$h_0/D=0.375$ 时,不存在弹体干扰的单独栅格舵法向力系数与存在弹身干扰时垂直以及水平安装的 4 片栅格舵法向力系数的对比。从图中可以直观地看出,弹体扰流对不同安装位置栅格舵的法向力特性的影响是显著的。尽管相对于传统平板舵布局来说,有迎角存在时,2 片垂直栅格舵会产生一定的法向力,但是计算结果与单独栅格舵相比,上、下侧栅格舵的法向力都有不同程度的降低,即弹体的干扰是不利的,特别是上尾舵在迎角大于 2°后,其法向力系

北航学报 赠阅

数随迎角基本没有变化,主要是当迎角大于 2°时,从弹体头部发出的体涡在到达栅格舵安装的弹体尾部位置时,其强度得到了增强,使得背风面栅格舵(上侧栅格舵)处在体涡的下洗流场中,当地迎角急剧降低。从图 4 所示纵向对称剖面马赫数及流线分布图中可以直观地看出,在来流迎角 $\alpha=6°$时,与迎风面尾舵相比,背风面尾舵附近的速度矢量方向几乎与弹体表面平行,即当地迎角几乎为 0。定义当地迎角为

$$\alpha_n = \arctan(v_n/u_n) \tag{1}$$

式中:u_n 和 v_n 分别为当地纵向和横向速度大小。

图 5 给出了 $Ma=2.0$,$h_0/D=0.375$,$\alpha=6°$时栅格舵前缘剖面当地迎角云图。可以看出,受弹体涡下洗的影响,距离弹体越近,栅格舵元的当地迎角降低越严重,局部区域迎角降低为负值。处于迎风面尾舵(下侧尾舵)的当地迎角也有所降低,但相对所受干扰较小。

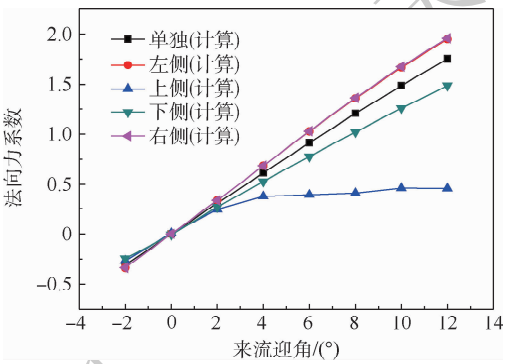


图 3　弹身干扰对栅格舵法向力系数的影响
($Ma=2.0$, $h_0/D=0.375$)

Fig. 3　Effect of missile body interference on normal force coefficients of grid fins ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.375$)

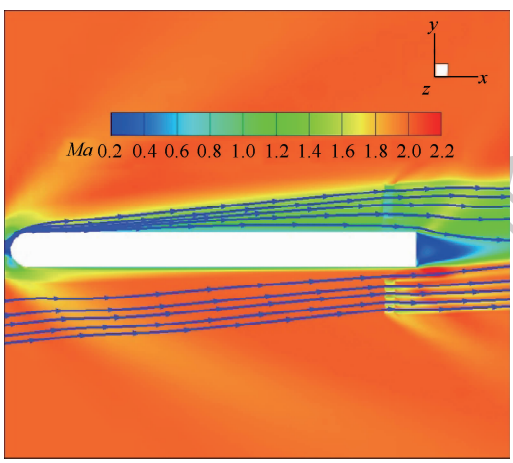


图 4　纵向对称剖面马赫数及流线分布
($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.375$)

Fig. 4　Mach number and streamline distribution for longitudinal symmetrical profile
($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.375$)

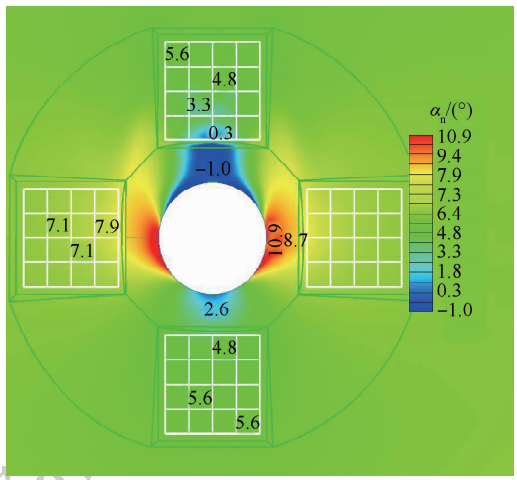


图 5　栅格舵前缘剖面当地迎角云图
($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.375$)

Fig. 5　Cloud chart of local angle of attack for leading edge profile of grid fin ($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.375$)

对于水平安装的 2 片栅格舵而言,其法向力曲线的斜率要明显大于单独栅格舵布局,主要是由于弹体横向上洗流场增大了水平栅格舵的局部迎角。从图 5 可以看出,在来流迎角 $\alpha=6°$时,靠近弹体的栅格舵元附近的局部迎角接近 8°,中部的栅格舵元附近的迎角也达到 7.1°。

文献[14]在研究弹体对栅格舵影响时,假定栅格舵的存在对弹体速度场没有影响,栅格舵处在弹身横向绕流的上洗流场中。弹身在栅格舵每个单元上引起的当地迎角为

$$\tilde{\alpha} = \alpha\left[1 - \frac{\cos 2\theta}{(d/R)^2}\right] \tag{2}$$

式中:d 为栅格舵某单元到圆心的距离;R 为弹身的半径;θ 为 d 与 y 轴夹角。对垂直或水平安装在弹身上的栅格舵,其法向力系数为

$$C_N = \frac{1}{HL}\iint C_N^{\alpha}\tilde{\alpha}\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{3}$$

式中:C_N^{α} 为任一块栅格壁当地剖面法向力系数斜率。在超声速范围,当来流迎角较小时,将该值近似为单独栅格舵的法向力系数斜率且为常数,则

$$C_N = C_N^{\alpha}\alpha_n \tag{4}$$

$$\alpha_n = \frac{1}{HL}\iint \tilde{\alpha}\mathrm{d}y\mathrm{d}z \tag{5}$$

将式(2)代入式(5),即得

$$\alpha_n = \alpha(1 \pm A) \tag{6}$$

式中:A 为修正系数,正号和负号分别对应水平和垂直安装在弹身上的栅格舵。基于沈遐龄和王丽丽[15]按照弹体的横向上洗理论,给出了修正系数的经验公式,即

北航学报 赠阅

$$A = \frac{1}{2}\frac{HL}{DD}\left[\arctan\left(\frac{\frac{L}{D}}{1+2\frac{h_0}{D}}\right)-\arctan\left(\frac{\frac{L}{D}}{1+2\frac{h}{D}}\right)\right] \tag{7}$$

从而可得存在弹身干扰下的栅格舵的法向力系数为

$$C_N = C_N^{\alpha}\alpha(1 \pm A) \tag{8}$$

基于式(8)将单独舵的法向力系数进行了洗流修正计算(计算结果用垂直修正,水平修正表征,分别代表垂直和水平栅格舵的修正结果),并与存在弹身洗流影响的栅格舵的法向力系数进行了对比,如图 6 所示,$Ma=2.0$,$h_0/D=0.375$。可以看出,对于水平安装的栅格舵而言,利用洗流修正方法,单独舵修正以后的结果和弹舵一体的计算结果吻合较好,采用的修正方法是合理可信的,因此在无法进行栅格舵弹身组合体试验时,在已知单独栅格舵法向力的情况下,利用式(8)可以得到存在弹身干扰情况下水平安装的栅格舵的法向力特性。

然而,对于垂直安装的栅格舵来说,迎风面栅格舵在来流迎角 8°之前法向力系数可以得到较好的修正,随着来流迎角的增大存在过修正的趋势,特别是对于背风面栅格舵来讲,在来流迎角大于 2°,按照式(8)所得的修正结果与实际计算结果相比明显偏大,因而对于垂直安装的迎风面和背风面栅格舵所受弹身的干扰影响是存在差异的,其法向力特性并不能由单一的修正因子进行修正。对于背风面栅格舵,在迎角大于 2°时其法向力系数随来流迎角变化较小,且与单独栅格舵 2°的法向力系数按照式(8)修正后的结果相当。

为进一步考察栅格舵与弹体表面距离的影响,将翼根舵面距弹身表面距离 h_0/D 从原始的 0.375 降低到 0.125。

图 7 为 $Ma=2.0$,$\alpha=6°$,$h_0/D=0.125$ 时栅格舵前缘剖面当地迎角云图。可以看出,与图 5 相比,随着 h_0/D 的降低,垂直安装的栅格舵受弹身干扰的影响增大,特别是背风面栅格舵,栅格舵元的当地迎角有显著降低,特别是距离弹体较近的两排栅格舵元的当地迎角降低为负值。图 8 为 $Ma=2.0$,$h_0/D=0.125$ 时,弹身干扰对栅格舵法向力系数的影响。栅格舵法向力系数的对比中可以看出,来流迎角大于 2°时,背风面栅格舵的法向力系数随来流迎角的变化依然较小。

从图 9 所示栅格舵法向力系数修正结果与计算值的对比中可以看出,用式(8)对水平尾舵的法向力修正仍然可以得到较为满意的结果。在迎角大于 2°时背风面栅格舵的法向力系数与单独栅格舵来流迎角为 2°的法向力系数按照式(8)修正后的结果也基本相当。

因此,在超声速范围,基于单独栅格舵布局的法向力特性,通过弹体的横向上洗理论得出的修正公式可以较好得出水平安装的栅格舵以及垂直安装的迎风面栅格舵布局的法向力特性。在本文计算示例简化模型典型栅格舵外形尺寸条件下,对于垂直安装的背风面栅格舵布局,来流迎角大于 2°时,其法向力系数可以用单独栅格舵来流迎角为 2°的法向力系数修正后的结果进行赋值。

图 10 给出了 $Ma=2.0$,$h_0/D=0.125$ 时栅格舵轴向力系数的对比曲线。可以看出,无论是单独栅格舵布局还是存在弹身干扰的栅格舵布局,其轴向力随迎角的变化均较小,且弹身洗流对水平安装的栅格舵以及垂直安装的迎风面栅格舵布局的轴向力影响都较小,只是背风面栅格舵的轴

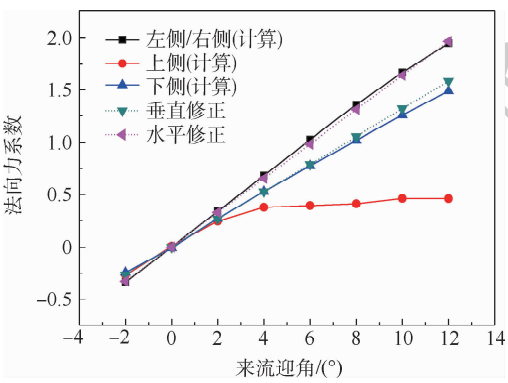


图 6 洗流修正结果与真实 CFD 计算结果对比 ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.375$)

Fig. 6 Comparison of upward flow correction results and real CFD results ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.375$)

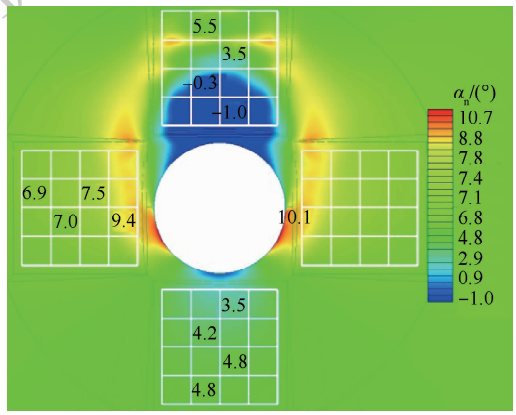


图 7 栅格舵前缘剖面当地迎角云图 ($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.125$)

Fig. 7 Cloud chart of local angle of attack for leading edge profile of grid fin ($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.125$)

北航学报 赠阅

向力相对于单独栅格舵布局来说降低了 20% 左右,此降低量约占全弹轴向力的 1.5%,与法向力特性不同的是轴向力的差异与迎角的关系较小,主要是背风面气流受弹身的阻滞,能量损失严重,从栅格舵前缘剖面的马赫数云图(见图 11)上来看,背风面栅格舵前缘的马赫数从来流的 $Ma=2.0$ 降低到 1.5 左右,并随着离弹身距离的减小而

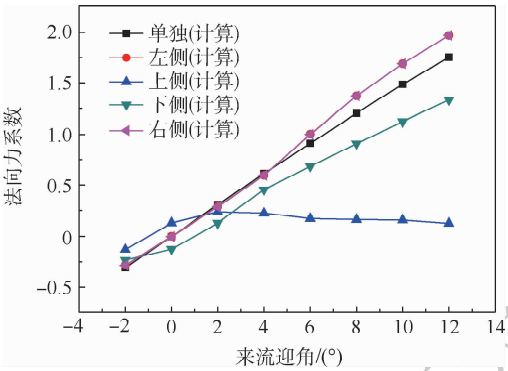


图 8　弹身干扰对栅格舵法向力系数的影响
($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

Fig. 8　Effect of missile body interference on normal force coefficients of grid fins ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

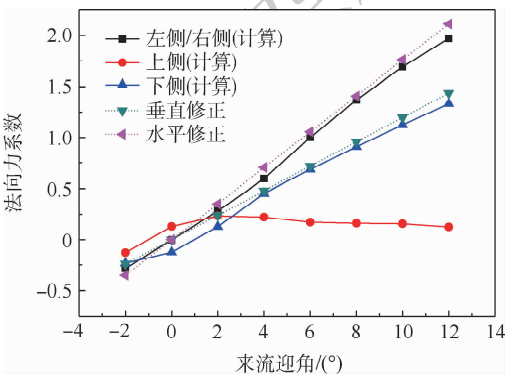


图 9　洗流修正结果与真实 CFD 计算结果对比
($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

Fig. 9　Comparison of upward flow correction results and real CFD results ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

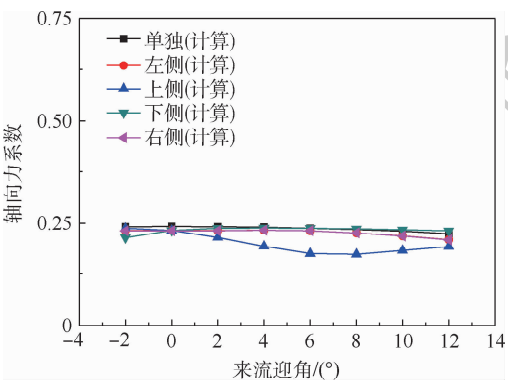


图 10　弹身干扰对栅格舵轴向力系数的影响
($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

Fig. 10　Effect of missile body interference on axial force coefficients of grid fins ($Ma=2.0$, $h_0/D=0.125$)

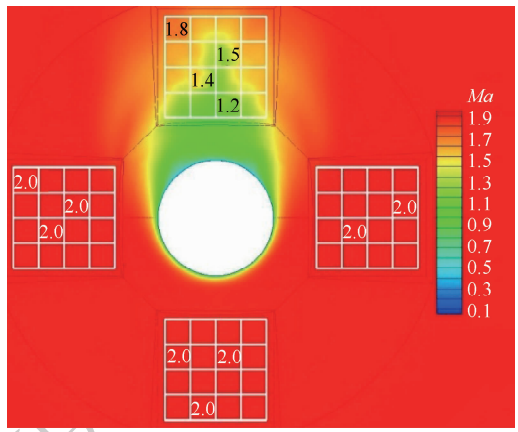


图 11　栅格舵前缘剖面当地马赫数云图
($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.125$)

Fig. 11　Cloud chart of local Mach number for leading edge profile of grid fin ($Ma=2.0$, $\alpha=6°$, $h_0/D=0.125$)

进一步降低,而轴向力系数又是通过来流动压求得,因而轴向力会有明显的降低,但从量值以及对全弹轴向力贡献上来讲,可以不考虑弹身洗流对栅格舵轴向力的影响。

4　风洞试验验证

在中国空气动力研究与发展中心 FL-21 风洞(0.6 m×0.6 m 跨超声速风洞)中进行了相关验证试验。由于模型尺寸和天平载荷匹配的限制,实际风洞试验模型尺寸在 CFD 计算数模基础上进行了调整,模型弹径增加到 80 mm,栅格舵弦长截短减小到 12 mm(即 $C/D=0.15$),$h_0/D=0.125$,其他参数基本保持不变。图 12 为单独栅格舵和弹身组合体模型在风洞中的试验照片。单独栅格舵模型与弹身组合体栅格舵模型几何尺寸相同。单独栅格舵模型通过半模杆式天平与风洞侧壁半模转窗相连,由半模杆式天平测量单独栅格舵的气动载荷。弹身组合体模型采用单支杆尾支撑方式固定于测力双支臂支架,由安装于弹体内部的六分量嵌套组合式铰链力矩天平测量栅格舵(测量舵)的气动载荷,通过滚转全弹的方式来实现不同位置栅格舵(测量舵)气动力和力矩的测量。试验马赫数为 $Ma=2.04$,基于单位长度的试验雷诺数 $Re=2.38\times10^7$。

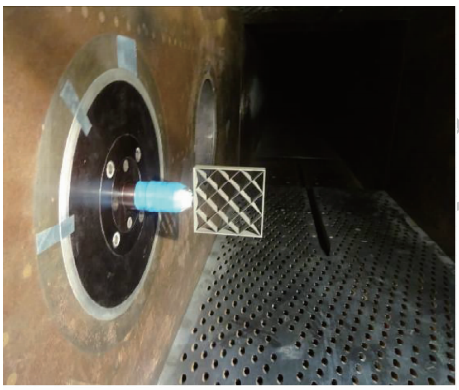
图 13 给出了 $Ma=2.0$ 时不存在弹体干扰的单独栅格舵与存在弹身干扰时垂直以及水平安装栅格舵气动特性对比试验曲线。从图中可以看出,弹体扰流对不同安装位置栅格舵的法向力特性的影响是显著的,试验结果与计算结果规律基本一致。但上方栅格舵在来流迎角大于 10°后,

北航学报 赠阅

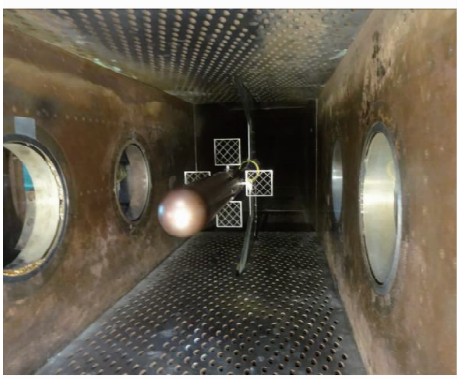
其法向力系数随来流迎角增大略趋于减小，同样是由于弹身洗流影响所致。

图 14 给出了 $Ma=2.0$ 时栅格舵轴向力系数的对比试验曲线。无论是单独栅格舵布局还是存在弹身干扰的栅格舵，其轴向力系数随来流迎角的变化均较小，且弹身洗流对水平安装及垂直安装的栅格舵布局的轴向力影响都较小。

同理，基于式(8)将单独栅格舵的法向力系数进行了洗流修正计算(计算结果用左侧修正，上侧修正，下侧修正表示)，并与存在弹身洗流影响的栅格舵的法向力系数试验结果进行了对比，如图 15 所示。



(a) 单独栅格舵模型



(b) 栅格舵/弹身组合体模型

图 12 风洞试验模型照片

Fig. 12 Photos of test models in wind tunnel

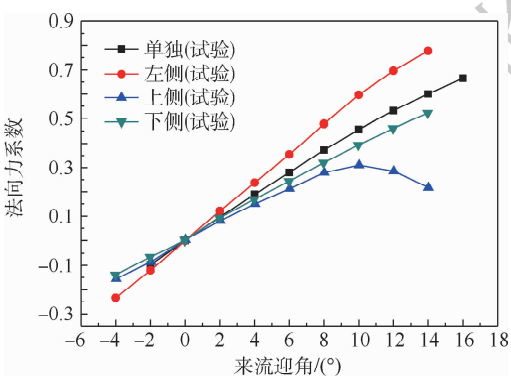


图 13 弹身干扰对栅格舵法向力系数的影响

Fig. 13 Effect of missile body interference on normal force coefficients of grid fins

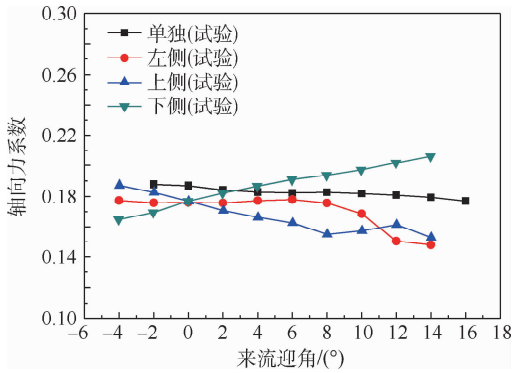


图 14 弹身干扰对栅格舵轴向力系数的影响

Fig. 14 Effect of missile body interference on axial force coefficients of grid fins

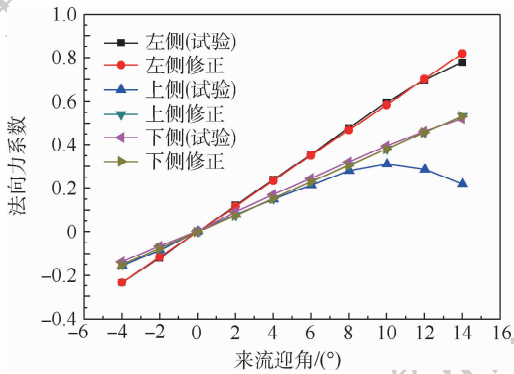


图 15 洗流修正结果与试验结果对比

Fig. 15 Comparison of upward flow correction results and test results

从图 15 中可以看出，对于安装在弹体左侧(水平安装)的栅格舵而言，利用洗流修正方法，$Ma=2.0$ 时，单独栅格舵修正以后的结果和弹舵一体试验结果吻合很好，采用的修正方法是合理可信的，因此无法进行栅格舵弹身组合体试验时，在已知单独栅格舵法向力的情况下，利用式(8)可以得到存在弹身干扰情况下水平安装的栅格舵的法向力特性。对于安装在弹体上方(垂直安装)的栅格舵来说，栅格舵处于背风面，小来流迎角时法向力系数可以得到较好的修正，随着来流迎角增大，修正结果与试验结果相比明显偏大，存在过修的趋势，其法向力特性并不能由单一的修正因子进行修正。但对于安装在弹体下方(垂直安装)的栅格舵来说，来流舵处于迎风面，$Ma=2.0$ 时，按照式(8)修正后的结果与弹舵一体试验结果吻合很好。

5 结 论

本文基于数值模拟方法分析了超声速条件下弹身对不同安装位置栅格舵干扰特性的影响，研究了栅格舵法向力、轴向力的修正方法，并通过风

北航学报 赠阅

洞试验进行了验证,探讨了修正方法的可行性,得出如下结论:

1)有弹身存在时,垂直安装的栅格舵由于受弹体头部分离涡的影响,法向力系数较单独栅格舵有不同程度的降低,特别是背风面尾舵的法向力系数在迎角大于一定角度后随迎角变化较小时,其法向力系数可以用单独尾舵该角度下的法向力系数按照洗流影响修正后的结果进行赋值。迎风面尾舵的法向力系数可以通过单独栅格舵洗流修正结果得到。

2)有弹身存在时,水平安装的栅格舵由于受弹体上洗流的影响,法向力系数较单独栅格舵有明显增大,但是基本可以通过单独栅格舵洗流修正结果得到。

3)栅格舵轴向力受弹身干扰影响较小。

4)洗流修正方法是可行的,通过修正单独栅格舵气动系数并叠加到弹体从而得到全弹的气动特性,在工程上是适用的。

参考文献(References)

[1] 黎汉华,石玉红. 栅格舵国内外研究现状及发展趋势[J]. 导弹与航天运载技术,2008,298(6):27-30.
LI H H,SHI Y H. Current status and development trend of grid fin[J]. Missiles and Space Vehicles,2008,298(6):27-30(in Chinese).

[2] BROOKS R A,BURKHALTER J E. Experimental and analytical analysis of grid fin configurations[J]. Journal of Aircraft,1989,26(9):885-887.

[3] BURKHALTER J E,HARTFIELD R J,LELEUX T M,et al. Nonlinear aerodynamic analysis of grid fin configurations[J]. Journal of Aircraft,1995,32(3):547-554.

[4] WASHINGTON W D,MILLER M S. Experimental investigation of grid fin aerodynamics:A synopsis of nine wind tunnel and three flight tests[C]// Proceedings of the NATO RTO Applied Vehicle Technology Panel Symposium on Missile Aerodynamics. Cedex:NATO Research and Technology Organization,1998:1-14.

[5] DESPIRITO J,EDGE H L,WEINACHT P,et al. CFD analysis of grid fins for maneuvering missiles[C]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,2000:10-13.

[6] DUPUIS A,BERNER C. Aerodynamic aspects of a grid finned projectile at subsonic and supersonic velocities[C]// Proceedings of 19th International Symposium of Ballistics. Interlaken:International Ballistics Committee,2001:495-502.

[7] DESPIRITO J,VAUGHN M E,WASHINGTON W D,et al. Subsonic flow CFD investigation of canard-controlled missile with planar and grid fins[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,2003:6-9.

[8] BURKHALTER J E. Grid fins for missile applications in supersonic flow[C]//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,1996:15-18.

[9] THEERTHAMALAI P,MANISEKARAN S,NAGARATHINAM M. A prediction method for aerodynamic characterization of grid-fin configurations at supersonic speeds[C]//23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston:AIAA,2005:1-8.

[10] THEERTHAMALAI P,NAGARATHINAM M. Aerodynamic analysis of grid-fin configurations at supersonic speeds[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2006,43(4):750-756.

[11] THEERTHAMALAI P. Aerodynamic characterization of grid fins at subsonic speeds[J]. Journal of Aircraft,2007,44(2):694-697.

[12] 余奇华,敬代勇. 基于非结构网格的格栅舵导弹数值模拟计算[J]. 航空兵器,2009,2(1):15-21.
YU Q H,JIN D Y. Numerical simulation for a grid fin missile based on unstructured mesh[J]. Aero Weaponry,2009,2(1):15-21(in Chinese).

[13] 陆中荣,沈遐龄,童自力,等. 栅格舵空气动力特性的计算与分析[J]. 北京航空航天大学学报,1996,22(5):575-580.
LU Z R,SHEN X L,TONG Z L,et al. Calculation and analysis of grid fin configurations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,1996,22(5):575-580(in Chinese).

[14] 贝洛齐尔科夫斯基 C M,奥德诺弗尔 J A,萨芬 I O,等. 栅格翼[M]. 王丹阳,杜早力,刘志珩,等译. 北京:中国运载火箭技术研究院第一设计部,1994:278-286.
BELOZILKOVSKY C M,ODENOVEI J A,SAFIN I O,et al. Grid fins[M]. WANG D Y,DU Z L,LIU Z Y,et al,translated. Beijing:The First Design Department of China Academy of Carrier Rocket,1994:278-286(in Chinese).

[15] 沈遐龄,王丽丽. 栅格舵和机身组合体的气动特性计算与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2001,27(1):54-56.
SHEN X L,WANG L L. Aerodynamic analysis of grid fin-body configurations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2001,27(1):54-56(in Chinese).

作者简介:

李永红　男,博士研究生,工程师。主要研究方向:计算/试验空气动力学。

杨晓娟　女,硕士,助理研究员。主要研究方向:试验空气动力学。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Numerical simulation and test investigation on interference characteristics of grid fins with missile body at supersonic speed

LI Yonghong, YANG Xiaojuan*, CHEN Jianzhong, JIA Wei

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: For cross layout grid fin-missile body configuration, the vertical grid fins will be exposed to the interference regions of head separated vortices, and thus the horizontal grid fins will be immersed in the missile body upward flow while a certain body's angle of attack exists. Therefore, there will be a greater difference in the aerodynamic characteristics of grid fins between two installation forms: vertically and horizontally. In order to investigate the missile body interference on the grid fins, numerical simulations based on typical grid fin and grid fin – missile body configuration were conducted at supersonic speed. The aerodynamic characteristics of single grid fin and grid fin with body interference were compared. Flow characteristics and load distributions of grid fins installed differently were analyzed. The correction method for the aerodynamic characteristics of grid fins with body interference obtained from the aerodynamic characteristics of single grid fin was studied. Moreover, by wind tunnel validation tests, data differences of grid fins in different installation ways were obtained, and the correction method obtained from the cross upward flow theory of the body was explored to be practicable. Thus, it provides data supports for the high-speed wind tunnel tests of grid fins and data correction technology facing engineering application.

Keywords: grid fin; upward flow; normal force; correction method; missile body interference

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-07; **Accepted**: 2020-06-13; **Published online**: 2020-07-27 16:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200727.1257.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: YQ8292@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0082

Flash 芯片电流“尖峰”现象的脉冲激光试验

全下文载

宫士鹏[1,2,*]，朱翔[1,2]，陈睿[1]，马英起[1]，李赛[1,2]，韩建伟[1]
（1. 中国科学院国家空间科学中心，北京 100190； 2. 中国科学院大学，北京 100049）

摘 要：利用皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置研究了一款宇航级 Flash 芯片的电流“尖峰”(HCS)现象。利用激光准确定位的特点，确定电流“尖峰”是由芯片的电荷泵单元充放电引起的，不同的激光能量、入射位置会触发不同频率、相同幅值的电流“尖峰”现象，虽然电流“尖峰”发生的瞬间电流增大的现象与单粒子锁定效应表现一致，但机理完全不同。当激光能量足够高(对应于重离子 LET 值 99.8 MeV·cm^2/mg)时，在电荷泵的同一个敏感位置累积多次辐照不断触发芯片发生电流“尖峰”，芯片会因多次充放电而损坏。

关 键 词：Flash 芯片；电流“尖峰”(HCS)；单粒子锁定；脉冲激光；电荷泵
中图分类号：V221$^+$.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0961-06

非易失性快闪存储器(Nonvolatile Flash Memory，NFM)因其高密度和数据在断电后仍能保存的能力而被广泛应用于航天器电子系统关键数据的保存，如配置文件或者重启代码文件。随着半导体工艺尺寸的减小，Flash 芯片受到粒子辐射极易发生单粒子效应，严重影响宇航应用。因 Flash 芯片的内部结构组成复杂，发生单粒子效应后也有多种表现形式。受到辐照引起的效应包含单粒子翻转(Single Event Upset，SEU)、单粒子锁定(Single Event Latch-up，SEL)、单粒子功能中断(Single Event Function Interupt，SEFI)[1-3]、电流“尖峰”(High Current Spike，HCS)[4-7]等效应。其中，Flash 芯片电流“尖峰”的研究手段主要为重离子[1-5]和脉冲激光[7]2 种。引起电流“尖峰”的原因有 2 种观点：一种观点认为是局部锁定或者是总线冲突造成[1,5]；另一种观点认为是由于电荷泵、状态机、状态缓存等器件的内部单元受到辐照造成[2-4,6]。电流“尖峰”的产生与注量、LET 值有关，高注量、高 LET 值下才会引起 Flash 芯片的电流“尖峰”现象，芯片无数据接收、读取操作的静态工作模式时，发生电流“尖峰”芯片不会损坏。动态模式有读取、写入操作时发生电流“尖峰”现象不会损坏器件。

利用中国科学院国家空间科学中心的皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置[7]，对一款国产抗辐射加固宇航级 Flash 芯片进行了试验。在芯片静态工作模式(不对芯片进行读、写操作)下，利用对应于重离子 LET 值 99.8 MeV·cm^2/mg 的激光能量对全芯片扫描测试未发生 SEL，验证了激光试验芯片单粒子效应的有效性；触发了芯片可快速恢复(持续时间约几十毫秒)的电流“尖峰”，利用脉冲激光可精确定位的特点，定位到引起电流“尖峰”的芯片单元为电荷泵。通过改变激光能量、在电荷泵内的不同位置辐照激光、改变示波器的测试周期等参数，分析了电流“尖峰”产生的原因为：达到一定能量(对应 LET 值)在电荷泵内的相同或不同位置累积辐照而触发电流“尖峰”，能量达到 2 450 pJ(1 pJ = 10^{-12} J)后不断累积辐照

收稿日期：2020-03-04；**录用日期**：2020-03-27；**网络出版时间**：2020-05-08 16:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200508.1625.003.html
基金项目：国家自然科学基金（11875060）
*通信作者. E-mail：shangguansp@nssc.ac.cn

引用格式：上官士鹏，朱翔，陈睿，等. Flash 芯片电流“尖峰”现象的脉冲激光试验[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：961-966. SHANGGUAN S P，ZHU X，CHEN R，et al. Experimental results of high current spike in Flash chip by pulsed laser[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：961-966 (in Chinese).

北航学报 赠阅

才有可能损坏芯片,这些结论与文献[2,4-7]的结论不同。

1 脉冲激光试验

1.1 被测芯片

被测试芯片为一款国产 0.13 μm CMOS 工艺抗辐照宇航级 Flash,存储位数 16 Mbits 位、3.3 V 单电源快闪 Flash 存储器,数据由 DQ0 ~ DQ7 或者 DQ0 ~ DQ15 输出。芯片信息如表 1 所示。

为了进行脉冲激光背部辐照试验,因常规芯片为陶瓷封装,开背部封装难度较大,对裸封装芯片进行了板上芯片封装(Chips on Board, COB),并露出芯片背面硅衬底。

利用兰州重离子加速器 Bi 离子,LET 值为 99.8 MeV · cm^2/mg 对芯片辐照,芯片不锁定,未测得芯片的电流"尖峰"现象。

表 1 被测试芯片参数

Table 1 Tested chip parameters

类型	型号	厂商	质量等级	工艺尺寸	封装	工作电压	功耗电流
Flash 芯片	YB29LV160	复旦微电子科技有限公司	宇航级	0.13 μm	COB	3.3 V	<1 mA(静态)

1.2 皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置

试验采用的皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置总体组成包括 6 个主要部分:①脉冲激光器;②脉冲激光能量调节部件(中性密度片、偏振片等);③脉冲激光能量测量设备(激光能量计);④脉冲激光聚焦定位单元(CCD 摄像头及显微镜);⑤实验控制单元(*XY* 平移台);⑥单粒子效应监测系统。装置原理如图 1 所示。

皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置的指标为:激光波长 1.064 μm;脉冲宽度 25 ps(1 ps = 10^{-12} s);聚焦后光斑直径 1 ~ 2 μm;脉冲重复频率 1 ~ 5 kHz;最小扫描步距1 μm;等效 LET 值范围0.5 ~ 135 MeV · cm^2/mg。

重离子辐照 Si 材料产生是由于 Si 原子核外电子的非弹性碰撞使得 Si 的价带电子从价带跃迁到导带,产生载流子[8-10]。脉冲激光通过光电效应在 Si 中产生电子空穴对。两者最终在产生单粒子效应上相同。

脉冲激光等效 LET(ELET)值的依据是"脉冲激光和重离子在器件敏感区域单位距离上产生等量的电离电荷",则激光的 ELET 值理论上可以表述为[11-15]

$$\mathrm{ELET} = \frac{e_f}{\rho} \cdot \frac{\mathrm{d}E_{\mathrm{eff}}}{\mathrm{d}x} \tag{1}$$

式中:e_f 为重离子和 1 064 nm 激光分别产生一个电子-空穴对所需能量的比值;ρ 为 Si 材料的质量密度,均为常数;E_{eff}为激光到达有源区触发单粒子效应的有效能量。

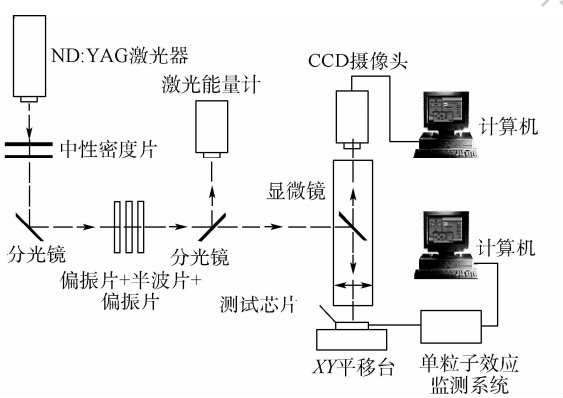


图 1 皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置原理图

Fig. 1 Schematic diagram of pico-second pulsed laser single event effect experimental facility

1.3 试验步骤

利用皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置,对 Flash 芯片进行了测试,试验步骤如图 2 所示。

芯片未发生单粒子锁定现象,但示波器捕获到电源端 V_{DD}快速可恢复的电流"尖峰"现象。

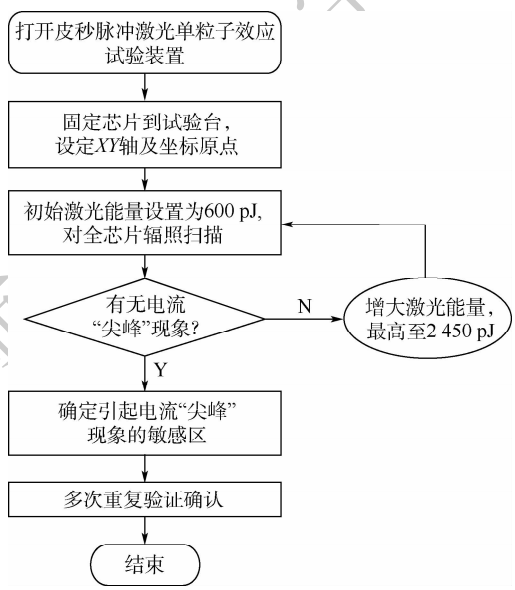


图 2 试验步骤

Fig. 2 Test process

1.4 试验结果及分析

1.4.1 电流"尖峰"及原因

分别利用 600 pJ、800 pJ、1 500 pJ、2 450 pJ(分别对应 LET 值为 24.5、32.6、61.1、99.8 MeV · cm^2/mg)[8-12]的激光能量对全芯片辐照扫描。最低为 800 pJ(对应 LET 值为 32.6 MeV · cm^2/mg)

北航学报 赠阅

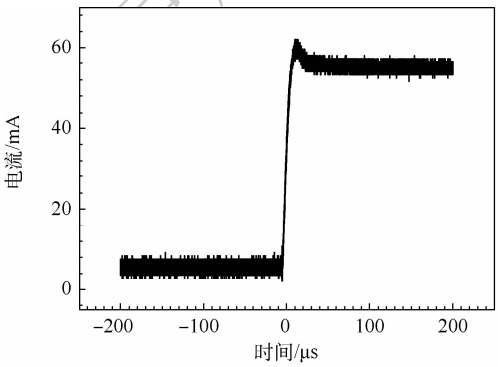
时触发了电流“尖峰”现象,此时全芯片扫描时的电流“尖峰”现象都为瞬态可恢复。如图 3(a)所示,示波器测试周期为 10 μs,芯片发生电流“尖峰”现象的瞬间电流增加与锁定现象一致,极易误认为发生锁定。但芯片的供电电源端响应速度慢,并未观测到不可恢复的电流增加。

由图 3(a)可以看出,芯片工作电流瞬间达到峰值约为 60 mA,在几微秒后快速降低为 50 mA。将示波器的测试分辨率调节为 4 ms/格,如图 3(b)所示,芯片在电流降低为 40 mA 后,在 18 ms内平缓降低到约 33 mA,最后电流又回到约 10 mA 的状态,整个电流“尖峰”现象电流持续的时间约为 18 ms。

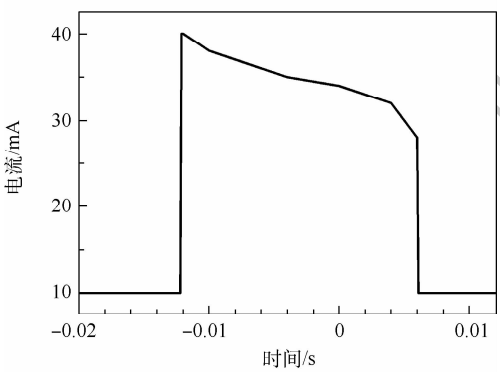
Flash 芯片的内部结构如图 4 所示。利用精度为 1 μm 的三维精密移动台,以 10 μm 的步距对芯片可以引起电流“尖峰”的区域进行扫描,当不能引起器件大电流时,则该区域不是敏感区域,激光能量设置为1 500 pJ,则认为是敏感区域。通过与芯片制造商沟通,确定得到图中黑线标出的电荷泵,面积约为 650 μm×600 μm。

需要强调的是,背面辐照定位的坐标与芯片内部构成单元的分布会有一定误差[16]。

由上述结果可知,当激光辐照芯片的电荷泵



(a) 示波器测试分辨率10 μs/格电流“尖峰”波形



(b) 示波器测试分辨率4 ms/格电流“尖峰”波形

图 3　同一个位置 HCS 示波器不同显示分辨率的电流波形

Fig. 3　Current waveform of same area caused HCS tested by different resolution of oscilloscope

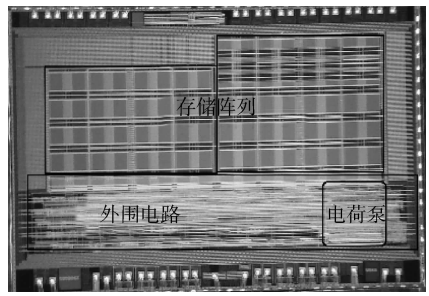


图 4　Flash 芯片内部构造

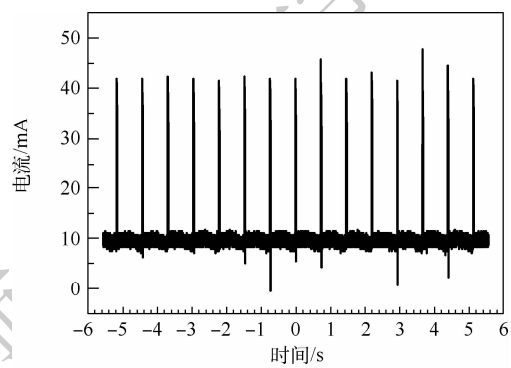
Fig. 4　Internal configuration of Flash chip

单元产生电子-空穴对后,电荷被电荷泵吸收,足够的电荷量使电荷泵完成充电过程,而后电荷泵开始放电,放电周期为 18 ms,最后减小到 10 mA。此过程为典型的电荷泵吸收电荷充电,而后释放的过程。

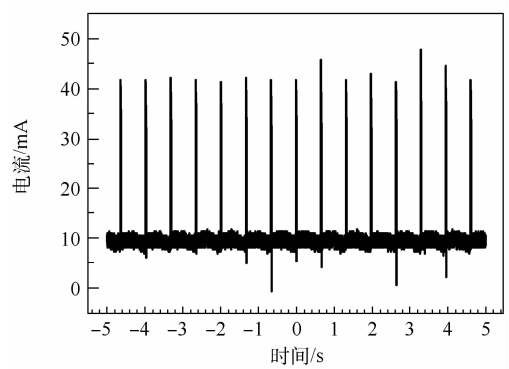
1.4.2　电荷泵内的电流“尖峰”周期

用能量为 800 pJ、频率 1 kHz 的激光,对芯片电荷泵内的一个可触发电流“尖峰”的敏感位置 m 不断辐照,可以得到周期性的充放电过程,如图 5(a)所示,周期为 690 ms。将激光能量提高到 1 500 pJ、2 450 pJ,激光频率仍为 1 kHz,也可得到周期性的充放电过程,但周期变短为 620 ms,如图 5(b)所示。

激光能量最低为 800 pJ 时器件会开始产生电流“尖峰”脉冲,此时充放电周期为 690 ms;激



(a) 激光能量800 pJ、频率1 kHz



(b) 激光能量1 500 pJ/2 450 pJ、频率1 kHz

图 5　不同激光能量下的芯片电流“尖峰”波形

Fig. 5　Waveform of chip HCS caused by different laser energies

北航学报 赠阅

光能量升高到 1 500 pJ 时,电流“尖峰”脉冲的间隔变短为 620 ms。虽然激光能量增加了 2 倍,但间隔只缩短了 70 ms,这说明电荷泵吸收了足够的激光能量产生的电子-空穴对,就会产生充电,但吸收的电荷量为固定值,因此最后的电流“尖峰”幅值最后都约为 50 mA。低能量时单个节点需要吸收更多的激光脉冲才会引起充放电,这说明电荷泵的充放电自身有一定的周期。激光能量需达到 800 pJ、1 500 pJ、2 450 pJ 以产生电荷泵充放电所需电荷量。激光能量单个敏感功能单元节点充放电频率分别为 1.44 Hz、1.61 Hz、1.61 Hz。

电荷泵属于一种电压源电路,工作时利用电荷共享原理及时钟控制对 N 级电容进行充放电,如图 6 所示。

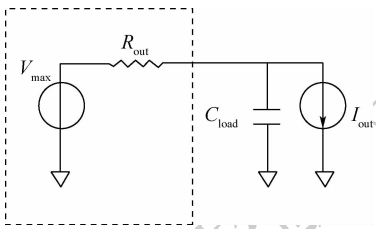


图 6 等效电荷泵原理

Fig. 6 Mechanism of equivalent charge pump

电荷泵输出的电压 $V_{max} = (N + 1)(V_{DD} - V_D)$, V_D 为二极管电压。激光能量低时,激光产生的电子-空穴对不足以触发 Flash 芯片的电荷泵产生充电放电过程,当脉冲激光的能量为 800 pJ(频率为 1 000 Hz)时,电荷泵充电放电的频率为 0.75 Hz,器件大电流持续时间为 18 ms,放电过程中激光产生的电荷无法被吸收。当激光能量足够高时,激光产生的电荷被电荷泵放大,当一个结构被重复触发多次,激光能量值达到 1 500 pJ 后,该节点的充放电频率不再变化,这说明单个节点吸收的激光能量有一个最大值,即使激光能量增加,多余的激光能量也不会被芯片的该结构吸收而对大电流有贡献。

1.4.3 电荷泵内不同位置电流“尖峰”周期

利用能量为 800 pJ、频率 1 kHz 的激光,在芯片电荷泵内可触发电流“尖峰”的敏感位置 n 点不断辐照,得到周期性的充放电过程,此时电荷泵的充放电周期变长约为 1.5 s,如图 7 所示。

由图 7 可以看出,虽然最终电流幅值相同,但不同的充放电循环之间的间隔时间变长,由 620 ms变长为 1.5 s。这说明电荷泵不同的位置吸收激光产生电荷的效率不同,敏感位置吸收电荷效率高,充放电循环之间间隔短;次敏感部位的电荷吸收效率低,需吸收更多次的激光辐照才能够引起充放电循环,以触发芯片的电流“尖峰”现象。

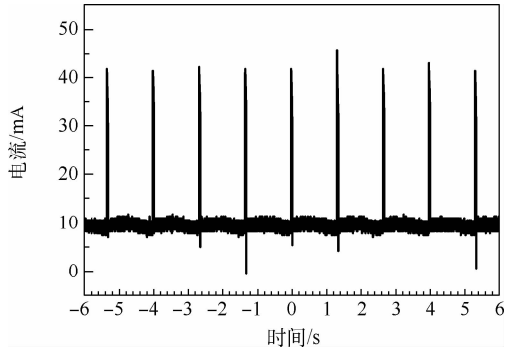


图 7 电荷泵的位置 n 点触发的电流“尖峰”过程

Fig. 7 HCS caused by different area n of charge pump

2 电流“尖峰”对航天电子系统的潜在危害

利用重离子 Bi 离子,LET 值为 99.8 MeV · cm^2/mg 对 Flash 芯片进行单粒子效应辐照时,芯片未锁定且未触发电流“尖峰”现象。而利用脉冲激光对全芯片辐照扫描时,最低为 800 pJ(对应 LET 值为 32.69 MeV · cm^2/mg)时即触发芯片的大电流状态。

由重离子和激光试验结果对比可看出,这说明激光、重离子在与芯片的作用过程中有所不同。利用重离子辐照时,是对芯片的全部区域进行辐照,重离子是类似均匀的辐照芯片的所有区域,同一个敏感区域无累加效果;而激光是采用步进电机,利用固定的步距对芯片进行扫描,当激光辐照到芯片的电荷泵区域时,激光是沿着芯片的 X 轴或者 Y 轴,会累积多个激光辐照到该区域,如被辐照的 Flash 芯片,电荷泵长轴 X 为 650 μm,扫描步距为 5 μm,扫描长轴 X 需要的时间为 130 ms(扫描时间 = X 轴长度/X 轴速度 = 650/5 000 μm/s),扫描一次 X 轴就可以注入到电荷泵 130 个激光,芯片的电流“尖峰”之间间隔周期最低为 620 ms,也就是激光扫描一次 X 轴的电荷泵注入 130 个激光,产生的电荷量可以满足电荷泵吸收而完成充放电过程。

由激光试验结果可以推断,引起芯片电流“尖峰”现象需要满足电荷泵充电周期足够长,一定数量的离子个数累加才能引起电流“尖峰”现象。如果芯片的电荷泵很敏感,吸收较少的电荷就可以完成充放电过程,则即空间中低 LET 值、高通量的离子在电荷泵中累加,产生的电荷量足以引起芯片电流“尖峰”现象,势必会对航天电子系统的可靠性产生冲击。因此,在对 Flash 芯片

北航学报 赠阅

进行重离子单粒子效应试验考核鉴定时，如果离子的注量率足够高，利用低 LET 值的离子应充分考虑注量率对试验结果的影响，根据星用轨道高度及任务周期，设置合理的注量率，才能达到最优的验证考核效果。

需要特别强调的是，2 450 pJ 激光能量下对电荷泵的同一位置多次触发电流“尖峰”现象会使芯片毁坏。这就说明如果芯片的电荷泵敏感面积足够大，且离子的通量足够高，则容易在电荷泵内积累多次辐照，从而使芯片毁坏。

3　结　论

利用皮秒脉冲激光单粒子效应试验装置，对一款宇航级 Flash 存储器进行了测试。得到以下结论：

1）电流“尖峰”现象是由芯片的电荷泵充放电过程导致，在电荷泵的同一位置累积多次或者不同位置在较短的时间间隔内（毫秒量级）累积多次激光辐照，产生的电荷量需满足芯片内的电荷泵在相应的工作状态下的充电要求，因此，对 Flash 芯片进行重离子单粒子效应试验考核鉴定时，需要考虑注量率的影响。

2）单个脉冲激光能量值即使达到对应重离子 LET 值为 99.8 MeV · cm^2/mg 时仍无法触发 Flash 芯片电流“尖峰”现象，这一点激光与重离子一致。根据本文试验结果可以预估对于 Flash 芯片的电荷泵单元，利用一定的激光能量（对应重离子一定的 LET 值）累积辐照引起芯片发生多次电流“尖峰”现象，累积芯片有可能损坏。

参考文献（References）

[1] FAROKH I, NGUYEN D N. Single event effect characterization of high density commercial NAND and NOR nonvolatile flash memories[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2007, 54(6): 2547-2553.

[2] SHINDOU H, KUBOYAMA S, HIRAO T, et al. Local and pseudo SELs observed in digital LSIs and their implication to SEL test method[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2005, 52(6): 2638-2641.

[3] BI J S, XI K, LI B, et al. Heavy ion induced upset errors in 90-nm 64 Mb NOR-type floating-gate Flash memory[J]. Chinese Physics B, 2018, 27(9): 619-623.

[4] BAGATIN M, GERADIN S, PACCAGNELLA A, et al. Destructive events in NAND Flash memories irradiated with heavy ions [J]. Microelectronics Reliability, 2010, 50(5): 1832-1836.

[5] FAROKH I, NGUYEN D, MARTA B S, et al. Catastrophic failure in highly scaled commercial NAND flash memories[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2010, 57(1): 266-271.

[6] GERARDIN S, BAGATIN M, PACCAGNELLA A, et al. Investigation of supply current spikes in flash memories using ion-electron emission microscopy[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2013, 60(6): 4136-4141.

[7] TIMOTHY R, OLDHAM M, FRIENDLICH R, et al. Correlation of laser test results with heavy ion results for NAND Flash memory[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2012, 59(6): 2831-2836.

[8] 余永涛. 脉冲激光模拟 SRAM 单粒子效应的试验研究[D]. 北京：中国科学院大学，2015.
YU Y T. Research of SRAM single event effects based on pulsed laser testing[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2015 (in Chinese).

[9] 赵星，梅博，毕津顺，等. 0.18 μm 部分耗尽绝缘体上硅互补金属氧化物半导体电路单粒子瞬态特性研究[J]. 物理学报，2015，64(13)：1-8.
ZHAO X, MEI B, BI J S, et al. Single event transients in a 0.18 μm partially-depleted silicon-on-insulator complementary metal oxide semiconductor circuit[J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(13): 1-8 (in Chinese).

[10] CHEN R M, ZHANG F Q, CHEN W, et al. Single-event multiple transients in conventional and guard-ring hardened inverter chains under pulsed laser and heavy-ion irradiation[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science, 2017, 64(9): 2511-2518.

[11] 上官士鹏，朱翔，陈睿，等. 0.13 μm 部分耗尽 SOI 工艺反相器链 SET 脉宽传播[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(11)：2193-2198.
SHANGGUAN S P, ZHU X, CHEN R, et al. Single event transient pulse width transmission of 0.13 μm partial depleted SOI process DFF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2193-2198 (in Chinese).

[12] MA Y Q, HAN J W, FENG G Q, et al. Metallic layers reflections effects on the correlation of laser effective energy and heavy-ion LET for SEL testing[C]// Radiation Effects on Components and Systems (RADECS). Bremen: DE, 2016: 1-6.

[13] MA Y Q, HAN J W, SHANGGUAN S P, et al. See characteristics of COTS devices by 1 064 nm pulsed laser backside testing [C]// Proceedings of the 2018 IEEE Nuclear and Space Radiation Effects Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-4.

[14] 黄建国，韩建伟. 脉冲激光模拟单粒子效应的等效 LET 计算[J]. 中国科学 G 辑：物理学 力学 天文学，2004，34(6)：601-609.
HUANG J G, HAN J W. Calculation of equivalent LET for pulsed laser simulating SEE[J]. Science in China Series G: Physics, Mechanics & Astronomy 2004, 34(6): 601-609 (in Chinese).

[15] BI J S, ZENG C B, GAO L C, et al. Estimation of pulsed laser induced single event transient in a partially-depleted silicon-on-insulator 0.18 μm MOSFET[J]. Chinese Physics B, 2014, 23(8): 1-5.

[16] 胡春媚，陈书明，吴振宇，等. 利用脉冲激光的片上系统芯片单粒子效应试验[J]. 国防科技大学学报，2017，39(2)：134-139.
HU C M, CHEN S M, WU Z Y, et al. Single event effect experi-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ment on SoC using pulsed laser[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(2): 134-139(in Chinese).

作者简介:

上官士鹏 男,博士,副研究员。主要研究方向:半导体器件空间环境效应。

朱翔 男,博士,副研究员。主要研究方向:半导体器件空间环境效应。

陈睿 男,博士,副研究员。主要研究方向:半导体器件空间环境效应。

马英起 男,博士,副研究员。主要研究方向:半导体器件空间环境效应。

李赛 女,博士研究生。主要研究方向:半导体器件空间环境效应。

韩建伟 男,博士,研究员。主要研究方向:核物理。

Experimental results of high current spike in Flash chip by pulsed laser

SHANGGUAN Shipeng[1,2,*], ZHU Xiang[1,2], CHEN Rui[1], MA Yingqi[1], LI Sai[1,2], HAN Jianwei[1]

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: High Current Spike (HCS) of nonvolatile Flash chip has been tested by pico-second pulsed laser single event effect experimental facility. Accurate positioning of pulsed laser confirmed that sensitive area triggering HCS was charge pump of the chip. Different laser energies and specific locations in charge pump can trigger the same amplitude current spikes with different time cycle, although HCS has the same phenomenon with single event latch-up, and completely different mechanisms. When laser energy was high enough to be equivalent to heavy ion's LET value of 99.8 MeV · cm^2/mg, continuous irradiation on the same sensitive area of charge pump can trigger the high current spike of the chip, which will cause catastrophic failure to the chip due to multiple charging and discharging.

Keywords: Flash chip; High Current Spike (HCS); single event latch-up; pulsed laser; charge pump

Received: 2020-03-04; **Accepted**: 2020-03-27; **Published online**: 2020-05-08 16:37
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200508.1625.003.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11875060)
* **Corresponding author**. E-mail: shangguansp@nssc.ac.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.1001-5965.2020.0108

北斗三号系统广域差分服务精度评估

全下文载

秋凝[1,2], 曹月玲[1,*], 胡小工[1], 唐成盼[1], 郭睿[3], 杨宇飞[4]

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国人民解放军 32021 部队, 北京 100094; 4. 北京卫星导航中心, 北京 100094)

摘 要: 为了保证北斗系统广域差分服务的平稳过渡,北斗三号系统(BDS-3)通过GEO卫星B1I/B3I信号播发北斗二号协议广域差分改正信息,包括等效钟差改正数与格网点电离层信息。分析了增加BDS-3卫星后,等效钟差改正数和格网点电离层信息的特征,并对BDS-2和BDS-3的用户差分距离误差(UDRE)进行了对比。联合BDS-2和BDS-3实测数据,对BDS-3广域差分服务定位精度进行了评估。分析结果表明:BDS-2卫星广播星历空间信号用户等效距离误差(UERE)约为1 m,经过等效钟差改正数后,用户差分距离误差约为0.3 m;BDS-3卫星广播星历空间信号用户等效距离误差约为0.4 m,经过等效钟差改正数后,用户差分距离误差约为0.2 m。等效钟差改正数可以修正广播电文更新带来的空间信号阶跃误差,显著提升卫星空间信号精度。与基本导航系统播发的Klobuchar 8模型,广域差分系统所播发的格网点电离层信息可将电离层误差修正精度提高约18%。与单独BDS-2卫星相比,BDS-2/BDS-3卫星联合条件下,基本导航的单频用户和双频用户定位精度可分别提升26%和41%;广域差分服务的单频用户定位精度为2.4 m,双频用户定位精度为1.7 m,单频用户和双频用户定位精度分别提升13%和41%。

关 键 词: 北斗三号系统(BDS-3);B1I/B3I;等效钟差;电离层格网信息;广域差分服务精度

中图分类号: P228.1

文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0967-10

随着全球导航卫星系统(GNSS)的广泛应用,为满足导航用户更高精度的服务需求,很多国家和地区建立了星基增强系统,如美国的WAAS系统、欧洲的EGNOS系统、日本的MASA系统以及印度的GAGAN系统等[1-4]。通过在服务区域内均匀布设监测站,解算卫星的轨道与钟差误差改正信息、格网电离层延迟改正信息和差分完好性信息,再通过GEO卫星播发给用户使用,以满足用户的增强服务需求[5-6]。其中,WAAS系统用户在服务区域内大部分地区可以获得水平方向优于1.0 m、高程方向优于1.5 m的定位精度[7];EGNOS系统为欧洲地区的用户提供1.5 m以内的定位精度[8-9];GAGAN系统用户的定位精度达到了水平和高程方向误差均小于7.6 m的水平[10-11]。

北斗二号系统(BDS-2)在初始设计中同时考虑了基本导航服务和增强服务,但增强服务不是提供满足国际民航(ICAO)标准规范的星基增强(SBAS)服务,而是采用的广域差分服务方式,称为北斗二号协议广域差分服务。通过

收稿日期: 2020-03-23; **录用日期**: 2020-04-26; **网络出版时间**: 2020-05-13 16:59
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200512.2032.001.html
基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0501900); 国家自然科学基金(41674041,11203059,41804030,41874039)
* **通信作者**. E-mail: caoyueling@shao.ac.cn

引用格式: 田秋凝, 曹月玲, 胡小工, 等. 北斗三号系统广域差分服务精度评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 967-976. TIAN Q N, CAO Y L, HU X G, et al. Accuracy evaluation of wide-area differential service for BDS-3 [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 967-976 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

GEO 卫星 B1I/B2I/B3I 频点发播 D2 电文,提供等效钟差改正数和格网电离层延迟改正及其相应的完好性信息,实现对中国及周边地区的广域差分增强。

北斗二号协议广域差分服务的信息类别及更新周期如表 1 所示[12]。其中,等效钟差改正数表示的是卫星广播星历中轨道误差与钟差误差的综合改正误差[13-14]。不同于 WAAS 等星基增强系统提供 5°×5°格网模型,为了提高中国中低纬度地区的电离层格网改正精度,北斗二号协议广域差分系统提供 5°×2.5°格网模型,在大部分服务区内电离层延迟修正精度可优于 0.5 m[15]。

表 1 北斗二号协议广域差分服务的信息类别及更新周期[12]

Table 1 Information types and update period of the wide area differentiated services of BDS-2 protocol[12]

北斗系统增强信息	更新周期/s	参数范围
等效钟差改正数 Δt	18	-409.6~819.2 m
用户差分距离误差指数(UDREI)	3	0~15
格网点电离层信息(Ion)	180	0~63.625 m(覆盖范围为东经 70°~145°,北纬 7.5°~55°,按经纬度 5°×2.5°进行划分)
格网点电离层垂直延迟改正数误差指数(GIVEI)	180	0~15

随着北斗三号全球导航系统建设(BDS-3),BDS-3 利用 B1C 与 B2a 信号播发满足 ICAO 标准协议要求的星基增强服务。但为了保证北斗二号协议广域差分服务的平稳过渡,BDS-3 仍然在 GEO 卫星的 B1I 和 B3I 信号上通过 D2 电文继续播发北斗二号协议广域差分增强信息。因此,BDS-2 和 BDS-3 均提供北斗二号协议广域差分服务,显著增强了用户的可用卫星数,于此同时,由于 BDS-3 采用了星间链路测量体制和更稳定的星载原子钟,可以提供更高精度的广播星历参数,本文对不同基本导航服务精度下的广域差分改正精度也进行了对比分析。目前,北斗二号协议广域差分服务增强的卫星列表如表 2 所示,包括 16 颗 BDS-2 卫星和 26 颗 BDS-3 卫星。

随着 BDS-3 星座的完善,本文利用中国境内均匀分布的监测站实测数据对 BDS-2/BDS-3 联合条件下的广域差分服务性能进行了评估,介绍了北斗广域差分改正数的解算方法,分析了不同

表 2 北斗二号协议广域差分服务所增强的卫星信息

Table 2 Information of satellites enhanced by the wide area differential services of BDS-2 protocol

卫星编号	归属	卫星类型	卫星编号	归属	卫星类型
C01	BDS-2	GEO	C02	BDS-2	GEO
C03	BDS-2	GEO	C04	BDS-2	GEO
C05	BDS-2	GEO	C06	BDS-2	IGSO
C07	BDS-2	IGSO	C08	BDS-2	IGSO
C09	BDS-2	IGSO	C10	BDS-2	IGSO
C11	BDS-2	MEO	C12	BDS-2	MEO
C13	BDS-2	IGSO	C14	BDS-2	MEO
C16	BDS-2	IGSO	C18	BDS-2	GEO
C19	BDS-3	MEO	C20	BDS-3	MEO
C21	BDS-3	MEO	C22	BDS-3	MEO
C23	BDS-3	MEO	C24	BDS-3	MEO
C25	BDS-3	MEO	C26	BDS-3	MEO
C27	BDS-3	MEO	C28	BDS-3	MEO
C29	BDS-3	MEO	C30	BDS-3	MEO
C32	BDS-3	MEO	C33	BDS-3	MEO
C34	BDS-3	MEO	C35	BDS-3	MEO
C36	BDS-3	MEO	C37	BDS-3	MEO
C38	BDS-3	IGSO	C39	BDS-3	IGSO
C40	IGSO	MEO	C43	BDS-3	MEO
C41	BDS-3	MEO	C45	BDS-3	MEO
C44	BDS-3	MEO	C59	BDS-3	GEO
C46	BDS-3				

差分改正参数的修正精度,以及 BDS-3 系统加入对北斗广域差分服务的增强效果。

1 广域差分改正数解算方法

北斗系统通过 GEO 卫星 B1I 和 B3I 频点播发等效钟差改正数、格网点电离层垂直延迟改正数和相应的广域差分完好性信息。其中,等效钟差参数用于广播电文中轨道和钟差预报误差的修正,格网点电离层垂直延迟参数为单频用户提供服务区内 5°×2.5°的格网点电离层延迟改正数,实现对单、双频用户的广域差分服务。

1.1 等效钟差改正数解算

基于伪距观测量,可以得到常见的伪距残差观测方程为

$$\Delta\tilde{\rho}_j^i = P_j^i - c\Delta t_j^i - \delta_{\text{iono_}ij} - \delta_{\text{trop_}ij} - \delta_{\text{cor_}ij} - \delta_{\text{tgd_}ij} - \delta P_j^i \tag{1}$$

式中:$d\tilde{\rho}_j^i$ 为监测站 j 对卫星 i 的等效距离误差;P_j^i 为监测站 j 对卫星 i 的相位平滑后的伪距观测数据;c 为光速;Δt_j^i 为卫星 i 发射信号到监测站 j 的

北航学报 赠阅

时长；δ_{iono_ij}为电离层误差；δ_{trop_ij}为对流层误差；δ_{cor_ij}为相对论效应；δ_{tgd_ij}为监测站 j 和卫星 i 的硬件延迟；δP_j^i 为监测站 j 对卫星 i 的伪距观测残差。

电离层延迟误差采用双频消电离层组合进行消除，而对流层、相对论、天线相位中心等一系列系统误差则通过相应模型进行改正[16]。为了降低伪距多路径误差对参数解算精度的影响，采用 CNMC(Code Noise and Multipath Correction)相位平滑伪距方法对伪距观测量进行平滑[17]。这样，在伪距残差观测方程中只剩余了轨道误差、卫星钟差和接收机钟差 3 项不能有效消除，在北斗广域差分服务中将卫星轨道误差与卫星钟差综合为一体，以等效钟差改正数 pcor^i 的形式发播，表示为

$$\mathrm{pcor}^i = \delta_{orb_i} + \delta_{satclk_i} \tag{2}$$

式中：δ_{orb_i}为卫星 i 的轨道径向投影误差；δ_{satclk_i}为卫星 i 钟差误差。

因而，式(1)伪距残差观测方程可以进一步表示为

$$\tilde{\Delta\rho}_j^i = \mathrm{pcor}^i + \delta_{staclk_j} + \varepsilon_j^i \tag{3}$$

式中：pcor^i 为卫星 i 的等效钟差改正数；δ_{staclk_j}为监测站 j 的站钟差；ε_j^i为伪距观测噪声，包含多路径噪声和对流层模型修正残差等。

基于服务区域均匀分布的监测站观测数据，构建观测方程组，采用最小二乘的方法解算境内卫星的等效钟差参数。根据式(3)可以了解到方程组中除等效钟差参数外，还需解算接收机钟差，为避免方程组解算秩亏，固定一个监测站站钟差，如式(4)所示：

$$\begin{bmatrix} \delta\rho_1^1 \\ \delta\rho_1^2 \\ \vdots \\ \delta\rho_1^{m-1} \\ \delta\rho_1^m \\ \vdots \\ \delta\rho_n^{m-1} \\ \delta\rho_n^m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & \cdots & \cdots & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & -1 & \cdots & \cdots & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \cdots & -1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & -1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \cdots & \cdots & -1 & 0 & 0 & \cdots & 1 \\ \cdots & \cdots & 0 & -1 & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathrm{pcor}^1 \\ \mathrm{pcor}^2 \\ \vdots \\ \mathrm{pcor}^{m-1} \\ \mathrm{pcor}^m \\ \delta_{staclk_1} \\ \vdots \\ \delta_{staclk_n} \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中：$\delta\rho_n^m$ 为监测站 n 对 m 号卫星的空间信号误差。

1.2　格网点电离层垂直延迟改正数解算

与基本导航服务所提供的 Klobuchar 8 参数模型不同，广域差分服务将服务区域划分为 5°×2.5°的格网，提供每个格网点电离层垂直延迟参数，用户可直接通过格网点插值解算穿刺点处的电离层误差。由此，为解算服务区内格网点处的电离层延迟值，系统基于服务区内均匀分布的监测站实时观测数据，采用双频组合解算电离层误差，从而根据穿刺点处的电离层延迟值拟合得到服务区内格网点的电离层垂直延迟参数。

利用双频组合解算高精度的穿刺点处电离层延迟值，即

$$I_1 = \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}(P_2 - P_1) \tag{5}$$

式中：I_1 为 B1I 频点的电离层延迟量；f_1 和 f_2 分别为 B1I 和 B3I 频点频率；P_1 和 P_2 分别为 B1I 和 B3I 频点经各项修正后的伪距观测值。

广域差分服务区域内电离层格网设为 5°×2.5°，则根据穿刺点与格网点的距离进行筛选，获取格网点周围 4 个象限内穿刺点的电离层延迟，从而拟合格网点处电离层垂直延迟改正数，即

$$I_{\mathrm{IGP},v}^j = \sum_{i=1}^{n}\left(\frac{I_{\mathrm{mode},j}}{I_{\mathrm{mode},i}}\right)\frac{W_{ij}}{\sum_{k=1}^{n} W_{kj}} I_{\mathrm{IPP},v}^i \tag{6}$$

式中：$I_{\mathrm{IGP},v}^j$为格网点 j 的电离层垂直延迟改正数；$I_{\mathrm{IPP},v}^i$为穿刺点 i 的垂直电离层延迟改正数；$I_{\mathrm{mode},j}$和 $I_{\mathrm{mode},i}$分别为利用电离层模型解算的格网点 j 和穿刺点 i 的垂直电离层延迟改正数；W_{ij}和 W_{kj}分别为穿刺点 i 和穿刺点 k 相对格网点 j 的权值，W_{ij}为穿刺点 i 和格网点 j 距离的倒数，即

$$W_{ij} = \frac{1}{R\cdot\arccos(\sin\varphi_i\sin\varphi_j)+\cos\varphi_i\cos\varphi_j\cos(\lambda_i-\lambda_j)} \tag{7}$$

式中：R 为地球半径；(φ_i,λ_i)为穿刺点 i 经纬度；(φ_j,λ_j)为格网点 j 经纬度。

由此，可以解算出服务区域内高精度的格网点电离层参数。

2　广域差分改正数特性分析

2.1　等效钟差改正数特征

根据等效钟差改正数的解算方法可知，等效钟差改正信息中除卫星轨道预报误差在视向上投

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

影和卫星钟差预报误差外，还可能包含系统监测站的测量误差。为了分析等效钟差改正数变化特性，本文对 2019 年 10 月 26 日至 10 月 28 日连续 3 天 3 种不同类型轨道卫星的等效钟差改正数进行分析，如图 1 所示。图 1(a)、(b)、(c)分别为 3 颗GEO 卫星(C01、C04 和 C05)、3 颗 IGSO 卫星(C06、C07 和 C39)和 3 颗 MEO 卫星(C25、C20 和 C36)的等效钟差改正数时间序列。

从图 1 可以看出，GEO 卫星的等效钟差改正数存在明显的日周期波动，IGSO 卫星与 MEO 卫星的等效钟差改正数在出入境时存在较大变化。

为了进一步分析等效钟差改正数与广播星历中轨道预报误差和钟差预报误差的关系，本文以地面运控系统事后精密轨道产品为参考，利用 2019 年 10 月 26 日北斗卫星导航电文数据来评估广播星历中轨道预报误差。事后精密轨道产品是利用星地链路和星间链路联合处理结果，轨道径向精度优于 10 cm[18]。广播星历中轨道预报误差可表示为

$$\mathrm{orberr}=\sqrt{C_1^2\cdot(\mathrm{d}R)^2+C_2^2\cdot((\mathrm{d}T)^2+(\mathrm{d}N)^2)} \tag{8}$$

式中：orberr 为轨道预报误差；$\mathrm{d}R$、$\mathrm{d}T$ 和 $\mathrm{d}N$ 分别为广播星历与精密星历相比在轨道径向、切向和法向的误差；C_1 和 C_2 为常量，具体如表 3 所示。

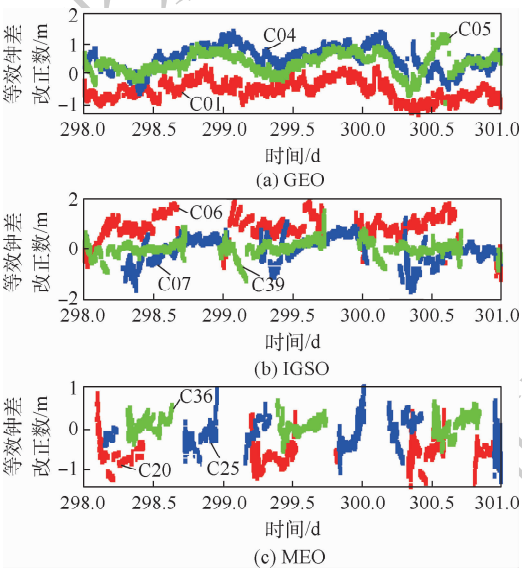


图 1 2019 年等效钟差改正数的时间序列图

Fig. 1 Time series of equivalent clock correction in 2019

表 3 C_1 和 C_2 常量取值

Table 3 Constant values of C_1 and C_2

卫星类型	MEO	GEO/IGSO
C_1	0.981	0.992
C_2	0.136	0.088

利用北斗双向时间同步观测数据解算卫星钟差，与广播电文钟差预报值进行作差比较，计算广播电文钟差预报误差。文献[19]中给出了精密钟差的计算方法，利用双向时间同步观测计算的精密钟差精度优于 0.5 ns。广播钟差预报误差的计算方法为

$$\mathrm{clkerr}=(a_0+a_1\mathrm{d}t+a_2(\mathrm{d}t)^2)c-\mathrm{Clk}_{\mathrm{RD}} \tag{9}$$

式中：clkerr 为钟差预报误差；a_0、a_1 和 a_2 分别为广播电文中钟差、钟偏和钟漂；$\mathrm{d}t$ 为计算时刻与电文参考时刻的时间差；$\mathrm{Clk}_{\mathrm{RD}}$为精密钟差。

为了分析广播星历轨道预报误差、广播钟差预报误差和等效钟差改正数三者之间的关系，图 2给出了三者随时间变化的序列图，选取 BDS-3 的 C20 卫星为代表进行说明。可以看出，受导航电文的更新周期影响，卫星钟差参数误差存在每小时阶跃现象，导致等效钟差改正数也跟随电文更新发生阶跃。另外，可以看到广播钟差预报误差与等效钟差改正数间具有明显一致的变化趋势，但是两者之间存在一个近似常量的偏差。通过分析发现，这是由于在利用精密钟差计算广播星历钟差预报误差时，存在双向时间同步设备的未标较误差导致广播钟差和精密钟差存在一个基准差异，使评估的钟差误差带有一个常量基准偏差。相比于等效钟差改正数和广播钟差预报误差，广播星历中轨道预报误差具有更小的量级，为厘米级。

为了进一步分析图中的常量偏差，利用空间信号误差(SISure)来对其进行评估：

$$\mathrm{SISure}=\sqrt{(C_1\cdot\mathrm{d}R-\mathrm{clkerr})^2+C_2^2\cdot((\mathrm{d}T)^2+(\mathrm{d}N)^2)} \tag{10}$$

图 3(a)给出了等效钟差改正数、SISure 与用户等效距离误差 UERE 的比较，选取 C23 卫星为代表，可以看出，同一天中出现了 2 种不同的现象，在前 4 h 中，也就是卫星第 1 次过境时，UERE 与等效钟差改正数能够保持一致，但 SISure 则如

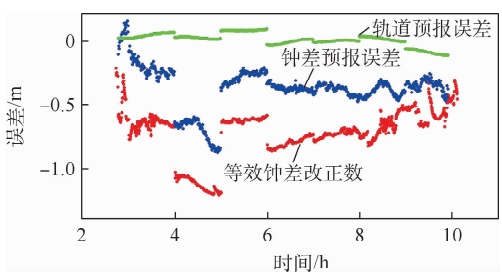
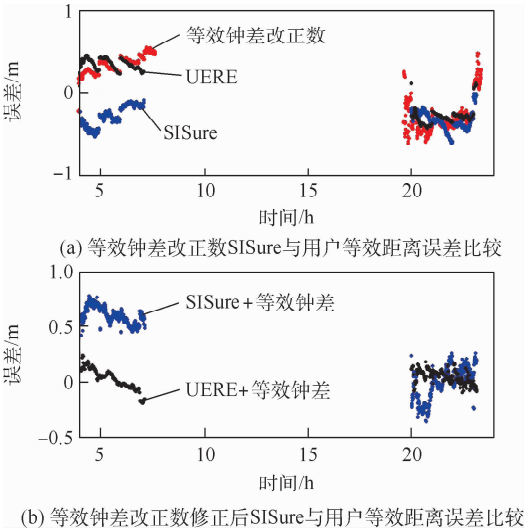


图 2 C20 卫星的等效钟差改正数与导航电文误差序列

Fig. 2 Time series of equivalent clock correction and navigation message error of satellite C20

北航学报 赠阅



(a) 等效钟差改正数SISure与用户等效距离误差比较

(b) 等效钟差改正数修正后SISure与用户等效距离误差比较

图 3　C23 卫星的等效钟差改正数与其广播钟差预报误差的比较

Fig. 3　Comparison of equivalent clock correction and prediction error of broadcast clock of satellite C23

广播钟差预报误差一样，与等效钟差改正数之间出现了一个常量偏差，而在该天的后 4 h 中，即卫星第 2 次过境时，SISure 又与等效钟差改正数很好地重合在了一起，经过分析发现，这是由于在 2 次过境中间时间段双向时间同步跟踪卫星的天线设备发生过一次切换，卫星在第 1 次过境时，双向时间同步设备存在未标较误差，而在第 2 次过境时，地面更换了时间同步跟踪天线，由于该天线时间同步观测设备的系统误差得到更精准的标较，从而消除了广播钟差与精密钟差之间的基准偏差，因而出现了上述先分离后重合的现象，也可以看出，采用伪距解算的卫星 UERE 与等效钟差改正数更为一致，可以更好地体现广播电文引起的真实误差。

图 3(b) 给出了等效钟差改正数修正后 SISure 和 UERE 的比较，可以看到与图 3(a) 中相一致的分离现象，同时可以看到，经等效钟差改正数修正后的 UERE 时间序列在 0 上下波动，结合图 2，对于 BDS-3 卫星，等效钟差可以很好地修正以广播钟差误差为主的预报误差。

为了评估等效钟差改正精度，计算用户差分距离误差 UDRE，并与基本导航服务的用户等效距离误差 UERE 进行比较。UERE 和 UDRE 的计算方法可参见文献[20]，结合式(1)，可以得到监测站 j 相对于卫星 i 的 UERE 与 UDRE 相互间的关系，UDRE 为加入等效钟差改正数修正后的距离误差：

$$\mathrm{UERE}_j^i = P_j^i - c\Delta t_j^i - \delta_{\mathrm{iono}_ij} - \delta_{\mathrm{trop}_ij} - \delta_{\mathrm{cor}_ij} - \delta_{\mathrm{tgd}_ij} \tag{11}$$

$$\mathrm{UDRE}_j^i = P_j^i - c\Delta t_j^i - \delta_{\mathrm{iono}_ij} - \delta_{\mathrm{trop}_ij} - \delta_{\mathrm{cor}_ij} - \delta_{\mathrm{tgd}_ij} + \mathrm{pcor}^i \tag{12}$$

仍以 C20 卫星为例，图 4 给出 C20 卫星 B1I/B3I 频点的 UERE 和 UDRE 时间序列。可以看出，在没有经过等效钟差改正数修正前，C20 卫星 UERE 约为 1 m，经过等效钟差改正数修正后，C20 卫星的 UDRE 接近零均值，说明等效钟差改正数正确地修正卫星的 UERE。

图 4 中还可以看出，UERE 在 2019 年 10 月 26 日 4 点期间误差明显变大，而 UDRE 仍保持不变，这说明等效钟差改正数可很好地修正空间信号误差。另外，虽然等效钟差改正数可以有效修正广播星历预报误差，但由于在卫星出入境时段观测噪声较大，且解算等效钟差时所用到的 CNMC 方法在卫星入境时需要一定的收敛时间才能获得较高精度的平滑伪距观测值，这就导致了等效钟差改正数在卫星出入境时段修正精度较低，因而从图 4 可以看到，UDRE 曲线与 UERE 曲线在卫星出入境时较为接近。

对 BDS-2 和 BDS-3 各卫星的 UERE 和 UDRE 结果进行统计比较，如表 4 所示。可以看到，BDS-3 卫星基本导航 UERE 平均在 0.4 m，优于 BDS-2 卫星 1.04 m；广域差分模式下，BDS-2 卫星 UDRE 平均仅 0.29 m，BDS-3 卫星 UDRE 平均约为 0.16 m。说明等效钟差改正数可以有效减小卫星的空间信号误差。

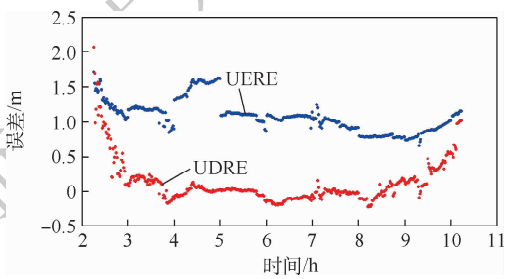


图 4　C20 卫星 B1I/B3I 频点 UERE 与 UDRE 对比

Fig. 4　Comparison of UERE and UDRE on B1I/B3I frequency point of satellite C20

2.2　格网点电离层垂直延迟改正数特征

与 Klobuchar 8 参数模型拟合解算电离层误差不同，广域差分服务中电离层误差是由服务区内格网点电离层垂直延迟改正数拟合得到。为研究格网点电离层垂直延迟改正数特性，本文以双频组合解算的电离层误差作为参考，对基本导航提供的 Klobuchar 8 参数模型和格网电离层模型 2 种方法的修正精度进行了对比分析。

北航学报 赠阅

表 4 北斗卫星 UERE 和 UDRE 统计

Table 4 Statistics of UERE and UDRE for BDS satellites

卫星编号	UERE/m	UDRE/m	精度提升比例/%	卫星编号	UERE/m	UDRE/m	精度提升比例/%
C01	0.77	0.25	67.5	C19	0.24	0.1	58.3
C02	0.62	0.12	80.6	C20	0.69	0.15	78.3
C03	0.28	0.33	-17.9	C21	0.43	0.13	69.8
C04	0.63	0.25	60.3	C22	0.32	0.18	43.8
C05	1.97	0.44	77.7	C23	0.33	0.09	72.7
C06	1.21	0.37	69.4	C24	0.35	0.12	65.7
C07	0.85	0.46	45.9	C25	0.46	0.19	58.7
C08	0.97	0.26	73.2	C26	0.43	0.16	62.8
C09	0.98	0.29	70.4	C27	0.55	0.14	74.5
C10	1.02	0.17	83.3	C28	0.41	0.19	53.7
C11	0.67	0.19	71.6	C29	0.38	0.19	50.0
C12	1.61	0.2	87.6	C30	0.3	0.14	53.3
C13	1.42	0.16	88.7	C32	0.26	0.1	61.5
C14	1.56	0.61	60.9	C33	0.45	0.17	62.2
C16	1.09	0.23	78.9	C34	0.32	0.13	59.4
				C35	0.54	0.29	46.3
				C36	0.28	0.15	46.4
				C37	0.39	0.22	43.6
均值	1.04	0.29	66.65	均值	0.40	0.16	58.94

实验首先基于 2019 年 10 月 26 日的格网点电离层垂直延迟改正数和 Klobuchar 8 参数以及 B1I 与 B3I 频点观测数据，对 C01 卫星（GEO）对地面监测站在穿刺点处 B1I 频点的电离层误差进行了分析，结果如图 5 所示。可以看出，电离层格网模型解算的电离层误差与双频组合解算的电离层误差具有更好的一致性，而采用 Klobuchar 8 参数电离层模型解算的电离层误差与以上两者相比均略有差异。经统计，以双频组合解算的电离层误差为参考，Klobuchar 8 参数模型相比双频解算的电离层误差可修正 77.17%，而格网点电离层垂直延迟改正数可修正 95.76%，说明格网点电离层垂直延迟改正数解算结果相比 Klobuchar 8 参数模型可以更好地消除电离层误差，平均可提高 18.59%。

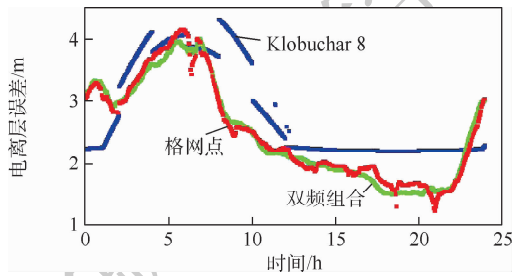


图 5 三种模式下基于 C01 卫星 B1I 频点伪距解算的电离层误差

Fig. 5 Ionospheric error calculated based on the B1I pseudorange of C01 satellite in three modes

进一步，图 6 给出了分别采用 Klobuchar 8 参数和格网点电离层垂直延迟改正数修正后的 UERE 结果，并且为了只分析电离层误差对 UERE 的影响，限定 2 种模式的 UERE 都提前进行了等效钟差改正。可以看出，与 Klobuchar 8 参数模型相比，格网模型对 UERE 修正具有更高的精度，格网模型修正后的 UERE 仅为 0.32 m，而 Klobuchar 8 参数模型为 0.78 m。

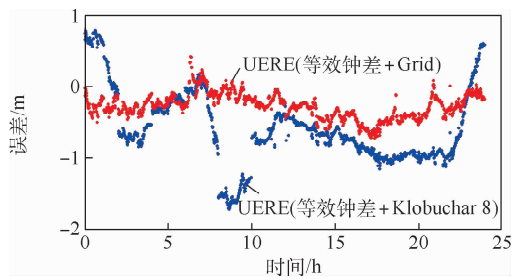


图 6 两种模式下的 C01 卫星的 UERE

Fig. 6 UERE of C01 satellite in two modes

3 广域差分定位精度评估

BDS-3 在设计上保留了 B1I 和 B3I 频点，实现与 BDS-2 的平稳过渡，可以更好地服务于北斗

北航学报 赠阅

广域差分用户。BDS-3 卫星的加入可以明显改善广域差分服务区域内北斗卫星的几何分布，从而提高服务精度。本文选取了 2019 年 12 月 1 日至 12 月 8 日服务区中部监测站的观测数据，对比分析了仅 BDS-2 卫星以及加入 BDS-3 卫星后的几何分布特征（PDOP）变化，结果如图 7 所示。可以看到，加入 BDS-3 卫星后 PDOP 值由 2.46 降低至 1.76。

卫星导航定位精度受卫星几何构型影响的同时，还受限于卫星空间信号精度的影响，由表 4 可以了解到 BDS-3 卫星较 BDS-2 卫星在空间信号精度上有了进一步提升，可以为北斗用户提供更优质的服务。由此，选择在中国境内均匀分布的 10 个监测站，分别命名为 STA1 ~ STA10，获取 2019 年 12 月 1 日至 12 月 14 日连续 14 天的监测站观测数据以及相应的广域差分改正数，求解仅 BDS-2 卫星以及加入 BDS-3 卫星后基本导航和广域差分服务下 B1I 单频以及 B1I/B3I 双频定位精度，结果分别如表 5 和表 6 所示，并在图 8 和图 9 中分别给出了不同情况下水平和高程的定位精度（95% 置信度）统计柱状图。

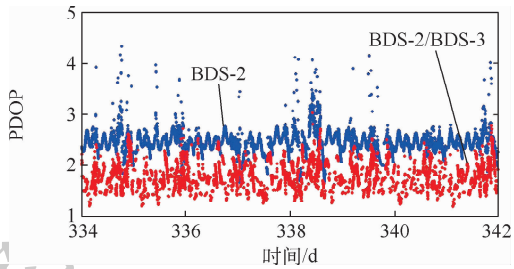


图 7　四川某站观测北斗卫星空间几何分布

Fig. 7　Geospatial distribution of BDS satellite observed in one station of Sichuan

表 5　仅 BDS-2 和 BDS-2/BDS-3 的基本导航与广域差分单频定位结果统计

Table 5　Statistics of single-frequency positioning results on two modes of basic navigation and wide-area differential for single BDS-2 and combination of BDS-2/BDS-3　m

测站编号	BDS-2				BDS-2 & BDS-3			
	基本导航		广域差分		基本导航		广域差分	
	水平	高程	水平	高程	水平	高程	水平	高程
STA1	1.98	3.83	1.20	2.27	1.27	2.88	0.83	2.03
STA2	1.66	3.31	1.12	2.04	1.09	2.68	0.75	1.96
STA3	1.13	3.34	1.82	1.80	0.84	2.80	1.12	2.27
STA4	1.76	3.35	1.21	2.21	1.77	2.96	0.83	1.98
STA5	2.14	2.87	1.55	2.12	1.43	2.53	1.25	2.00
STA6	1.55	4.15	1.33	2.53	0.99	3.19	0.98	2.54
STA7	1.34	3.93	1.00	2.87	0.93	3.21	0.77	2.88
STA8	1.39	4.29	1.09	3.13	0.94	3.25	0.77	2.62
STA9	1.77	3.22	1.30	1.79	1.01	2.35	0.74	1.58
STA10	2.86	4.87	1.78	3.07	1.47	2.34	1.47	2.07
均值	1.76	3.72	1.34	2.38	1.17	2.82	0.95	2.19

表 6　仅 BDS-2 和 BDS-2/BDS-3 的基本导航与广域差分双频定位结果统计

Table 6　Statistics of dual-frequency positioning results on two modes of basic navigation and wide-area differential for single BDS-2 and combination of BDS-2/BDS-3　m

测站编号	BDS-2				BDS-2/BDS-3			
	基本导航		广域差分		基本导航		广域差分	
	水平	高程	水平	高程	水平	高程	水平	高程
STA1	3.27	4.29	2.37	3.24	1.76	2.19	1.05	1.42
STA2	2.13	3.02	0.95	1.57	1.12	1.93	0.50	0.96
STA3	1.50	2.66	1.30	2.25	1.10	2.04	0.79	1.58
STA4	1.42	2.58	0.79	2.29	1.01	2.09	0.51	1.94
STA5	3.10	4.98	2.04	3.48	1.59	3.14	1.21	2.22
STA6	2.04	4.20	1.22	2.55	1.11	2.59	0.70	1.54
STA7	2.00	3.54	0.95	1.87	1.25	2.19	0.64	1.36
STA8	2.13	4.56	1.14	3.17	1.26	2.61	0.73	1.74
STA9	2.53	3.31	1.30	1.93	1.21	2.40	0.57	1.28
STA10	3.45	5.98	1.42	3.53	1.28	2.36	0.69	1.60
均值	2.36	3.91	1.35	2.59	1.27	2.35	0.74	1.56

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

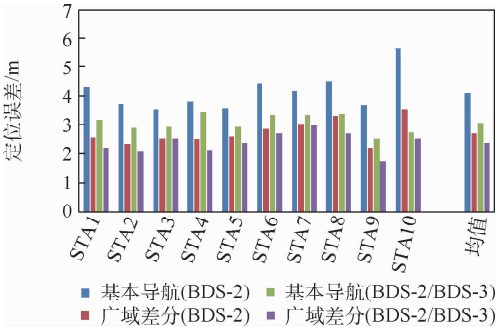


图 8 四种模式下 B1I 单频定位精度

Fig. 8 Accuracy statistics of single-frequency positioning on B1I in four modes

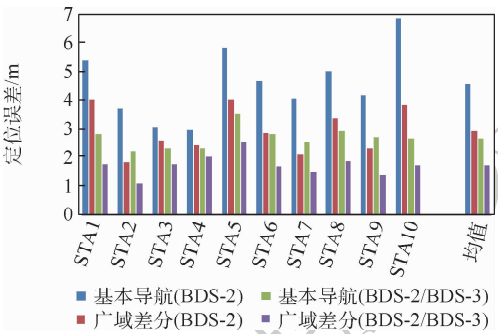


图 9 四种模式下 B1I/B3I 双频定位精度

Fig. 9 Accuracy statistics of dual-frequency positioning on B1I/B3I in 4 modes

结合图表可以明显看到:①基本导航模式下,加入 BDS-3 卫星后定位精度有显著提升,B1I 单频定位精度水平方向由 1.76 m 提高到 1.17 m,高程方向由 3.72 m 提高到 2.82 m,高程平均可提升 24%,B1I/B3I 双频定位水平精度由 2.36 m 提高至 1.27 m,高程由 3.91 m 提高至 2.35 m,平均可提升 42%。②广域差分模式下,加入 BDS-3 卫星后定位精度也有提升,单频定位水平由 1.34 m提升至 0.95 m,高程由 2.38 m 提升至 2.19 m,高程平均提升 8%;双频定位水平由 1.35 m提升至0.74 m,高程由 2.59 m 提升至 1.56 m,平均可提升 40%。在具有相同卫星数的条件下,广域差分服务相比基本导航定位精度有一定提升,如在 BDS-2/BDS-3 组合定位中,单频定位精度水平方向由1.17 m提高到了 0.95 m,高程方向由2.82 m 提高到 2.19 m,高程平均可提升 22%;B1I/B3I 双频定位精度水平方向由 1.27 m 提高至0.74 m,高程方向由 2.35 m 提高至 1.56 m,平均可提升 34%。通过以上比较可以得出结论,加入 BDS-3 卫星后,定位精度会显著提高,而相比于基本导航,加入各项改正后的广域差分服务的定位精度则有明显提升。

4 结 论

本文利用中国服务区域内多台监测站的实测数据对北斗广域差分系统的定位服务精度进行了评估,分别讨论了等效钟差改正数和格网点电离层垂直延迟改正数的误差修正特性,得到如下结论:

1) BDS-3 卫星的广播星历中轨道预报误差明显小于钟差预报误差,在基本导航模式下,BDS-2 卫星 UERE 为 1.02 m,BDS-3 卫星的 UERE 为 0.4 m,在广域差分模式下,BDS-2 卫星 UDRE 为0.29 m,BDS-3 卫星的 UERE 为0.16 m,等效钟差改正数可以显著提高北斗卫星空间信号精度。

2) 与基本导航提供的 Klobuchar 8 电离层改正模型相比,广域差分服务提供的格网电离层改正模型可将电离层延迟改正精度提高约 18%。

3) 与单独 BDS-2 卫星相比,BDS-2/BDS-3 卫星联合条件下,基本导航服务单频和双频的定位精度分别为3.1 m 和2.7 m,提升了 26% 和41%;广域差分服务单频和双频定位精度为 2.4 m 和 1.7 m,分别提升了 13% 和 41%。

4) 广域差分模式下,单频和双频用户定位精度相比于基本导航分别提升 22% 和 34%。

参考文献 (References)

[1] PALMA V, SALVATORI P, NERI A, et al. Augmentation and integrity monitoring network and EGNOS performance comparison for train positioning[C]// Proceedings of the IEEE European Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2014: 186-190.

[2] HEßELBARTH A, WANNINGER L. SBAS orbit and satellite clock corrections for precise point positioning[J]. GPS Solutions, 2013, 17(4): 465-473.

[3] ENGE P, WALTER T, PULLEN S, et al. Wide area augmentation of the global positioning system[J]. Proceedings of the IEEE, 2002, 84(8): 1063-1088.

[4] KIM E, WALTER T, POWELL J D. Wide area augmentation system-based flight inspection system[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 614-621.

[5] MANABE H. Status of MSAS: MTSAT satellite-based augmentation system[C]// Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2008: 1032-1059.

[6] SAKAI T, TASHIRO H. MSAS status[C]// Proceedings of the 26th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, 2013: 2343-2360.

[7] GREWAL M S. Space-based augmentation for global navigation satellite systems[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2012, 59(3): 497-503.

北航学报 赠阅

[8] FELSKI A, NOWAK A. On EGNOS monitoring in local conditions[J]. Artificial Satellites, 2013, 48(2): 85-92.

[9] FELSKI A, NOWAK A, WOŹNIAK T. Accuracy and availability of EGNOS-results of observations[J]. Artificial Satellites, 2011, 46(3): 111-118.

[10] NANDULAL S, RAO C B, INDI C L, et al. Evaluation of real-time position accuracy and LNAV/VNAV service availability of GAGAN SBAS (wide area differential GPS) over Indian region [C]// Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications-enhanced Surveillance of Aircraft & Vehicles. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-6.

[11] 陈金平,潘艳,高为广. 日本和印度区域卫星导航系统进展与分析[J]. 导航, 2008, 44(1): 6-10.
CHEN J P, PAN Y, GAO W G. Progress and analysis of Japan and Indian regional navigation and satellite system[J]. Navigation, 2008, 44(1): 6-10(in Chinese).

[12] 中国卫星导航系统管理办公室. 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件公开服务信号 B3I (3.0 版)[EB/OL]. (2019-02-27)[2020-01-08]. http://www.beidou.gov.cn.
CSNO. BeiDou navigation satellite system signal in space interface control document open service signal B3I(Version 3.0)[EB/OL]. (2019-02-27)[2020-01-08]. http://www.beidou.gov.cn(in Chinese).

[13] ZHOU S S, HU X G, WU B, et al. Orbit determination and time synchronization for a GEO/IGSO satellite navigation constellation with regional tracking network[J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2011, 54(6): 1089-1097.

[14] CAO Y L, HU X G, WU B, et al. The wide-area difference system for the regional satellite navigation system of COMPASS [J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2012, 55(7): 1307-1315.

[15] WU X, ZHOU J, TANG B, et al. Evaluation of COMPASS ionospheric grid[J]. GPS Solutions, 2014, 18(4): 639-649.

[16] KLOBUCHAR J A, KUNCHES J M. Eye on the ionosphere: Correction methods for GPS ionospheric range delay[J]. GPS Solutions, 2001, 5(2): 91-92.

[17] 常志巧,胡小工,郭睿,等. CNMC 与 Hatch 滤波方法比较及其在北斗相对定位中的精度分析[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2015, 45(7): 48-56.
CHANG Z Q, HU X G, GUO R, et al. Comparison between CNMC and hatch filter & its precision analysis for BDS precise relative positioning[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astraunomics, 2015, 45(7): 48-56(in Chinese).

[18] YANG Y, YANG Y, HU X, et al. Inter-satellite link enhanced orbit determination for BeiDou-3[J]. Journal of Navigation, 2019, 13(1): 115-130.

[19] TANG C, HU X, ZHOU S, et al. Improvement of orbit determination accuracy for Beidou navigation satellite system with two-way satellite time frequency transfer[J]. Advances in Space Research, 2016, 58(7): 1390-1400.

[20] 曹月玲. BeiDou 区域导航系统广域差分及完好性监测研究[D]. 上海:中国科学院上海天文台, 2014: 47-49.
CAO Y L. Studies on the wide-area differential correction and integrity monitoring for the regional satellite navigation system of BeiDou[D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2014: 47-49(in Chinese).

作者简介:

田秋凝　女,博士研究生。主要研究方向:卫星导航与定位、GNSS 星基增强、GNSS 完好性。

曹月玲　女,博士,副研究员,博士生导师。主要研究方向:卫星导航与定位、GNSS 星基增强、GNSS 完好性。

胡小工　男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞行器轨道力学及其在卫星导航、深空探测中的应用。

唐成盼　男,博士,助理研究员。主要研究方向:飞行器轨道力学及其在卫星导航、深空探测中的应用。

郭睿　男,博士,高级工程师。主要研究方向:卫星导航、精密定轨与时间同步。

杨宇飞　男,博士,工程师。主要研究方向:卫星导航、精密定轨。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Accuracy evaluation of wide-area differential service for BDS-3

TIAN Qiuning[1,2], CAO Yueling[1,*], HU Xiaogong[1], TANG Chengpan[1], GUO Rui[3], YANG Yufei[4]

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. PLA 32021 Troops, Beijing 100094, China;
4. Beijing Satellite Navigation Center, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to ensure the smooth transition of the wide-area differential service of the Beidou system, the Beidou-3 System (BDS-3) uses D2 navigation message on GEO satellite to broadcast the equivalent clock correction and ionospheric grid information on B1I/B3I frequency. This paper analyzes the characteristics of the equivalent clock correction and ionospheric grid information after adding the BDS-3 satellite, and compares the User Differential Range Error (UDRE) of satellite between the BDS-2 and the BDS-3. Combined with the measured data of BDS-2 and BDS-3, this paper also evaluates the positioning accuracy of wide-area differential service of BDS-3. The analysis results show that, after using the equivalent clock correction, the User Equivalent Range Error (UERE) of the BDS-2 satellite changes from approximately 1 meter to approximately 0.3 meters, while the BDS-3 satellite UERE changes from approximately 0.4 meters to approximately 0.2 meters. The results show that the equivalent clock correction can correct the space signal step error brought by the update of the broadcast message, and significantly improve the satellite space signal accuracy. Compared with the Klobuchar 8 model broadcast by the basic navigation system, the ionospheric grid information broadcast by the wide-area differential system can improve the accuracy of ionospheric error correction by about 18%. In comparison with BDS-2 single system, the accuracy of single-frequency positioning for BDS-2/BDS-3 can be improved by 26%, while that of dual-frequency positioning can be improved by 41%. The positioning accuracy of single-frequency users for wide-area differential services is 2.4 meters, and the positioning accuracy of dual-frequency users is 1.7 meters, which is improved by 13% and 41% respectively.

Keywords: Beidou-3 System (BDS-3); B1I/B3I; equivalent clock correction; ionospheric grid information; wide-area differential service accuracy

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-23; **Accepted**: 2020-04-26; **Published online**: 2020-05-13 16:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200512.2032.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFB0501900); National Natural Science Foundation of China (41674041, 11203059, 41804030, 41874039)

* **Corresponding author**. E-mail: caoyueling@shao.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0060

基于乙炔基封端酰亚胺和氰酸酯树脂的互穿网络聚合物

梁垠[1,2], 兰天[2], 郭世峰[2], 王献伟[3,*], 刁训刚[1]
(1. 北京航空航天大学 物理学院, 北京 100083; 2. 航天特种材料及工艺技术研究所, 北京 100074;
3. 中国科学院 宁波材料技术与工程研究所, 宁波 315201)

摘 要: 以2,3,3′,4′-联苯四甲酸二酐和2,2′-双三氟甲基-4,4′-联苯二胺为单体、4-乙炔基邻苯二甲酸酐为封端剂合成了不同聚合度的聚酰亚胺低聚物(BETI),将其溶于双氨A型氰酸酯单体制备了改性氰酸酯树脂,对改性氰酸酯树脂的固化行为进行了详细探究,并对其固化物的热学性能、力学性能和介电性能等进行了表征与分析。结果表明:BETI对氰酸酯树脂的聚合有明显的催化作用,可以降低固化温度,缩短凝胶时间。基于BETI和氰酸酯树脂的互穿网络聚合物(IPN)的热性能和力学性能与纯氰酸酯树脂相比都有一定的提高。当加入质量分数30%、聚合度为19的BETI树脂时,固化物的玻璃化转变温度从297 ℃提高到309 ℃,热失重5%时温度从425 ℃提高到了431 ℃;拉伸强度从76 MPa提高到了94 MPa,冲击强度从24 kJ/m^{2}提高到了31 kJ/m^2。加入BETI后,聚合物的介电常数稍稍高于纯氰酸酯树脂。由于具有良好工艺性和材料性能,BETI改性氰酸酯树脂可作为基体树脂应用于航空航天等领域。

关 键 词: 酰亚胺; 氰酸酯; 互穿网络聚合物(IPN); 工艺性; 增韧
中图分类号: TB553
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0977-06

氰酸酯(BADCy)是一类性能优异的热固性树脂,具有较高的玻璃化转变温度和力学性能,较低的介电常数和介电损耗,吸湿率低,固化过程无副产物释放,与各种增强材料的相容性好。因此,氰酸酯作为一种高性能基体树脂在航空航天和微电子等领域得到了广泛的应用。在氰酸酯的分子结构中,苯环和三嗪环之间有一个柔性醚键,使其具有比其他热固性树脂更高的冲击强度,但仍不能满足高性能基体树脂对韧性的要求,通常需要对其进行增韧改性[1-2]。此外,要达到复合材料所需的固化度,纯氰酸酯需要在高温条件下进行长时间的固化,能耗大、工艺成本高,而且会对复合材料的力学性能产生不利的影响。加入金属络合物和小分子酚类助催化剂会降低氰酸酯的固化温度,但同时也会降低其介电性能和热性能[3-4]。因此,在保持氰酸酯优异的力学、热学和介电性能的前提下,使氰酸酯同时具有良好的韧性和加工性,是非常具有挑战性的。

与热塑性树脂共混是一种非常有效的对氰酸酯增韧改性的方法。例如,羧基或胺基封端的丁腈橡胶是良好的增韧剂量,Feng等[5]加入10%羧基封端的丁腈橡胶使氰酸酯固化物的冲击强度提高了200%。但是,这类增韧剂由于自身较低的模量和玻璃化转变温度,最终导致氰酸酯固化物的力学和热学性能显著降低。为了克服这种不足,各种高分子量工程塑料如聚醚砜、聚苯醚、聚醚酰亚胺、聚醚醚酮和聚酰亚胺等[6-10],被广

收稿日期: 2020-02-28; **录用日期**: 2020-05-30; **网络出版时间**: 2020-10-22 09:51
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.1807.005.html
* **通信作者**. E-mail: wangxianwei@nimte.ac.cn

引用格式: 梁垠, 兰天, 郭世峰, 等. 基于乙炔基封端酰亚胺和氰酸酯树脂的互穿网络聚合物[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 977-982. LIANG Y, LAN T, GUO S F, et al. Interpenetrating polymer networks derived from ethynyl-terminated imide oligomers and cyanate ester[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 977-982 (in Chinese).

北航学报 赠阅

泛用于氰酸酯的增韧改性。然而,高分子量工程塑料的加入,会导致氰酸酯树脂的黏度急剧升高,严重影响树脂的加工性能,还会降低树脂对纤维表面的浸润性,影响最终的界面性能。

通过与热固性树脂(如环氧树脂、双马来酰亚胺树脂以及聚酰亚胺树脂等)共混形成互穿网络聚合物(Interpenetrating Polymer Network, IPN)是另一种有效的氰酸酯增韧方法。环氧树脂可以与氰酸酯发生共聚反应生成噁唑啉酮环,而环氧树脂中的羟基可以明显催化氰酸酯的聚合,降低固化温度,但环氧树脂自身的综合性能比氰酸酯低,将导致固化产物的玻璃化转变温度、热稳定性和介电性能等明显降低[11-12]。双马来酰亚胺-氰酸酯(BT 树脂)可以同时结合两者的优点,具有良好的加工性能、较高的玻璃化转变温度、较低的介电常数和损耗等,但是 BT 树脂的韧性比纯氰酸酯还低,因为双马来酰亚胺树脂的交联密度更大,性能更脆[13-14]。此外,乙炔基或苯乙炔基封端的热固性聚酰亚胺与氰酸酯的共混研究也有相关报道,Meier 等[15]将酚醛型氰酸酯与苯乙炔基封端的聚酰亚胺共混,最终固化物的热学性能与纯氰酸酯相差不大,韧性也只有小幅度的提高。因为苯乙炔基的交联温度过高,需要到 370℃,而氰酸酯只要 200℃,两者相差太大,导致苯乙炔基的固化过程中链段运动受限制,固化不完全。曲春艳等[16]采用基于乙炔基封端的酰亚胺低聚物与氰酸酯进行共混,由于低聚物的聚合度为 2,固化产物交联密度太大,且发生了宏观相分离,致使最终固化产物的玻璃化转变温度、拉伸强度和韧性等没有明显的改善。

本文合成了不同聚合度的乙炔基封端的聚酰亚胺低聚物(BETI),将这种低聚物溶于氰酸酯单体,对改性树脂的固化行为进行了详细探究,对固化产物热学性能、力学性能和介电性能等进行了表征与分析。

1 实 验

1.1 实验原料及试剂

实验所用原料及试剂如表 1 所示。

表 1 实验原料及试剂

Table 1 Experimental materials and reagents

名称	来源	纯化方法
2,3,3′,4′-联苯四甲酸二酐(3,4-BPDA)	常州阳光药业有限公司	真空熔融
2,2′-双(三氟甲基)-4′,4′-联苯二胺(TFMB)	常州阳光药业有限公司	直接使用
4-乙炔基邻苯二甲酸酐(EPA)	瑞典 Nexam Chemical 公司	直接使用
双酚 A 型氰酸酯单体(BADCy)	扬州天启新材料有限公司	直接使用
间甲酚	天津市富宇精细化学有限公司	直接使用
无水乙醇	北京化工厂	直接使用

1.2 实验测试仪器及测试条件

红外光谱分析:样品的 FTIR 谱图采用 VERTEX 70 型傅里叶变换红外光谱仪在室温下进行测定,样品以粉末形式,采用透过模式。

核磁共振波谱分析:低聚物的 1H NMR 谱图由 Bruker-400 型核磁共振波谱仪在室温下测定,四甲基硅烷 TMS 为内标,低聚物由 DMSO-d6 溶解。

流变性能分析:采用美国 TA 公司 AR2000ex 高级扩展流变仪对低聚物的流变性能进行测试表征,应变为 5%,角频率为 10 Hz,采用振荡模式,进行恒温和变温测试。

热稳定性分析:采用美国 TA 公司 Q50 型热重分析仪对树脂样品的热稳定性进行测试分析,测试温度范围为 100 ~ 800 ℃,升温速率 10 ℃/min,N_2 氛围。

动态热机械分析:采用美国 TA 公司 Q800 型动态热机械分析仪对树脂样品的动态机械性能进行测试分析,升温速率 3 ℃/min,频率为 1 Hz,单悬臂模式。

力学性能分析:采用美国 Instron 公司的 5982 电子万能材料试验机,按 GB/T 1040.1—2018 对树脂浇铸体的拉伸性能进行测试,加载速率为 2 mm/min。树脂样品的冲击强度则采用中国长春 JJ-20 型计算机控制记忆式冲击试验机进行测试,按 GB/T 1843—2008 标准。

介电性能分析:采用美国 Agilent Technologies 公司的 4294A 阻抗分析仪对树脂的介电常数进行测试分析,测试范围为常温低频段。

1.3 热固性聚酰亚胺低聚物的制备

以二酐单体 3,4′-BPDA,聚合度 19 的 BETI 的制备为例:将 3,4-BPDA (27.951 g, 0.095 mol)、TFMB(32.023 g, 0.100 mol)、EPA(1.721 g, 0.01 mol)和 500 mL 间甲酚加入到带有机械搅拌和分水器的 1 L 三口瓶中,在 N_2 氛围下 80 ℃反应 10 h,180 ℃反应 12 h,反应过程中加大 N_2 流量,将副产物吹出反应体系外。反应完后,冷却到室温,将黏稠的间甲酚溶液倒入 3 L 无水乙醇中过滤,用乙醇洗涤 6 次,置于索氏提取器中,以乙醇为溶剂,索氏提取 48 h,真空下,180 ℃烘干,得到浅白色粉末 67.4 g,产率为93.2%。其他不同

北航学报 赠阅

聚合度的 BETI 的制备方法同上。

1.4 聚酰亚胺树脂改性氰酸酯树脂及浇铸体制备

将氰酸酯粉末加入到烧杯中,100 ℃下融化成透明液体,再将 BETI 按一定质量分例(10%、20%、30%)加入到氰酸酯中,持续搅拌至均匀透亮液体,浇入到模具中;在 120 ℃真空条件下,脱气 1 h,移至平板硫化机上,然后按 150 ℃/3 h + 170 ℃/2 h + 190 ℃/2 h + 230 ℃/2 h 的工艺进行固化;再降温至 150 ℃左右脱模,得到不同质量分数(10%、20%、30%)的 BETI 改性氰酸酯树脂浇铸体,再按测试标准裁剪样条进行测试表征。当 BETI 质量分数超过 30% 时,只能部分溶解,而且混合物体系黏度过大,工艺性变差,影响浇铸体的制备和性能,因此未继续加大 BETI 含量。

2 结果与讨论

2.1 聚酰亚胺低聚物和固化产物的制备与表征

以乙炔基为末端基团的 BETI 采用间甲酚为溶剂通过传统的一步法制备,其结构式如图 1 所示。通过红外光谱和核磁谱对其结构进行了表征,其中以聚合度 2 的 BETI-2 低聚物进行分析。如图 2 FTIR 图谱所示,在 1 780 cm^{-1}(C=O 的不对称伸缩振动吸收峰)、1 730 cm^{-1}(C=O 的对称伸缩振动吸收峰)和 1 370 cm^{-1}(C-N 的伸缩振动吸收峰)附近出现了酰亚胺基团的特征吸收峰;在 3 300 cm^{-1}(C-H 的伸缩振动吸收峰)附近出现了乙炔基特征吸收峰。如图 3 1H NMR 图谱所示,在化学位移为 4.7 × 10^{-6}左右均出现 BETI-2 低聚物的乙炔基氢质子峰。

BADCy 和不同分子量的 BETI 固化物的玻璃化转变温度和冲击强度如表 2 所示。可知,BETI 系列固化物的玻璃化转变温度随着聚合度的增大而降低,而冲击强度随着聚合度的增大而升高。当聚合度越低时,固化后产物的交联密度越高,交联网格中的分子链段越短,自由体积越小,运动能力越低,故玻璃化转变温度越高,韧性越低。由于 BETI-2 和 BETI-9 本身固化物的冲击强度较低,可以预见其引入很难大幅提升氰酸酯树脂的韧性,而 BETI-19 固化物的冲击强度远高于纯氰酸酯树脂。继续增大 BETI 的分子量则会造成端基含量过低,固化过程中乙炔基交联不完全,固化物的热性能和力学性能反而会降低。因此,本文主要采用 BETI-19 对氰酸酯树脂进行增韧。

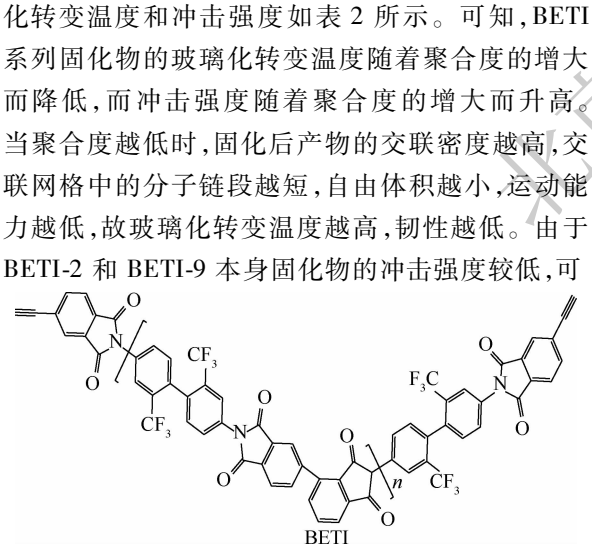


图 1　聚酰亚胺低聚物的结构式

Fig. 1　Structural formula of polyimide oligomers BETI

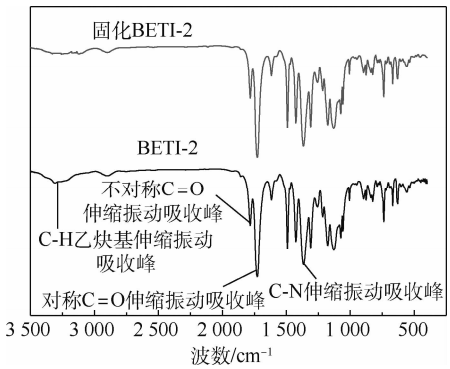


图 2　BETI-2 低聚物和固化物的 FTIR 图谱

Fig. 2　FTIR spectrum of BETI-2 oligomers and cured resins

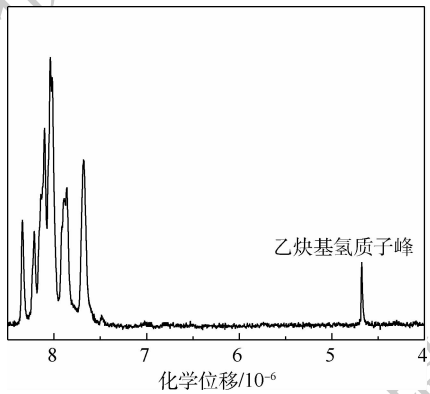


图 3　BETI-2 低聚物的 1H NMR 图谱

Fig. 3　1H NMR spectrum of BETI-2 oligomers

表 2　BADCy 和 BETI 固化物的玻璃化转变温度和冲击强度

Table 2　Glass transition temperature and impact strength of BADCy and BETI

固化物	玻璃化转变温度/℃	冲击强度/(kJ·m^{-2})
BADCy	297	24
BETI-2	441	18
BETI-9	422	26
BETI-19	394	46

2.2 聚酰亚胺低聚物与氰酸酯共混物流变分析

BADCy 和 BADCy/BETI-19 的黏度-温度曲线如图 4 所示。可知,随着温度的升高,树脂的复合黏度先降低后升高,在 150 ~ 250 ℃之间,黏度值维持在 20 Pa·s 以下,有一个较宽的加工窗口,在制备复合材料过程中有利于对纤维表面的浸润。随着聚酰亚胺加入量的增多,凝胶温度明显降低,避免了过高固化温度带来的高成本以及对复合材料性能的负面影响。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

BADCy 和 BADCy/BETI-19 在 200 ℃的黏度-时间曲线如图 5 所示。可知,即使在 200 ℃恒温 3 h的条件下,纯氰酸酯黏度也没有明显增长,但加入 BETI 后,固化速率显著提高,且随着 BETI 加入量的增多,凝胶时间明显缩短,证明了 BETI 对氰酸酯聚合的催化作用。

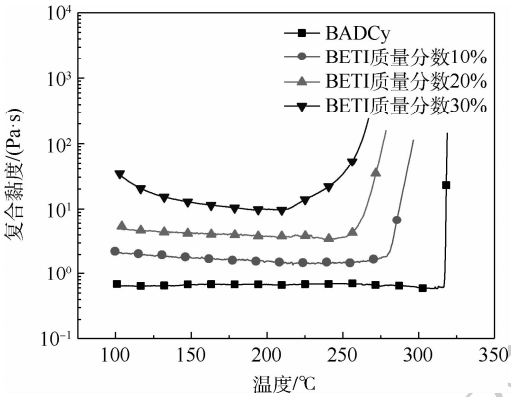


图 4 BADCy 和 BADCy/BETI-19 的黏度-温度曲线

Fig. 4 Temperature dependence of viscosity for BADCy and BADCy/BETI-19

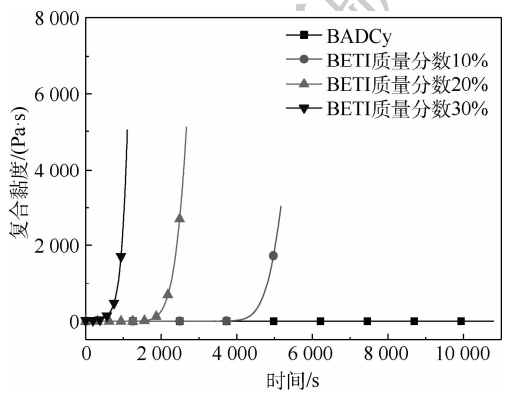


图 5 BADCy 和 BADCy/BETI-19 的 200 ℃恒温黏度曲线

Fig. 5 Isothermal viscosity profiles of BADCy and BADCy/BETI-19 at 200 ℃

2.3 固化物的热稳定性分析

BADCy、BETI-19 及 BADCy/BETI-19 固化物的 TGA 曲线如图 6 所示。可知,BADCy 和 BETI-19 两种树脂固化物的热失重 5% 时温度分别为 425 ℃和 564 ℃。主要是因为双酚 A 型氰酸酯中含有异丙基和三嗪环,在超过 400 ℃就开始发生降解,且结构中含有醚键,故热失重温度较低。而 BETI-19 树脂分子结构中主要含有刚性的骨架结构,耐温等级高,从而具有良好的热稳定性。而 BADCy/BETI-19 互穿网络聚合物的热失重 5% 时温度都与纯氰酸酯的固化物相差不多,均在 430 ℃左右,主要是因为共混物的降解过程是两者分别降解,最先降解的都是氰酸酯中的异丙基和三嗪环。

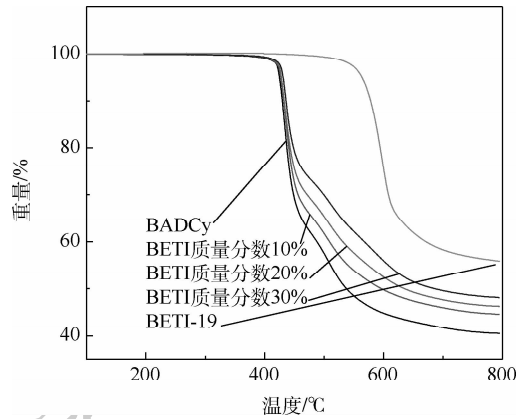


图 6 BADCy、BETI-19 及其共混固化物 TGA 曲线

Fig. 6 TGA curves of BADCy, BETI-19 and their blends

2.4 固化物动态机械性能分析

BADCy、BETI-19 及 BADCy/BETI-19 固化物的 DMA 曲线如图 7 所示。可知,BADCy 和 BETI-19 两种树脂固化物的玻璃化转变温度分别为 297 ℃和 394 ℃,主要是因为聚酰亚胺主链具有刚性的骨架结构和较强的分子间和分子内作用力。BADCy/BETI-19 互穿网络聚合物的储能模量和玻璃化转变温度随聚酰亚胺 BETI-19 的加入量增多而增大。同时,所有聚合物均具有单一的 tan δ 峰(δ 为模量损耗角),证明互穿网络聚合物未发生明显的相分离。

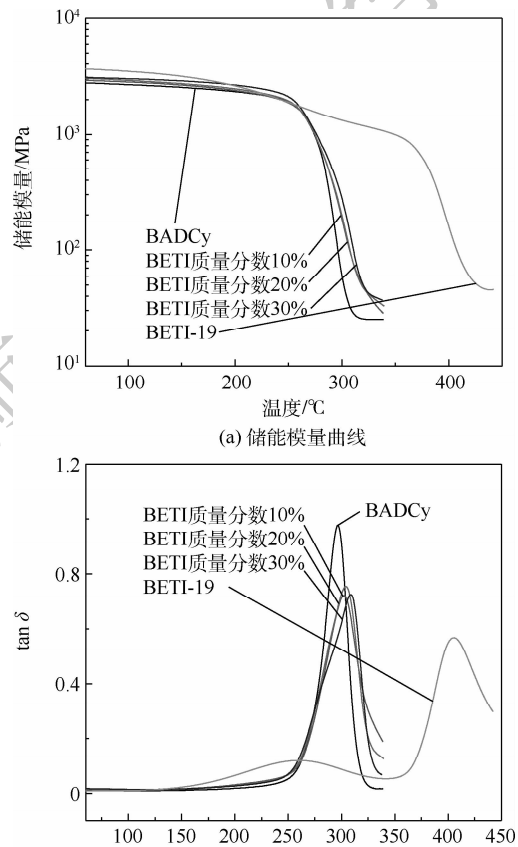


图 7 BADCy、BETI-19 及其共混固化物 DMA 曲线

Fig. 7 DMA curves of BADCy, BETI-19 and their blends

北航学报 赠阅

2.5　固化物力学性能分析

BADCy、BETI-19 及 BADCy/BETI-19 固化物的热和力学性能如表 3 所示。可知,BETI-19 固化物 IPN-10、IPN-20、IPN-30 的冲击强度比纯氰酸酯高 2 倍,向氰酸酯中加入 10%、20% 和 30% 的 BETI-19 后,互穿网络聚合物的冲击强度较纯氰酸酯分别提高了 4%、13% 和 29%。互穿网络聚合物韧性的提高主要归因于聚酰亚胺自身的韧性比氰酸酯高,且聚酰亚胺的混入降低了氰酸酯的交联密度,而分子结构中含有的三氟甲基,降低了分子链的堆积密度,增加了自由体积。此外,互穿网络聚合物的拉伸性能也较纯氰酸酯有所提高,因为引入的聚酰亚胺树脂,其拉伸性能比氰酸酯高,且与氰酸酯固化后形成了互穿网络结构,分子链间的交错互穿和紧密缠结使分子间的作用力增强,从而使拉伸性能得到提高。

表 3　BADCy、BETI-19 及其共混固化物热和力学性能

Table 3　Thermal and mechanical properties of BADCy, BETI-19 and their blends

固化物	玻璃化转变温度/℃	拉伸强度/MPa	拉伸模量/GPa	断裂伸长率/%	冲击强度/(kJ·m^{-2})
BADCy	297	76	3.0	2.9	24
IPN-10	303	78	3.2	3.0	25
IPN-20	305	86	3.4	3.3	27
IPN-30	309	94	3.5	3.4	31
BETI-19	394	101	3.8	3.5	46

2.6　固化物介电性能分析

BADCy、BETI-19 及 BADCy/BETI-19 固化物的介电常数-频率曲线如图 8 所示。可知,氰酸酯、聚酰亚胺及互穿网络聚合物的介电常数都随频率增加而略有降低,主要归因于高频时,聚合物的极化程度不再有时间达到静态电场值,从而使极化率减小,介电常数降低。由于 BETI-19 的介电常数高于 BADCy,故互穿网络聚合物的介电常数也比纯氰酸酯略高,但增加幅度不大,仍能保证氰酸酯优异的介电性能。

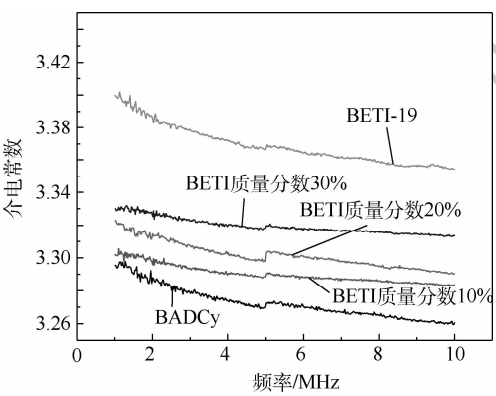


图 8　BADCy、BETI-19 及共混固化物介电常数-频率曲线

Fig. 8　Frequency dependence of dielectric constant curves for BADCy, BETI-19 and their blends

3　结　论

1）当溶于氰酸酯单体中的 BETI 聚合度为 19 时,BETI 的增韧效果明显。

2）乙炔基上的氢原子对氰酸酯的聚合有明显的催化效果,随着 BETI 加入量的增多,凝胶温度降低、凝胶时间缩短。同纯氰酸酯固化物相比,基于氰酸酯和 BETI 的互穿网络聚合物的热性能都有一定的提高。

3）当加入质量分数 30% 的 BETI-19,固化物的玻璃化转变温度从 297 ℃ 提高到 309 ℃,5% 热失重温度从 425 ℃ 提高到了 431 ℃;拉伸强度从 76 MPa 提高到了 94 MPa,冲击强度从 24 kJ/m^2 提高到了 31 kJ/m^2。

4）由于 BETI 固化物本身的介电常数较高,BETI 增韧后的互穿网络聚合物介电常数比纯氰酸酯略高,但增加幅度不大,有望作为基体树脂在航空航天等领域获得应用。

参考文献（References）

[1] KINLOCH A J, TAYLOR A C. The toughening of cyanate-ester polymers. Part I-Physical modification using particles, fibres and woven-mats[J]. Journal of Materials Science, 2002, 37(3): 433-460.

[2] HILLERMEIER R W, SEFRRIS J C. Environmental effects on thermoplastic and elastomer toughened cyanate ester composite systems[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2000, 77(3): 556-567.

[3] DENG Y, MARTIN G C. Diffusion phenomena during cyanate resin cure[J]. Polymer, 1996, 37(16): 3593-3601.

[4] HARISMENDY I, GOMEZ C M, RIO D M, et al. Cure monitoring of catalyzed cyanate ester resins[J]. Polymer Internaltional, 2000, 49(7): 735-742.

[5] FENG Y, FANG Z P, GU A J. Toughening of cyanate ester resin by carboxyl terminated nitrile rubber[J]. Polymers for Advanced Technologies, 2004, 15(10): 628-631.

[6] ZHAO L, YUAN L, LIANG G Z, et al. Novel tough and thermally stable cyanate ester resins with high flame retardancy, low dielectric loss and constant based on a phenolphthalein type polyarylether sulfone[J]. RSC Advances, 2015, 5(73): 58989-59002.

[7] YUAN L, HUANG S D, HU Y H, et al. Poly(phenylene oxide) modified cyanate resin for self-healing[J]. Polymers for Advanced Technologies, 2014, 25(7): 752-759.

[8] ZHAN G Z, YU Y F, TANG X L, et al. Further study of the viscoelastic phase separation of cyanate ester modified with poly(ether imide)[J]. Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics, 2006, 44(3): 517-523.

北航学报 赠阅

[9] SRINIVASAN S A, MCGRATH J E. Amorphous phenolphthalein-based poly(arylene ether) modified cyanate ester networks: Effect of thermal cure cycle on morphology and toughenability [J]. Journal of Applied Polymer, 1997, 64(1): 167-178.

[10] IIJIMA T, KAISE T, TOMOI M. Modification of cyanate ester resin by soluble polyimides [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2003, 88(1): 1-11.

[11] LIANG G Z, ZHANG M X. Enhancement of processability of cyanate ester resin via copolymerization with epoxy resin [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2002, 85(11): 2377-2381.

[12] SU W F A, CHUANG C M. Effects of chemical structure changes on curing reactions and thermal properties of cyanate ester-cured rigid-rod epoxy resins [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2002, 85(11): 2419-2422.

[13] GU A. High performance bismaleimide/cyanate ester hybrid polymer networks with excellent dielectric properties [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(11): 1749-1755.

[14] GANESAN A, MUTHUSAMY S. Mechanical properties of high temperature cyanate ester/BMI blends composites [J]. Polymer Composites, 2009, 30(6): 782-790.

[15] MEIER C, PARLEVLIETT P, DORING M. Interpenetrating polymer networks formed by cyanate esters and phenylethynyl-terminated imides [J]. High Performance Polymers, 2017, 29(5): 556-568.

[16] 曲春艳, 肖万宝, 王德志, 等. 乙炔基聚酰亚胺/氰酸酯互穿网络结构的固化动力学及性能[J]. 高分子材料科学与工程, 2016, 32(2): 83-89.
QU C Y, XIAO W B, WANG D Z, et al. Curing kinetics and properties of ethynyl terminated polyimide and cyanate ester sequential interpenetrating polymer network system [J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2016, 32(2): 83-89 (in Chinese).

作者简介:

梁垠 男, 硕士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 复合材料。

王献伟 男, 研究生, 工程师。主要研究方向: 高分子材料。

刁训刚 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电致变色材料。

Interpenetrating polymer networks derived from ethynyl-terminated imide oligomers and cyanate ester

LIANG Yin[1,2], LAN Tian[2], GUO Shifeng[2], WANG Xianwei[3,*], DIAO Xungang[1]

(1. School of Physics, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Aerospace Research Institute of Special Materials & Technology, Beijing 100074, China;
3. Ningbo Institute of Material Technology & Engineering, Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315201, China)

Abstract: Ethynyl-terminated oligomers (BETI) with different degrees of polymerization were synthesized using 2,3,3′,4′-biphenyltetracarboxylic dianhydride and 2,2′-bis(trifluoromethyl) benzidine as the monomers and ethynylphthalic anhydride as the end-capper; modified cyanate ester resins were then formulated by dissolving BETI in bisphenol A dicyanate, and the properties of the blends and the resulting Interpenetrating Polymer Networks (IPNs) were investigated in terms of curing behavior, and thermal, mechanical, and dielectric properties. The results indicate that the trimerization of-OCN functionality could be catalyzed by the incorporation of BETI, as evidenced by significantly reduced curing temperatures and shorter gelation time. Moreover, IPNs show improved thermal and mechanical properties compared to pure polycyanurate. especially, when 30% weight BETI with the polymerization degree 19 was blended in pure cyanater ester resin, the class transition temperature, 5% weight loss temperature, tensile strength, and impact strength of the IPNs were increased from 297℃ to 309℃, 425℃ to 431℃, 76 MPa to 94 MPa, and 24 kJ/m^2 to 31 kJ/m^2, respectively. The dielectric constants of the IPNs are slightly higher than that of pure polycyanurate. The BETI-modified cyanate ester resins could be potentially used as matrix resin in aerospace industry due to their improved processability and material properties.

Keywords: imide oligomers; cyanate ester; Interpenetrating Polymer Network (IPN); processibility; toughening

Received: 2020-02-28; **Accepted**: 2020-05-30; **Published online**: 2020-10-22 09:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201021.1807.005.html

* **Corresponding author**. E-mail: wangxianwei@nimte.ac.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.1001-5965.2020.0089

超高速飞行器平尾大迎角气动弹性特性研究

全下文载

郝帅[1,2], 马铁林[3,*], 王一[1], 张子伦[1], 罗文莉[4], 向锦武[3]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 海鹰航空通用装备有限责任公司, 北京 100074;
3. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083; 4. 中国商用飞机有限责任公司, 上海 200126)

摘 要: 临近空间超高速飞行器在飞行过程中受到外部干扰作用时会出现大迎角飞行姿态,此时需大角度偏转全动平尾进行配平,带来平尾大迎角下的气动弹性问题。采用计算流体力学/计算固体力学/计算热力学(CFD/CSD/CTD)耦合方法分析了一种超高速飞行器全动平尾的气动弹性特性,重点研究了大迎角下平尾的气动响应及结构变形特点。结果表明:各迎角时的气动力曲线均出现波动,随时间变化逐渐衰减至平衡位置。迎角越大,初始振幅越大,气动力系数减小的比例越大,但随时间衰减得越快。平尾存在弯曲/扭转耦合现象,结构变形导致表面压力分布发生变化,使得整体压力减小、升力系数降低,迎角越大现象越明显。平尾最大应力在迎角 30°时达 1.2 GPa,已达到所用镍合金材料的屈服强度极限。应在结构设计时在翼轴与平尾接触部位附近加强,或在控制方案设计时限制全动平尾的工作角度。结构发生轴向与法向变形,轴向变形主要由气动热引起,法向变形由气动力和气动热共同引起。

关 键 词: 超高速; 全动平尾; 大迎角; 气动弹性; 响应特性
中图分类号: V215.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-0983-11

超高速飞行器由于飞行速度快、突防能力强而具有巨大的军事价值,成为实现“全球快速打击(PGS)”的利器。近年来各航空航天大国将其列为发展重点,进行了广泛研究[1-2],其中较具代表性的是美国 SR-72 无人机计划[3]。

全动平尾具有操纵效率高,结构紧凑等优点,常作为超高速飞行器的气动控制面,靠翼轴末端作动器驱动起到稳定、配平和控制作用。同时,为减小阻力,构型多采用小展弦比切尖三角翼;翼型多选用超薄翼型,如菱形或双楔形。

另外,超高速飞行器的任务和设计需求要求全动平尾采用轻质材料,如 C/SiC 材料、镍合金材料和 C/C 复合材料等。平尾结构刚度较小、固有频率较低,造成弹性效应更为明显,使得全动平尾的气动弹性问题相对于机身而言更突出。超高速飞行器的操纵舵面特性对于平台设计和飞行安全非常重要,因此对于全动尾翼的气动弹性研究十分必要。

超高速飞行器气动弹性问题的研究从 20 世纪 50 年代开始兴起,由于计算条件等诸多限制,此时的研究主要集中于风洞试验以及超声速非定常气动力的工程算法。Lighthill[4] 采用活塞理论求解二维翼型在超声速下的气动力分布,并与当时已有的其他方法对比,对结果进行了验证。Ashley 和 Zartarian[5] 将活塞理论应用于翼型的气动弹性计算,分析了超声速工况下的弯曲/扭转耦合及控制面颤振特性。Lauten 等[6] 对 X-15 的全动平尾缩比模型进行了风洞试验研究,在马赫数

收稿日期: 2020-03-10; **录用日期**: 2020-05-30; **网络出版时间**: 2020-06-08 14:03
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200608.1311.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (91216102)
* **通信作者**. E-mail: matielin@buaa.edu.cn

引用格式: 郝帅, 马铁林, 王一, 等. 超高速飞行器平尾大迎角气动弹性特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 983-993. HAO S, MA T L, WANG Y, et al. Aeroelastic characteristics of hypersonic vehicle tail at high angle of attack[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 983-993 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$Ma=6.86$ 下未观测到任何颤振情况。Goetz[7] 采用三阶活塞理论对双楔形翼型进行了颤振分析，结果表明，增加翼型厚度和迎角会导致颤振边界下降。

直到 20 世纪 90 年代美国实施国家空天飞机计划(NASP)，掀起了吸气式超高速飞行器研究的热潮。Heeg 等[8] 对 6 种超高速飞行器全动尾翼模型进行了风洞试验。结果表明，试验颤振马赫数均在 15 以上，试验颤振速度均低于二阶活塞理论的计算值；薄翼型更易发生颤振，且前缘钝化有利于提高颤振速度；流场中的非线性现象容易引发极限环。

NASP 前期，研究者多依赖于非定常活塞理论、激波膨胀波法、牛顿理论等进行初步分析。Liu 等[9] 提出了统一升力面理论，结合了活塞理论和升力面理论的优势，考虑了厚度和上洗流的影响，对平直机翼的颤振特性进行了研究。Chen 和 Cao[10] 提出了当地流活塞理论，以物面当地速度代替来流速度、以附加下洗代替下洗速度，扩大了活塞理论应用的迎角和厚度范围。Yang 和 Song[11] 将当地流活塞理论用于超音速工况下大迎角翼面颤振分析，并将计算结果与风洞试验结果进行对比。结果表明，当地流活塞理论适用于超声速工况下的大迎角有限厚度翼面颤振问题。

随着计算能力的不断提高，NASP 后期，非定常气动力的计算方法逐渐由依靠理论分析转向了与计算流体力学(CFD)相结合的方法。Mcnamara 等[12-14] 基于活塞理论、牛顿理论、激波膨胀波等非定常气动力方法计算了双楔形翼型的气弹稳定性，并与 CFD 方法进行了对比。结果表明，一阶、二阶活塞理论的误差较大，且黏性效应对于二维薄翼型的影响可忽略。Zhang 和 Ye[15] 发展了一种基于 CFD 的当地流活塞理论，并应用于高超声速的气动弹性分析，该方法权衡了计算精度和计算效率，可用于大迎角和高马赫数工况的气动力分析。

此后，随着计算能力的提高和研究的深入，气动学科采用 CFD 方法、结构学科采用有限元分析(FEA)方法的气动弹性分析方法成为了新的研究趋势，主要研究对象为 X-30、X-33、X-34 和 X-43 验证机。Gupta 等[16-18] 对 X-43A 进行了气动弹性分析，非定常气动力分别采用了基于活塞理论、CFD 以及参数识别等方法，结构采用有限元建模，结果表明，飞行器在工作区间内不会发生颤振现象。Zeng 等[19] 研究了鸭式布局超高速无人机的气动伺服弹性问题。结果表明，翼轴弹性对耦合系统稳定性有重要作用，增加翼轴刚度有利于抑制颤振。Shi 等[20] 采用当地流活塞理论，研究了转轴位置对舵面气动弹性的影响。结果表明，随着转轴位置后移，舵面失稳形态由颤振变为静发散。

由于超高速舵面多使用超薄对称楔形翼型，在气动载荷作用下，翼面变形会导致翼型形状由直线变为曲线，常规的理论算法或是基于 CFD 的数值算法无法考虑翼型的变形。对于结构模型的求解，理论方法假设结构在变形平衡位置附近做小幅振动，采用线性结构动力学方程。近年来，国内外很多学者提出了 CFD/CSD 耦合方法，开始将其应用在亚/超飞行器气弹分析中[21-23]。CFD 采用 Euler 或 N-S 流动控制方程，CSD 采用非线性结构动力学方程，基于 CFD/CSD 耦合分析精度高，可用于复杂问题的研究。

到目前为止，关于全动尾翼的气弹研究大多处在较小迎角范围内，尚未见到针对大迎角的气弹特性研究。事实上，超高速飞行过程中，在大气紊流等外部干扰的作用下，飞行器会出现大迎角工作状态，此时尾翼需要大角度偏转，气动力也会急剧增大，带来的气动弹性问题也更为严重。综上，本文针对超高速飞行器气动弹性特点最明显的全动尾翼，采用 CFD/CSD/CTD 耦合的方法建立其气动/结构/热耦合模型，计算并分析了不同迎角下的气动弹性响应，重点研究大迎角下平尾的气动响应和结构变形特点。

1 物理模型

1.1 气动模型

本文全动尾翼采用双楔形翼型，翼面形状参考 NASP 中 X-30 的全动尾翼[8]。翼面形状、翼型及坐标系定义如图 1 所示：c_r 为翼根弦长；c 为翼型长度；t 为翼型厚度；V_∞ 为来流速度。z 轴垂直于 x 轴和 y 轴，按右手定则给定正方向，详细参数如表 1 所示。

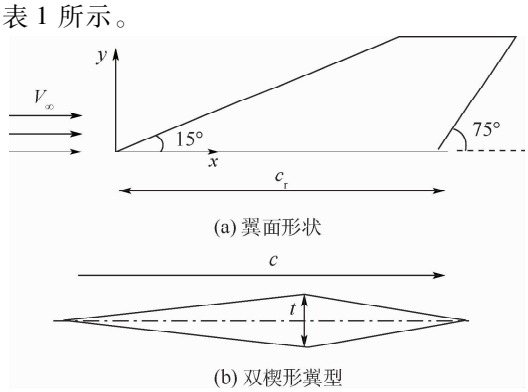


图 1 全动尾翼模型

Fig. 1 Model of all-movable tail

北航学报 赠阅

表 1　全动尾翼几何参数

Table 1　Geometric parameters of all-movable tail

参数	数值
翼根弦长/m	0.63
展长/m	0.22
相对厚度	0.04
面积/m^2	0.15

1.2　结构模型

本文超高速飞行器方案采用转轴式全动平尾,即平尾与转轴组成整体相对于机身内的轴承中心轴线旋转。按转轴的形式分为直轴式和斜轴式。直轴式的转轴垂直于飞行器对称轴线,如图 2 所示。

直轴式容易布置在机身内,操纵机构重量较轻,X-43A 的全动平尾选用的是直轴式[16]。超声速翼型焦点靠后,为减小铰链力矩,通常将轴线布置在平均气动弦长的 40% 左右处。本文将转轴位置定于翼根 65% 处,换算位置在平均气动弦长的 43% 处。尾翼/翼轴系统结构如图 3 所示。

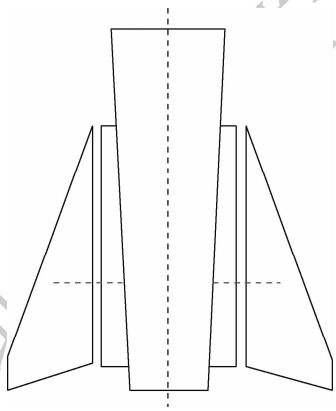


图 2　转轴形式

Fig. 2　Form of rotating shaft

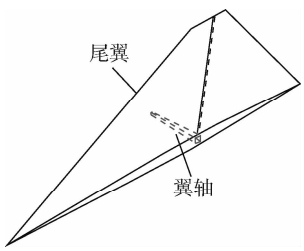


图 3　尾翼/翼轴系统

Fig. 3　System of tail/rotating shaft

全动平尾结构形式采用比刚度较高的蒙皮全高度蜂窝结构。为了抵抗超高速飞行带来的结构温升,蜂窝多采用耐高温合金。转轴式全动平尾将分散的受力形式转成由翼轴集中承受,因此对于转轴的结构刚度要求较高。本文翼轴为钛合金材料,翼面蒙皮为镍合金材料,尾翼内部为全高度镍合金蜂窝结构。钛合金和镍合金的材料参数如表 2 和表 3 所示。内部蜂窝结构的等效弹性常数如表 4 所示。

表 2　钛合金材料参数

Table 2　Parameters of titanium alloy material

参数	数值
密度 ρ/(kg·m^{-3})	4 400
弹性模量 E/GPa	75 ~ 109
泊松比 λ	0.34
热膨胀系数 α/(10^{-6} K^{-1})	9.2 ~ 11.0
热导率 k/(W·(m·K)$^{-1}$)	6.8 ~ 11.8
比热 C/(J·(kg·K)$^{-1}$)	610 ~ 702

表 3　镍合金材料参数

Table 3　Parameters of nickel alloy material

参数	数值
ρ/(kg·m^{-3})	8 240
E/GPa	160 ~ 205
λ	0.30
α/(10^{-6} K^{-1})	11.8 ~ 18.7
k/(W·(m·K)$^{-1}$)	13.4 ~ 30.4
C/(J·(kg·K)$^{-1}$)	481 ~ 707

表 4　等效弹性常数

Table 4　Equivalent elastic constants

参数	数值
ρ/(kg·m^{-3})	924
E_x/MPa	850 ~ 1 353
E_y/MPa	605 ~ 963
E_z/MPa	1 984 ~ 3 157
α/(10^{-6} K^{-1})	13.3 ~ 18.6
k/(W·(m·K)$^{-1}$)	14.2 ~ 32.7
C/(J·(kg·K)$^{-1}$)	493 ~ 742
λ	0.3

2　计算方法

CFD/CSD/CTD 耦合进行气动弹性研究,其计算过程可分为 3 部分:流体场气动力/气动热计算、固体场热响应/热应力/热应变计算、流固边界数据传递和网格变形计算。流体场气动力/气动热计算通过 CFD 模块实现,固体场热响应/热应力/热应变计算通过 CSD/CTD 耦合模块实现。

CFD 求解采用基于标准 k-ε 湍流模型的雷诺平均 Navier-Stokes 方程的有限体积法,在近壁区域采用壁面函数进行修正;对于空间离散方法,扩散项无黏通量项采用 AUSM 通量差分分裂格式,黏性通量项采用中心差分格式,对流项使用二阶迎风格式;时间积分使用高斯-赛德尔方法。CSD 方面采用牛顿-拉普森迭代法求解非线性结构动力学方程。CTD 方面采用加权残差伽辽金法求解基于傅里叶定律的热传导方程。通过热-结构刚度矩阵实现热-结构控制方程的耦合。

2.1　耦合界面相容条件

CFD/CSD/CTD 耦合求解时,耦合界面上网格通常不匹配,为保证流体-结构-热耦合的一致性,耦合界面的数据传递需要满足力学平衡条件、

北航学报 赠阅

几何相容条件、热流平衡条件和温度连续条件，即

$$\boldsymbol{\sigma}_S \cdot \boldsymbol{n} = -p\boldsymbol{n} + \boldsymbol{\sigma}_F \cdot \boldsymbol{n} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{u}_S = \boldsymbol{u}_F \tag{2}$$

$$\boldsymbol{Q}_S = \boldsymbol{Q}_F \tag{3}$$

$$T_S = T_F \tag{4}$$

式(1)为力平衡条件，$\boldsymbol{\sigma}_S$ 和 $\boldsymbol{\sigma}_F$ 为结构应力张量和流体黏性应力张量，$\boldsymbol{n}$ 为耦合界面单元的单位外法向量；p 为流体压力。式(2)为几何相容条件，$\boldsymbol{u}_S$ 和 $\boldsymbol{u}_F$ 为耦合界面上的结构位移矢量和流体位移矢量。式(3)为热流平衡条件，$\boldsymbol{Q}_S$ 和 $\boldsymbol{Q}_F$ 为耦合界面上的结构热流量和流体热流量。式(4)为温度连续条件，T_S 和 T_F 为耦合界面上的结构温度和流体温度。

2.2 数据交换方法

采用守恒插值方法[24]实现耦合界面的数据交换。该方法在数据交互过程中满足能量守恒，包括力学能量守恒和热力学能量守恒。

力学能量守恒即耦合界面上流体力、固体力在界面位移上虚功相等，用式(5)表示：

$$\delta W = \delta \boldsymbol{u}_s^{\mathrm{T}} \boldsymbol{f}_s = \delta \boldsymbol{u}_f^{\mathrm{T}} \boldsymbol{f}_f \tag{5}$$

式中：$\delta \boldsymbol{u}_s^{\mathrm{T}}$ 和 $\delta \boldsymbol{u}_f^{\mathrm{T}}$ 为耦合界面上固体 $\boldsymbol{f}_s$ 和 $\boldsymbol{f}_f$ 流体虚位移；$\boldsymbol{f}_s$ 和 $\boldsymbol{f}_f$ 为耦合界面上固体和流体表面力。

热力学能量守恒即耦合界面上流体边界和结构边界热流量相等，用式(6)表示：

$$\int_S \boldsymbol{q}_s \mathrm{d}S = \int_S \boldsymbol{q}_f \mathrm{d}S \tag{6}$$

式中：S 为整个耦合界面；$\boldsymbol{q}_s$ 和 $\boldsymbol{q}_f$ 为耦合界面上固体和流体热流密度。

耦合界面的节点-单元搜索算法采用桶式搜索[25-26]和强力搜索相结合的方法。

2.3 动网格技术

本文网格运动采用基于壁面距离的扩散光顺方法，扩散方程为

$$\nabla \cdot (\gamma \nabla u) = 0 \tag{7}$$

式中：∇为哈密顿算子；γ 为扩散系数；u 为网格位移速度。γ 与正则壁面距离 Δd 及扩散参数 D 有关：

$$\gamma = \frac{1}{\Delta d^D} \tag{8}$$

D 越大，远离壁面处可吸收更多网格变形，壁面附近网格变形越小，从而保证运动边界附近的网格质量。

2.4 CFD/CSD/CTD 耦合计算流程

本文采用 CFD/CSD/CTD 耦合的方法进行气动-结构-热耦合计算，应用插值接口模块进行耦合界面信息传递。在每个物理时间步内进行预估-校正迭代计算(见图 4)，使得流体场与固体场在时间积分上达到同步，提高了计算精度，取得了较好的结果。

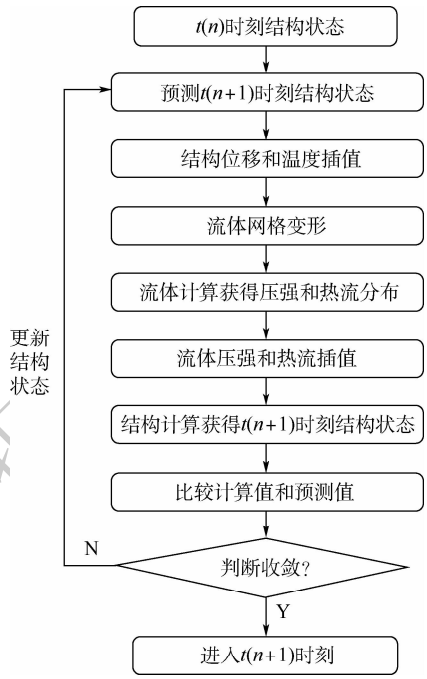


图 4 预估-校正迭代方法

Fig. 4 Prediction-correction iterative method

3 算例验证

选取圆管气动加热与结构传热试验[27]作为算例，验证本文计算方法的准确性，该算例已被多次用于验证高超声速流体-固-热多场耦合方法。试验圆管外半径 38.1 mm，厚度 12.7 mm，材料为 AISI321 不锈钢，$\rho = 8\ 030\ \mathrm{kg/m^3}$，$E = 206\ \mathrm{GPa}$，$\lambda = 0.3$，$\alpha = 16.8(10^{-6}/\mathrm{K})$，$k = 16.27\ \mathrm{W/(m \cdot K)}$，$C = 502.48\ \mathrm{J/(kg \cdot K)}$。试验来流马赫数6.47，温度 241.5 K，压强 648.1 Pa；初始壁面温度 294.4 K。

流体与固体网格交界面为耦合界面，通过耦合界面进行数据传递实现多场耦合。图 5 为计算网格，图 6 和图 7 分别为圆管表面压力分布归一化(P/P_0)和热流分布归一化(q/q_0)的计算结果

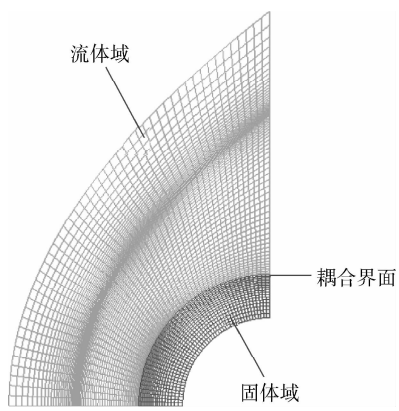


图 5 计算网格

Fig. 5 Computational grid

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

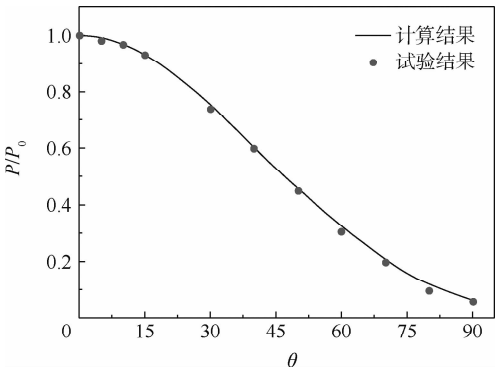


图 6　表面压力分布对比

Fig. 6　Comparison of surface pressure distribution

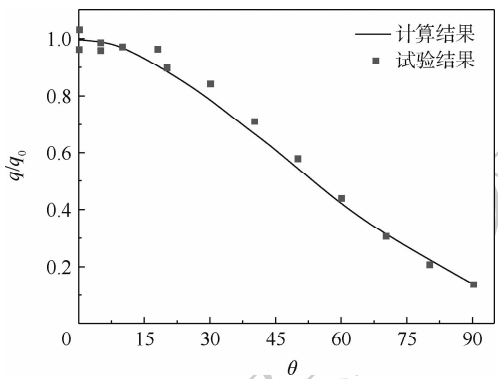


图 7　表面热流分布对比

Fig. 7　Comparison of surface heat flux distribution

与试验结果的对比，P 和 q 分别为当地压强和当地热流；P_0 和 q_0 分别为驻点压强和驻点热流；θ 为界面到圆心连线与 x 轴夹角。可以看出，二者的一致性很好，验证了本文计算方法的准确性。

4　结果与分析

4.1　计算条件

计算来流马赫数 $Ma=5$，高度为 30 km，大气温度为 226.5 K。尾翼上下表面、前后缘及翼端面设为耦合面，计算时间步长设为 0.001 s。翼轴末端采用固定边界条件。分别计算尾翼迎角为 10°～40°，间隔 10°的情况，依次分析尾翼的气动响应与结构变形特性。

4.2　气动力响应分析

图 8 为不同迎角下升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 变化趋势。可以看出，10°～40°迎角时尾翼的升阻力系数均出现波动，且无相位差，同时达到波峰和波谷，整体呈收敛趋势，收敛值相对初始值均减小。

表 5 为不同迎角下气动力响应的统计值。从图 8 和表 5 可看出，迎角越大，初始振幅越大，气动力减小的比例越大，随时间衰减得越快。

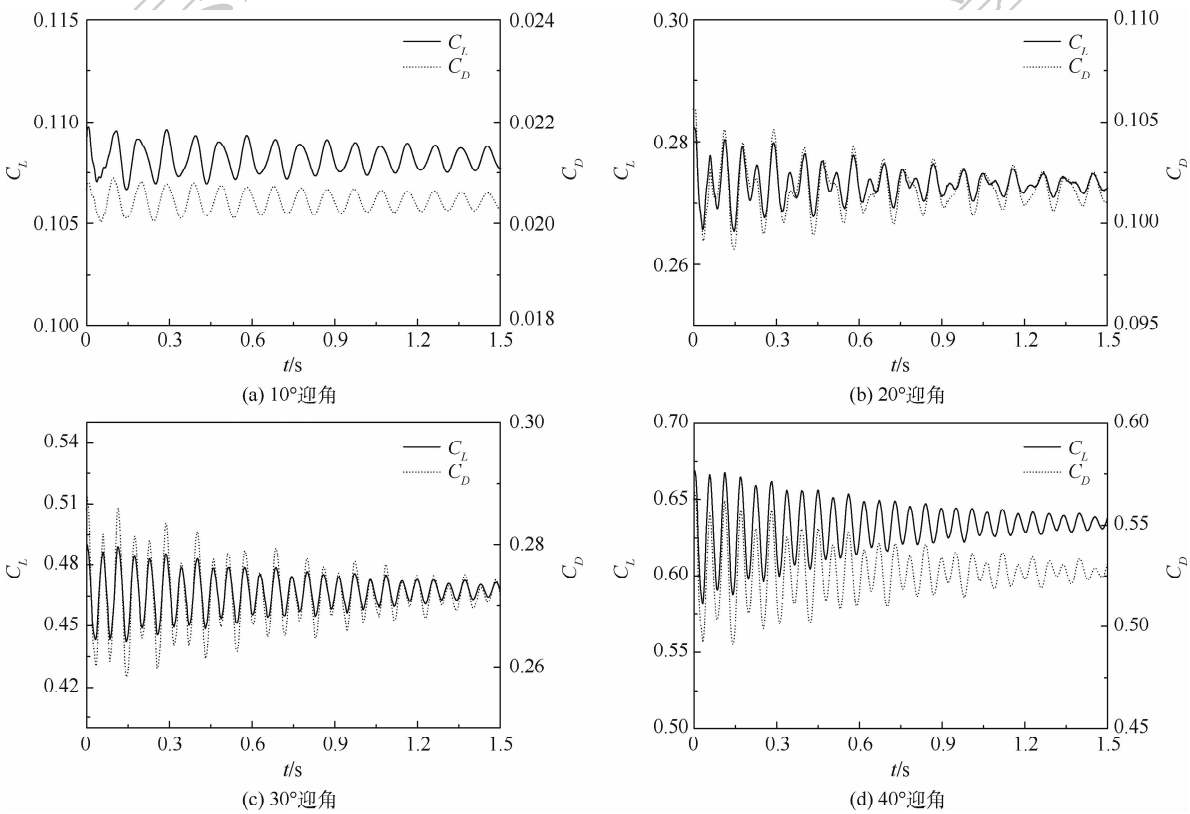


图 8　不同迎角下气动力响应曲线

Fig. 8　Aerodynamic response curves at different angles of attack

北航学报 赠阅

表 5 不同迎角下气动力响应

Table 5 Aerodynamic response at different angles of attack

迎角/(°)	C_L 减小量/%	C_D 减小量/%	波动半衰期/s
10	1	1	0.97
20	3.6	4.7	0.73
30	4.1	4.9	0.60
40	5.1	6.6	0.48

4.3 结构变形后流场分析

图 9 为不同迎角下初始流场 0 s 与平衡位置(2.55 s,10°)、(1.91 s,20°)、(1.5 s,30°)、(1.49 s,40°)所对应的尾翼下表面压力系数 C_p 分布云图。

从图 9 可以看出结构变形导致下表面的压力分布发生变化。相比初始时刻,10°时平衡位置下表面后缘低压膨胀区压力较低,且前缘高压区向翼根方向移动,使得翼根前缘压力增大而翼尖前缘压力减小。与 10°迎角相似,20°迎角时平衡位置尾翼下表面后缘膨胀区低压区域扩大,尾翼前缘高压区更加靠近前缘,使得翼尖处的高压区域明显缩小。与 10°、20°迎角不同,30°迎角时初始位置的高压区不再集中在尾翼前缘,而是分布在中部和翼根前缘两片区域。平衡位置时后缘膨胀区压力减小,中部和翼尖附近高压区向翼根前缘移动,因此下表面仅翼根前缘小部分区域压力增大,其他区域压力均减小。与 30°迎角相似,40°迎角时平衡位置后缘膨胀区压力减小,且靠近中部的区域下降尤为明显。翼根中部高压区向前缘移动,下表面仅翼根前缘压力增大,其他区域压力均减小。

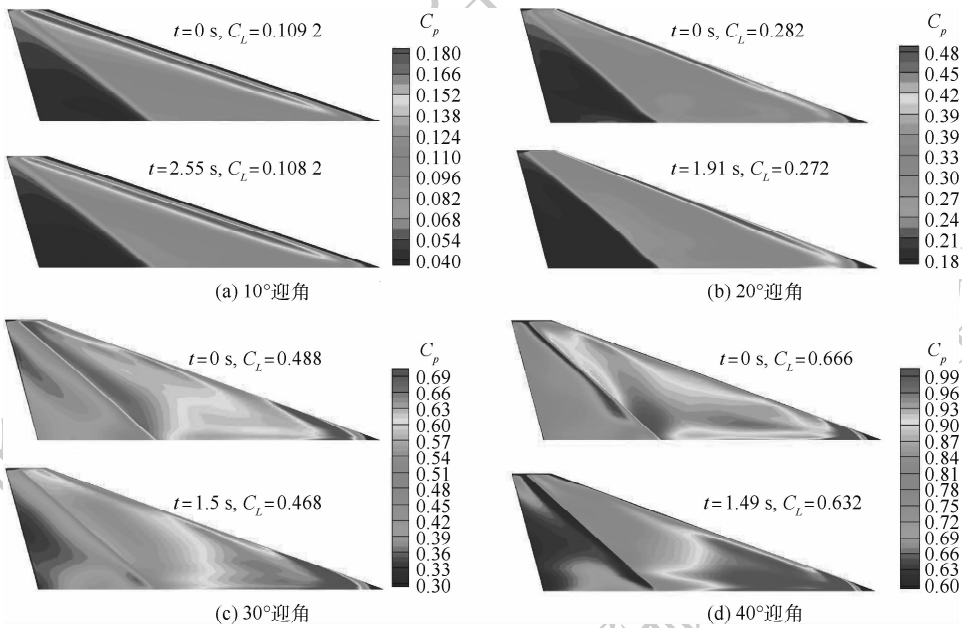


图 9 表面压力系数分布云图

Fig. 9 Distribution contour of surface pressure coefficients

图 10 为 10°迎角初始位置与平衡位置尾翼不同展向站位处的下表面压力系数分布曲线对比,分别为沿 y 轴正向 20%w、50%w 和 80%w 处,w 为尾翼展长,l 为当地弦长。可以看出,在 20%w 处,平衡位置相比初始位置,仅前缘处压力小幅增大,归一化后的当地弦长 $x/l>0.5$ 时压力均减小,而在 50%w 和 80%w 处,平衡位置的压力均低于初始位置,且靠近翼尖处降低更多。可见翼根前缘处压力增大的效果并不明显,无法弥补翼尖处的压力损失,从而造成整体升力系数降低。

迎角 20°及以上,尾翼变形较大,各截面位置改变较大,以流场压力分布的正视图和后视图观察更为直接。图 11 所示为尾翼变形后流场压力分布的正视图(front)和后视图(back)。

从图 11 可以看出,相比初始位置,平衡时尾翼发生弯曲/扭转耦合现象。从正视图可以看出,展向位置小于 50%w 的部分前缘向上偏转,相对迎角增大,从而使得激波偏折角增大,波后压力增大,因此造成高压区前移。展向位置大于 50% w 的部分前缘向下偏转,相对迎角减小,相应的激波后压力减小。从后视图可以看出,尾翼后缘均向上偏转,相对迎角增加,从而增大偏折角,但此时前方激波经过最大厚度处产生膨胀波,偏折角增大反而造成压力减小。

此外,从正视图和后视图均可看出翼尖部分向上弯曲,从而减小了翼尖部分的相对迎角,耦合翼尖部分的向下偏转,使得此处压力大幅降低。迎角越大,变化幅度越大。综上,结构变形导致整体压力减小,从而减小升力系数。

北航学报 赠阅

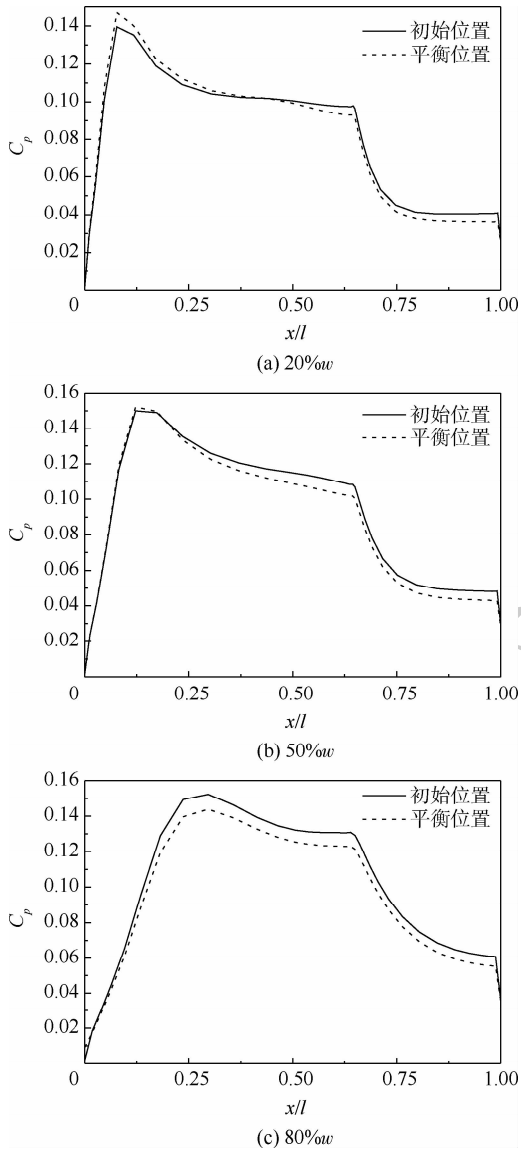


图 10　下表面压力系数分布曲线

Fig. 10　Distribution curves lower surface pressure coefficients

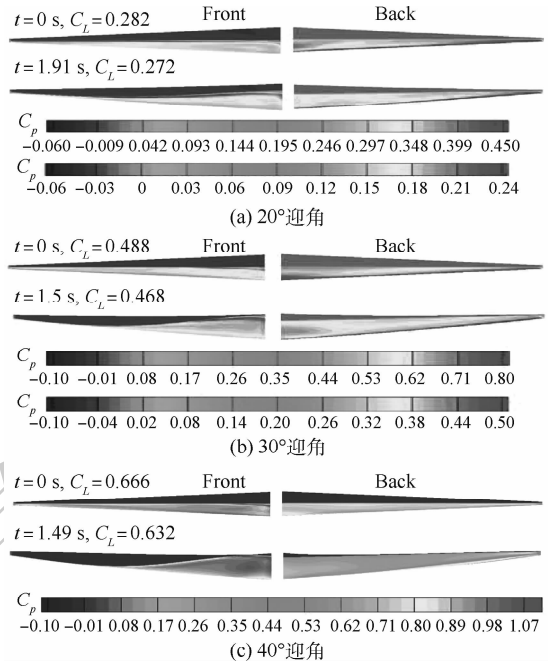


图 11　流场压力分布正视图和后视图

Fig. 11　Front and back view of pressure distribution in flow field

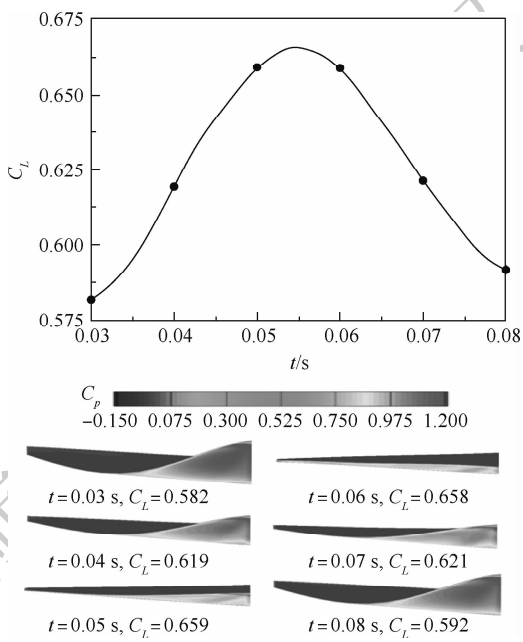


图 12　尾翼结构变形和压力分布云图

Fig. 12　Structure deformation and pressure distribution contour of tail

图 12 给出了 40°迎角时一个典型周期内尾翼结构变形以及尾翼表面压力分布云图的变化过程。取 t 为 0.03 ~ 0.08 s，间隔 0.01 s 的 6 个时刻。可以看出尾翼前缘扭转和翼尖弯曲变形。变形最大时对应的升力系数最小，变形最小时升力系数最大。

4.4　结构变形分析

图 13 为不同迎角下变形最大时对应的等效应力(Von Mises Stress)分布云图。可以看出，靠近翼轴处应力较集中，翼轴上应力较小。迎角越大，最大应力越大。尾翼最大应力在 30°迎角时达到 1.2 GPa，已达到所用镍合金材料的屈服强度极限，理论上材料已破坏。应在结构方案设计时在翼轴与内部蜂窝接触部位附近加强，或在控制方案设计时限制全动平尾的工作角度。

图 14 为 10°迎角时尾翼 3 个点的位移 d 随时间的变化曲线。可以看出，B 点变形最大，A 点次之，C 点最小，且 3 条曲线间不存在相位差。为了更清楚地表示尾翼变形，定义位移差如下：

$$r_A = L_{zB} - L_{zA}, r_C = L_{zB} - L_{zC} \tag{9}$$

式中：L_z 为沿 z 轴位移；r_A 和 r_C 为尾翼的扭转和弯曲。

图 15 为不同迎角下 r_A 和 r_C 随时间的变化曲线。可以看出，尾翼存在弯曲/扭转耦合现象，弯

北航学报 赠阅

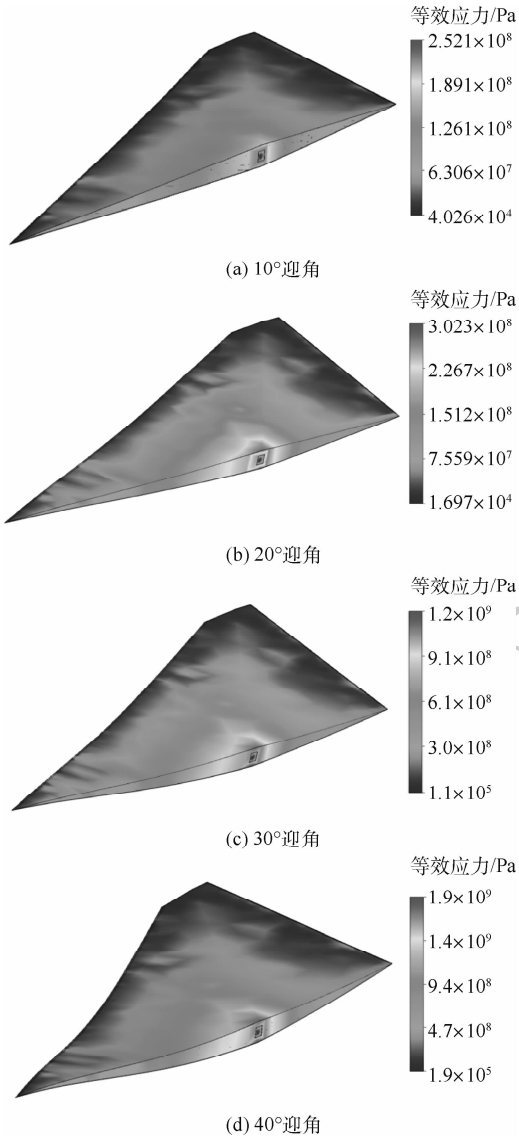


图 13 结构应力分布云图

Fig. 13 Structural stress distribution contour

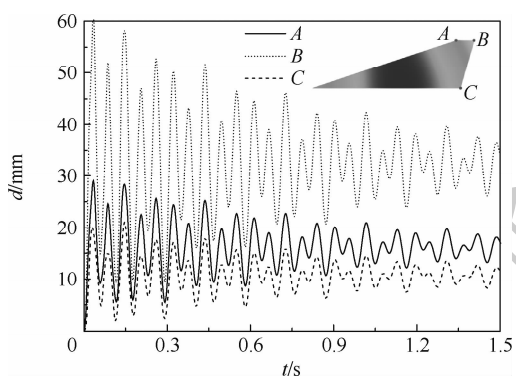


图 14 10°迎角位移随时间变化曲线

Fig. 14 Displacement curves at 10° angle of attack over time

曲/扭转变形随时间逐渐减小,最终达到平衡。迎角越大,初始变形越大,收敛得越快。

图 16 为 40°迎角时 A 点的温度与热流随时间的变化曲线。可以看出,随着时间的推进,气动加热导致结构温度逐渐升高,耦合界面两侧的温差减

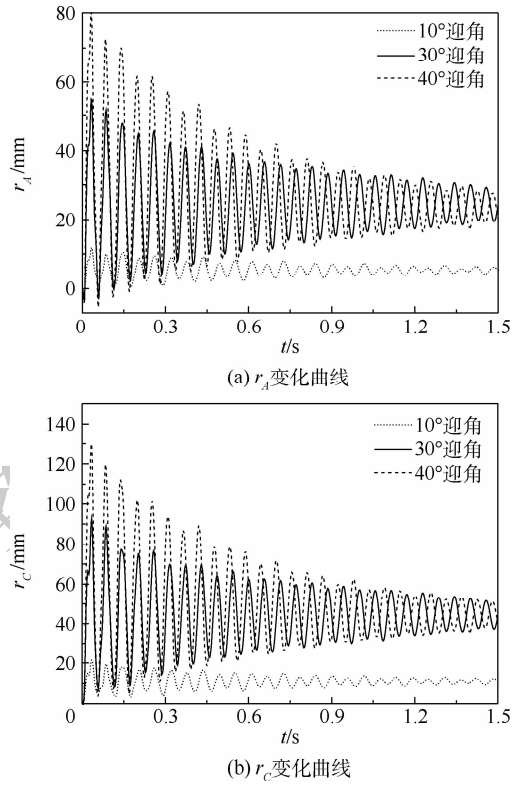


图 15 不同迎角下 r_A 和 r_C 随时间变化曲线

Fig. 15 Curves of r_A and r_C at different angles of attack over time

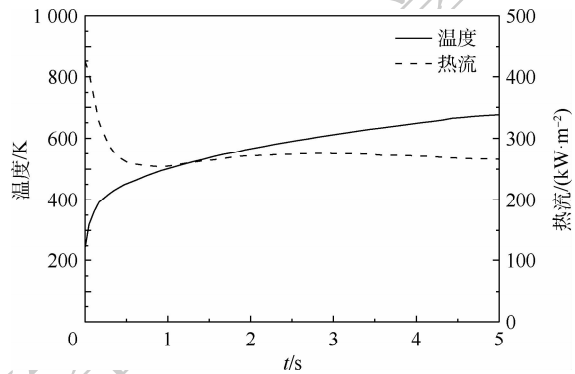


图 16 A 点温度和热流变化曲线

Fig. 16 Temperature and heat flux curves of point A

小,热流随之降低,温升逐渐趋缓。由于存在热辐射,耦合界面两侧的温差不可能为 0,故热流趋于一个稳定值,气动-结构-热耦合达到平衡状态。

图 17 为 40°迎角平衡位置时上下表面的静温(Static temperature)分布云图。可以看出,此时下表面(迎风面)最高温度达 1 290 K,边缘处温度较低,上表面(背风面)最低温度达 157 K,边缘处温度较高。为研究气动力、气动热对结构变形的影响,分别对结构施加 3 种载荷:耦合载荷(气动力气动热同时加载)、气动热载荷和气动力载荷。选取 B 点沿 y 轴位移 L_{yB} 表征结构轴向变形,3 种载荷对结构轴向变形的影响如图 18 所示。可以看出,结构轴向变形主要由气动热引起,

北航学报 赠阅

气动力影响很小，可忽略不计。选取 B 点沿 z 轴位移 L_{zB} 表征结构法向变形，3 种载荷对结构法向变形的影响如图 19 所示。可以看出，结构法向变形由气动力和气动热共同引起。

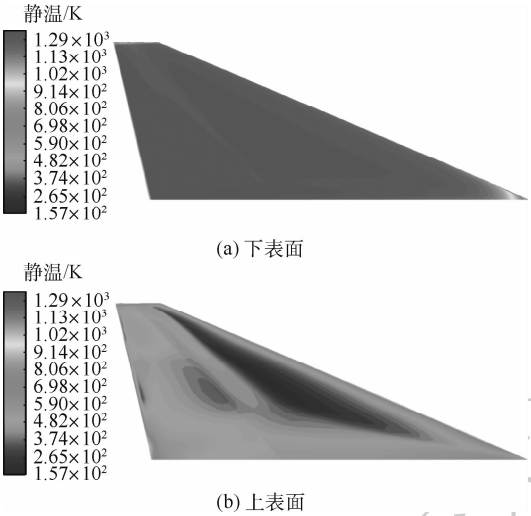


图 17　40°迎角温度分布云图

Fig. 17　Temperature distribution contour at 40° angle of attack

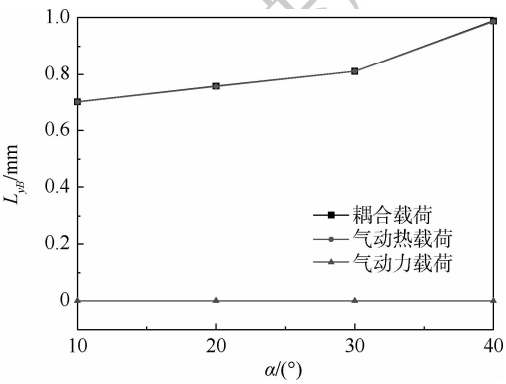


图 18　结构轴向变形

Fig. 18　Structure deformation along shaft direction

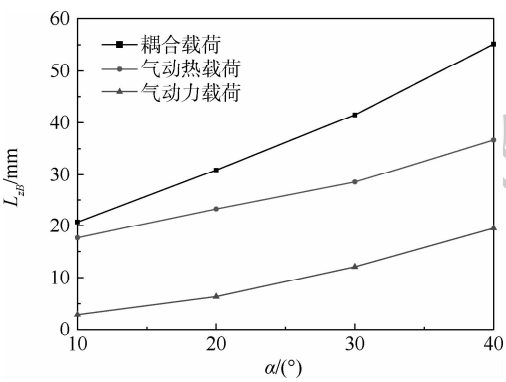


图 19　结构法向变形

Fig. 19　Structure deformation along normal direction

5　结　论

针对超高速飞行器全动平尾大迎角飞行时需大角度偏转全动尾翼配平而带来的尾翼气动弹性问题，采用计算流体力学/计算固体力学/计算热力学（CFD/CSD/CTD）耦合方法分析了一种超高速飞行器全动平尾的气动弹性响应特性，重点针对大迎角下的气动响应及结构变形特点进行研究。结果表明：

1）CFD/CSD/CTD 耦合方法可以有效地分析超高速飞行器全动平尾的气动弹性特性，能够用于研究全动平尾大迎角下的气动响应及结构变形特点。

2）各迎角时的气动力系数曲线均出现波动，随时间变化逐渐衰减至平衡位置。迎角越大，气动力系数曲线初始振幅越大，气动力系数减小的比例越大，随时间衰减得越快。

3）全动平尾存在弯曲/扭转耦合现象，导致下表面压力分布发生变化，靠近翼根部分前缘上偏，压力增大；靠近翼尖部分前缘下偏，压力减小；后缘均上偏，压力减小。结构变形使得平尾表面整体气动压力减小，升力系数降低，迎角越大现象越明显。

4）靠近翼轴处应力较为集中，而翼轴上的应力较小。全动平尾最大应力在迎角 30°时达到 1.2 GPa，已达到所用镍合金材料的屈服强度极限。应在结构方案设计时在翼轴与全动平尾接触部位附近加强，或在控制方案设计时限制全动平尾的工作角度。

5）全动平尾结构发生轴向与法向变形，其中轴向变形主要由气动热引起，法向变形由气动力和气动热共同引起。

6）热力载荷耦合作用对全动平尾部件气动结构特性的影响在超高速飞行器总体设计时需重点关注，同时飞行器总体设计需对弹性气动修正和结构热防护设计等方面提出设计约束。

参考文献（References）

[1] OPPENHEIMER M W, DOMAN D B, MCNAMARA J J, et al. Viscous effects for a hypersonic vehicle model[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 374-387.

[2] YENTSCH R J, GAITONDE D V, KIMMEL R. Performance of turbulence modeling in simulation of the HIFiRE-1 flight test [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(1): 117-127.

[3] WROBLE V. SR-72 could be obsolete[J]. Aviation Week & Space Technology, 2013, 175(42): 10.

[4] LIGHTHILL M J. Oscillating airfoils at high Mach numbers [J]. Journal of Aeronautical Science, 1953, 20(6): 402-406.

[5] ASHLEY H, ZARTARIAN G. Piston-theory: A new aerodynamic tool for the aeroelastician[J]. Journal of Aeronautical Science,

北航学报 赠阅

1956,23(12):209-222.

[6] LAUTEN W T J, LEVEY G M, ARMSTRONG W O. Investigation of an all-movable control surface at a Mach number of 6.86 for possible flutter[J]. Technical Report Archive & Image Library,1958,14(5):19-22.

[7] GOETZ R C. Effects of leading-edge bluntness on flutter characteristics of some square-planform double-wedge airfoils at a Mach number of 15.4[M]. Champaign: National Aeronautics and Space Administration,1962:10-19.

[8] HEEG J,ZEILER T A,POTOTZKY A S,et al. Aerothermoelastic analysis of a NASP demostrator model[C]// Proceedings of the 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA,2013:1993-1366.

[9] LIU D D,YAO Z X,SARHADDI D,et al. From piston theory to a unified hypersonic-supersonic lifting surface method[J]. Journal of Aircraft,1997,34(3):304-312.

[10] 陈劲松,曹军. 超声速和高超声速翼型非定常气动力的一种近似计算方法[J]. 空气动力学学报,1990,8(3):339-344.
CHEN J S,CAO J. An approximate calculating method of supersonic/hypersonic unsteady aerodynamic forces of airfoils[J]. Acta Aerodynamica Sinica,1990,8(3):339-344(in Chinese).

[11] 杨炳渊,宋伟力. 用当地流活塞理论计算大攻角翼面超音速颤振[J]. 振动与冲击,1995,14(2):60-63.
YANG B Y,SONG W L. Supersonic flutter calculation of a wing with attack angle by local flow piston theory[J]. Journal of Vibration and Shock,1995,14(2):60-63(in Chinese).

[12] MCNAMARA J J,FRIEDMANN P P. Flutter boundary identification for time-domain computational aeroelasticity[J]. AIAA Journal,2007,45(7):1546-1555.

[13] MCNAMARA J J,CROWELL A R,FRIEDMANN P P,et al. Approximate modeling of unsteady aerodynamics for hypersonic aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft,2010,47(6):1932-1945.

[14] MCNAMARA J J,FRIEDMANN P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis in hypersonic flow: Past, present, and future[J]. AIAA Journal,2011,49(6):1089-1122.

[15] 张伟伟,叶正寅. 基于当地流活塞理论的气动弹性计算方法研究[J]. 力学学报,2005,37(5):632-639.
ZHANG W W,YE Z Y. Numerical method of aeroelasticity based on local piston theory[J]. Acta Mechanica Sinica,2005,37(5):632-639(in Chinese).

[16] GUPTA K,VOELKER L S. CFD-based aeroelastic analysis of the X-43 hypersonic flight vehicle[C]// 39th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA,2001.

[17] GUPTA K, BACH C. Computational fluid dynamics-based aeroservoelastic analysis with Hyper-X applications[J]. AIAA Journal,2007,45(7):1459-1471.

[18] GUPTA K K,VOELKER L S. Aeroelastic simulation of hypersonic flight vehicles[J]. AIAA Journal,2012,50(3):717-723.

[19] ZENG K C,XIANG J W,LI D C. Aeroservoelastic modeling and analysis of a canard-configured air-breathing hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(4):831-840.

[20] 史晓鸣,梅睿,苏轶龙,等. 舵轴位置对全动舵面气动弹性稳定性影响[J]. 噪声与振动控制,2016,36(3):81-84.
SHI X M,MEI R,SU Y L,et al. Influence of rudder shaft location on aeroelastic stablity of an all-moving rudder[J]. Noise and Vibration Control,2016,36(3):81-84(in Chinese).

[21] 王文全,张立翔. 计算流固耦合动力学及其应用[M]. 北京:中国水利水电出版社,2015:2-12.
WANG W Q,ZHANG L X. Computational fluid-structure interaction dynamics and applications[M]. Beijing: China Water & Power Press, 2015:2-12(in Chinese).

[22] 聂雪媛,黄程德,杨国伟. 基于 CFD/CSD 耦合的结构几何非线性静气动弹性数值方法研究[J]. 振动与冲击,2016,35(8):48-53.
NIE X Y,HUANG C D,YANG G W. Numerical analysis for aeroelastic with structural geometrical nonlinearity using a CFD/CSD coupled method[J]. Journal of Vibration and Shock,2016,35(8):48-53(in Chinese).

[23] 周迪,陆志良,郭同庆,等. 基于 CFD/CSD 耦合的叶轮机叶片失速颤振计算[J]. 航空学报,2015,36(4):1076-1085.
ZHOU D,LU Z L,GUO T Q,et al. Stall flutter computation of turbomachinery blade based on a CFD/CSD coupling method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(4):1076-1085(in Chinese).

[24] DUKOWICZ J K,KODIS J W. Accurate conservative remapping (rezoning) for arbitrary Lagrangian-Eulerian computations[J]. Journal on Scientific and Statistical Computing,1987,8(3):305-321.

[25] BENSON D J,HALLQUIST J O. A single surface contact algorithm for the post-buckling analysis of shell structures[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,1990,78(2):141-163.

[26] JANSEN K,SHAKIB F,HUGHES T J R. Fast projection algorithm for unstructured meshes[J]. Computational Nonlinear Mechanics in Aerospace Engineering,1992,146(5):175-204.

[27] WIETING A R,HOLDEN M S. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge at Mach 6 and 8[C]// Proceedings of the AIAA 22nd Thermophysics Conference. Reston: AIAA,1987.

作者简介:

郝帅 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、流固耦合技术、多学科优化技术。

马铁林 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、无人机技术、多学科优化技术。

王一 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、多学科优化技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Aeroelastic characteristics of hypersonic vehicle tail at high angle of attack

HAO Shuai[1,2], MA Tielin[3,*], WANG Yi[1], ZHANG Zilun[1], LUO Wenli[4], XIANG Jinwu[3]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Hiwing General Aviation Equipment Co., Ltd., Beijing 100074, China;
3. Research Institute of Unmanned Systems, Beihang University, Beijing 100083, China;
4. Commercial Aircraft Corporation of China Ltd., Shanghai 200126, China)

Abstract: During the flight of near space hypersonic vehicles, the external disturbances may result in high angle of attack conditions. And the off-design conditions may lead to a large deflection angle of the all-movable tail, which brings aeroelastic problem. Aimed at solving the aeroelastic problems, aeroelastic characteristics were analyzed by the CFD/CSD/CTD coupled method for the all-movable tail, and especially the aerodynamic response and structural deformation were focused on. The results show that aerodynamic response curves fluctuate and gradually decay to equilibrium position. The larger the attack angle is, the greater the initial amplitude is, the larger the proportion of aerodynamic coefficient decreases, and the amplitude decays faster. Bending/torsion coupling deformation occurs in the tail structure, and the structural deformation leads to the change of pressure distribution, the reduction of the whole pressure and the decrease of lift coefficient. The larger the attack angle is, the greater the decrease is. The maximum stress of the tail reaches 1.2 GPa at 30° angle of attack, which has reached yield strength limit of the nickel alloy material. It should be strengthened for the region where wing axis contacts with tail, or it should be limited for the operating angle in control law design. Axial deformation is mainly caused by aerodynamic thermal load, and normal deformation is caused by aerodynamic thermal load and aerodynamic force load.

Keywords: hypersonic; all-movable tail; high angle of attack; aeroelastic; response characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-10; **Accepted**: 2020-05-30; **Published online**: 2020-06-08 14:03
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200608.1311.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91216102)
* **Corresponding author**. E-mail: matielin@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0105

脉冲射流强化喷流混合流动显示实验

全下文载

孔博，王昌盛，丁文豪，额日其太*
（北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100083）

摘 要：采用激光诱导荧光的流动显示方法研究了在一对反对称模式工作的脉冲射流激励下，雷诺数约为 33 000 的圆形湍流射流的流场。捕捉了剪切层中大尺度展向涡结构的演化发展过程，研究了激励频率和振幅对涡结构以及强化混合效果的影响。结果表明：受激励后的主喷流剪切层中产生了交错的展向涡结构，引起了喷流的振荡，增强了卷吸能力。激励频率主要影响相邻涡环间的距离。存在最佳激励频率使喷流在受激励平面远场分叉、剪切层扩展最宽。激励振幅对涡结构也存在较大影响，振幅较大时产生的涡结构尺度更大、相干性更强、强化混合效果更好。

关 键 词：流动控制；流动显示；强化混合；脉冲射流；涡环结构
中图分类号：V231.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-0994-10

尾喷流是飞行器 3 个主要的红外辐射源之一。在加力状态下，尾喷流的红外辐射可以达到飞行器总红外辐射的 50%。强化喷流混合技术用于航空发动机可以有效降低尾喷流的核心区长度[1-2]，从而降低红外辐射[3]，提高飞行器隐身性能。强化喷流混合技术主要分为主动流动控制技术[4]和被动流动控制技术。其中，被动流动控制技术包括在喷管出口安装固体小突片[5]和喷管尾缘修型[6]等方法。而主动流动控制技术则主要通过向喷流中注入微小能量的方式来降低飞行器的红外辐射特性，主要包括稳态射流[7]、等离子激励[8]、脉冲射流[9]和合成射流[10]等方法。相比于被动流动控制技术，主动流动控制技术不仅可以根据飞行器的实际状态来调整工作参数以获得更好的混合效果，还可以控制系统的开关来减小对飞行器性能的影响。因此，主动流动控制技术成为近几十年来的研究热点。

1996 年，Parekh 等[11]首次采用了一对反对称工作的激励器控制马赫数 $Ma=0.58$ 的喷流。研究发现存在最佳激励频率使得喷流混合效果最佳。同时使用纹影技术对流场进行显示，发现在这种激励模式时，喷流产生了拍动。New 和 Tay[12]在低雷诺数($Re=1\,000$，2 000，2 400)层流圆柱射流出口注入横向稳态射流，采用 PIV 和 PLIF 的方法研究流场中涡结构的变化。研究发现，稳态射流的注入使得大尺度展向涡环产生位置提前，随着稳态射流的流量比增大，涡环更加靠近上游位置，但是尺度变得更小。同时稳态射流的注入使得射流横截面产生了新月形状的凹陷，导致了流向涡对的产生。2016 年，Yang 和 Zhou[13]利用 PIV 进行实验，采用一对同相位工作的脉冲射流激励器强化圆柱湍流射流($Re=8\,000$)混合。详细研究了激励器同主流流量比、频率 f/f_0(f_0 为主流喷流柱不稳定性对应频率)对混合效果的影响。对于流量比的影响，认为主要

收稿日期：2020-03-22；**录用日期**：2020-06-29；**网络出版时间**：2020-07-21 11:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200720.1814.003.html
基金项目：国家自然科学基金（11572027）
*通信作者. E-mail：eriqitai@buaa.edu.cn

引用格式：孔博，王昌盛，丁文豪，等. 脉冲射流强化喷流混合流动显示实验[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：994-1003.
KONG B，WANG C S，DING W H，et al. Flow visualization experiment of jet mixing enhancement using pulsed jets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：994-1003 (in Chinese).

北航学报 赠阅

归结于次流不同的穿透深度。对频率影响的研究表明,在 $f/f_0=1$ 时,激励效果最佳。同时进一步采用了流动显示的方法,提出脉冲射流作用下流场中涡结构的发展模式。入射的脉冲射流和主流发生直接相互作用,在入射面首先卷吸产生了展向的涡结构。这种展向的涡结构向内的诱导作用,使得涡辫区产生了周线的凹陷变形,形成了两对反向旋转的流向涡对。同时,入射平面上的涡环发生配对,将外围流体强烈地卷吸进射流内部,这些涡结构增强了射流同环境的混合。

根据研究可以发现,激励频率和振幅是影响脉冲射流控制效果的主要参数。和稳态射流相比,脉冲射流能获得更好的激励效果[14],同时反对称模式激励下喷流中心线速度衰减更快[15]。但是对于这种激励模式,喷流中大尺度旋涡结构的产生和演化过程还没有深入的研究,激励频率和振幅影响机制还不清楚,因此还无法准确确定其强化混合的机制。为了更好地理解混合机理并使脉冲射流在工程应用上实现更好的效果,采用激光诱导荧光的流动显示方法对于脉冲射流激励主喷流的研究是十分有意义的。

本文利用激光诱导荧光的方法,研究反对称模式工作的脉冲射流对圆形湍流射流中大尺度涡结构演化发展过程的影响,研究激励频率和振幅对主喷流的作用。

1　实验系统

首先根据需求在水洞中搭建了喷流系统以及脉冲控制射流发生系统。图 1 为脉冲射流强化喷流混合流动显示实验整体系统图。主喷流从出口直径 $D=0.050\ 8$ m 的收缩喷管产生,在喷管出口连接一段等直管道,长度为 0.063 5 m。在喷管上游连接有直径 0.265 m,长度 0.6 m 的缓冲室,缓冲室内布置有蜂窝网结构使流动更均匀。水源为 2 个容积 1 000 L 的水箱,通过水泵将水箱中水抽出。管路在水泵下游分为两路,一路为主流系统,一路为控制射流系统。2 个脉冲射流激励器布置在喷管出口,夹角为 180°。通过 2 个流量计控制主流和次流流量,能够实现不同的激励振幅。主喷管和激励器布置方案如图 2 所示,激励器出口垂直于主喷流,位于喷管出口唇线外侧。实验中水洞尺寸为 6 m×1.2 m×1 m,本次实验中喷管出口速度为 $U=0.66$ m/s,雷诺数 Re 约为 33 000。

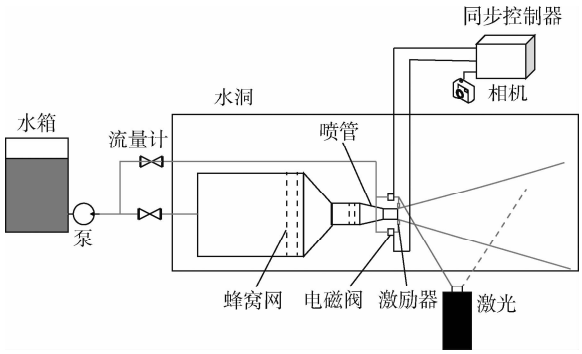


图 1　实验设备示意图

Fig. 1　Schematic of experimental setup



图 2　主喷管和激励器布置方案

Fig. 2　Arrangement of primary nozzle and actuators

1.1　LIF 系统

激光诱导荧光技术作为一种非接触的流场测量方法,由于其测量精度高、无流场干扰、设备搭建简单等优点被广泛用于浓度场、温度场定量测量中。同时由于染色剂产生的荧光能够清晰的反映流场复杂的流动结构,也是一种先进的流动显示手段。LIF 技术首先由 Dewey[16] 提出后,在喷流混合流场显示上也有广泛的应用。Xia 和 Zhong[17] 利用 PIV 和 LIF 研究了在一对合成射流作用下平面槽道中涡结构的发展过程。Yu 等[18] 研究了欠膨胀喷流启动过程时涡的演化过程。Thong 等[19] 研究了在多只稳态控制射流作用下强化喷流混合的效果以及流向涡的运动过程。LIF 的主要原理为流场中的荧光物质在激光照射下吸收一个光子的能量,跃迁到激发态。该分子短暂的停留在激发态后返回到基态,并且释放一个光子,从而产生荧光。在此过程中,激发态分子与溶液中其他分子的相互作用,或自身构象的变化会使其吸收的能量有所消耗,导致二次发射的光子能量降低。因而荧光波长通常大于入射的激光波长,此效应称为斯托克斯位移(Stokes Shift)。利用此效应,可通过滤光镜将激光激发信号与荧光响应信号分离,保证实验测量具有较高的信噪比。

荧光物质的选择主要要求所选荧光物质的激发光谱峰值应与激光波长接近,另一个选取原则是要求荧光物质具有较高的量子产率和适中的吸光系数。本文实验中采用被广泛使用的 Rhodamine B 作为荧光物质,其吸收峰波长位于 555 nm,

北航学报 赠阅

发射峰波长位于 575 nm。在实验时预先以 0.3 mg/L的浓度将 Rhodamine B 和水箱中的水混合。本文中所用的激光为波长 532 nm 的半导体泵浦固体连续式激光器,其功率在 0 ~ 2 W 的范围内可调。通过在激光头前加装光学镜片组来获得平面片光源,其片光厚度为 1 mm。图 3 为实验中使用的泵浦激光光源。

实验中图像采集使用 CCD 相机,其有效像元数为 1 360 × 1 024,CCD 传感器为 2/3,黑白逐行,最大帧频 25 Hz,最小曝光时间 38 μs,可采用外触发模式控制曝光。通过计算机可以调节相机参数,采集储存图像。镜头采用 Computar H10Z0812M 变焦镜头,焦距范围 8 ~ 80 mm,光圈 1.2-22C。在镜头前加装 550 nm 高通滤光片,从而过滤掉激光信号。图 4 为图像采集系统。



图 3 泵浦激光片激光光源

Fig. 3 Diode-pumped solid state laser sheet



图 4 图像采集系统

Fig. 4 Image capture system

1.2 脉冲射流发生系统

图 5 为脉冲射流激励器喷嘴以及 MAC 电磁阀,喷嘴矩形出口狭缝长宽为 21.6 mm × 2 mm。在脉冲激励器前加装 MAC 电磁阀实现脉冲控制,电磁阀响应时间为 10 ms,通过 24 V 直流电源进行供电。

通过一台 DG645 数字延迟脉冲信号发生器来产生和控制脉冲信号。DG645 由高精度电路产生 TTL 幅值的脉冲并进行数字化控制其延迟时间进行输出。并提供 4 个单独的脉冲输出,最多 8 个延时逻辑转换。通道延时分辨率为 5 ps (1 ps = 10^{-12} s),抖动小于 25 ps,总精度为 1 ns。每个通道输出 TTL 幅值最大 5 V。由于 TTL 信号电压小于驱动电磁阀动作的电压,因此在 DG645 和电磁阀间采用固体继电器,对控制电压进行放大,固体继电器响应时间为 1 ms。图 6 为脉冲延时信号发生器 DG645 和固体继电器。实验中使用 2 个通道输出一定时序的 TTL 信号分别控制 2 个激励器,从而实现反对称激励,通过调节 TTL 信号的触发频率以及宽度能够调节激励器的频率。图 7 为反对称模式激励时,激励器出口速度时序。图中:t 为时间;T 为激励周期。使用第 3 个

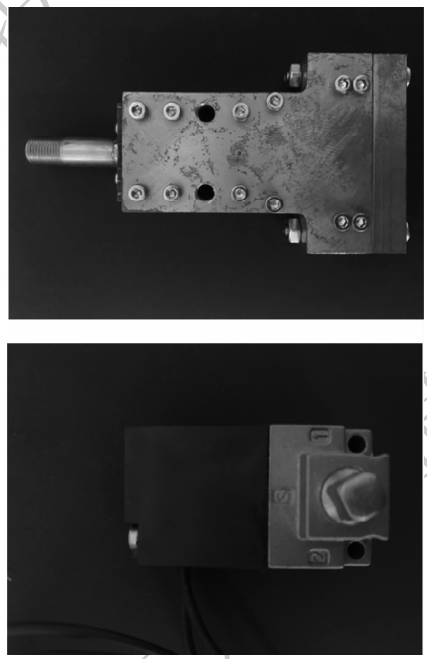


图 5 激励器喷嘴及 MAC 电磁阀

Fig. 5 Actuator nozzle and MAC solenoid valve



图 6 脉冲延时信号发生器以及固体继电器

Fig. 6 Pulse time-delay signal generator and solid state relay

北航学报 赠阅

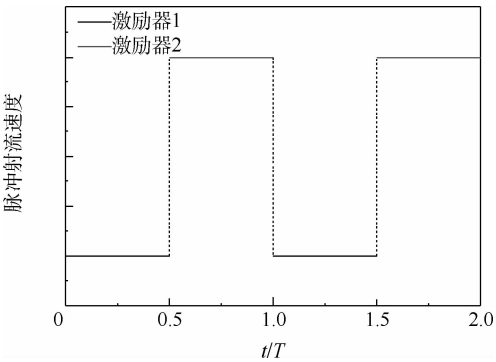


图 7　反对称模式时激励器产生脉冲射流速度时序

Fig. 7　Time sequence of velocity of pulsed jet generated by actuator in antisymmetric mode

通道作为相机的外部触发源。通过和前 2 个通道的配合能够实现在指定时刻开始曝光,便于捕捉特定相位时刻的流动结构。

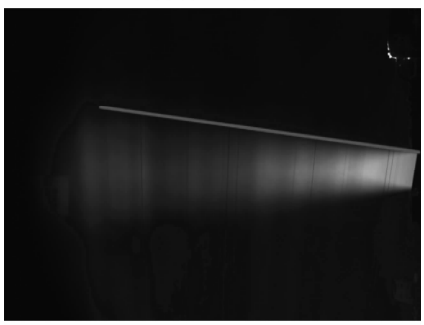
2　实验结果与分析

2.1　自然喷流

图 8 为自然喷流流向截面的流动显示结果。图 8(a)为瞬态流场,可以看出,在喷管出口边界层处于湍流状态。在向下游发展过程中喷流逐渐扩散,涡结构变得更加均匀。利用 MATLAB 对 500 幅瞬态流场灰度值图像进行系综平均得到图 8(b)的时均流场,采样频率为 20 Hz(Sr_D = 1.5,为基于喷管出口直径的无量纲频率,$Sr_D = fD/U$)。直线表示喷流剪切层扩展的角度。可以看出自然喷流时剪切层线性速率扩展,且扩散速度较慢。



(a) 瞬态流场



(b) 时均流场

图 8　自然喷流流动显示结果

Fig. 8　Flow visualization result of natural jet

2.2　受激励流场涡结构演化过程

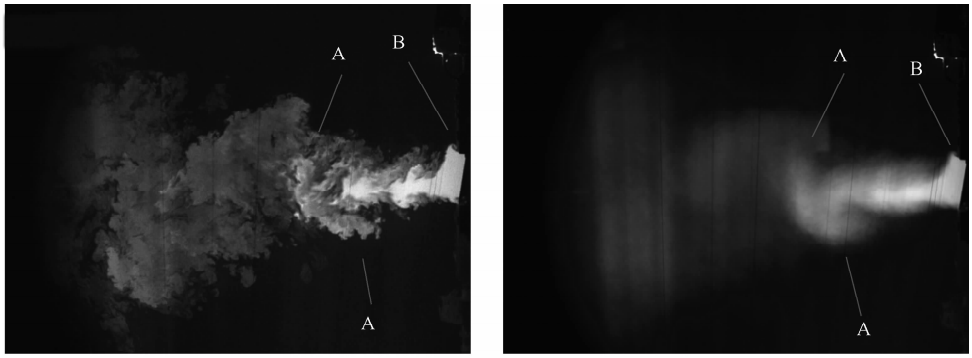
首先研究受激励时剪切层中的涡结构以及演化过程,分别采用瞬态流场和相位平均的方法显示流场中的大尺度涡结构。在瞬态流场中由于相机帧频的限制只能每个周期采集 1 幅流场,但由于流场中涡结构的高度周期性及可重复性,因此采集的不同相位的瞬态流场仍可认为是同一涡结构的演化过程。图 9 为 Sr_D = 0.077 时,受激励平面大尺度涡结构的演化过程,左侧为瞬态流场,右侧为对应相位平均流场。在 t = 0.125T 时刻,下方激励器工作产生次流,此时在上侧剪切层靠近喷管出口位置能够观察到卷起的展向涡结构 B。B 正是由于下方脉冲射流的扰动产生,在下游位置能够观察到倾斜的涡环 A,此时 A 在周向上已经演化成一个完整的涡环结构,因此在上下侧剪切层中均能观察到涡环的截面。剪切层中产生的大尺度涡结构将射流内部的高速流体卷起,向外甩出,同卷吸入环境中低速流体,从而增强了射流同环境的混合。在下一时刻,由于扰动的持续,涡结构 B 的尺度变大,在向下游运动的同时径向向外运动。在 t = 0.375T 时刻涡结构 B 已经发展成为完整的涡环,此时在下侧剪切层中能够观察到 B 的截面。从瞬态流场以及相位平均流场中均能发现涡环前倾截面的尺度比后半部分尺度更小,且相干性也更弱。在 t = 0.5T 时刻下方激励器停止工作,在前半个周期由于持续的扰动作用,涡结构 B 能保持较好的相干性,但和层流状态的涡仍有不同,在 B 上能够观察到附着的小尺度的涡结构。在后半个周期上方激励开始工作,类似的在下侧剪切层中产生了展向涡 A′。此时涡环 B 开始破裂,逐渐失去相干性,产生更多精细的涡结构。在 t = 0.875T 时刻,展向涡结构 A′演化为完整的涡环,但其倾斜角度和 B 相反。这种交错倾斜的涡结构诱导下喷流产生持续拍动,加速了远场剪切层的扩散。这种剪切层里涡结构的演化过程,和采用大涡模拟方法观察到的现象基本一致[16]。

2.3　激励频率的影响

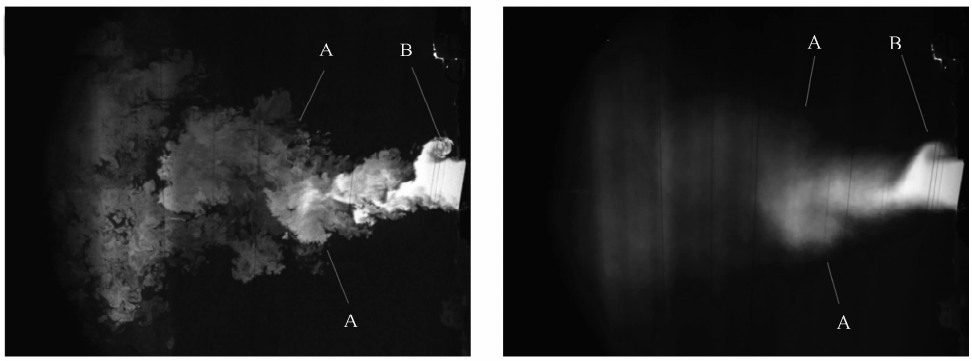
本节采用反对称模式对喷流进行激励,其中激励振幅保持脉冲射流和主流流量比 MFR = 2%,采用 4 个激励频率(f = 0.5 Hz,1 Hz,2 Hz,4 Hz,对应 Sr_D = 0.038,0.077,0.15,0.3)研究不同频率时流场中涡结构以及喷流剪切层扩展速率。

为了研究不同激励频率的影响,图 10 给出了在 t = 0.25T 时刻不同激励频率时瞬态和相位平均的流场。可以看出,在低频 Sr_D = 0.038 时,该时刻流场中只存在一个大尺度展向涡结构 B,但 B

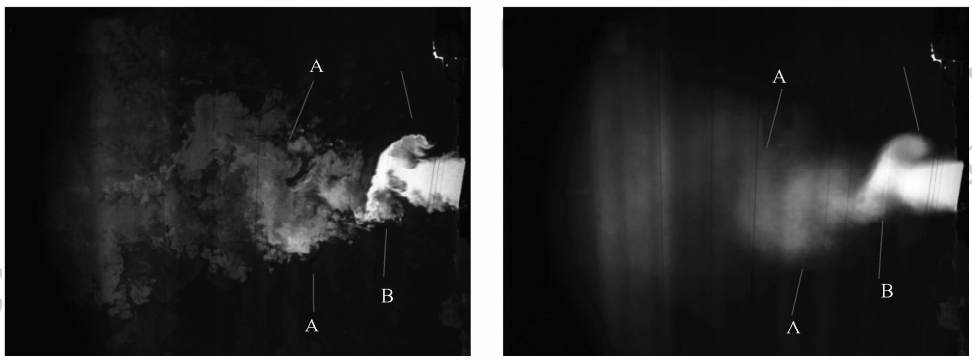
北航学报 赠阅



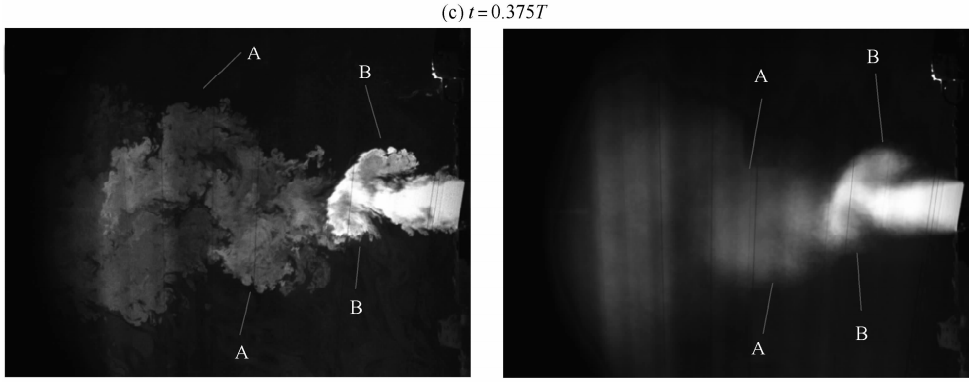
(a) $t=0.125T$



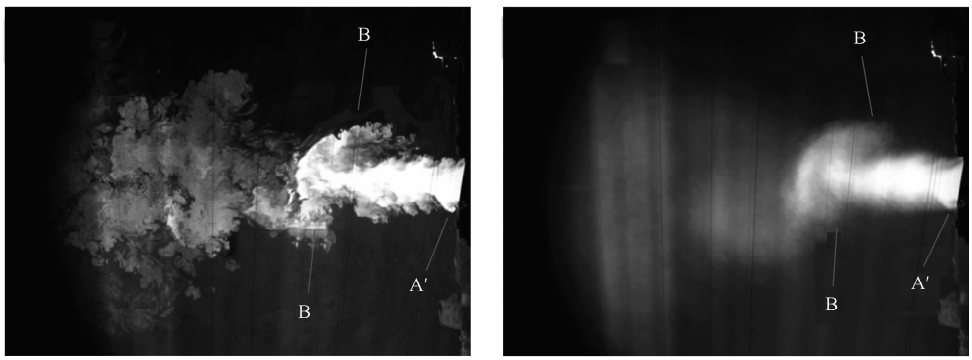
(b) $t=0.25T$



(c) $t=0.375T$



(d) $t=0.5T$



(e) $t=0.625T$

北航学报 赠阅

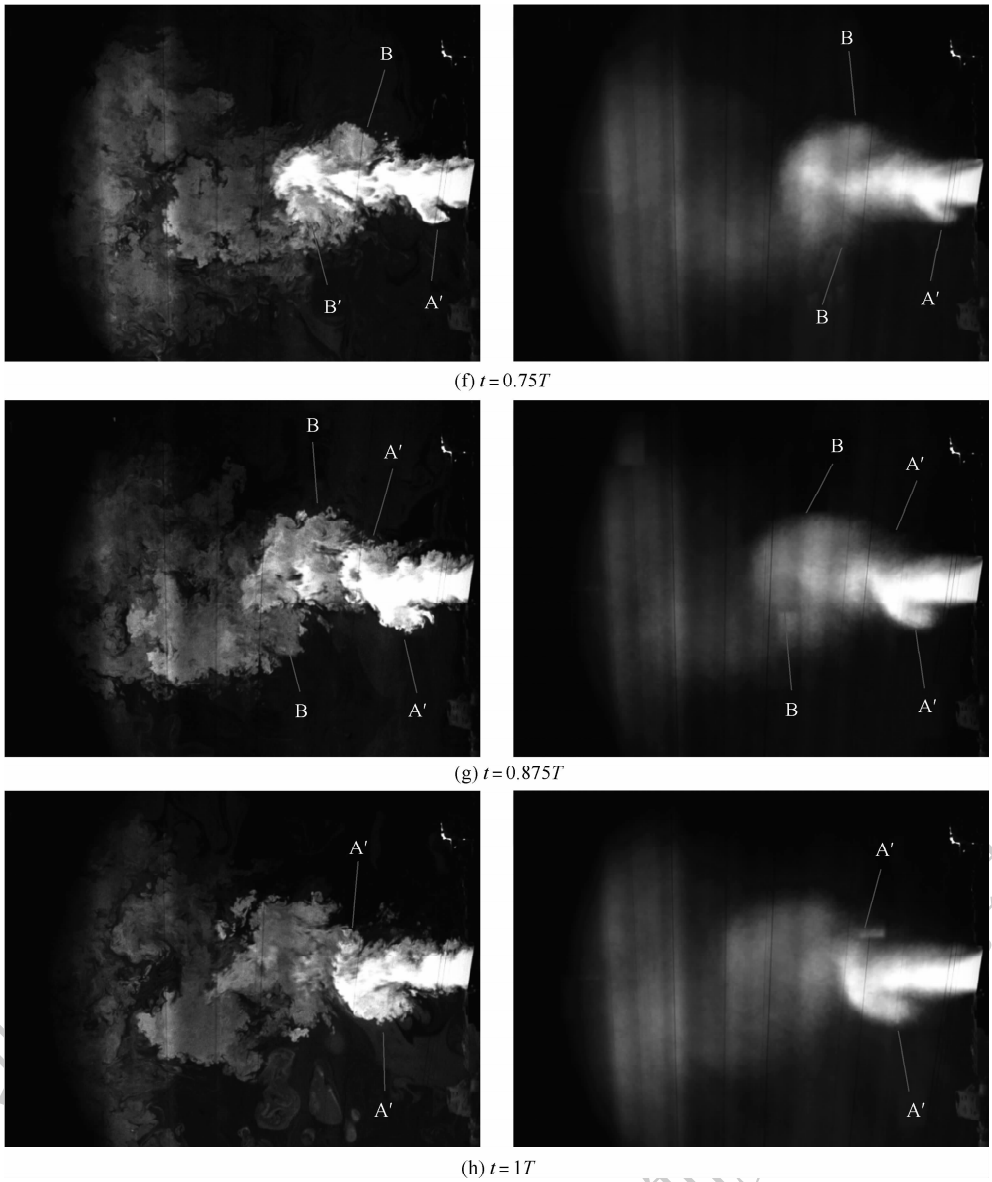
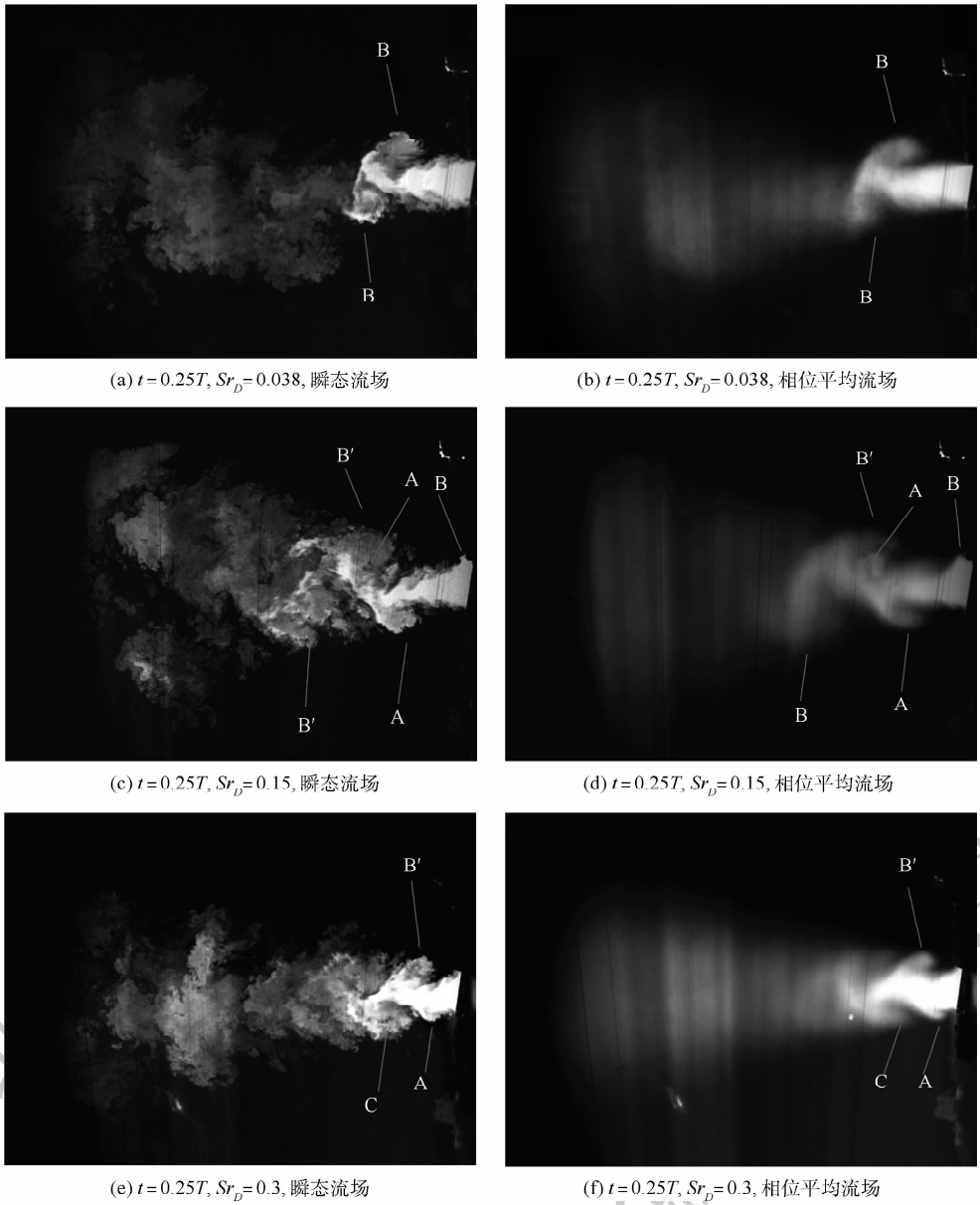


图 9　$Sr_D=0.077$ 时,受激励平面大尺度涡结构演化过程

Fig. 9　Evolution of large-scale vortex structures at forced plane when $Sr_D=0.077$

的尺度较大且已经演化为完整的涡环,在剪切层上下侧均能够观察到涡环截面。上一时刻产生的涡环已经完全破裂为小尺度结构。随着频率提高,在 $Sr_D=0.077$ 时,从图 10 中可以看出,相邻展向涡之间的间距减小,但此时展向涡 B 还未完全发展成涡环,而上一周期产生的涡环 A 仍保持一定的相干性,从相位平均流场中能够识别出 A 的后端。在这 2 种激励频率时,由于频率较低,导致相邻涡环间的距离过大,不会产生相互诱导作用,因此涡环始终保持初始倾斜角度向下游运动,喷流振荡程度较低。在中等激励频率 $Sr_D=0.15$ 时,流场中能够同时观察到 3 个展向涡结构,其中新形成的涡结构 B 刚刚卷起,上一个周期形成的涡结构 A 发展成了完整的涡环,并且此时涡环 A 前端被吸入了涡环 B′后端的内部。2 个涡环发生了涡环相互诱导作用[20-21]。由于这种诱导作用使得涡环的倾斜角度增大,位置也更靠近外侧。从相位平均流场中能更清晰的观察到涡环倾斜角度变大。同时在远场由于交错倾斜涡环的径向诱导速度增大,在瞬态流场中能够明显观察到喷流发生了分叉现象。进一步增大激励频率至 $Sr_D=0.3$,相邻周期时间间隔更短导致相邻涡间的距离进一步减小。在流场中能够观察到更多的展向涡结构,在该瞬态由于新形成的涡结构 B 太靠近喷管出口且尺度太小而未被捕捉到。由于展向涡间距离太短而无法演化成完整的涡环,紧密排列的涡结构形成一种近似定常的分布,在喷管出口附近引起喷流轻微的振荡,而在远场对喷流影响较弱。从相位平均流场中可以发现此时展向涡结构破裂也更快。

北航学报 赠阅



(a) $t=0.25T$, $Sr_D=0.038$, 瞬态流场　(b) $t=0.25T$, $Sr_D=0.038$, 相位平均流场

(c) $t=0.25T$, $Sr_D=0.15$, 瞬态流场　(d) $t=0.25T$, $Sr_D=0.15$, 相位平均流场

(e) $t=0.25T$, $Sr_D=0.3$, 瞬态流场　(f) $t=0.25T$, $Sr_D=0.3$, 相位平均流场

图 10　不同激励频率时瞬态以及相位平均流场

Fig. 10　Instantaneous and corresponding phase averaged images of flow field at forced plane at different excitation frequencies

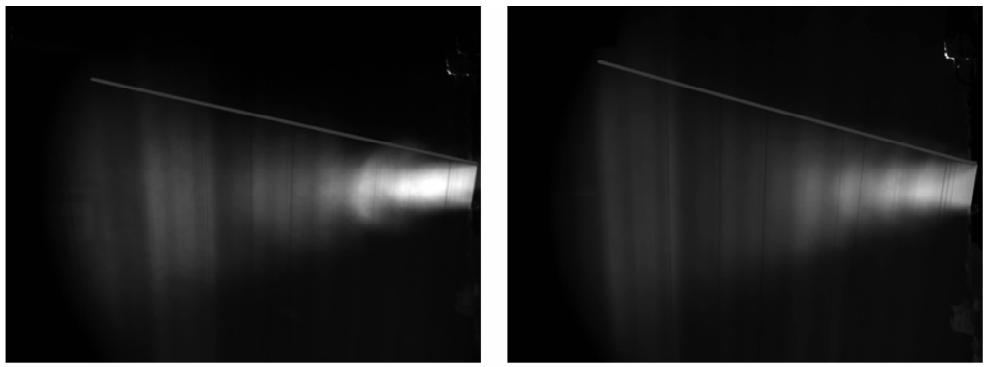
图 11 为不同激励频率下的时均流场。可以看出，和自然喷流相比，经过脉冲射流激励后，喷流在受激励平面扩展速率均明显增大，说明喷流和环境流体的混合增强。激励频率从 $Sr_D=0.038$ 增大到 0.15 时，喷流扩散增大，扩张角增大，说明强化混合效果逐渐变强。进一步增大激励频率到 $Sr_D=0.3$ 后，喷流的扩散速率又减小，说明混合效果减弱。在本实验中激励频率为 $Sr_D=0.15$ 时混合效果最好，即存在最佳激励频率。

从以上研究中可以总结出激励频率主要通过影响相邻涡结构间的距离来影响涡结构的相互作用，从而导致强化混合效果的差别。在低频时，相邻涡环的间距较大，因此相邻涡环的诱导速度很小，涡环只是保持初始的倾斜状态向下游运动，最终破裂，喷流的形态和自然喷流类似。在高频时，相邻涡结构紧密排列，上游涡结构的前半部分分布在受激励平面无法形成完整的涡环和前一个涡结构的后半部分发生相互诱导。而在最佳激励频率时，相邻涡环前后端发生相互诱导作用，使主喷流产生强烈振荡，扩展剧烈，能够卷吸更多环境流体，从而获得更好的混合效果。

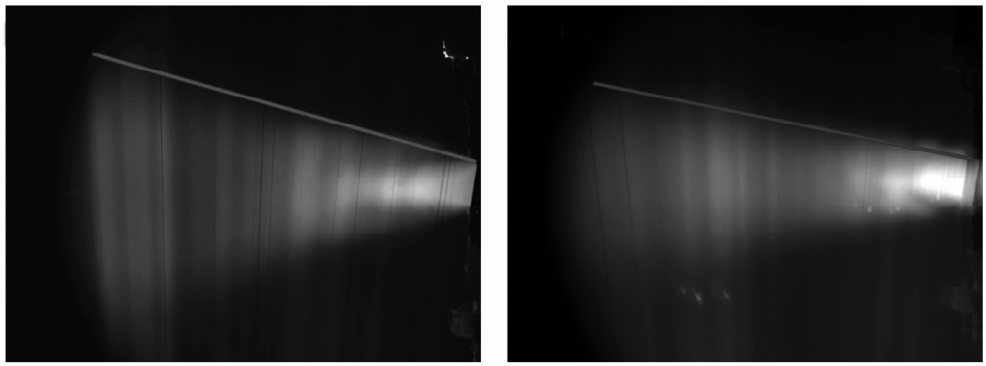
2.4　激励振幅的影响

本节中采集了激励振幅为 MFR = 1% 的流场，激励频率为 $Sr_D=0.15$，和 2.3 节结果进行对比，研究激励振幅的影响。图 12 为 $t=0.5T$ 时刻该工况下瞬态和相位平均流场。可以看出，其涡结构分布模式和相同激励频率下振幅为 MFR = 2%

北航学报 赠阅



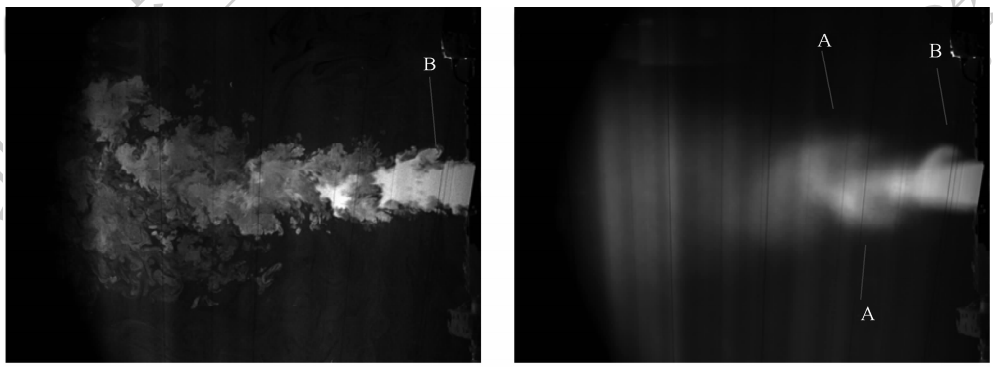
(a) $Sr_D=0.038$　　(b) $Sr_D=0.077$



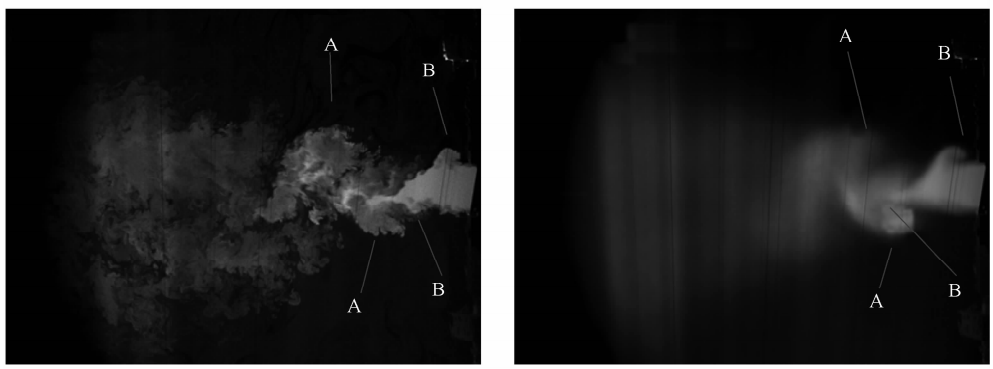
(c) $Sr_D=0.15$　　(d) $Sr_D=0.3$

图 11　不同激励频率下的时均流场

Fig. 11　Time-averaged flow field at different excitation frequencies



(a) $Sr_D=0.15$, MFR = 1%, 瞬态流场　　(b) $Sr_D=0.15$, MFR = 1%, 相位平均流场



(c) $Sr_D=0.15$, MFR = 2%, 瞬态流场　　(d) $Sr_D=0.15$, MFR = 2%, 相位平均流场

图 12　不同激励振幅时瞬态和相位平均流场

Fig. 12　Instantaneous and corresponding phase averaged images of flow field at different excitation amplitudes

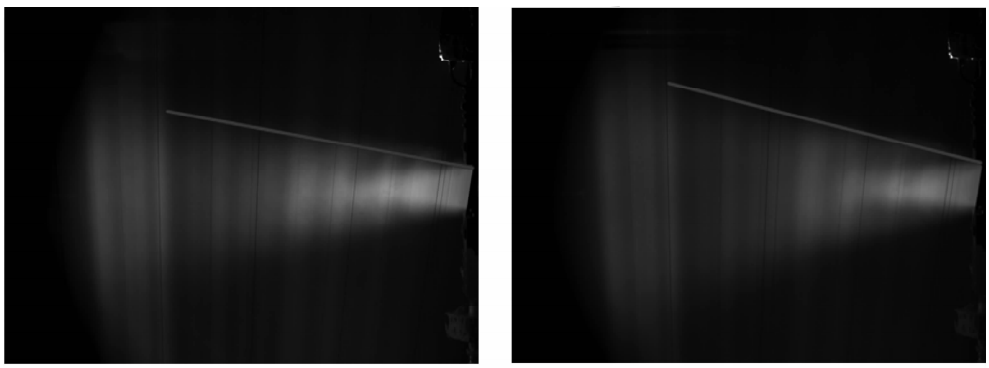
时基本相同。但也存在差异,在激励振幅较大时,剪切层中产生的扰动较大,形成的速度梯度更大,因此产生的展向涡 B 尺度更大,强度更强。可以看出,MFR = 2% 时,涡结构 B 的尺度明显比 MFR = 1% 时更大。同时由于涡结构强度更强,因此在周向上发展的速度更快,在该瞬态MFR = 2%

北航学报 赠阅

时在下侧剪切层中能够观察到展向涡 B 的前段截面,说明此时已形成完整的涡环。而在 MFR = 1%时,无法观察到这种结构。另一方面,由于涡结构强度更强,因此在流场中能够更持久保持其相干性。在 MFR = 1% 时,前一个周期形成的涡环已经破裂,只能从相位平均流场中识别到。而在 MFR = 2% 时,在流场中能够清晰观察到这种结构。同时在相位平均流场中能够观察到涡环 B 的前段由于涡环 A 的诱导作用被向前拉伸。在远场由于振幅较大时涡结构的诱导作用更强,因此在 MFR = 2% 时喷流扩散更快。

图 13 为不同激励振幅下的时均流场。从图中可以看出激励振幅增大后喷流剪切层扩散速度增大,强化混合效果更好。

从以上研究可以发现激励振幅越大,在剪切层中产生的扰动越大,涡卷起的尺度也更大,相干性更强,并且涡也更靠近剪切层外侧。因此卷吸能力更强,使剪切层扩散更快。



(a) Sr_D = 0.15, MFR = 1% (b) Sr_D = 0.15, MFR = 2%

图 13 不同激励振幅下的时均流场

Fig. 13 Time-averaged flow field at different excitation amplitudes

3 结 论

本文搭建了喷流激光诱导荧光流动显示实验平台,通过该实验首先研究了自然喷流以及反对称模式激励时喷流中涡结构的演化发展过程。然后,通过调节激励器频率研究了频率对喷流中涡结构的影响以及对喷流剪切层扩散速度的影响。最后,研究了 2 个不同激励振幅时流场中的涡结构以及剪切层扩散。得到以下结论:

1)由于脉冲射流的作用在对侧剪切层中首先卷起展向涡结构,随着控制射流的持续作用展向涡结构尺度逐渐变大,并且在周向上发展,最终演化为完整的涡环。当脉冲射流停止工作时展向涡结构逐渐削弱,失去相干性,破裂为小尺度涡结构。

2)在激励频率较低时,展向涡结构能够演化成完整的涡环。但由于周期间隔较大,相邻涡环间相互诱导作用较弱,因此涡环只保持初始倾斜角度,喷流振荡较弱。提高激励频率会减小涡环间距离,后一个涡环的前半部被吸入前一个涡环后半部从而发生相互作用,使得涡环倾斜角度增大,在远场引起喷流分叉。当激励频率过大时,展向涡结构无法演化为涡环,其在剪切层两侧交错排列,处于拟定常状态,引起喷流在近场处轻微的振荡,并且涡结构更早破裂。

3)激励振幅主要影响展向涡的尺度和强度。在激励振幅较大时产生的展向涡尺度较大,且强度也较大,在周向上生长更快。同时在流场中能够更持久维持其相干性。从而使得相邻涡环间诱导作用更强,强化混合效果更好。

参考文献(References)

[1] VALDIS K, JOHN D, DAVID M S, et al. Active flow control technology transition: The boeing ACE program[C]// Proceedings of the 30th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 1999: 1-12.

[2] OBERT F, AHUJA K K, BRIAN C, et al. Jet mixing enhancemen[C]// Proceedings of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Reston: AIAA, 2004: 1-9.

[3] CLARENCE F C, JOHN D, DAVID S, et al. Active core exhaust (ACE) control for reduction of thermal loading[C]// AIAA Fluid 2000 Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2000: 1-11.

[4] LINDA D K. Active flow control technology[C]// ASME Fluids Engineering Division Technical Brief, 1999.

[5] TONG F, JAMES J M. LDA measurements of underexpanded jet flow from an axisymmetric nozzle with solid tabs[C]// Proceedings of the 3rd AIAA Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2006: 1-12.

[6] CALLENDER B, GUTMARK E. A near-field investigation of chevron nozzle mechanisms[C]// Proceedings of the 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 1-16.

[7] SUN L Y, TERRENCE W S, SUSAN C, et al. Jet penetration

北航学报 赠阅

into a scaled microfabricated stirling cycle regenerator[C]// Proceedings of the 6th International Energy Conversion Engineering Conference (IECEC). Reston:AIAA,2008:1-17.

[8] SAMIMY M,KIM J H,KASTNER J,et al. Active control of a mach 0.9 jet for noise mitigation using plasma actuators[J]. AIAA Journal,2007,45(4):890-901.

[9] ADNAN E,ROBERT E B. Structure,penetration,and mixing of pulsed jets in cross flow[J]. AIAA Journal,2001,39(3):417-423.

[10] RITCHIE B D,MUJUMDAR D R,SEITZMAN J M. Mixing in coaxial jets using synthetic jet actuators[C]// Proceedings of the 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston:AIAA,2000:1-9.

[11] PAREKH D E,KIBENS V,GLEZER A,et al. Innovative jet flow control:Mixing enhancement experiments[C]// Proceedings of the 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,1996.

[12] NEW T H,TAY W L. Effects of cross-stream radial injections on a round jet[J]. Journal of Turbulence,2006,7(57):1-20.

[13] YANG H,ZHOU Y. Axisymmetric jet manipulated using two unsteady minijets[J]. Journal of Fluid Mechanics,2016,808:362-396.

[14] BEHROUZI P,MCGUIRK J J. Jet mixing enhancement using fluid tabs[C]// Proceedings of the 2nd AIAA Flow Control Conference. Reston:AIAA,2004:2401.

[15] MUHAMMAD A K,MCGUIRK J J. Unsteady predictions of mixing enhancement with steady and pulsed control jets[J]. AIAA Journal,2015,53(5):1262-1276.

[16] DEWEY C. Qualitative and quantitative flow field visualization utilizing laser-induced fluorescence[C]// Proceedings of the AGARD Conference of Non-intrusive Instrumentation in Fluid Flow Research,1976.

[17] XIA Q F,ZHONG S. A PLIF and PIV study of liquid mixing enhanced by a lateral synthetic jet pair[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2012,37:64-73.

[18] YU J Z,VUORINEN V,KAARIO O,et al. Visualization and analysis of the characteristics of transitional underexpanded jets[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2013,44:140-154.

[19] THONG C X,DALLY B B,BIRZER C H,et al. An experimental study on the near flow field of a round jet affected by upstream multi-lateral side-jet[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2017,82:198-211.

[20] KONG B,LI T,ERI Q. Large-eddy simulation of turbulent jet controlled by two pulsed jets:Effect of forcing frequency[J]. Aerospace Science and Technology,2019,89:356-369.

[21] SUZUKI H,KASAGI N,SUZUKI Y. Active control of an axismmetric jet with distributed electromagnetic flap actuators[J]. Experiments in Fluids,2004,36:498-509.

作者简介:

孔博　男,博士。主要研究方向:流动控制、飞行器红外隐身。

额日其太　男,博士,副研究员,博士生导师。主要研究方向:飞机进排气系统设计、红外隐身。

Flow visualization experiment of jet mixing enhancement using pulsed jets

KONG Bo, WANG Changsheng, DING Wenhao, ERIQITAI*

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

Abstract: In this paper, a turbulent jet with Reynolds number 33 000 forced by a pair of pulsed jets working in antisymmetric mode is investigated using laser-induced fluorescence technique. The evolution of large-scale vortex structures in the shear layer is captured and the effect of forcing frequency and amplitude of pulsed jets on vortex structure and mixing enhancement is studied. It is found that inclined and staggered vortex structures are generated in the shear layer, causing the oscillation of primary jet and promoting entrainment. The forcing frequency mainly influences the distance of neighboring vortex rings. There exists optimal excitation frequency that causes the primary jet bifurcating in the far field and spreading most in the shear layer in the forced plane. The forcing amplitude also has effect on the vortex structure. The vortex structures are larger and more coherent at high amplitude, resulting in better mixing enhancement.

Keywords: flow control; flow visualization; mixing enhancement; pulsed jet; vortex ring structure

Received: 2020-03-22; **Accepted**: 2020-06-29; **Published online**: 2020-07-21 11:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200720.1814.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11572027)

* **Corresponding author**. E-mail: eriqitai@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.1001-5965.2020.0106

软件定义时间触发网络的调度算法优化

全下文载

鲁俊，何锋*，熊华钢，郑重
（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：软件定义时间触发以太网(TTE)作为优化航空电子系统中消息调度的一种新模式，其动态在线调度算法必须尽力保证任何情况下所有消息的传输确定性。针对时间触发(TT)消息调度间隔小于消息帧长(小时隙)时，速率约束RC消息延迟增大、传输确定性降低的问题，对TT消息调度算法进行改进。首先，构建了TTE的系统模型，阐明了最小延迟(MID)调度算法和背靠背(B2B)调度算法的机制；然后在其基础上提出了大孔隙(MAV)调度算法，以减少(RC)消息的等待延迟；最后，利用OMNeT++实验分析这3种调度算法的性能。实验结果表明：当无小时隙TT消息时，B2B算法的消息延迟最大、MAV调度算法和MID调度算法的消息延迟接近。当有小时隙TT消息时，MAV调度算法的消息传输确定性更好，相比于MID调度算法，MAV调度算法下RC消息的传输确定性提高了87.3%。

关 键 词：调度算法；时间触发以太网(TTE)；软件定义网络(SDN)；消息延迟；传输确定性
中图分类号：TP393.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-1004-11

在具有时间、任务和安全等多关键性需求下的航空电子系统中，网络一直是体系架构的核心技术之一。时间触发以太网(Time-Triggered Ethernet, TTE)是一种基于802.3以太网的确定性组网方案，增加了时间触发(Time-Trigger, TT)机制，提高了高关键级别任务的消息传输确定性[1-2]。而TT消息需要一个全局TT消息调度表来避免不同时间触发窗口之间的冲突[3]。

先进综合航空电子系统采用时间触发以太网，无论航空电子系统的状态如何，全网TT消息时间表都是静态的。针对静态调度表的设计，各种启发式TT消息调度算法得到了广泛的研究，但具有不同的计算复杂度[4-6]。

随着满足性模理论(Satisfiability Modulo Theories, SMT)的提出[7-8]，TT消息调度可利用SMT求解逻辑公式的可满足性。因为TT消息是周期性的，可以用公共周期内无限重复有限集来表示[9]。将SMT引入到TT消息调度规划中，可以方便地获得一个可行的TT消息调度表[10-12]。

然而，传统消息延迟统计的是从终端系统的缓冲器向交换机发送消息时开始到终端系统接收到消息结束的一段时间，并没有考虑到终端系统上消息生成后在缓存器的等待延迟[13-15]。事实上，一个TT消息帧在调度之前可能要在终端系统中等待一个完整的传输周期才能等到发送窗[16]。在硬实时系统中，TT消息的生成时间是已知的，可以通过减小TT消息的生成时间与调度时刻的差异，使得TT消息延迟的大幅度减小。许多研究人员试图综合任务和网络，得到一个完整的TT消息调度表[17-19]。

Fraboul的团队认为松散时间触发架构(L-TTA)在航空电子系统中更好[20]。除了时间触发

收稿日期：2020-03-24；**录用日期**：2020-07-18；**网络出版时间**：2020-08-28 11:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200827.1829.001.html
基金项目：国家自然科学基金（71701020）；装备预研领域基金（61403120404）
*通信作者. E-mail：robinleo@buaa.edu.cn

引用格式：鲁俊，何锋，熊华钢，等. 软件定义时间触发网络的调度算法优化[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：1004-1014. LU J，HE F，XIONG H G，et al. Scheduling algorithms optimization in software defined time-triggered Network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：1004-1014 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

之外,L-TTA 还可以实现一些不确定的调度机制,如速率约束(Rate-Constrained, RC)消息中的多优先级。在 L-TTA 中,系统和网络有各自的同步机制,任务级时间和网络级时间是不一致的。而基于网络级时间的准确生成时间很难预测,其随任务执行的不同而不同,在终端系统(End System, ES)的每次启动时也可能不同。并且任务级时间和网络级时间也在动态变化。因此,产生时间和触发时间之间的时间漂移也是动态的。会导致 TT 流量的抖动。必须有在线检测机制来防止 TT 流量出现剧烈的调度抖动。

为了解决这个问题,需要一个集中式控制器来支持 TT 消息的在线抖动判断和调度优化。McKeown 等[21]提出了软件定义网络(Software Defined Networking, SDN)来动态调整校园网上的网络配置。其中,网络的动态调整依赖于网络控制器的调度[22]。Sampigethaya[23]定性分析了 SDN 在航空领域的机遇和挑战,SDN 在实时网络中具有巨大的优势。在此基础上,Heise 等[24]通过实验对航空电子全双工交换以太网(AFDX)的 SDN 硬件性能进行了评估。然而,交换机中的流表仅在初始阶段进行了静态配置,没有利用 SDN 网络动态调整的优势。随后,Kumar 等[25]引入了 SDN 来保证消息延迟,但只考虑了 RC 消息的优化问题。

最近,Lu 等[26]将 SDN 引入 TTE 网络,通过改变 TT 消息的传输方式,获取 TT 消息的生成时间。在 TT 消息的生成时间已知的情况下,基于 SMT 的常规算法仅可以得到一个可行的解,不能解决最优问题。Craciunas 将任务和网络级调度联合合成问题转化为具有不同目标的混合整数规划(Mixed Integer Programming, MIP)问题[12]。但是其发现,MIP 花费了太多的时间来执行在线计算。随后,提出了一种适合在线调度场景的基于 SMT 的优化方法[27]。虽然处理时间明显缩短,但这种基于 SMT 方法的处理时间仍然较长。在此基础上,Lu 等[26]对 SMT 的算法进行了优化,进一步减少处理时间。但这些调度算法都没有考虑到 TT 消息调度对 RC 延迟的影响[28]。即,在任一终端系统中,一些 TT 消息的触发时间间隔较小时,RC 消息不能在 TT 消息的间隔时间传输,只能等待大时隙出现,这就严重影响 RC 的消息延迟,并且浪费了网络带宽资源。同时,小时隙 TT 消息也会增加 RC 消息的抖动。

主要针对在小时隙 TT 消息情况下,RC 消息传输确定性减小的问题,提出了一种大孔隙调度算法。首先,建立软件定义时间触发以太网(Software Defined Time-Trigger Ethernet, SDTTE)模型,阐明 SDTTE 网络中消息生成时间的获取方法以及 TT 消息的动态调度机制,描述网络和消息的数学模型;然后,论述 TT 消息的调度算法,在基本约束条件的基础上,描述小延迟调度算法[26]和背靠背调度算法的实现方法。考虑到这 2 种算法在小时隙 TT 消息情况下,RC 消息延迟过大的劣势,提出基于 SMT[7]的大孔隙调度算法;最后,利用 OMNeT ++ 软件进行仿真,比较 3 种算法的性能。

1　系统模型

1.1　网络架构

由于终端系统中的任务和网络之间的异步性,最坏情况下 TT 消息可能必须在终端系统中等待整个传输周期才能被调度出去[16]。为了提高 TTE 的消息传输确定性,将 SDN 引入 TTE,称为 SDTTE[26],如图 1 所示。其中,SDN 将交换机的控制层集中起来,由集中控制器控制。流表由集中控制器规划,并下发到各个交换机,交换机只根据流表的指令进行数据的操作,即 TTE 交换机必须具备软件定义路径的能力[29-30]。同时,终端系统不再需要 TT 消息调度表,TT 消息产生后实时发送,交换机需要根据 TT 消息调度表对数据进行操作,TT 消息调度表需要借助消息调度算法生成。

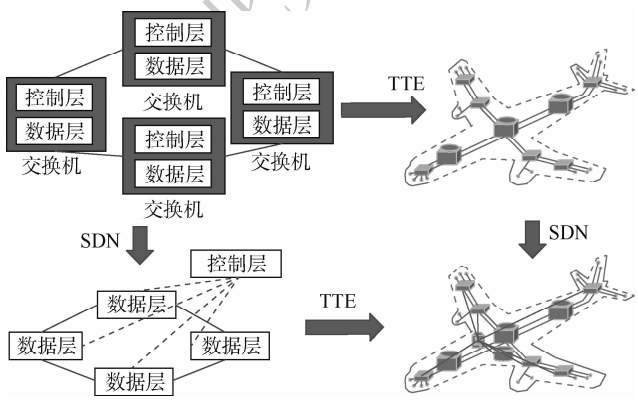


图 1　软件定义时间触发以太网的网络架构

Fig. 1　Network framework of SDTTE

北航学报 赠阅

当交换机发现 TT 消息没有流表或者其产生时间和触发时间之间存在巨大偏差时,系统需要重新配置。交换机将上报 TT 消息到集中控制器,以便其间接获得终端系统的发送时间[26]。

当 TT 消息产生时间和触发时间之间不存在较大偏差时,系统不需要重新配置。定义了一个阈值和时间漂移,其中时间漂移表示上一次更新后探测到 TT 消息的第一次产生时间。如果时间漂移超过阈值,将在线重新配置流表。该阈值避免了在线更新 TT 消息调度表期间 TT 消息的大抖动。

无论系统处于何种状态,TTE 交换机所需要的 TT 消息调度表都可以通过调度相应的控制器[31]执行消息调度算法更新。

1.2 网络模型

一个 TTE 网络可以形式化表示为一个有向图 $G(V, E)$,端点集合 V 表示通信节点,包括交换机和端系统;边集合 E 代表节点间有向通信链路,类似于文献[26]中的定义。

对于一个航空电子平台 $v_i \subseteq V$,该平台的一个节点 $v_{i,j}$,可表示为

$$v_{i,j} = \langle rc_{i,j}, rs_{i,j}, rl_{i,j} \rangle \in v_i \subseteq V \tag{1}$$

式中:i 为平台编号;j 为平台内的子系统编号;$rc_{i,j}$ 为节点 $v_{i,j}$ 的剩余计算资源;$rs_{i,j}$ 为节点 $v_{i,j}$ 的剩余存储资源;$rl_{i,j}$ 为节点 $v_{i,j}$ 的剩余链路资源。

对于一条带宽为 $c_{i,j,s,t}$(如 100 Mb/s)的物理链路 $e_{i,j,s,t}$,可表示为

$$e_{i,j,s,t} = [v_{i,j}, v_{s,t}] \in E \qquad v_{i,j}, v_{s,t} \in V \tag{2}$$

在时间触发网络中,利用虚拟链路的概念,对时间触发通信进行建模。一条虚拟链路是网络中从发送节点到一个或多个接收节点的逻辑数据流路径。一条从端系统 v_{i,e_1} 到端系统 v_{j,e_2} 的典型虚拟链接 vl_p 描述如下:

$$\mathrm{vl}_p = [v_{i,e_1}, v_{i,1}] \cdot [v_{i,1}, v_{i,1}], \cdots, [v_{j,n}, v_{j,n}] \cdot [v_{j,n}, v_{j,e_2}] = e_{i,e_1,i,1} e_{i,1,i,1} \cdots e_{j,n,j,n} e_{j,n,j,e_2} \tag{3}$$

式中:物理链路 $e_{j,n,j,n}$ 表示消息帧在某个交换机内的传递链路。

1.3 消息类型

对于 TTE 网络,消息分为 3 种类型,时间触发消息、速率约束消息和尽力传消息。

1)时间触发消息。即 TT 消息,需要一个全局调度表。其定义了消息发送的触发时间,同时也需要一个全局同步时钟来保证整个网络时间一致,从而支持全局调度表的触发调度。

2)速率约束消息。即 RC 消息,具有 2 个重要的参数:带宽分配间隔(Bandwidth Allocation Gap, BAG)和最大帧长。前者也叫做最小帧间间隔,是在一个 RC 消息中 2 个连续消息帧的最小间隔时间,仅在发送终端有此约束;后者是消息帧长的约束。这 2 个约束与航空电子全双工交换式以太网(Avionics Full Duplex switched Ethernet, AFDX)中一致。

3)尽力传消息。即 BE(Best Effort)消息,是没有时间触发和宽带分配间隔保证的一类低优先级的以太网流量,但是其依然存在帧延迟约束[32-33]。

1.4 消息模型

M 可表示所有消息的集合。一个消息 $m_p \in M$ 利用式(4)参数进行建模。

$$m_p = \langle P_p, L_p, \mathrm{vl}_p \rangle \tag{4}$$

式中:P_p 为消息周期;L_p 为消息长度;vl_p 为消息唯一对应的虚拟链路,决定消息传输的路径。

$m_{p,q}$ 表示消息 m_p 的第 q 个实例。

$$m_{p,q} = \langle T_{p,q}, P_p, L_p, \mathrm{vl}_p \rangle \tag{5}$$

式中:$T_{p,q}$ 为消息实例 $m_{p,q}$ 的产生时间。

消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 唯一对应了一个消息实例在特定链路 $e_{i,j,s,t}$ 上的消息帧。F 表示所有消息帧的集合。$F_p^{e_{i,j,s,t}} \in F$ 表示虚拟链路 vl_p 中在物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上的所有消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 的有序子集。这些帧的顺序由帧的触发时间确定。此外,$f_{p,1}^{e_{i,j,s,t}}$ 和 $f_{p,\mathrm{end}}^{e_{i,j,s,t}}$ 分别定义为有序子集 $F_p^{e_{i,j,s,t}}$ 的第 1 个消息帧和最后 1 个消息帧。类似于文献[11],一个消息帧 $f_{i,p,q}^{e_{i,j,k}} \in F_{i,p}^{e_{i,j,k}}$ 可定义为式(6)的形式:

$$f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} = \langle \mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}, \mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}, \mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}, \mathrm{cf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \rangle \tag{6}$$

式中:$\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 为消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 的发送触发时间;$\mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 为消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 的周期;$\mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 为消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 的传输时间;$\mathrm{cf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 为消息帧 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 在物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上的带宽。对于一个消息帧,有

$$\begin{cases} \mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} = P_p \\ f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} = L_p / \mathrm{cf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \end{cases} \tag{7}$$

对于一个交换机,触发时间包括发送触发时间和接收触发时间。其中,接收触发时间可以通过消息实例在上一链路的发送触发时间进行计算,如下:

$$\mathrm{rf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} = \mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s-1,t-1}} + \mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s-1,t-1}} + d_{\mathrm{Innerhop}} \tag{8}$$

式中:d_{Innerhop} 为接收消息的技术延迟。

2 调度算法

在 SDTTE 网络下,间接知晓 TT 消息的生成时间,基于 SMT 的消息调度算法可以利用不同约束条件,得到各种不同指标的最优。通过分析在最小延迟(Minimum Delay, MID)调度算法[26]的

北航学报 赠阅

RC 消息传输确定性不足,对基于 SMT 的消息调度算法进行优化,分析了背靠背调度算法。虽然增加了部分情况下 RC 消息传输确定性,但考虑到其 TT 消息等待延迟大,同时 RC 消息传输确定性不足的问题仍然存在,提出了大孔隙调度算法。

2.1　基本约束条件

TT 消息调度表是在集群周期 t_c 内对所有 TT 消息 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 的触发时间 $\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 进行规划,对于 $\forall v_j \neq v_k \neq v_n \in V, m_p \neq m_{p_1} \neq m_{p_2} \in M, f_{p,q} \neq f_{p,q_1} \neq f_{p,q_2} \in F$,常规的调度约束条件如下。

2.1.1　边界约束

所有 TT 消息的触发时间 $\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 必须在集群周期 t_c 内。由于触发时间是以任意的一个时间点作为参考时间,可以通过限制最大补偿和最小补偿的差来实现,即该差异不大于集群周期 t_c。

$$\max(\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}) - \min(\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}) \leqslant t_c \tag{9}$$

2.1.2　防撞约束

任意 2 个消息帧不能同时出现在物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上,即在物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上任意 2 个消息帧不能同时传输。消息帧满足式(10)不等式:

$$\mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} + \mathrm{lf}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} < \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,s,t}} \| \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,s,t}} + \mathrm{lf}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,s,t}} < \mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} \tag{10}$$

式中:p_1、p_2 为不同的消息编号;q_1、q_2 为一个消息中不同的实例编号。

2.1.3　时序约束

根据一个消息的传输时序,一个消息实例 $m_{p,q}$ 在物理链路 $e_{i,j,s-1,t-1}$ 上的接收时间应该小于下一物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上的发送时间,如下:

$$\mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s-1,t-1}} + \mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s-1,t-1}} + d_{\mathrm{Innerhop}} < \mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \tag{11}$$

式中:d_{Innerhop} 为交换机中的技术延迟。

2.1.4　延迟约束

端到端的延迟不应该超过消息的截止时间。一般地,消息的截止时间设为与消息周期 $\mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$ 一致。即端到端延迟不能超过消息的周期 $\mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$。

$$\mathrm{of}_{p,q}^{e_{in,nn,j,e2}} + \mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} - \mathrm{of}_{p,q}^{e_{i,e1,i1,n1}} \leqslant \mathrm{pf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \tag{12}$$

2.1.5　周期约束

根据消息的周期性,对于一个在物理链路 $e_{i,j,s,t}$ 上的消息 m_p,其所有消息帧的触发时间应该存在固定间隔。例如,第 q_1 个消息帧和第 q_2 个消息帧的间隔应该是 $q_2 \sim q_1$ 倍的消息周期。

$$\mathrm{of}_{p,q_1}^{e_{i,j,s,t}} = \mathrm{of}_{p,q_2}^{e_{i,j,s,t}} + (q_2 - q_1) \times \mathrm{pf}_{p,q_2}^{e_{i,j,s,t}} \tag{13}$$

当同步精度较差时,需要考虑同步抖动 t_s,即在以上约束式(1)~式(5)的不等式左侧可以加入 $2t_s$。

2.2　小延迟调度算法

在 TTE 网络中,为了使 TT 消息的性能尽量的好,即消息延迟和抖动尽量的小,可以采用 MID 调度算法,尽量减少 TT 消息产生时间和触发调度时间的间隔,规划 TT 消息的调度表。求解最小消息延迟可以使用 MIP,但这需要花费大量的时间来完成解算过程。对于一个小于 64 条 TT 消息的网络,MIP 求解器 Gurobi 需要的处理时间至少是 SMT(Satisfiability Modulo Theories)求解器 Yices 的 25 倍(50 s/2 s)[9]。虽然 SMT 求解器的处理时间短,但其不能直接求取最小消息延迟,需要加入延迟上界 delaymin 的约束。

$$D = \sum_{m_p \in M} D_{m_p} < \mathrm{delaymin} \tag{14}$$

式中:D_{m_p} 为每条消息的延迟;D 为累加所有消息延迟得到的消息累计总延迟。

通过基本约束和式(14),在 SMT 求解器中计算可行解;再利用二分法不断减小延迟上界 delaymin 的值,然后多次迭代,最后得到近似的最优解[26]。

2.3　背靠背调度算法

如果 TT 消息的调度时间间隔小于最大消息帧长,称之为小时隙 TT 消息。在利用最小延迟调度算法计算 TT 消息调度时间时,其调度时间存在小时隙的可能,如图 2 中 MID 所示。其中,B2B 是背靠背(Back to Back, B2B)调度。当有小时隙 TT 消息时,RC 消息必须等待这些小时隙 TT 消息执行完后,再传输该 RC 消息。

在图 2 所示的 MID 调度算法下,RC 消息的等待延迟,其值与小间隔的 TT 消息数量、TT 消息传输时间和 TT 消息间隔时间有关。RC 消息的抖动随之增加,降低了 TTE 网络的消息传输确定性。同时,由于这些 TT 消息的间隔小,间隔之间无法传递其他消息,相应的也减少了 TTE 网络的可用网络资源,浪费了网络带宽。

为了减少这些闲置的网络带宽,最容易想到的方法就是 B2B 调度,如图 2 中 B2B 所示。其中,TT 消息之间首尾相接,不存在间隙,充分利用网络资源。在该例子里,图 2中的 RC 消息不再需要等待 TT 消息的执行,可以在 TT 消息执行前传输。当然,这种 B2B 的调度算法一般仅存在于终端系统中,即在消息的发送端,所有的 TT 消息需

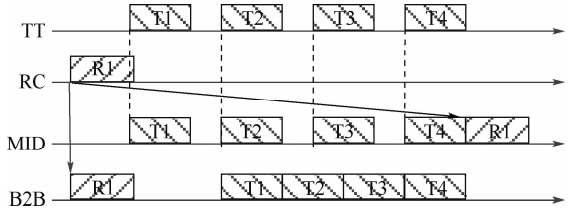


图 2　背靠背调度算法的 RC 消息延迟

Fig. 2　RC message delay by B2B scheduling algorithm

北航学报 赠阅

要 B2B 调度。如果在所有交换机中 TT 消息也使用 B2B 调度，也将会严重影响 TT 消息的延迟。在 TT 消息较多的情况下，还将会影响 TT 消息的可调度性。

对于发送端的 B2B 调度，在发送节点 $v_{i,j}$，对于任一 TT 消息 $f_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}}$，总存在另一个 TT 消息 $f_{p_2,q_2}^{e_{i,j,s,t}}$，它们是首尾相接的，形式化表示如下：

$$\mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} + \mathrm{lf}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} = \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} \| \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} + \mathrm{lf}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} = \mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} \tag{15}$$

在基本约束条件中加入约束(15)，利用最小延迟调度算法中的 SMT 求解器，求解在此约束下的最小延迟可行解，实现 B2B 调度算法。

2.4 大孔隙调度算法

虽然 B2B 调度算法解决了网络资源浪费的问题，但 RC 消息延迟和抖动可能变大的问题依然存在，如图 3 中 B2B 所示。其中，RC 消息需要等待 TT 消息 T0 ~ T4 执行完后，才能传输。RC 消息的延迟在 MID 调度算法和 B2B 调度算法中没有得到改善，如图 3 中 MID 和 B2B 所示。这种不确定的等待延迟，增加了 RC 消息的抖动，也降低了 TTE 整网消息的消息传输确定性。

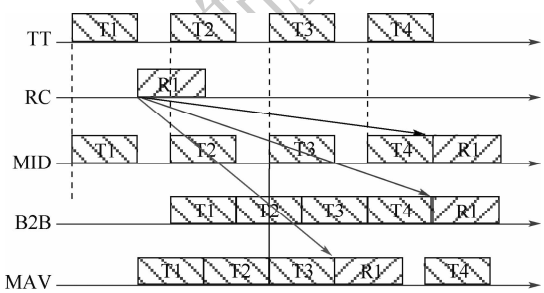


图 3 大孔隙调度算法的 RC 消息延迟

Fig. 3 RC message delay by macrovoid scheduling algorithm

为了解决该问题，提出了大孔隙(Macrovoid，MAV)调度算法，如图 3 中 MAV 所示。其中，任意 2 个 TT 消息首尾相接，或者间隔不小于最大消息帧长，RC 消息可以在 TT 消息间隔窗口直接传输，不必等待 TT 消息传输完毕。该约束表示为

$$\begin{aligned}&\mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} + \mathrm{lf}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} = \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} \| \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} + \mathrm{lf}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} = \\ &\quad \mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} \| \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} - of_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} - \mathrm{lf}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} > \\ &\quad \mathrm{lf}_{\max} \| \mathrm{of}_{p_1,q_1}^{e_{i,j,s,t}} - \mathrm{of}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} - \mathrm{lf}_{p_2,q_2}^{e_{i,j,x,y}} > \mathrm{lf}_{\max}\end{aligned} \tag{16}$$

式中：$\mathrm{lf}_{\max}$为消息传输时间的最大值。

在基本约束条件中加入约束(16)，同样利用最小延迟调度算法中的 SMT 求解器[7]，求解在此约束下的最小延迟可行解，实现大孔隙调度，流程如图 4 所示。其中，迭代检查用于算法不收敛时的约束降级。同时，航空电子网络中 TT 消息占

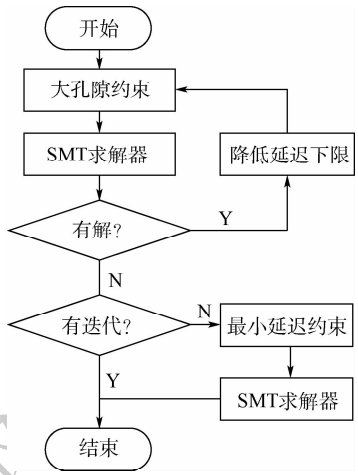


图 4 大孔隙调度算法的流程图

Fig. 4 Flowchart of macrovoid scheduling algorithm

比较少，不满足式(16)的情况不会出现。两者共同保证了算法的收敛性。该算法不仅保证了网络资源的利用率，而且减少了 RC 消息的等待延迟，降低了抖动的大小，提高了 TTE 网络中 RC 消息的传输确定性。

在 MAV 算法中，对于 TT 消息 $f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$，TT 消息的最大等待延迟可以表示为

$$D_{\max}^{e_{i,j,s,t}} = \max_{n \subseteq N} \left(\sum_{f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \in n} (\mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} + l_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}) - \sum_{f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \in n} \mathrm{lf}_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \right) = \max_{n \subseteq N} \left(\sum_{f_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \in n} l_{p,q}^{e_{i,j,s,t}} \right) = 2l_{\max} \tag{17}$$

式中：n 为一个首尾相接的 TT 消息子集；N 为所有首尾相接的 TT 消息子集的集合；$l_{p,q}^{e_{i,j,s,t}}$为相邻 TT 消息的间隔时间；$l_{\max}$为 TTE 网络消息的最大传输延迟，等于最大消息帧长与网络带宽之比。

对于 RC 消息，当无小时隙 TT 消息时，以图 3 为例，利用网络演算，分析在任意物理链路中不同调度算法的 RC 消息最坏延迟，如图 5 所示。

当存在小时隙 TT 消息时，以图 3 为例，利用网络演算，分析在任意物理链路中不同调度算法的 RC 消息最坏延迟，如图 6 所示。

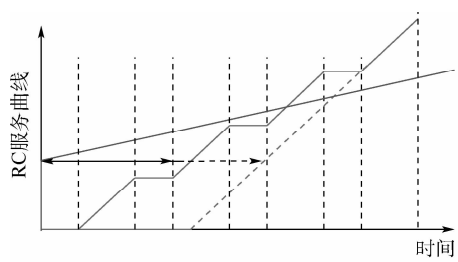


图 5 无小时隙 TT 消息时不同调度算法的 RC 最坏延迟

Fig. 5 RC message worst case delays by different scheduling algorithms without small time interval TT messages

北航学报 赠阅

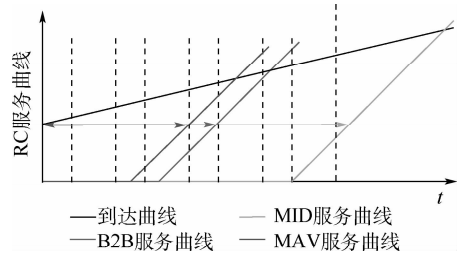


图 6　小时隙 TT 消息下不同调度算法的 RC 最坏延迟

Fig. 6　RC message worst case delays by different scheduling algorithms with small time interval TT messages

综上所述,在任意物理链路中,无论小时隙 TT 消息是否存在,理论上 MAV 调度算法的 RC 消息最坏延迟最小。

3　仿真实验

通过仿真实验分析 MAV 调度算法的性质。包括不同场景下的消息延迟、场景变化时 RC 消息的传输确定性。

3.1　实验配置

利用基于 OMNeT ++ 的自行设计软件进行实验,对 3 种调度算法进行性能评价。交换机模块和控制器模块的结构与 Klein 和 Salih[34-35] 的描述一致,除了它们的缓冲器分为 TT、RC 和 BE 3 种类型缓冲器。

基于 OMNeT ++ 终端系统模块,如图 7 所示。SFlow 模块生成所有不同流量类型的数据包,RFlow 模块接收所有不同流量类型的数据包,flowDispatch 模块负责将数据包派发到不同 SFlow/RFlow 模块,Buffer 模块临时存储不同的数据包,scheduler 模块根据不同流量的约束实现不同流量的调度。flowCheck 模块用于检查接收包是否满足规则,如时间触发调度表和 BAG 约束。

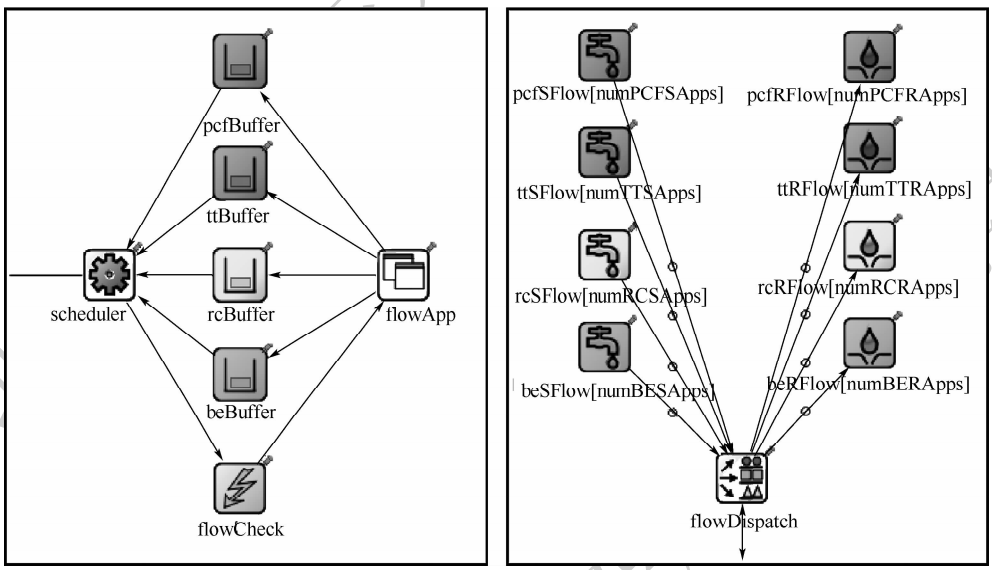


图 7　基于 OMNeT ++ 的终端系统模块

Fig. 7　End system module based on OMNeT ++

考虑到小时隙 TT 消息的概率较小,一般出现在局部航空电子网络。同时,航空电子网络规模庞大,很难通过有限时间的仿真得到最坏延迟(计算机配置:中央处理器 CPU 为 i3-M380,内存为 4 GB)。实验采用 2 个交换机的原型拓扑,仿真有小时隙 TT 消息的情况下航空电子网络各类消息的延迟,如图 8 所示,图中,ES 和 SW 分别为终端系统和交换机。图中有 1 个控制器。2 个交换机和 4 个终端系统。控制器负责 TT 消息调度,2 个交换机互连,每个交换机挂载 2 个终端系统。考虑到航空电子系统中主干网络采用的是有线网络,具有高独立性和高可靠性,没有加入干扰节点。仿真网络带宽为 100 Mb/s。

实验中的消息是终端系统随机生成的,对 256 条消息设置,如表 1 所示。其中,间隔时间表示终端系统中 TT 消息生成的间隔时间,用于构造有/无小时隙 TT 消息的场景。为了保证实验对照组的真实性,除了 TT 消息的间隔时间,其他参数在这 2 种场景中是一致的。

在小时隙 TT 消息的场景下,每个终端系统中

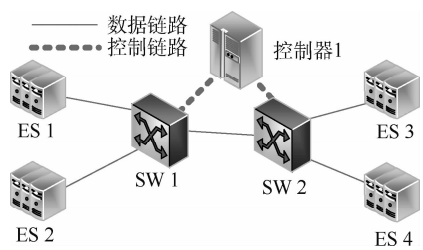


图 8　网络拓扑

Fig. 8　Network topology

北航学报 赠阅

表 1 实验消息配置

Table 1 Message configuration in experiment

终端系统	类型	参数	配置
ES 1 ~ ES 4	TT	数量	32 条
		帧长	1 250 B
		周期	32 ms
		间隔时间	150 μs/240 μs
	RC	数量	32 条
		帧长	1 250 B
		BAG	32 ms

的 TT 消息生成时间之间间隔 150 μs，在传输完该 TT 消息（约 100 μs）后，剩余的间隔时间无法传递 RC 消息，此时的 RC 消息需要等到大时隙时再传输。在无小时隙 TT 消息的场景下，每个终端系统中的 TT 消息生成时间之间间隔 240 μs，在传输完该 TT 消息（约 100 μs）后，剩余的间隔时间约为 140 μs。能传递 RC 消息，此时 RC 消息不需要等待，可以直接传输。通过分析 2 种场景下 RC 消息延迟以及抖动，得到 RC 消息的传输确定性。

3.2 消息延迟分析

3.2.1 无小时隙 TT 消息

在无小时隙 TT 消息的场景下，3 种调度算法的 TT 消息延迟，如图 9 所示。实验结果表明，在 MID 调度算法和 MAV 调度算法中，TT 消息端到端延迟近似，B2B 调度算法中 TT 消息的端到端延迟较大，平均增加了 170.4%。

在无小时隙 TT 消息的场景下，3 种调度算法的 RC 消息延迟，如图 10 所示。实验结果表明，MID 调度算法和 MAV 调度算法的 RC 消息延迟

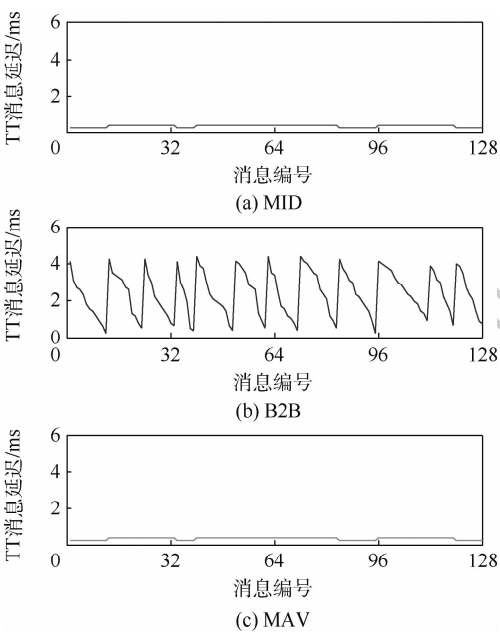


图 9 无小时隙 TT 消息下不同调度算法的 TT 消息延迟

Fig. 9 TT message delays by different scheduling algorithms without small time interval TT messages

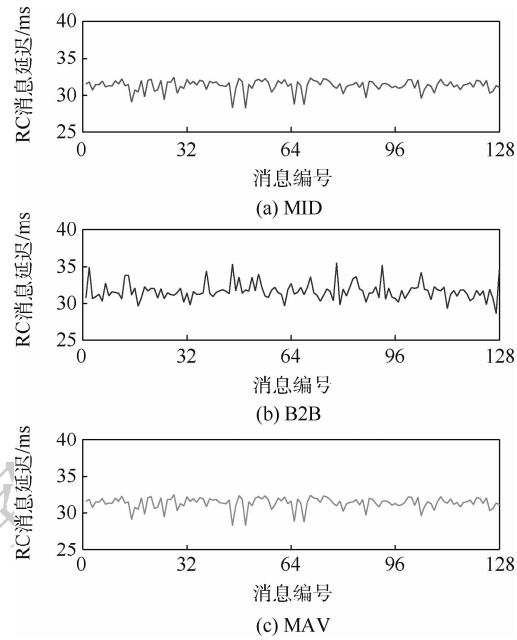


图 10 无小时隙 TT 消息下不同调度算法的 RC 消息延迟

Fig. 10 RC message delays by different scheduling algorithms without small time interval TT messages

近似。B2B 调度算法中存在长等待延迟，如图 3 中 B2B 所示，其 RC 消息延迟增加了 3.1%。

统计所有 TT 消息延迟和 RC 消息延迟，如表 2所示。MID 算法和 MAV 调度算法中所有消息延迟的最大值、平均值和标准差均相同。由于 TT 消息中不存在小时隙，MAV 调度算法中新加入的约束就不会产生作用，其消息延迟与 MID 算法一致。在 B2B 调度算法中 TT 消息延迟的统计数据都有所增大。随着终端系统中的 TT 消息增加，B2B 算法的劣势会愈加明显。

MAV 调度算法、B2B 调度算法和 MAV 调度算法的计算耗时分别为 59.264 s、42.86 s 和 58.738 s。此时，MAV 调度算法的大孔隙约束（16）未能生效，等效于 MID 调度算法，计算耗时相近。

表 2 无小时隙 TT 消息下不同调度算法的消息延迟统计

Table 2 Statistics of message delays by different scheduling algorithms without small time interval TT messages

算法	TT/ms			RC/ms		
	最大	平均	标准差	最大	平均	标准差
MID	0.401	0.355	0.069	32.396	31.298	0.789
B2B	1.610	0.960	0.371	37.595	32.259	1.708
MAV	0.401	0.355	0.069	32.396	31.298	0.789

3.2.2 有小时隙 TT 消息

由于 TT 消息生成的时间间隔小于消息帧长，所以任意 2 个 TT 消息之间不会有 RC 消息的传输。使用基于 OMNeT ++ 的软件，仿真分析 3 种调度算法的消息延迟实验。

北航学报 赠阅

在小时隙 TT 消息的场景下,3 种调度算法的 TT 消息延迟,如图 11 所示。实验结果表明,MID 调度算法的 TT 消息端到端延迟最小,MAV 调度算法的最大 TT 消息延迟增加了 19.5%。而 B2B 调度算法的最大 TT 消息延迟变化明显,增加了 997.3%。MAV 调度算法的平均 TT 消息延迟增加了 11.3%。而 B2B 调度算法的平均 TT 消息延迟增加了 618.3%。

在小时隙 TT 消息的场景下,3 种调度算法的 RC 消息延迟,如图 12 所示。实验结果表明,MAV 调度算法的 RC 消息端到端延迟最小。由于 B2B 调度算法存在图 3 中的 RC 消息等待延迟,其 RC 消息的延迟有所增大。而 MID 调度算法由于同时存在图 2、图 3 中的 RC 消息等待延迟,其 RC 消息的端到端延迟最大。但是它们的 RC 消息延迟的平均值较接近。

统计所有 TT 消息延迟和 RC 消息延迟,如表 3所示。相比于 MID 算法,MAV 调度算法中,RC 消息延迟最大减少了 10.8%。所有同类消息的标准差反应了消息的抖动情况,消息的抖动越小,消息的传输确定性越强。

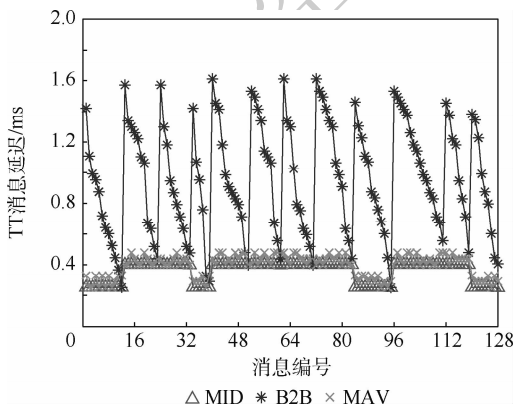


图 11　有小时隙 TT 消息下不同调度算法的 TT 消息延迟

Fig. 11　TT message delays by different scheduling algorithms with small time interval TT messages

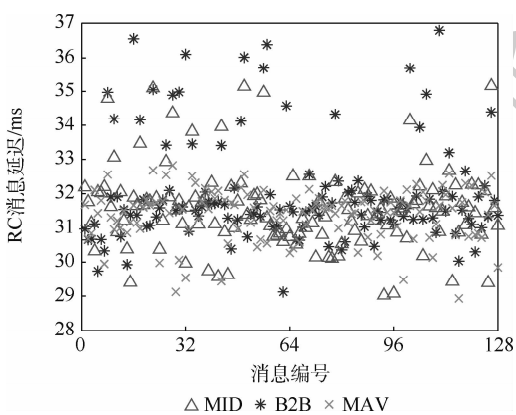


图 12　有小时隙 TT 消息下不同调度算法的 RC 消息延迟

Fig. 12　RC message delays by different scheduling algorithms with small time interval TT messages

表 3　有小时隙 TT 消息下不同调度算法的消息延迟统计

Table 3　Statistics of message delays by different scheduling algorithms with small time interval TT messages

算法	TT/ms			RC/ms		
	最大	平均	标准差	最大	平均	标准差
MID	0.401	0.355	0.069	36.792	31.992	1.511
B2B	4.400	2.355	1.201	35.567	31.653	1.197
MAV	0.479	0.395	0.072	32.830	31.364	0.756

MID 调度算法、B2B 调度算法和 MAV 调度算法的计算耗时分别为 58.454 s、20.280 s 和 178.448 s。分析不同场景下相同算法耗时不同的原因,对于 B2B 调度算法,TT 消息的间隔时间更短、算法的搜索空间更小、计算耗时更少。对于 MAV 调度算法,大孔隙约束(16)生效,约束条件增加、计算耗时更长。

3.3　RC 消息传输确定性分析

由于 B2B 调度算法的 TT 消息延迟一直较大,在传输确定性分析中忽略 B2B 调度算法,主要考虑 MID 调度算法和 MAV 调度算法,如图 13 所示。其中,无小时隙 TT 消息的场景下,MID 调度算法和 MAV 调度算法的 RC 消息延迟是一致的。

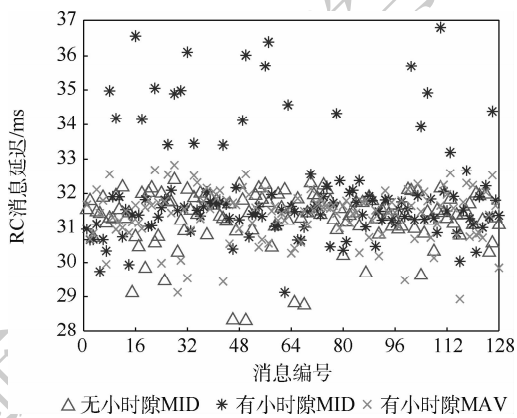


图 13　不同场景下不同调度算法的 RC 消息延迟

Fig. 13　RC message delays by different scheduling algorithms in different scenarios

实验结果表明,在有/无小时隙 TT 消息的 2 种场景下,MAV 调度算法的 RC 消息延迟抖动较小,变化幅度为 4.2%。而 MID 调度算法的 RC 消息延迟抖动较大,变化幅度为 91.5%。相对于 MID 调度算法,MAV 调度算法的 RC 消息的传输确定性增加了 87.3%。

4　结　论

在 SDTTE 中,TT 消息调度表是保证 TT 消息在交换机之间无冲突传输的重要前提,不同的调

北航学报 赠阅

度算法会根据不同的约束条件得到不同的消息延迟。所提出的 MAV 调度算法,减少 RC 消息在小时隙 TT 消息的场景下可能的等待延迟,保证了 RC 消息的传输确定性。基于 OMNeT ++ 的实验表明:

1) B2B 调度算法的消息延迟最大,一般在资源缺乏的场景使用。

2) 在无小时隙 TT 消息的场景下,MAV 调度算法和 MID 调度算法的消息延迟接近,MAV 调度算法能保证消息传输的实时性。

3) 在小时隙 TT 消息的场景下,MAV 调度算法的传输确定性最好,相对于 MID 调度算法,MAV 调度算法的 RC 消息的传输确定性增加了 87.3%。

由于调度算法是基于可满足性模理论的,从理论上分析算法复杂度较为困难,后续可以对可满足性模理论进行深入研究,分析不同约束下的算法复杂度。

参考文献(References)

[1] KOPETZ H, ADEMAJ A, GRILLINGER P, et al. The Time-Triggered Ethernet (TTE) design[C]// Proceedings of the 8th IEEE International Symposium on Object-Oriented Real-Time Distributed Computing. Piscataway: IEEE Press, 2005: 22-33.

[2] STEINER W, BAUER G, HALL B, et al. TTEthernet dataflow concept[C]// Proceedings of the 8th IEEE International Symposium on Network Computing & Applications. Piscataway: IEEE Press, 2009: 319-322.

[3] KOPETZ H. Event-triggered versus time-triggered real-time systems[M]. Berlin: Springer, 1991: 86-101.

[4] GOPALAKRISHNAN S, CACCAMO M, SHA L. Switch scheduling and network design for real-time systems[C]// Proceedings of the 12th IEEE Real-Time and Embedded Technology and Applications Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2006: 289-300.

[5] SUETHANUWONG E. Scheduling time-triggered traffic in TTEthernet systems[C]// Proceedings of the 2012 IEEE 17th Conference on Emerging Technologies & Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-4.

[6] CRACIUNAS S S, OLIVER R S, ECKER V. Optimal static scheduling of real-time tasks on distributed time-triggered networked systems[C]// Proceedings of the 2012 IEEE 17th Conference on Emerging Technology & Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-8.

[7] BARRETT C, TINELLI C. Satisfiability modulo theories[M]. Berlin: Springer, 2018: 305-343.

[8] SEBASTIANI R. Lazy satisfiability modulo theories[J]. Journal on Satisfiability, Boolean Modeling and Computation, 2007, 3: 141-224.

[9] CRACIUNAS S S, OLIVER R S. Combined task-and network-level scheduling for distributed time-triggered systems[J]. Real-time Systems, 2016, 52(2): 161-200.

[10] SCHOLER C, KRENZ-BAATH R, MURSHED A, et al. Computing optimal communication schedules for time-triggered networks using an SMT solver[C]// Proceedings of the IEEE International Symposium on Industrial Embedded Systems. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-9.

[11] STEINER W. An evaluation of SMT-based schedule synthesis for time-triggered multi-hop networks[C]// Proceedings of the 31st IEEE Real-Time Systems Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2010: 375-384.

[12] POZO F, STEINER W, RODRIGUEZ-NAVAS G, et al. A decomposition approach for SMT-based schedule synthesis for time-triggered networks[C]// Proceedings of the IEEE 20th Conference on Emerging Technologies & Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-8.

[13] TAMAS-SELICEAN D, POP P, STEINER W. Timing analysis of rate constrained traffic for the ttethernet communication protocol [C]// Proceedings of the IEEE 18th International Symposium on Real-Time Distributed Computing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 119-126.

[14] YAO J, XU X, LIU X. MixCPS: Mixed time/event-triggered architecture of cyber-physical systems[J]. Proceedings of the IEEE, 2016, 104(5): 923-937.

[15] ZHAO L X, POP P, LI Q, et al. Timing analysis of rate-constrained traffic in TTEthernet using network calculus[J]. Real-time Systems, 2017, 53(2): 254-287.

[16] BOYER M, DAIGMORTE H, NAVET N, et al. Performance impact of the interactions between time-triggered and rate-constrained transmissions in TTEthernet[J]. Embedded Real time Systems, 2016, 14(2): 217-225.

[17] STEINER W. Synthesis of static communication schedules for mixed-criticality systems[C]// IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-time Distributed Computing Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2011: 11-18.

[18] TAMAS-SELICEAN D, POP P, STEINER W. Synthesis of communication schedules for TTEthernet-based mixed-criticality systems[C]// Proceedings of the 8th ACM International Conference on Hardware/Software Codesign & System Synthesis. New York: ACM, 2012: 473-482.

[19] ZHANG L, GOSWAMI D, SCHNEIDER R, et al. Task-and network-level schedule co-synthesis of Ethernet-based time-triggered systems[C]// Proceedings of the 19th Asia and South Pacific Design Automation Conference (ASP-DAC). Piscataway: IEEE Press, 2014: 119-124.

[20] FORGET J, BONIOL F, GROLLEAU E, et al. Scheduling dependent periodic tasks without synchronization mechanisms[C]// Proceedings of the 16th IEEE Real-Time and Embedded Technology and Applications Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2010: 301-310

[21] MCKEOWN N, ANDERSON T, BALAKRISHNAN H, et al. OpenFlow: Enabling innovation in campus networks[J]. ACM Sigcomm Computer Communication Review, 2008, 38(2): 69-74.

[22] TIAN Z, LI S, WANG Y, et al. Priority scheduling of networked control system based on fuzzy controller with self-tuning scale

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

factor[J]. IAENG International Journal of Computer Science, 2017,44(3):308-315.

[23] SAMPIGETHAYA K. Software-defined networking in aviation: Opportunities and challenges[C]// Proceedings of the 8th Integrated Communication, Navigation, and Surveillance Conference (ICNS). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-21.

[24] HEISE P, GEYER F, OBERMAISSER R. Deterministic OpenFlow: Performance evaluation of SDN hardware for avionic networks[C]// Proceedings of the 8th 11th International Conference on Network and Service Management (CNSM). Piscataway: IEEE Press, 2016: 372-377.

[25] KUMAR R, HASAN M, PADHY S, et al. End-to-end network delay guarantees for real-time systems using SDN[C]// Proceedings of the 8th IEEE Real-Time Systems Symposium (RTSS). Piscataway: IEEE Press, 2017: 231-242.

[26] LU J, XIONG H G, HE F, et al. Enhancing real-time and determinacy for network-level schedule in distributed mixed-critical system[J]. IEEE Access, 2020, 8: 23720-23731.

[27] CRACIUNAS S, OLIVER R. SMT-based task-and network-level static schedule generation for time-triggered networked systems [C]// International Conference on Real-time Networks & Systems. New York: ACM, 2014: 45-54.

[28] 何锋,周璇,赵长啸,等. 航空电子系统机载网络实时性能评价技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(4): 651-665.
HE F, ZHOU X, ZHAO C X, et al. Real-time performance evaluation technology of airborne network for avionics system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(4): 651-665(in Chinese).

[29] 王荣巍,何锋,周璇,等. 面向无人机蜂群的航电云多层任务调度模型[J]. 航空学报, 2019, 40(11): 1-12.
WANG R W, HE F, ZHOU X, et al. Avionics cloud multi-layer task scheduling model for UAV swarm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11): 1-12(in Chinese).

[30] 鲁俊,何锋,熊华钢. 航空电子云系统架构与网络[J]. 航空电子技术, 2017, 28(3): 1-9.
LU J, HE F, XIONG H G. System and network architecture of avionics cloud[J]. Avionics Technology, 2017, 28 (3): 1-9(in Chinese).

[31] TIAN Z, LI S, WANG Y, et al. Scheduling method for networked control system with resource constraints based on fuzzy feedback priority and variable sampling period[J]. Transactions of the Institute of Measurement & Control, 2018, 40(4): 1136-1149.

[32] FRANCES F, FRABOUL C, GRIEU J. Using network calculus to optimize the AFDX network[J]. Medical Imaging IEEE Transactions on Embedded Real Time Systems, 2006, 25(10): 1319-1328.

[33] BOYER M, MIGGE J, FUMEY M. PEGASE-A robust and efficient tool for worst-case network traversal time evaluation on AFDX[J]. Physiology and Behavior, 2011, 25(4): 589-593.

[34] KLEIN D, JARSCHEL M. An OpenFlow extension for the OMNeT ++ INET framework[C]// Proceedings of the 6th International Institute for Computer Sciences, Social-Informatics and Telecommunications (ICST) Conference on Simulation Tools and Techniques. Reston: ACM, 2013: 322-329.

[35] SALIH M A, COSMAS J, ZHANG Y. OpenFlow 1.3 extension for OMNeT ++ [C]// 2015 IEEE International Conference on Computer and Information Technology Ubiquitous Computing and Communications Dependable, Autonomic and Secure Computing; Pervasive Intelligence and Computing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1632-1637.

作者简介:

鲁俊　男,博士研究生。主要研究方向:航空电子信息综合、软件定义网络和嵌入式系统。

何锋　男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:实时通信、通信网络、航空电子综合、嵌入式系统。

熊华钢　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:通信网络理论与技术、航空电子信息综合、机载网络。

郑重　男,博士研究生。主要研究方向:时间触发式以太网和系统优化。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Scheduling algorithms optimization in software defined time-triggered network

LU Jun, HE Feng*, XIONG Huagang, ZHENG Zhong

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

Abstract: Software defined Time-Triggered Ethernet (TTE) optimizes message scheduling in avionics systems, and its dynamic online scheduling algorithm must ensure the transmission determinacy of all the messages in any case. When time interval of Time-Triggered (TT) message is less than the frame length, the Rate-Constrained (RC) message delay increases, and transmission determinacy goes down. This paper improves the TT message scheduling algorithm. First, a system model of software defined time-triggered Ethernet was established. And the mechanisms of Minimum Delay (MID) scheduling algorithm and Back to Back (B2B) scheduling algorithm were introduced. Then, on this basis, a Macrovoid (MAV) scheduling algorithm was proposed to reduce the waiting delay for RC messages in special cases. Finally, OMNeT ++ experiment was conducted to analyze the performance of these three algorithms. Experimental results show when there is no small time interval TT messages, the message delay in the back to back scheduling algorithm is the largest, and the macrovoid scheduling algorithm has similar message delay as the minimum delay scheduling algorithm. However, when there are small time interval TT messages, the macrovoid scheduling algorithm has better transmission determinacy than the minimum delay scheduling algorithm, and the transmission determinacy of RC message by macrovoid scheduling algorithm is improved by 87.3%, compared with minimum delay scheduling algorithm.

Keywords: scheduling algorithm; Time-Triggered Ethernet (TTE); Software Defined Networking (SDN); message delay; transmission determinacy

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-24; **Accepted**: 2020-07-18; **Published online**: 2020-08-28 11:15

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200827.1829.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71701020); Equipment Pre-research Field Foundation (61403120404)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0113

表面介质阻挡放电对扩散火焰燃烧特性的影响

全下文载

陈庆亚[1,2], 车学科[1], 仝毅恒[1], 陈川[1], 朱杨柱[1], 聂万胜[1,*]
(1. 航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416; 2. 西安卫星测控中心, 西安 710043)

摘 要: 针对表面介质阻挡放电(SDBD)在激发等离子体时具有显著的气动效应和化学活化效应,为分析表面介质阻挡放电对空气/甲烷同轴剪切扩散燃烧的助燃效果,实验使用高频交流电源,基于等离子体诱导射流逆向激励对火焰施加控制。根据获取的射流流场纹影图像、火焰图像和 CH^* 自发辐射,研究了等离子体对不同燃烧条件下火焰燃烧特性的影响。结果表明:受等离子体气动激励作用,火焰上游细长剪切层的空气/甲烷掺混得到增强,从而扩大了剪切层燃烧宽度,同时燃烧释热速率会明显提高,这主要与等离子体活化效应有关,并且该效应显著增强了位于喷嘴出口火焰基的燃烧强度。在空气流量较低时,等离子体气动激励可有效增大火焰下游湍流度和射流角,使火焰高度降低、宽度增大,且作用效果随放电电压提高逐渐增强。

关 键 词: 表面介质阻挡放电(SDBD); 等离子体; 甲烷; 扩散火焰; 燃烧特性
中图分类号: O539
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-1015-10

非平衡等离子体因其富含大量化学活性物质,当作用于火焰参与燃烧化学反应时,可有效增大火焰传播速度、改善火焰结构、增强燃烧稳定性、拓宽熄灭极限,成为强化燃烧的重要技术途径[1-3]。介质阻挡放电(Dielectric Barrier Discharge,DBD)作为激发非平衡等离子体的主要方式之一,具有结构简单、响应快、作用频带宽等优势,是等离子体辅助燃烧技术中使用的重要放电形式。其中,表面介质阻挡放电(Surface Dielectric Barrier Discharge,SDBD)除活化效应外,同时具备显著气动效应(输运效应),可形成近壁面射流对主流产生扰动,增强氧化剂/燃料掺混,能够更充分发挥气动效应在强化燃烧中的作用。

在 SDBD 等离子体强化燃烧研究中,分析其气动效应对燃烧器射流形态的影响具有重要意义。目前国内外学者在 SDBD 增强射流掺混方面已经开展了初步研究,现有研究主要集中于对单股射流施加等离子体气动激励,基于矩形和圆形等不同截面的喷嘴构型,分别从二维和三维流场方面分析了等离子体气动激励下的射流特性变化,并验证了 SDBD 增强射流掺混的可行性。Kozato 等[4]开展了矩形单喷嘴射流等离子体流动控制研究,在喷嘴上下内表面同时敷设 SDBD 激励器,分析了等离子体正向射流对矩形单股流射流发展特性的影响。结果表明,放电电压能够明显影响对射流传播的控制效果。Benard 等[5]在圆柱扩散单喷嘴上敷设环状 SDBD 激励器,分析了等离子体气动激励在射流速度 10 ~ 40 m/s 范围内对射流流场的影响,实验表明等离子体气动激励会诱导出涡结构从而增大射流湍动能,并通过这些涡结构容易将射流的高速核心区转入到周围空气中,从而增强射流与周围空气的掺混。李

收稿日期: 2020-03-25; **录用日期**: 2020-04-24; **网络出版时间**: 2020-05-20 15:53
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200520.1407.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51876219,51777214)
* **通信作者**. E-mail: nws1969@126.com

引用格式: 陈庆亚, 车学科, 仝毅恒, 等. 表面介质阻挡放电对扩散火焰燃烧特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1015-1024. CHEN Q Y, CHE X K, TONG Y H, et al. Influence of surface dielectric barrier discharge on diffusion flame combustion characteristics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 1015-1024 (in Chinese).

北航学报 赠阅

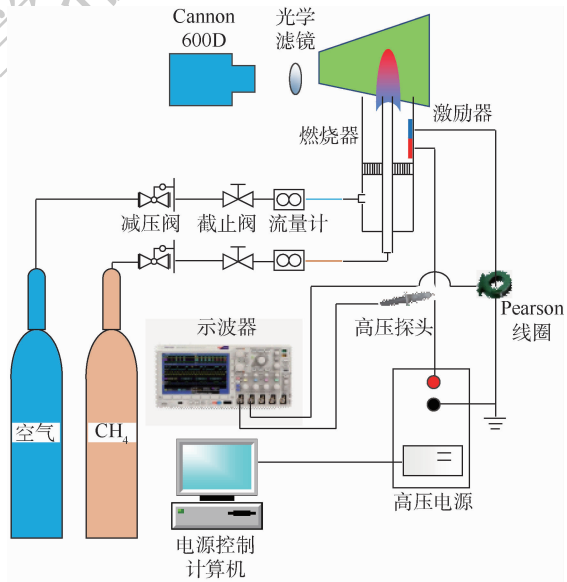
亮等[6]实验研究同样验证了 SDBD 等离子体气动激励可有效增强射流掺混,并进一步分析了电源激励参数对掺混控制效果的影响。结果表明,该实验条件下放电电压和脉冲频率的提高均会增强掺混效果,增大射流宽度,而占空比则存在最优区间。对于同轴剪切气-气喷注双股射流形式,周思引等[7]已开展的介质阻挡体放电研究表明等离子体气动激励可显著增强同轴剪切喷注两股射流之间的掺混,并认为这主要由诱导射流的径向速度分量增大造成,此外控制效果与射流的初始速度密切相关。

目前国内外基于多种构型燃烧器开展了大量的等离子体强化燃烧研究,包括高频交流、微秒脉冲和纳秒脉冲等多种电源激励模式,主要从活化效应方面分析了等离子体对预混/非预混火焰燃烧特性的影响,同时放电形式以介质阻挡体放电为主,而采用 SDBD 的研究还相对较少。为分析等离子体对火焰吹熄极限的影响,Giorgi 等[8]在本生灯燃烧器外喷嘴环缝电离产生等离子体,通过对甲烷/空气扩散火焰和反扩散火焰施加控制表明,在等离子体放电功率 25 W 时,在燃料流量较高和较低情况下分别可使吹熄极限的空气流量增大 10% 和 30%。李腾等[9]实验研究表明,等离子体可以有效抑制扩散火焰的根部抬升,增强火焰在喷嘴出口驻留能力,但对火焰的空间作用距离有限,并认为这与等离子体活性粒子寿命有关。在 SDBD 控制火焰燃烧方面,Kimura 等[10-11]在单喷嘴燃烧器内壁面基于高频交流正向激励对火焰施加控制,实验发现等离子体诱导射流会改变喷嘴出口速度分布曲线,从而影响火焰面形状,同时该气动效应有利于增强火焰在喷嘴处的附着能力。Li 等[12]将多组 SDBD 激励器在单喷嘴内壁面沿轴向平行布置,分析了等离子体对甲烷预混火焰的影响,实验表明,这种控制方案会形成明显的周向旋流,发挥旋流器作用,能有效提高火焰亮度和降低火焰长度。当前,对于同轴剪切燃烧器的 SDBD 等离子体强化燃烧研究仅有少量公开发表的文献,尚处于早期研究阶段,同轴剪切喷注是航天动力系统中喷嘴主要喷注形式之一,由于增强燃烧稳定性、提高燃烧效率和缩短火焰长度对火箭发动机性能提升具有重要意义,因此有必要深入开展 SDBD 等离子体对同轴剪切燃烧火焰影响的研究,以探索等离子体强化燃烧在航天推进系统中的应用效能。

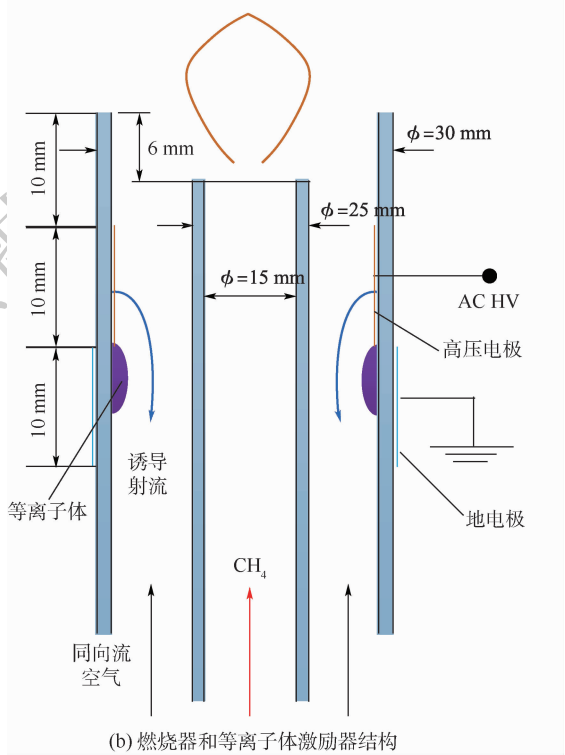
本文基于高频交流放电模式,采用 SDBD 等离子体诱导射流与来流方向相反的逆向气动激励方式,对同轴剪切喷注的空气/甲烷扩散火焰施加控制,根据实验获取的射流纹影图、火焰图像和 CH^* 自发辐射,分析了等离子体对火焰射流流场和燃烧特性的影响。

1 实验装置和研究参数

实验系统及燃烧器结构如图 1 所示,图中 ϕ 为直径,燃烧器为同轴剪切喷嘴构型,采用内喷嘴甲烷/外喷嘴空气的喷注形式,均使用集气瓶作为供气气源,通过玻璃转子流量计调节气体流量。为



(a) 实验系统方案



(b) 燃烧器和等离子体激励器结构

图 1 实验系统原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

北航学报 赠阅

保证高压放电等离子体稳定施加,燃烧器内喷嘴和外喷嘴均使用绝缘材质加工,内喷嘴为 Al_2O_3 陶瓷材料,出口内壁面直径(d_i)为 15 mm,外侧直径为 25 mm;外喷嘴为石英玻璃材质,内侧直径为 30 mm,外喷嘴环缝宽度为 2.5 mm,其壁面厚度为 1 mm。内喷嘴出口端面相对外喷嘴出口端面缩进 6 mm。SDBD 激励器两电极均为环状结构铜箔,以石英玻璃管作为介质阻挡层。

敷设在外喷嘴内外两侧,电极宽度均为 10 mm。高压电极位于外喷嘴内侧,其上沿距离外喷嘴出口端面为 10 mm;地电极在高压电极下方位于外喷嘴外侧,两电极间隙为 0 mm。等离子体放电使用 CTP-2000K 型电源,输出为高频高压正弦交流激励,频率调节范围为 1 ~ 100 kHz,电压输出范围0 ~ 30 kV。激励器上的电压、电流信号分别使用 Tektronix P6015A 高压探头和 Pearson 线圈进行测量,并通过 Agilent DSO3024A 示波器进行采集显示,采样频率为 200 MHz。当激励器工作时,外喷嘴环缝空气射流会电离产生等离子体,并在近壁面产生诱导射流,其射流方向与空气射流相反。

为获取火焰图像,实验使用 Cannon 600D 相机沿水平方向对火焰进行拍摄,并用灰度图显示火焰亮度图像以便于观察火焰形态。CH^* 激发态自由基辐射图像通过相机配合使用光学窄带滤镜的方法拍摄获取[13],滤镜中心波长为 430 nm,带宽 10 nm,测量的 CH^* 辐射带为 $A^2\Delta \rightarrow X^2\Pi(0,0)$。在获取火焰亮度图像和 CH^* 自发辐射图像时,均采用 4 s 长时曝光以得到火焰时均形态,感光度 ISO 值 100,光圈分别为 F/22、F/14。实验基于纹影测量技术获取喷嘴空气/甲烷同轴剪切射流的流场形态,具体将燃烧器置于纹影仪的两球面镜水平中央位置,燃烧器喷嘴出口位于镜面反射光路底部位置以尽可能多的显示射流流场,两球面镜焦距为 1.5 m,镜面直径为 140 mm,燃烧器外喷嘴出口端面位于镜面纵向高度 13 mm 处。在获取纹影图像时,相机参数设定为曝光时长 1/320 s,ISO 值 100,光圈 F/2。

实验中电源中心频率设定为 10 kHz 保持不变,通过改变放电电压和火焰燃烧工况,以分析不同因素下 SDBD 等离子体对火焰燃烧特性的影响。具体地,电压峰-峰值 U_{pp} 变化范围为 12 ~ 22 kV,空气流量 $\dot{V}_{air}$ 分别设定为 10、15、20、25 L/min,在每种空气流量下通过调节甲烷流量使全局当量比(下称当量比)$\Phi_{overall}$ 分别为 0.6、1.0 和1.4,以实现火焰在贫燃、恰当比和富燃 3 种状态下的燃烧。实验不同燃烧条件下对应射流速度 u、射流雷诺数 Re 和空气-甲烷动量比$(O/F)_{mon}$(简称动量比)等多种参数如表 1 所示。

表 1　实验不同燃烧条件

Table 1　Different combustion conditions inexperiment

$\dot{V}_{air}$/(L·min^{-1})	$\Phi_{overall}$	$\dot{V}_{CH_4}$/(L·min^{-1})	u_{air}/(m·s^{-1})	u_{CH_4}/(m·s^{-1})	Re_{air}	Re_{CH_4}	$(O/F)_{mon}$
10	0.6	0.6	0.77	0.06	298	53	410
10	1.0	1.0	0.77	0.10	298	88	148
10	1.4	1.4	0.77	0.13	298	123	75
15	0.6	0.9	1.16	0.09	449	79	410
15	1.0	1.5	1.16	0.14	449	132	148
15	1.4	2.1	1.16	0.20	449	185	75
20	0.6	1.2	1.54	0.11	596	106	410
20	1.0	2.0	1.54	0.19	596	176	148
20	1.4	2.8	1.54	0.27	596	246	75
25	0.6	1.5	1.93	0.14	747	132	410
25	1.0	2.5	1.93	0.24	747	220	148
25	1.4	3.5	1.93	0.33	747	308	75

2　实验结果与分析

2.1　火焰形态和射流纹影

为分析在不同当量比下,等离子体对火焰的控制效果以及放电电压的影响,图 2 给出了在空气流量 $\dot{V}_{air}$ = 10 L/min,$\Phi_{overall}$ = 0.6、1.0、1.4 三种当量比下放电后的火焰灰度图,0 kV 指未施加等离子体的无控制状态,燃烧器内喷嘴出口端面在纵向坐标 0 mm 处,并用白色实线标出。对于空气/甲烷同轴剪切燃烧,空气由于速度高、动量大,在其射流根部形成了低压区,从而将甲烷夹带到空气中发生卷吸作用,该作用是剪切层发生初始掺混的主要机制[13]。其中,反扩散火焰由于卷吸作用会在火焰根部附近位置形成火焰颈,从而将

北航学报 赠阅

火焰分成 2 个部分，一是颈部上方的细长火焰；二是颈部下方的基火焰，基火焰附着于喷嘴出口，轴向距离较短，此处甲烷与空气发生撞击形成初始掺混，是发生卷吸的主要区域[14-15]。由于扩散火焰和反扩散火焰的理论火焰外形在数学模型上具有一致性[16]，在图 2 中可以看到，以出口内壁面直径 d_i 为长度单位，其纵向位置约在 d_i 处，扩散火焰根部同样存与反扩散火焰结构类似的火焰颈，用白色虚线予以标注。

根据图 2 可知，在无控制状态下，空气流量一定时，随着当量比的增大火焰长度逐渐增大，这与文献[14]的变化规律一致。在施加等离子体激励后，可以看出，相比无控制时火焰形态发生明显变化。火焰高度在 3 种当量比下均有不同程度降低，对应在 $\Phi_{overall}=0.6$、1.4 时该现象更为显著，且随放电电压增大整体降幅更为明显；在火焰高度降低的同时，下游火焰宽度明显增大，火焰形态变得更加“矮胖”。在喷嘴附近处可以看出，3 种当量比下火焰上游区域的亮度均有明显增大，可知等离子体可有效提高火焰上游燃烧强度，在 $U_{pp}=12$、16 kV 时火焰右侧亮度提高更为明显，这可能与介质阻挡放电的不均匀性有关[17]，增大至 $U_{pp}=20$ kV 时火焰上游整个区域亮度均得到提高，这说明火焰上游燃烧强度得到进一步增大。此外，放电后的火焰边缘轮廓变得更为模糊，这表明火焰的抖动剧烈程度有所增强。结合以上图 2 所述火焰形态变化特征，为分析 SDBD 气动效应对火焰的影响机制，图 3 给出了图 2 对应工况下的空气/甲烷剪切射流的流场纹影图，将放电开启后的射流包络线夹角定义为射流角。

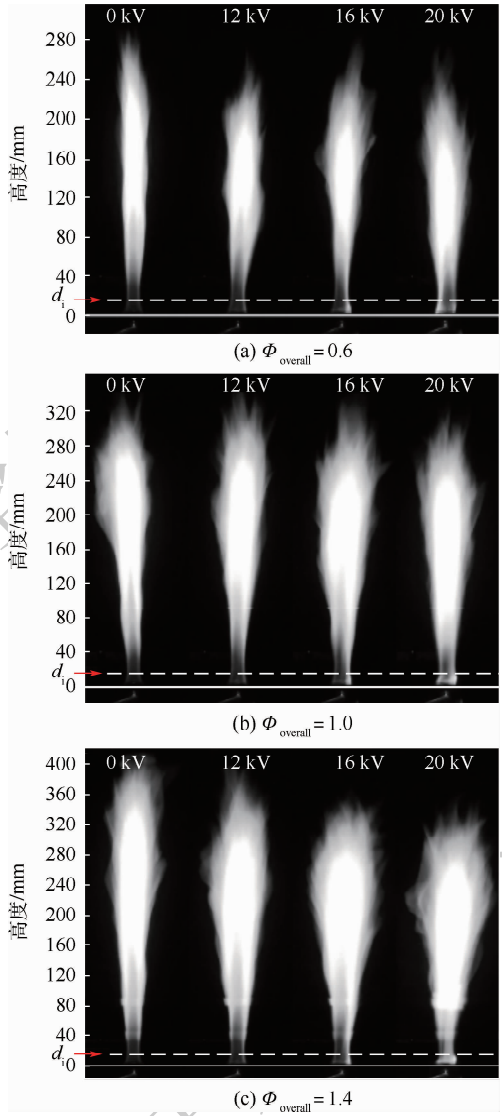


图 2 不同当量比下火焰图像随激励电压的变化（$\dot{V}_{air}=10$ L/min）

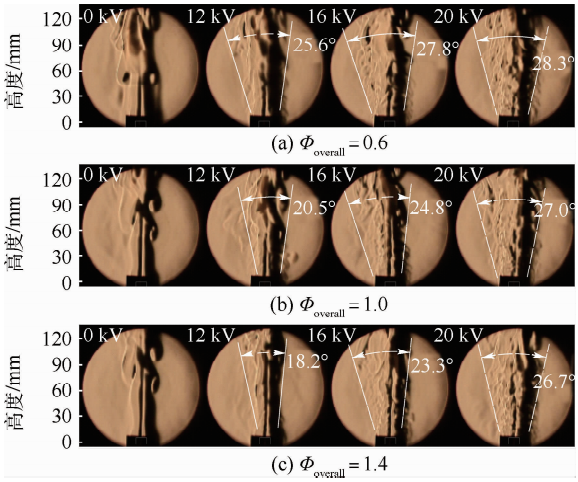
Fig. 2 Variation of flame images with excitation voltage under different equivalence ratios ($\dot{V}_{air}=10$ L/min)

通过图 3 可以看出，在未施加等离子体气动激励时，由于射流雷诺数较小，3 种当量比下射流的湍流形态较低，在纵坐标约 40 mm 以内的火焰上游区域未形成涡结构，流场接近层流流动，可知空气/甲烷在上游的掺混能力较低。射流在向下游进一步发展时尽管湍流度增大形成了涡结构，但射流宽度并未显著增大，因此图 2 中无控制时的火焰形态也较为细长。在 SDBD 激励器开启后，可以看出，等离子体气动效应对射流形态存在明显影响，一是增强了射流湍流强度，射流自喷嘴出口起始即湍流特征明显，形成了连续的涡结构，并且随着激励电压提高流场涡结构尺度更小，分布更为密集，这说明湍流强度逐渐增大[18]，可知等离子体通过提高剪切射流的湍流强度有利于增强空气/甲烷掺混。二是增大了空气/甲烷剪切射流角，在 0 kV 未放电状态下，不同当量比下的射流两侧轮廓包络线接近平行，射流宽度无明显增大，放电后射流形成扩张式发展，并且其射流角随放电电压提高不断增大。

结合图 2、图 3 等离子体分别对火焰形态、射流流场的影响分析可知，SDBD 等离子体对火焰产生的控制效果中其气动效应发挥了重要作用，射流角的增大和掺混度的提高会扩大火焰下游燃烧宽度，同时宽范围的燃烧会促进火焰高度降低，这与图 2 中放电后火焰变得“矮胖”现象一致。此外，放电后火焰轮廓变得模糊，这可能与放电增大了流场湍流强度导致脉动流振幅增大有关。

为分析不同空气流量下，等离子体对火焰形态和射流流场的影响，电压峰-峰值 U_{pp} 根据前文实验结果设定为控制效果最为明显的 20 kV，选取当量比 $\Phi_{overall}=0.6$、1.4 两种边界条件，在 $\dot{V}_{air}=$

北航学报 赠阅



(a) $\Phi_{overall}=0.6$

(b) $\Phi_{overall}=1.0$

(c) $\Phi_{overall}=1.4$

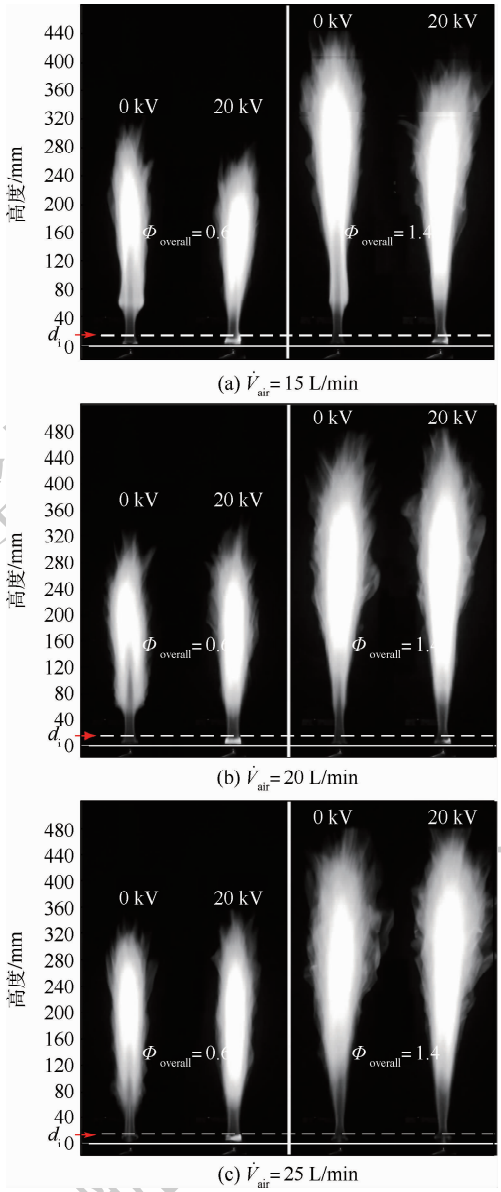
图 3　不同当量比下射流纹影图随激励电压的变化（$\dot{V}_{air}=10$ L/min）

Fig. 3　Variation of schlieren images of jet flow with excitation voltage under different equivalence ratios ($\dot{V}_{air}=10$ L/min)

15、20、25 L/min 3 种流量下获得的火焰图像和射流纹影图分别如图 4、图 5 所示。

根据图 4 可以看出，在火焰高度方面，SDBD 等离子体对火焰高度的控制能力与产生等离子体的外喷嘴喷注的空气流量密切相关。在空气流量 $\dot{V}_{air}=15$ L/min 与图 2 的 $\dot{V}_{air}=10$ L/min 的现象较为一致，放电后火焰高度均发生明显降低，当增大至 $\dot{V}_{air}=20$、25 L/min 时火焰高度已无明显变化，此外 3 种流量下的火焰宽度也无显著变化，可知气体流量增大使等离子体对火焰形态的控制能力减弱。在火焰对应的流场方面，从图 5 可以看出，无控制时随着射流雷诺数的增大，流场湍流形态逐渐增强，形成了明显的扩张射流且射流角逐渐增大，这一变化使 SDBD 气动效应作用效果逐渐减弱，在 $\dot{V}_{air}=15$ L/min 时相比无控制时湍流强度和射流角均有明显增大，至 $\dot{V}_{air}=25$ L/min 时射流角和流场涡的结构尺寸放电后并无明显变化，由此可知，随着空气流量增大等离子体对火焰形态的控制能力减弱这一现象，主要与等离子体气动效应对射流的控制能力减弱有关。

在火焰上游值得注意的是，根据图 5 可以看到，在无等离子体时，由于初始射流在转化为湍流流动时需要经历充分发展的阶段[6]，当空气流量由 15 L/min 增大至 25 L/min 时尽管下游湍流强度不断增大，但在火焰上游距离喷嘴约 40 mm 以内的范围流场湍流形态依然较低，而等离子体诱导射流的逆向扰动使空气射流在喷嘴内就已具备较高湍动能，因此即使射流速度增大后等离子体仍可有效增强火焰上游的空气/甲烷掺混，提高火焰上游的燃烧强度，这与图 4 中的火焰图像变化



(a) $\dot{V}_{air}=15$ L/min

(b) $\dot{V}_{air}=20$ L/min

(c) $\dot{V}_{air}=25$ L/min

图 4　不同空气流量下放电对火焰图像的影响（$U_{pp}=20$ kV）

Fig. 4　Influence of discharge on flame images at different air flow rates ($U_{pp}=20$ kV)

一致，可以看到上游区域纵坐标约在 di 至 40 mm 之间的火焰，3 种流量下放电后的火焰亮度均有不同程度提高。此外，位于纵坐标 di 以下的基火焰，相比无控制时火焰亮度显著提高，且具有两方面特征：①亮度增幅与其 d_i 以上的细长火焰相比存在明显的不连续性；②在同一空气流量下，对较低当量比（$\Phi_{overall}=0.6$）的基火焰亮度增强程度明显高于高当量比（$\Phi_{overall}=1.4$）条件。结合这 2 个特征进行分析，本文认为基火焰亮度的提高主要与等离子体活化效应有关，这是因为活性粒子寿命短、衰减快，附着在燃烧器出口的基火焰是受等离子体活化效应影响最强的区域，此外，基火焰是空气对甲烷产生卷吸作用的主要区域，

北航学报 赠阅

$\Phi_{overall}=0.6$ 时对应空气-甲烷动量比较高使卷吸作用较强，可以获得更多的甲烷与空气掺混，在活性粒子作用下使其燃烧更为剧烈，因此火焰亮度明显高于 $\Phi_{overall}=1.4$。

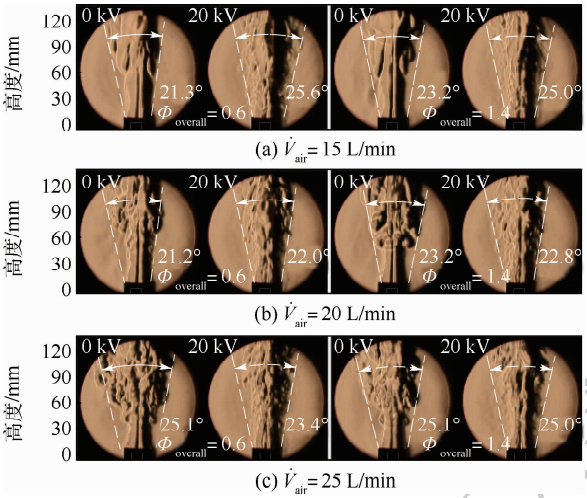


图 5 不同空气流量下放电对射流纹影图的影响（$U_{pp}=20$ kV）

Fig. 5 Influence of discharge on schlieren images of jet flow at different air flow rates ($U_{pp}=20$ kV)

2.2 CH^* 自发辐射图像

对于甲烷燃烧火焰，其 CH^* 辐射强度可用于表征燃烧释热速率[19]，实验研究中在不需要精确定量分析时可将 CH^* 辐射强度与火焰释热速率近似为正比关系[20]。CH^* 自发辐射图像在表征辐射强度的同时也代表了粒子浓度的空间分布状态[13]，本文对图像采用云图显示。为分析在不同当量比下放电电压对火焰 CH^* 辐射特性的影响，图 6 给出了图 2 对应工况下的 CH^* 自发辐射图像。

根据图 6 可知，3 种当量比下放电后火焰 CH^* 空间分布高度随着电压增高逐渐降低，这与图 2 相同工况下火焰图像高度变化趋势相同，这主要是由于等离子体气动效应增强了射流掺混，加之空气放电生成的不同能态 O 原子、O_3 等粒子的活化效应，促进了燃料提前燃烧所致。此外，在 $\Phi_{overall}=1.4$ 下，$U_{pp}=20$ kV 时火焰下游 CH^* 辐射强度相比无控制时明显增大，可知等离子体激励能够增强火焰下游释热强度，促进甲烷充分燃烧，而在 $\Phi_{overall}=0.6$、1.0 时无明显变化可能是因为甲烷含量相对较低，甲烷在上游提前燃烧使下游含量降低所致。

为分析不同空气流量时，等离子体对火焰 CH^* 辐射特性的影响，对应图 4 空气流量 $\dot{V}_{air}=15\sim25$ L/min 下的实验工况，图 7 给出了放电前后的火焰 CH^* 自发辐射图像。可以看出，不同燃烧条件下放电后火焰下游区域的 CH^* 辐射强度均有不同程度增大，这与 $\dot{V}_{air}=10$ L/min 的影响规律相同，由此可知，尽管图 3 结果表明在空气流量增大后，等离子体气动效应对火焰下游射流流场和火焰形态的控制能力减弱，但等离子体仍能有效增大火焰下游释热速率，提高甲烷燃烧效率，这一结果可能主要与等离子体活化效应有关，这是因为在火焰上游空气放电产生的活性粒子有部分并未接触到甲烷完全反应，并和上游燃烧反应不完全的中间产物一同传递到火焰下游从而促进了下游的燃烧[21]。在火焰上游区域，不同燃烧条件下放电后的空气/甲烷剪切燃烧层的 CH^* 辐射强度均有一定程度增大，这与对应火焰图像表明的上游燃烧强度得到增大的变化规律一致。

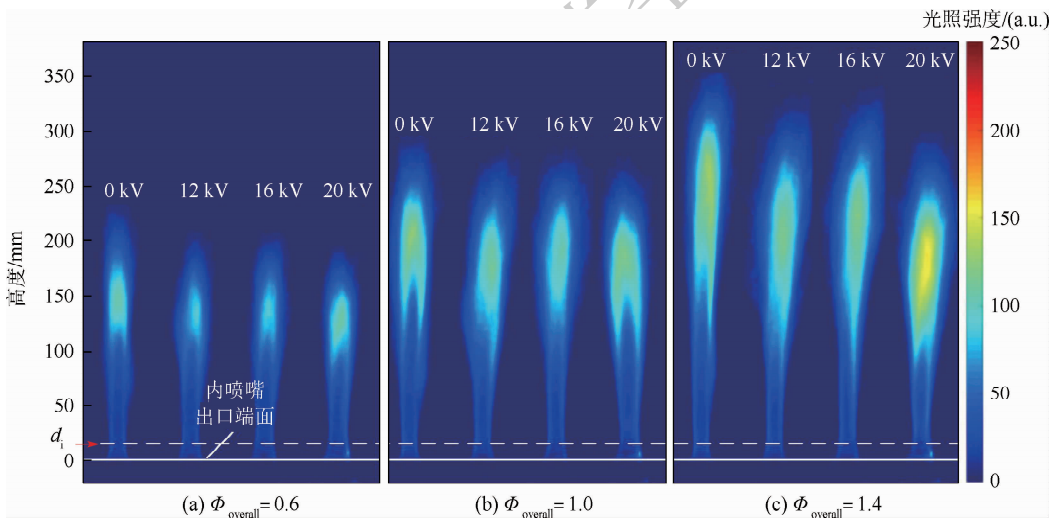


图 6 不同当量比下 CH^* 自发辐射图像随激励电压的变化

Fig. 6 Variation of CH^* chemiluminescence images with excitation voltage under different equivalence ratios

北航学报 赠阅

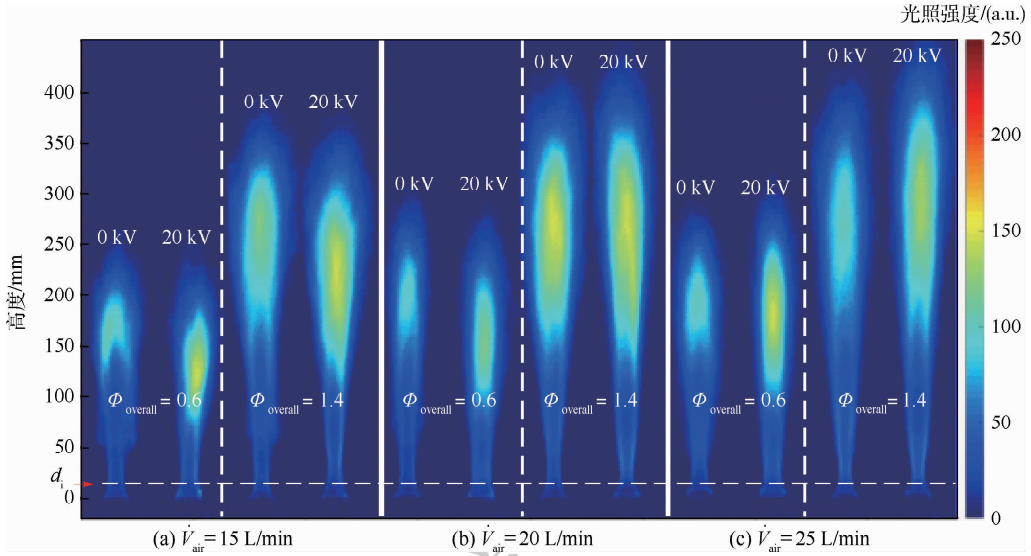


图 7　不同空气流量下放电对 CH^* 自发辐射图像的影响

Fig. 7　Influence of discharge on CH^* chemiluminescence images at different air flow rates

2.3　CH^* 辐射强度径向分布

根据 2.1 节可知，由于等离子体气动效应对火焰上游流场存在明显影响，为进一步分析在不同燃烧条件下等离子体对火焰上游释热强度的影响，图 8 给出了空气流量 $\dot{V}_{air}$ 由 10 ~ 25 L/min，在 $\Phi_{overall}$ = 0.6、1.4 两种当量比下无控制和放电电压 U_{pp} = 20 kV 时的 CH^* 辐射强度径向分布曲线，分别距内喷嘴出口端面为 d_i、$2d_i$、$3d_i$ 共 3 种高度。横坐标为横向距离 r 和 d_i 的比值。可以看出，CH^* 辐射强度曲线呈“M”形，以喷注器中心轴线为基准两侧峰值近似对称分布，这由中心甲烷注入到两侧空气射流后形成的流场特征决定。无等离子体激励时，在不同燃烧条件下对于同一火焰，若以 CH^* 辐射强度值 0 作为其径向分布宽度截止范围，可以看到曲线位置由 d_i 升高到 $3d_i$，CH^* 分布宽度不断增大，可知随着射流向下游发展，剪切层甲烷不断向空气一侧扩散掺混，使剪切层的燃烧厚度逐渐增大。此外，对于 $\Phi_{overall}$ = 0.6、1.4 两种不同当量比下的火焰 CH^* 辐射分布曲线，$\Phi_{overall}$ = 1.4 的曲线峰值均明显大于 $\Phi_{overall}$ = 0.6，而当从峰值位置向两侧空气方向移动时，对于大部分工况（d_i，$\dot{V}_{air}$ = 10 ~ 25 L/min；$2d_i$ ~ $3d_i$，$\dot{V}_{air}$ = 20 ~ 25 L/min）可以看到 $\Phi_{overall}$ = 1.4 的 CH^* 辐射强度则又明显小于 $\Phi_{overall}$ = 0.6。这一现象的产生是因为在经历基火焰的初始卷吸之后，空气与甲烷速度差有所减小使卷吸作用减弱，在空气和甲烷的剪切层可形成清晰的接触面，当量比更高时剪切层附近的甲烷局部浓度更高，因此燃烧产生了更多 CH^*，以致高当量比时 CH^* 辐射强度峰值更大。由于甲烷向空气一侧的扩散主要与卷吸作用有关，而 $\Phi_{overall}$ = 1.4 时空气-甲烷动量比 $(O/F)_{mon}$ 相对较低，使空气对甲烷的卷吸能力减弱[13]，导致扩散能力降低，因此相比 $\Phi_{overall}$ = 0.6，曲线向空气一侧移动时其 CH^* 辐射强度又快速减小。

施加等离子体激励后，根据图 8 观察可知，等离子体对 CH^* 辐射强度曲线的影响规律与曲线 d_i ~ $3d_i$ 范围内的所在高度有关，同一高度时在 4 种空气流量下的影响趋势基本一致，图中，从左至右依次距离内喷嘴出口距离为 d_i，$2d_i$，$3d_i$。其中，曲线在火焰颈对应的纵坐标 di 时，不同工况下在放电前后难以获得一致性的变化规律，这可能是由于此处流动剧烈，使得实验装置安装误差和随机环境扰动对流场形成较强干扰所致，在激励器开启后可以看出，不同空气流量下对应 $\Phi_{overall}$ = 0.6 的曲线左侧峰值和 $\Phi_{overall}$ = 1.4 的两侧峰值均发生降低，此外在 $\dot{V}_{air}$ = 15、20 L/min 时，2 种当量比下放电后峰值外侧的 CH^* 辐射强度有所增大，且 CH^* 分布宽度有一定拓展，这表明放电后火焰颈内侧的释热速率有所降低，同时等离子体的气动效应有利于促进甲烷向空气一侧的掺混，从而提高了外侧的燃烧强度并扩大了燃烧范围。由于火焰颈下方是基火焰，根据 2.1 节可知放电后基火焰燃烧强度有显著提高，由此分析，放电后火焰颈部释热峰值降低可能是因为火焰基处与空气掺混的甲烷在等离子体作用下快速燃烧消耗，使中心主流处的甲烷没有及时向空气一侧进行扩散掺混所致。此外，根据放电增强了火焰颈部甲烷与外侧空气掺混这一变化可知，尽管基火焰区域是空气对甲烷卷吸的初始作用区，本身流场变化较为剧烈，但等离子体气动效应仍可有效增强该处的空气/甲烷掺混。

北航学报 赠阅

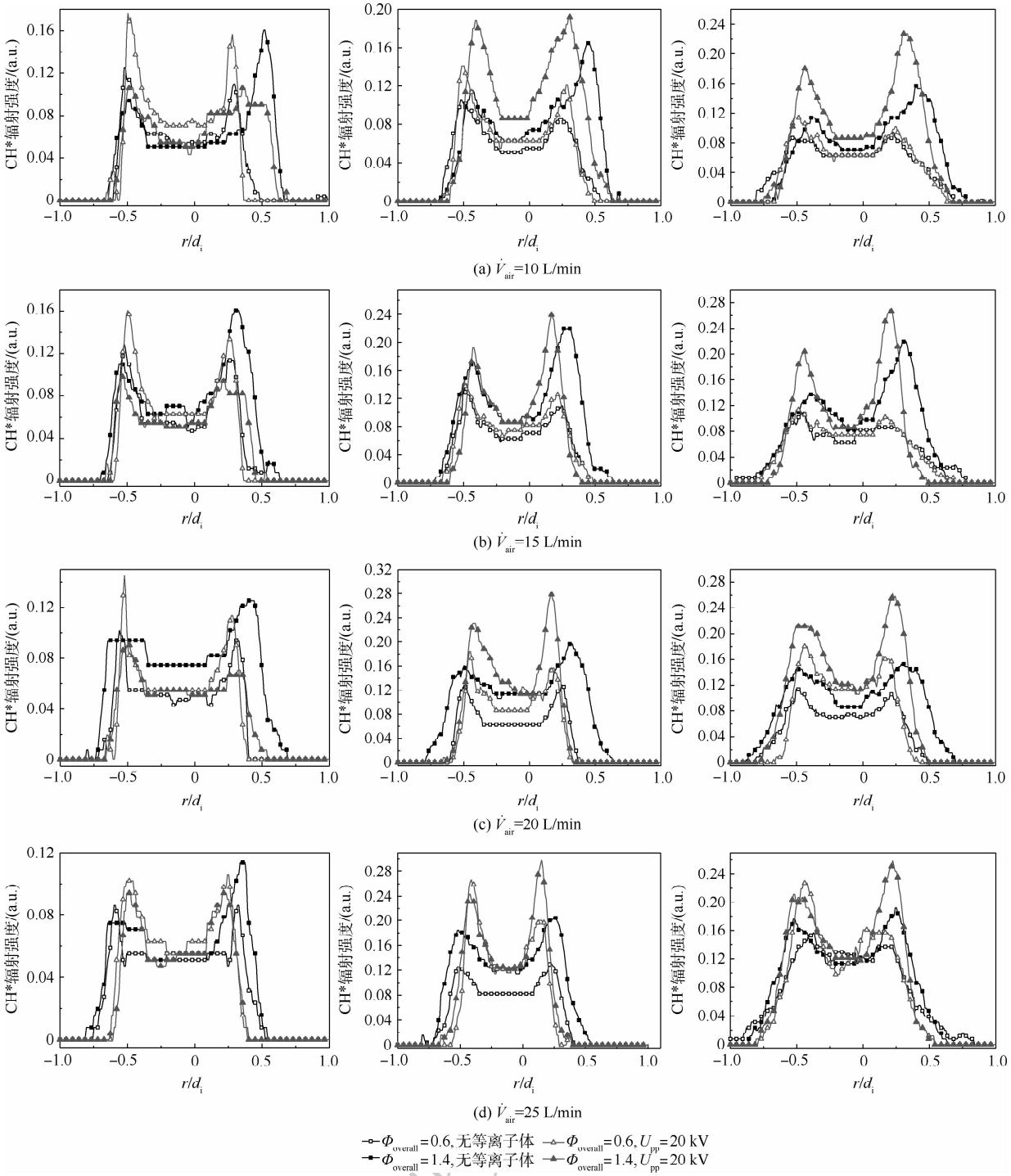


图8 不同空气流量下放电对 CH^* 自发辐射强度径向分布曲线的影响

Fig. 8 Influence of discharge on CH^* chemiluminescence radiation intensity radial distribution profiles at different air flow rates

当 CH^* 辐射强度曲线对应纵坐标 $2d_i$、$3d_i$ 时，曲线位于火焰颈上方的细长火焰区域，根据图8可知，与纵坐标 d_i 对应现象不同的是，在 $2d_i$、$3d_i$ 时 CH^* 辐射强度峰值在所有燃烧条件下放电后均得到显著提高，表明等离子体可有效增大火焰颈上方剪切层的燃烧释热速率，同时 CH^* 分布宽度得到扩大，这与纵坐标为 d_i 时影响趋势一致，可有效拓宽燃烧的径向分布宽度。值得注意的是，等离子体对 CH^* 分布的拓宽效果在 $\Phi_{overall}=0.6$ 时更加明显，而 $\Phi_{overall}=1.4$ 时仅在 $\dot{V}_{air}=10$ L/min 有一定效果，其他大部分燃烧工况下现象并不明显，由于空气/甲烷掺混过程受等离子体气动效应影响，可知同轴剪切射流在氧-燃动量比较高，本身卷吸掺混更为剧烈的条件下，更有利于发挥等离子体气动效应的强化掺混作用。此外，在 $\Phi_{overall}=1.4$ 时可知，尽管等离子体对射流的气动

北航学报 赠阅

掺混能力减弱，但仍可有效增大 CH^* 辐射强度峰值，显著提高剪切层燃烧释热速率，且在纵坐标 3di 时，$\dot{V}_{air}=10\sim15$ L/min 部分工况下增幅明显高于 $\Phi_{overall}=0.6$，这表明尽管火焰颈上方的细长剪切层距喷嘴出口有一定距离，活性粒子在传播过程中浓度有一定衰减，但对提高剪切层的燃烧释热速率仍起到重要作用。

3　结　论

1）对于空气/甲烷同轴剪切气-气喷注，SDBD等离子体逆向气动激励可有效增大射流流场湍流强度，强化空气和甲烷掺混，扩大下游射流范围，并且对下游流场的作用效果随射流速度增大明显减弱。

2）等离子体对火焰形态的影响主要与其气动效应对火焰下游流场的作用效果有关，全局当量比一定时，在空气流量较低条件下，施加等离子体后火焰高度降低且宽度增大，形态更加“矮胖”，随着空气流量增大，等离子体对火焰形态的控制能力逐渐减弱。

3）等离子体气动激励在火焰上游区域可显著提高火焰基和细长剪切层的燃烧释热速率，这主要与其活化效应有关，同时其气动效应有助于剪切层增强掺混实现更宽范围的燃烧。此外，等离子体可促进火焰下游区域甲烷充分燃烧，在全局当量比或射流速度较高时，会显著提高下游 CH^* 辐射强度。

参考文献（References）

[1] STARIKOVSKIY A, ALEKSANDROV N. Plasma-assisted ignition and combustion[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2013, 39(1): 61-110.

[2] 韦宝禧，欧东，闫明磊，等. 超燃燃烧室等离子体点火和火焰稳定性能[J]. 北京航空航天大学学报，2012，38(12)：1572-1576.
WEI B X, OU D, YAN M L, et al. Ignition and flame holding ability of plasma torch igniter in a supersonic flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(12): 1572-1576(in Chinese).

[3] SHAO T, WANG R, ZHANG C, et al. Atmospheric-pressure pulsed discharge and plasma: Mechanism, characteristics, and application[J]. High Voltage, 2018, 3(1): 14-20.

[4] KOZATO Y, KIKUCHI S, IMAO S, et al. Flow control of a rectangular jet by DBD plasma actuators[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2016, 62(12): 33-43.

[5] BENARD N, BALCON N, TOUCHARD G, et al. Control of diffuser jet flow: Turbulent kinetic energy and jet spreading enhancements assisted by a non-thermal plasma discharge[J]. Experiments in Fluids, 2008, 45(2): 333-355.

[6] 李亮，李修乾，车学科，等. 等离子体增强射流掺混的激励参数影响研究[J]. 实验流体力学，2018，32(5)：43-49.
LI L, LI X Q, CHE X K, et al. Study on the influence of incentive parameters on plasma-enhanced jet mixing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(5): 43-49(in Chinese).

[7] ZHOU S Y, SU L Y, SHI T Y, et al. Experimental study on the diffusive flame stabilization mechanism of plasma injector driven by AC dielectric barrier discharge[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2019, 52(26): 265202.

[8] GIORGI M G D, FICARELLA A, SCIOLTI A, et al. Improvement of lean flame stability of inverse methane/air diffusion flame by using coaxial dielectric plasma discharge actuators[J]. Energy, 2017, 126(5): 689-706.

[9] 李腾，魏小林，覃建果. 非热等离子体对甲烷扩散火焰影响的实验研究[J]. 工程热物理学报，2013，34(3)：572-575.
LI T, WEI X L, TAN J G. Experimental study on the effect of non-thermal plasma on methane diffusion flame[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(3): 572-575(in Chinese).

[10] ASAKURA J, KIMURA M. Influence of coaxial dielectric barrier discharge plasma actuator on jet flame[C]// Proceedings of the 5th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows. Berlin: Springer, 2016: 537-544.

[11] KIMURA M, OKUYAMA K. Influence of nozzle exit velocity distribution on flame stability using a coaxial DBD plasma actuator[C]// Proceedings of the 3rd Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control. Berlin: Springer, 2016: 235-239.

[12] LI G, JIANG X, ZHAO Y, et al. Jet flow and premixed jet flame control by plasma swirler[J]. Physics Letters A, 2017, 381(13): 1158-1162.

[13] SHIM M, NOH K, YOON W. Flame structure of methane/oxygen shear coaxial jet with velocity ratio using high-speed imaging and OH^*, CH^* chemiluminescence[J]. Acta Astronautica, 2018, 147(6): 127-132.

[14] MIAO J, LEUNG C W, CHEUNG C S, et al. Effect of hydrogen addition on overall pollutant emissions of inverse diffusion flame[J]. Energy, 2016, 104(6): 284-294.

[15] CHOY Y S, ZHEN H S, LEUNG C W, et al. Pollutant emission and noise radiation from open and impinging inverse diffusion flames[J]. Applied Energy, 2012, 91(1): 82-89.

[16] MIKOFSKI M A, WILLIAMS T C, SHADDIX C R, et al. Flame height measurement of laminar inverse diffusion flames[J]. Combustion and Flame, 2006, 146(1-2): 63-72.

[17] 邵涛，章程，王瑞雪，等. 大气压脉冲气体放电与等离子体应用[J]. 高电压技术，2016，42(3)：685-705.
SHAO T, ZHANG C, WANG R X, et al. Atmospheric-pressure pulsed gas discharge and pulsed plasma application[J]. High Voltage Engineering, 2016, 42(3): 685-705(in Chinese).

[18] KIM T Y, CHOI S, KIM K K, et al. Combustion properties of gaseous CH_4/O_2 coaxial jet flames in a single-element combustor[J]. Fuel, 2016, 184(11): 28-35.

[19] HARDALUPSA Y, ORAIN M. Local measurements of the time-dependent heat release rate and equivalence ratio using chemiluminesecent emission from a flame[J]. Combustion &

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Flame,2004,139(3):188-207.

[20] MICKA D J,KNAUS D A,TEMME J B,et al. Passive optical combustion sensors for scramjet engine control: AIAA-2015-3947[R]. Reston:AIAA,2015:1-12.

[21] TANG J,ZHAO W,DUAN Y. Some observations on plasma-assisted combustion enhancement using dielectric barrier discharges[J]. Plasma Sources Science and Technology,2011,20(4):045009.

作者简介:

陈庆亚 男,博士研究生。主要研究方向:等离子体流动控制与辅助燃烧。

聂万胜 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航天推进理论与技术。

Influence of surface dielectric barrier discharge on diffusion flame combustion characteristics

CHEN Qingya[1,2], CHE Xueke[1], TONG Yiheng[1], CHEN Chuan[1], ZHU Yangzhu[1], NIE Wansheng[1,*]

(1. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China;
2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract: The plasma excited by Surface Dielectric Barrier Discharge (SDBD) owns both significant aerodynamic effect and chemical activation effect. In order to analyze the combustion-assisted effect of surface dielectric barrier discharge on shear-coaxial air/methane diffusion flame, the reverse excitation of plasma induced jet is applied to the flame through the use of high-frequency AC power supply in the experiment, and the influence of plasma on the flame combustion characteristics under different combustion conditions is investigated according to the obtained jet flow field schlieren photograph, flame image and CH^* spontaneous emission. The results show that the air/methane mixing of elongated shear layer in the upstream of flame is enhanced under the plasma aerodynamic excitation, which enlarges the combustion width of the shear layer. And the combustion heat release rate is also significantly increased, which is mainly related to the plasma activation effect, and the activation effect significantly enhances the combustion intensity of base flame at nozzle outlet. Both the turbulence intensity and jet angle of the flame downstream can be effectively increased with plasma aerodynamic excitation at a reasonably low air flow rate, making the flame height reduced and the flame width enlarged, and the effect tends to be more obvious with a higher discharge voltage.

Keywords: Surface Dielectric Barrier Discharge (SDBD); plasma; methane; diffusion flame; combustion characteristics

Received: 2020-03-25; **Accepted**: 2020-04-24; **Published online**: 2020-05-20 15:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200520.1407.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51876219, 51777214)

* **Corresponding author**. E-mail: nws1969@126.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.1001-5965.2020.0556

飞机波浪水面迫降过程中极限冲击载荷数值研究

全下文载

赵芸可，刘沛清*
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：针对飞机在波浪水面迫降过程中机身所受的极限冲击载荷大小及其物理成因问题，采用数值模拟方法展开研究，结合有限体积法和流体体积（VOF）法捕捉自由面，采用六自由度（6DOF）模型和整体运动网格（GMM）处理水面与飞机之间的相对运动，模拟飞机的迫降过程。通过选择飞机相对水面下沉速度最大的波面相位作为迫降触水位置，预报机身所受的极限冲击载荷大小。结果表明：在波浪水面迫降的触水阶段中，机身遭遇了平静水面未预见的冲击峰，同时冲击峰值大小与飞机相对水面的下沉速度有关。此外，对比了在5种不同波高海况下飞机迫降的运动姿态和过载变化历程，给出了波高对极限冲击载荷和其余各参数峰值的影响规律，为飞机载荷分布设计提供参考依据。

关 键 词：水上迫降；波浪水面；冲击载荷；计算流体力学；流体体积（VOF）
中图分类号：V11；V19
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965（2021）05-1025-13

随着跨水域飞行航线日益增多，飞机在空中遭遇事故需要执行水上紧急降落任务的可能性也随之提高。有计划的水上紧急着陆被称作水上迫降，执行预定的水上迫降程序，飞机受到的纵向和横向载荷将会落在设计范围内[1-2]，同时乘客将有几分钟的准备时间以承受迫降冲击。

目前，飞机水上迫降的研究主要集中在平静水面迫降，形成了人们对水上迫降问题的一般认识。水上迫降过程可以分为4个阶段：触水、冲击、滑行、漂浮，而迫降时产生的极限载荷和姿态的剧烈变化主要发生在触水-冲击阶段，该阶段通常在几秒内结束，整个过程呈剧烈的非线性变化。水上迫降常用的研究方法包括理论分析、模型实验和数值模拟。

在理论分析方面，入水冲击载荷研究最早可追溯到1929年，Von[3]引入的附加质量力概念，计算了楔形体入水的冲击载荷；1932年，Wagner[4]改进了Von的理论，考虑了入水冲击中液面的抬升和喷溅对冲击的影响，这使得模拟的最大冲击力更接近实验值。在上述工作基础上，Dobrovol'skaya[5]讨论了恒速入水和变速入水对冲击的影响；Greenhow[6]讨论了喷溅根部压强问题；Zhao和Faltinsen[7-8]给出了一般形状物体入水冲击的计算方法。上述方法仅适用于处理具有简单几何形状结构入水问题，对于复杂几何形状的入水冲击的建模，仍然存在很多限制。

模型实验以研究飞机水上迫降的最佳迫降策略为主要目的。1953年，Mcbride和Fisher[9]进行了9种不同机身形状缩比模型的迫降实验，测量了水平速度、姿态角、重心高度的变化历程，实验数据成为此后众多数值模拟方法的验证基础。2011年，魏飞和许靖峰[10]介绍了飞机模型在拖曳水池中进行水上迫降实验的原理和方法。2017年，蒲锦华等[11]通过TEMA图像运动分析软件跟踪判读高速摄像结果，获得了飞机模型迫降着水瞬间的运动状态。

收稿日期：2020-09-25；**录用日期**：2020-12-21；**网络出版时间**：2020-12-30 08:56
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1533.001.html
* **通信作者**. E-mail：lpq@buaa.edu.cn

引用格式：*赵芸可，刘沛清. 飞机波浪水面迫降过程中极限冲击载荷数值研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：1025-1037. ZHAO Y K，LIU P Q. Numerical study on maximum impact load during aircraft ditching on wave surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：1025-1037 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在数值模拟方面,常用的方法包括边界元法、光滑粒子水动力(SPH)法和有限体积法(FVM),其中边界元法[12]仅应用于简单物体入水冲击。Xiao 等[13]采用 SPH 法模拟了 NACA 实验[10]中模型 A 前 0.5 s 的迫降过程,计算模型中仅包含机身部分(忽略了实验模型中机翼的部分),且没有考虑空气相。Cheng 等[14]采用 SPH 法模拟了地效翼船在平静水面的迫降,同样没有考虑到空气相的作用。Hua 等[15]采用任意拉格朗日欧拉法计算飞机的入水过程,也没有考虑到空气相的作用,模拟得到的水面变化平缓。目前,FVM 结合流体体积占比(VOF)方法被广泛用于入水冲击模拟中,其主要优势在于能够较好地捕捉水气交界面,同时模拟气流场和水流场。Streckwall 等[16]采用 VOF 方法模拟水气交界面研究单个机身的入水冲击特性。Guo 等[17]使用 VOF 方法模拟自由水面,使用变形网格技术模拟处理飞机和水面之间的相对运动,研究初始俯仰角度对初期迫降性能的影响;Qu 等[18]采用整体运动网格(GMM)技术处理飞机和水面之间的相对运动,数值模拟结果与实验符合良好。

实际的水上迫降过程中,往往会遭遇到波浪环境,如果飞机的触水点在较危险的波浪位置,将会出现平静水面迫降未曾预见的极限冲击载荷。本文采用数值模拟方法,研究某上单翼支线飞机在不同海况波浪环境下的水上迫降特性。

1 数值方法及验证

1.1 数值方法

本文采用 Ansys Fluent 软件模拟飞机的水上迫降过程,采用 VOF 方法捕获自由面,采用六自由度模型(6DOF)计算飞机的运动轨迹,整体运动网格(GMM)方法处理飞机与水面之间的相对运动。

1) 流动求解器。流动控制方程选择为非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程和增强壁面处理的可实现 k-ε 湍流模型。采用 SIMPLEC 算法进行压力速度解耦,压力项通过体积力加权格式离散,动量和湍流方程中的对流项分别采用三阶 MUSCL 格式和二阶迎风格式离散,扩散项采用二阶中心差分格式离散,非定常项采用二阶隐式格式离散。

2) VOF 方法。VOF 方法[19-20]通过为每个相引入一个体积分数来捕获 2 种或多种不混溶流体之间的自由界面。体积分数为 0,表示该网格中没有该相流体;体积分数为 1,表示该网格充满了该相;介于 0 与 1 之间,表示该网格中包含该相流体和其他流体之间的界面。每个网格中所有相的体积分数之和必须为 1。第 q 相流体的体积分数方程如下:

$$\frac{1}{\rho_q}\cdot\frac{\partial}{\partial t}(\alpha_q\rho_q)+\nabla\cdot(\alpha_q\boldsymbol{v}_q)=\frac{1}{\rho_q}S_{\alpha_q}+\frac{1}{\rho_q}\sum_{p=1}^{n}(\dot{m}_{pq}-\dot{m}_{qp}) \tag{1}$$

$$\sum_{q=1}^{n}\alpha_q=1 \tag{2}$$

式中:下标 q 为第 q 相流体;α 为流体的体积分数;S_α 为质量源项;$\dot{m}$ 为各相间的转化质量流率;ρ 为流体密度;$\boldsymbol{v}$ 为流体速度矢量;t 为时间;∇为哈密顿算子。上述方程中对流项采用改进的 HRIC 格式离散,扩散项采用二阶中心差分格式离散,非定常项采用一阶隐式格式离散。

3) 6DOF 模型。6DOF 模型用于求解飞机的平动和转动方程,以获得重心平动运动和绕重心运动。平动方程在惯性坐标系中求解:

$$\dot{\boldsymbol{\mu}}_{\mathrm{e}}=\frac{1}{m}\sum\boldsymbol{f}_{\mathrm{e}} \tag{3}$$

转动方程在机体坐标系中求解:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}=\boldsymbol{K}^{-1}\left(\sum\boldsymbol{M}_{\mathrm{b}}-\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times\boldsymbol{K}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\right) \tag{4}$$

式中:m 为飞机质量;$\boldsymbol{\mu}$ 为平动速度;$\boldsymbol{f}$ 为受力;$\boldsymbol{\omega}$ 为角速度;$\boldsymbol{K}$ 为惯性张量;$\boldsymbol{M}$ 为力矩;下标 e 为地面坐标系;下标 b 表示为机体坐标系。

4) GMM 方法。GMM 方法用于处理飞机和水面之间的相对运动,整个计算域(包括网格和边界)与飞机一起做刚体运动,因此不需要使用任何网格重构或网格变形技术,这使整个计算域中的网格质量得以确保,以提高数值精度(尤其是自由水面捕获的准确性)和计算稳定性,同时因为不必画出迫降过程所经过的全部水域,极大程度地减少了网格数量,从而大大节省了计算成本。

非定常的体积分数边界条件可确保当计算域运动时自由水面在地面坐标系中保持水平,即在地面坐标系中设置计算域边界网格中的体积分数,位于空气和水之间的界面为 0.5,位于水面上方的为 0,位于水面下方的为 1。

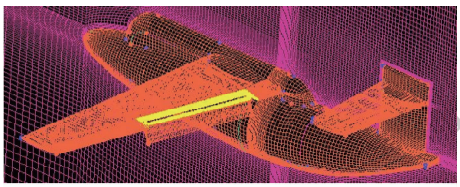
1.2 数值方法验证

为了验证上述数值方法在模拟飞机入水冲击过程中的合理性和精度,模拟了 NACA TN 2929 模型 F 水上迫降的过程,并与实验结果[10]进行对比分析。选择半模进行计算,分区对接的结构/非结构混合网格,非结构网格仅用于填充机翼和襟

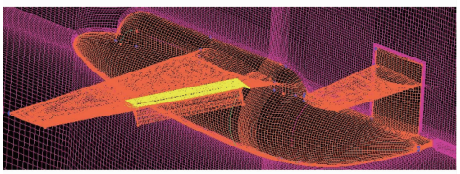
北航学报 赠阅

翼之间的缝隙，采用了 2 套网格进行无关性验证，粗网格总数为 340 万，细网格总数为620 万。细网格在粗网格的基础上全局加密。NACA TN 2929 模型 F 的表面网格如图 1 所示。

图 2 展示了模型 F 实验结果和数值模拟结果的对比。实验中水平速度在初期陡降，但数值模拟结果却没有这个特征，这种差异可能是由于实验测量不精确造成的。俯仰姿态和重心高度的数值模拟结果则与实验结果吻合良好。此外，粗网格和细网格的模拟结果相差甚微。考虑到计算条件限制，本文之后的数值模拟均采用粗网格的密度来绘制计算网格。



(a) 粗网格



(b) 细网格

图 1　NACA TN 2929 模型 F 的表面网格

Fig. 1　Surface mesh of NACA TN 2929 model F

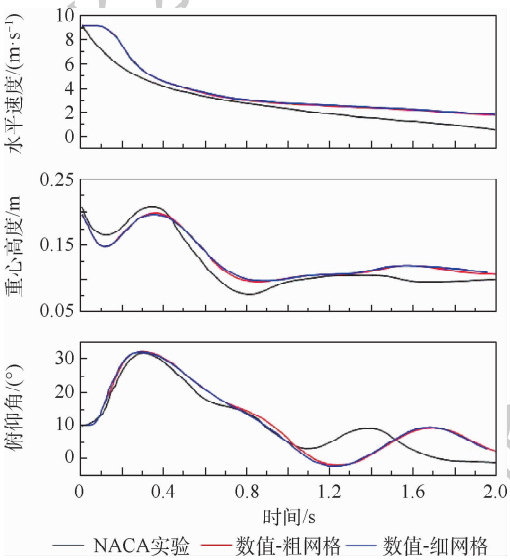


图 2　模型 F 的实验结果和数值模拟结果对比

Fig. 2　Comparison between experimental and numerical simulation results for model F

2　物理模型与波浪模型

2.1　物理模型与计算网格

本文研究的机型为常规布局的上单翼高平尾支线飞机，与本文方法验证中的 NACATN 2929 模型 F 基本一致。不考虑侧滑的影响，采用左半模计算，长方体计算域，各边界分别距离飞机 5 倍机身长度。除了右侧采用对称边界条件外，其余边界均采用压力入口边界条件，飞机采用无滑移的运动壁面边界条件。计算中采用分区对接的结构与非结构混合网格，网格总数为 380 万。图 3 为飞机几何外形和表面网格示意图。

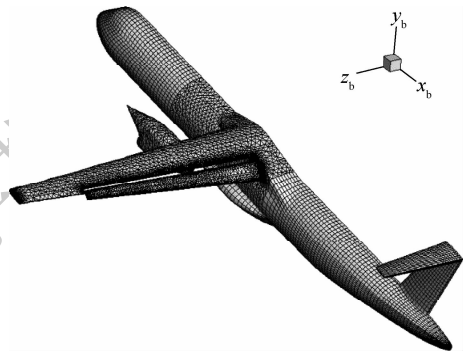


图 3　飞机模型表面网格

Fig. 3　Surface mesh of aircraft model

2.2　数值造波

在波浪水面迫降时，需要考虑飞机飞行方向和波浪水面的相对位置。飞行方向与波峰连线垂直时，即垂直于波浪迫降；当飞行方向与波峰连线平行时，即平行于波浪迫降。一般而言，平行于波浪迫降过程与在平静水面迫降相似；而垂直于波浪迫降的冲击过程，与飞机和水面的垂向相对速度大小有关，在垂向相对速度较大的不利情况下，冲击产生的压力峰值会大幅度高于平静水面迫降。为研究波浪迫降可能遭遇的极限冲击载荷，本文选择更危险的垂直于波浪迫降进行研究。

如图 4 所示，计算过程中选用微振幅正弦波浪。本文以地面坐标系为参考，x_e 轴向右为正，y_e 轴竖直向上为正，飞机抬头俯仰角 θ_z 为正。波浪水面的高度位置 Δh 和垂向速度 v_{wave_y} 表达式如下：

$$\Delta h = \frac{H}{2}\sin\left(\frac{2\pi}{L}x - \frac{2\pi}{T}t\right) \tag{5}$$

$$v_{wave_y} = -\frac{\pi H}{T}\cos\left(\frac{2\pi}{L}x - \frac{2\pi}{T}t\right) \tag{6}$$

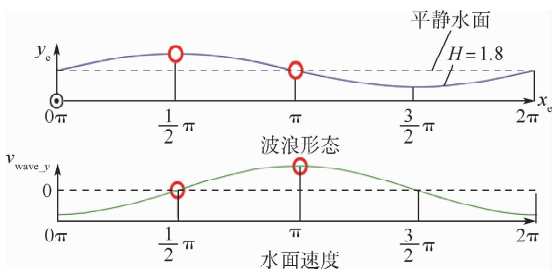


图 4　波浪水面形状与垂向速度分布

Fig. 4　Wavy water surface shape and vertical velocity distribution

北航学报 赠阅

观测数据表明,3~4 级海况下波高 H 在 0.6~2 m 之间。计算中选择波长 $L=37.5$ m,波高 $H=0.6$ m、0.9 m、1.2 m、1.5 m、1.8 m,周期 $T=4.9$ s 来研究波浪对迫降性能的影响。迫降过程中飞机向左运动,波浪向右运动,且忽略波速。

Von Karman[3] 的研究表明,冲击载荷与冲击速度平方成正比。选择在 π 相位处触水时,波浪向上运动速度最大,故飞机相对水面的下沉速度最大,因此推测在此处飞机可能遭遇最大冲击载荷。此外还选择了额外的对照触水点,在(1/2)π 相位处触水时,波浪的运动速度为 0,飞机相对水面的下沉速度就是飞机自身的下降速度,如图 4 所示。

3 波浪环境下的典型迫降过程

根据迫降程序[1] 推荐的参数范围,本文选定飞机以 47.5 m/s 的水平速度、1 m/s 的下沉速度和 10.79°的俯仰角(对应 12°的迎角)触水,飞机从机身下表面最低位置处距水面 0.2 m 高度开始迫降,计算模拟了迫降前 8 s 的过程。飞机受到的过载定义如下:

$$\begin{cases} f_x = \dfrac{F_x}{mg} \\ f_y = \dfrac{F_y + mg}{mg} = \dfrac{F_y}{mg} + 1 \end{cases} \tag{7}$$

式中:f_x 为水平过载;f_y 为垂向过载;g 为重力加速度;F_x 为飞机所受水平方向的空气动力和水动力;F_y 为飞机所受垂直方向的空气动力和水动力。

3.1 π 相位触水

图 5 为飞机在平静水面和 5 种不同波高水面下迫降的过载综合曲线,α_z 为俯仰角加速度。依照过载变化曲线,可将迫降过程划分为以下 3 个阶段:①触水阶段,发生在前 0.3 s,此时机身表面仅接触水面,该过程较为短暂;②冲击阶段,发生在 0.3~4 s,机身冲击入水同时伴有滑水行为,该阶段过载变化剧烈;③滑水阶段,发生在 4 s 之后,冲击行为结束转而以水平方向的滑水运动为主导,该阶段飞机受力情况趋向稳定,不再出现过载峰。本文仅分析出现冲击过载峰的前 4 s,即迫降初期的触水阶段和冲击阶段。

接下来具体分析平静水面和波高 $H=1.8$ m 水面上飞机的迫降过程。

如图 6 所示,当飞机采用 12°迎角触水时,平静水面环境下,飞机机身尾部上翘部分整段触水,继而潜入水中;波浪水面环境下,飞机迎向坡面时机腹先触水,随着迫降行为的进一步发生,机身尾部将整段入水。

触水阶段发生在 0~0.3 s,图 7 对比了该阶段飞机姿态与水面形态;图 8 对比了该阶段飞机迫降运动状态和过载变化历程;图 9 对比了波浪水面出现垂向过载峰值时,平静水面和波浪水面下机身触水部位的压力分布状况,C_p 为压力系数。

平静水面迫降如图 7(a)所示,0.18~0.3 s 机

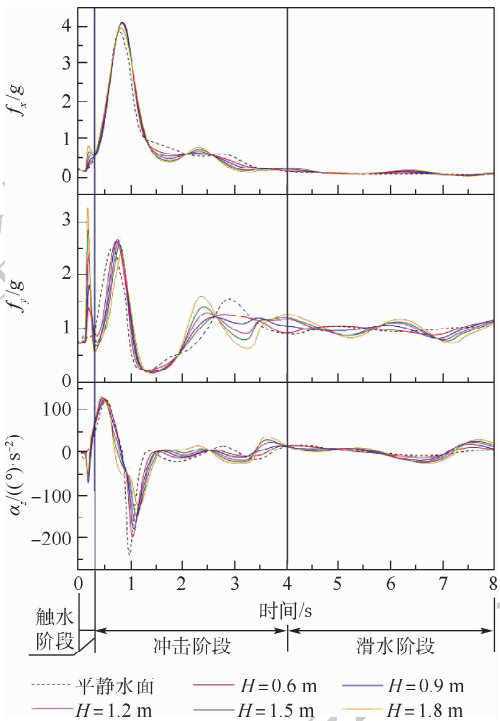


图 5 π 相位触水平静与波浪水面迫降过载综合曲线

Fig. 5 Overload history of ditching on calm and wavy water surface with water contact at π phase

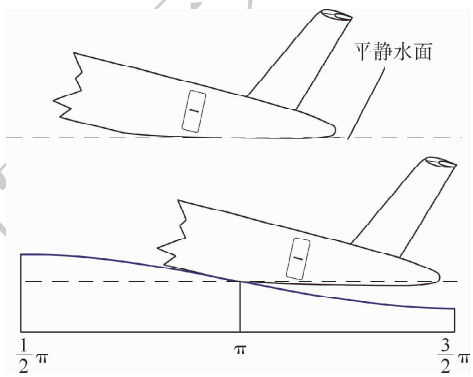


图 6 平静与波浪水面飞机触水部位(π 相位)

Fig. 6 Water contact position of aircraft on calm and wavy water surface (π phase)

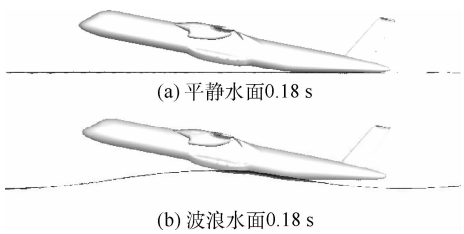


图 7 触水阶段飞机姿态与水面形态(π 相位)

Fig. 7 Aircraft attitude and water surface morphology during water contact stage (π phase)

北航学报 赠阅

身尾端均匀接触水面，呈现滑水姿态。由图 8 可知，滑水行为导致水平过载增大，此刻机身尾端入水深度浅，尚未发展到冲击过程，因此垂向过载变化幅度小。飞机继续滑水下潜，水平速度缓慢降低，同时下沉速度持续增大，逐渐过渡到冲击阶段，整个过程运动姿态变化和缓，姿态角变化可基本忽略。图 9(a)显示触水的机身尾端整体受力较弱，机身尾端拐点处因迎面滑水产生微弱的正压力，水流绕过机尾因曲率的变化呈现出微弱的负压。

波浪水面迫降相较平静水面则出现了冲击峰。结合图 7(b)和图 8 可知，0.18 s 时机身腹部迎向波浪坡面触水，在穿过波峰期间的 0.19 s 时刻，水平方向受到阻力因而出现一个较小的阻力峰，过载达到 0.80 g，对比平静水面，触水发生后

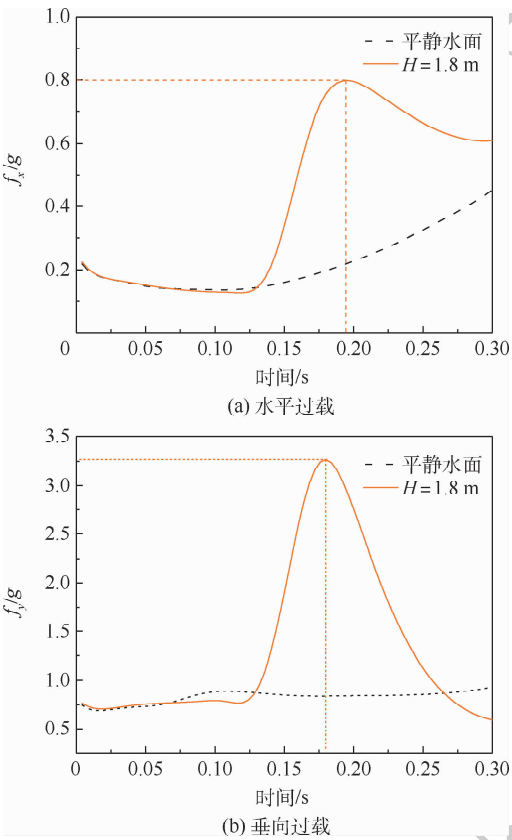


图 8　触水阶段过载曲线(π 相位)

Fig. 8　Overload history during water contact stage (π phase)

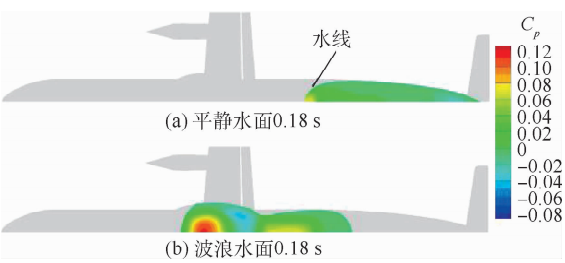


图 9　冲击峰值时刻机身触水部位压力系数云图(π 相位)

Fig. 9　Pressure coefficient contours on water contact area of fuselage at the moment of impact peak (π phase)

水平速度曲线出现拐点，减速幅度增大；同时，0.18 s时刻，飞机触水时波浪向上运动，飞机相对水面的下沉速度最大，因而垂向过载出现了较大的冲击峰，高达 3.27g。图 9(b)显示冲击峰值时刻机腹部位触水，迎向波浪坡面的部位呈现正压，发生曲率变化的水流转折处呈现负压。

上述结果说明波浪水面可能因触水位置变化而出现意外的冲击峰。

冲击阶段发生在 0.3 ~ 4 s，图 10 对比了冲击阶段飞机姿态与水面形态；图 11 对比了迫降初期飞机的运动状态和过载变化历程，0.3 s 处标记竖线划分不同阶段。图 12 对比了俯仰力矩峰值时刻，平静水面和波浪水面机身底部入水部位的压力分布状况。

如图 10 所示，随着迫降的进一步发展，平静和波浪水面迫降的机身尾端均潜入水中。图 11 显示水平方向上平静和波浪水面迫降的参数变化趋势和数值大小都较为接近，波浪水面的振荡是导致差异产生的主要原因。二者迫降时水平速度和机身入水姿态差异较小，因此几乎同时在0.8 s 附近达到阻力峰，其中平静水面峰值3.85g，波浪水面峰值 3.96g；阻力峰的产生使水平速度陡降，继而阻力峰回落，水平速度转为缓降。

平静水面和波浪水面迫降在垂直方向上的运动变化趋势近乎一致。如图 11(b)所示，0.8 s 时机身尾端入水迎来 2 次冲击峰，波浪水面峰值为 2.40g，平静水面峰值更高为 2.53g。由于触水阶段波浪环境下冲击峰的产生导致垂向运动速度减小，冲击阶段垂向运动参数初值与平静水面产生差异，因此冲击阶段的冲击峰值小于平静水面下的冲击峰值。迫降充分发展后机身入水更深，第 2 次冲击峰历时较久，对垂向运动的影响在时间上有充分的累积，飞机的垂向运动由下沉转为回弹，如图 11(c)所示。

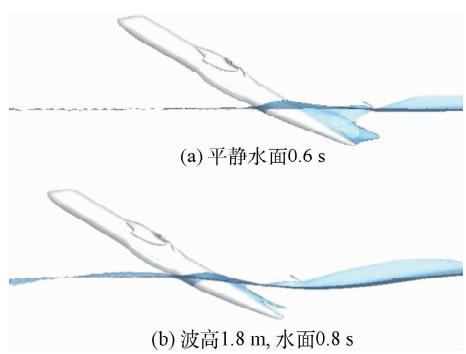


图 10　冲击阶段飞机姿态与水面形态(π 相位)

Fig. 10　Aircraft attitude and water surface morphology during impact stage (π phase)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

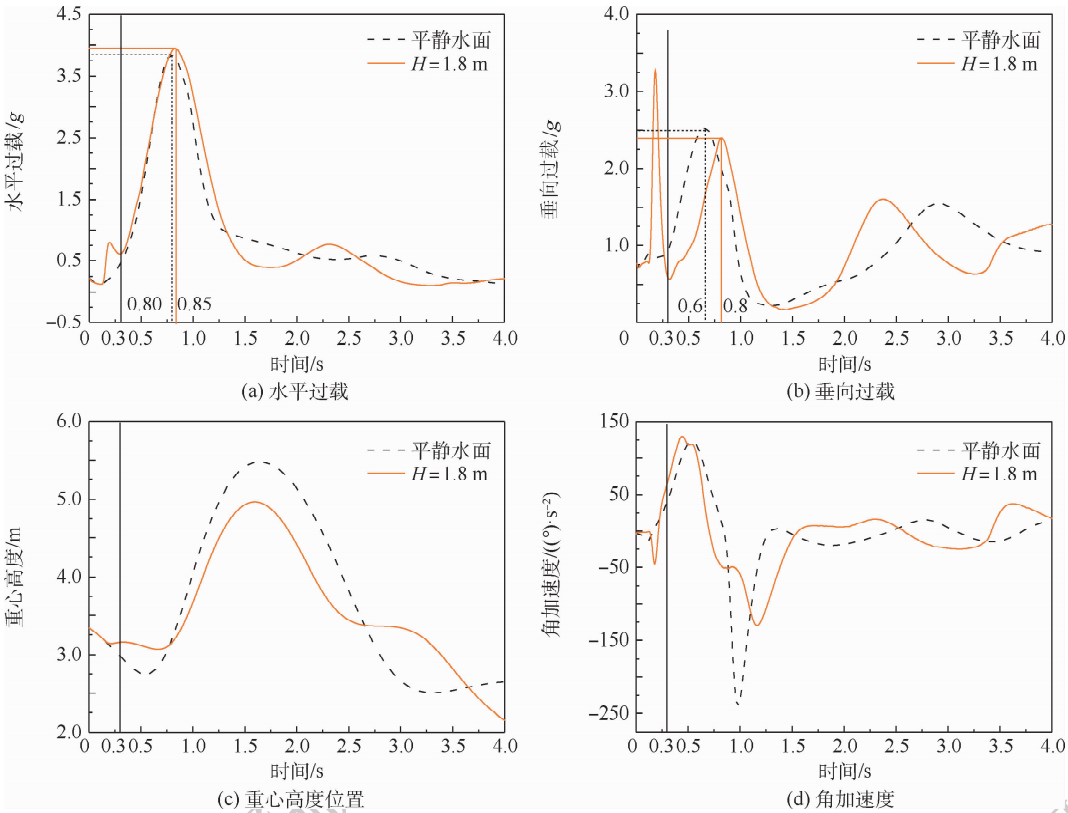


图 11 冲击阶段运动状态与过载变化历程(π 相位)

Fig. 11 Motion state and overload history during impact stage (π phase)

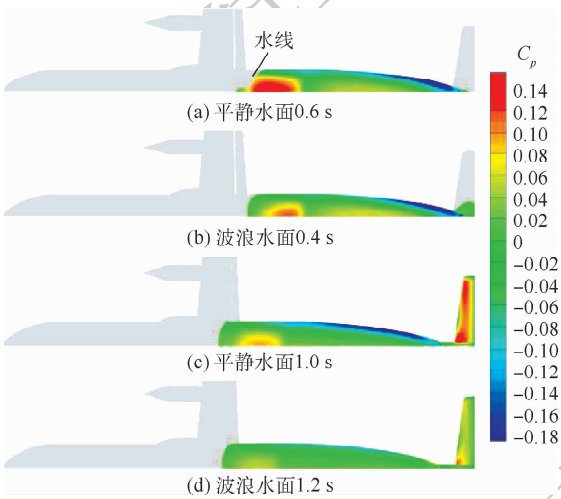


图 12 俯仰力矩峰值时刻入水部位的压力系数云图(π 相位)

Fig. 12 Pressure coefficient contours on water contact area at the moment of pitch moment peak (π phase)

迫降初期机身尾部触水,对重心取矩,机身尾部受到向上的正压则产生低头力矩,受到向下的负压则产生抬头力矩。如图 11(d)所示,平静水面和波浪水面的姿态角加速度均呈现为先抬头后低头,其中平静和波浪水面的角加速度抬头峰分别出现在 0.6 s 和 0.4 s,且峰值较为接近,图 12(a)和(b)显示峰值时刻二者机身尾部压力分布状况接近,其中尾端负压产生的抬头力矩占据了主导地位。平静水面的低头力矩峰发生在 1.0 s。对比图 12(a)和(c)得知,随着机身尾端的进一步下潜,尾部负压从机身底部向机身侧面转移,对抬头力矩的贡献逐渐降低,同时水平尾翼大面积触水出现明显的正压,继而产生较大的低头力矩。波浪水面的低头力矩峰发生在 1.2 s,由于下沉速度较小,使得机身尾部及平尾所受的正压相较于平静水面更弱(见图 12(d)),从而对低头力矩的贡献较弱,因此角加速度峰值明显小于平静水面的结果。

3.2 π/2 相位触水

图 13 为飞机在平静水面和 5 种不同波高水面下迫降的过载综合曲线,波浪水面触水位置为 π/2 相位处。依照过载变化曲线,可将迫降过程划分为以下 3 个阶段:① 触水阶段,发生在前 0.3 s,机身表面刚刚接触水面,该过程较为短暂;②冲击阶段,发生在 0.3 ~ 5 s,机身冲击入水同时伴有滑水行为,该阶段过载变化剧烈;③滑水阶段,发生在 5 s 之后,冲击行为结束转而以水平方向的滑水行为为主导,该阶段飞机受力情况趋向稳定,不再出现过载峰。

本节仅分析出现冲击过载峰的前 5 s,即迫降初期的触水阶段和冲击阶段。观察图 13 得知,当触水位置为波浪的 π/2 相位处时,过载曲线的变化趋势与平静水面是较为相似的,除却由于波浪振荡引起的差异,主要的区别体现在冲击峰值的

北航学报 赠阅

大小。接下来具体分析平静水面和波高 H = 1.8 m水面上飞机的迫降过程。

如图 14 所示，当飞机采用 12°迎角触水时，在平静和波浪水面下均为机身尾端上翘部分触水。

触水阶段发生在 0 ~ 0.3 s，图 15 对比了该阶段飞机姿态与水面形态；图 16 对比了该阶段飞机迫降运动状态和过载变化历程，v_y 为飞机垂向运动速度；图 17 对比了波浪水面出现垂向过载峰值时，平静水面和波浪水面下机身触水部位的压力分布状况。

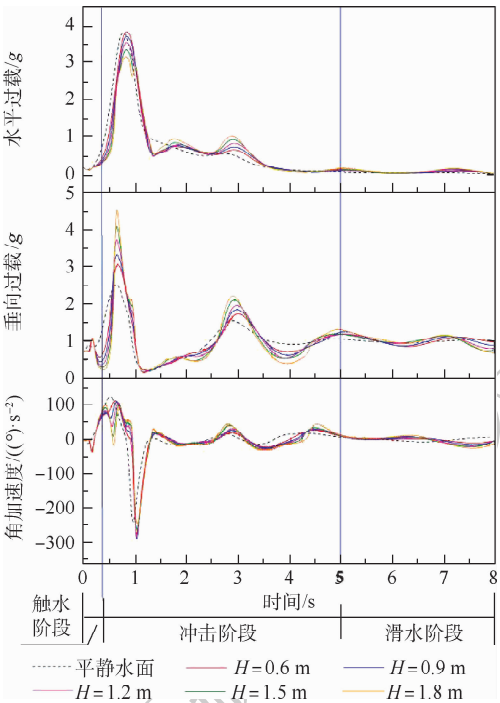


图 13　π/2 相位触水平静与波浪水面迫降过载综合曲线

Fig. 13　Overload history of ditching on calm and wavy water surface with π/2 phase

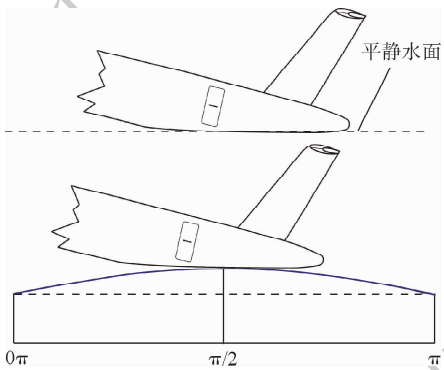


图 14　平静与波浪水面飞机触水部位 π/2 相位

Fig. 14　Water contact position of aircraft on calm and wavy water surface (π/2 phase)

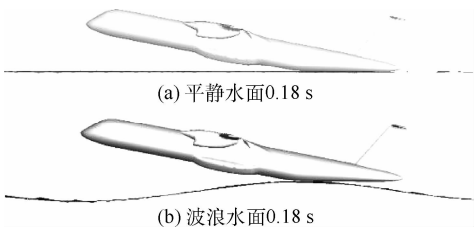


图 15　触水阶段飞机姿态与水面形态(π/2 相位)

Fig. 15　Aircraft attitude and water surface morphology during water contact stage (π/2 phase)

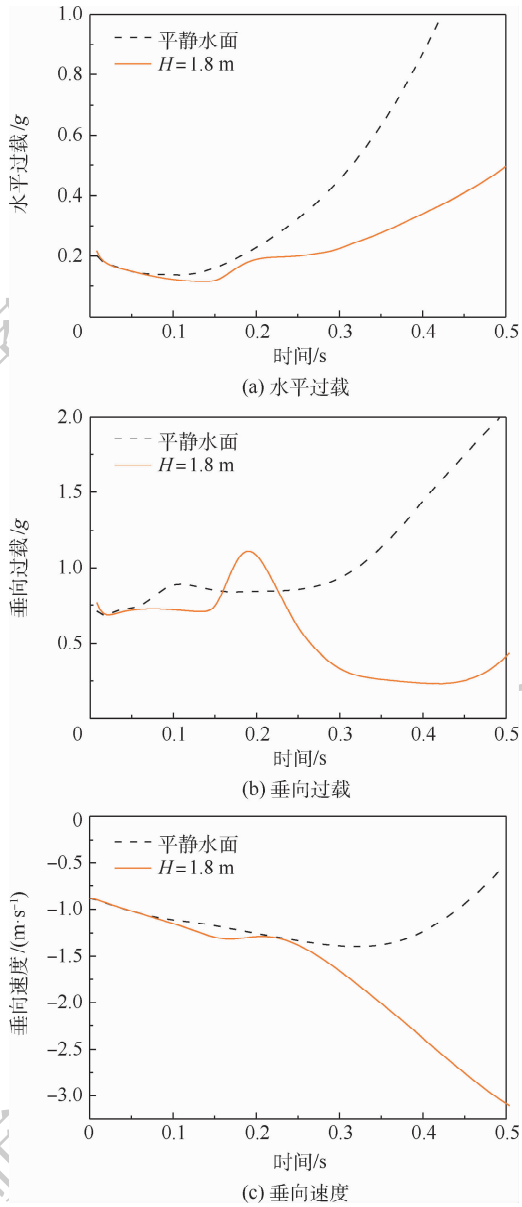


图 16　触水阶段运动状态和过载变化历程(π/2 相位)

Fig. 16　Motion state and overload history during water contact stage (π/2 phase)

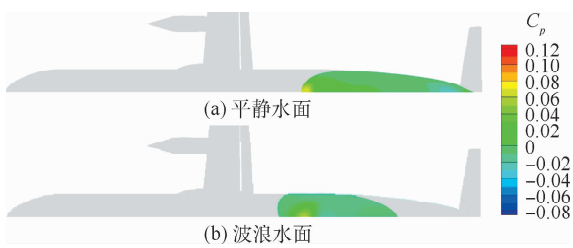


图 17　0.18 s 时刻机身触水部位压力系数云图(π/2 相位)

Fig. 17　Pressure coefficient contours on water contact area of fuselage at 0.18 s (π/2 phase)

北航学报 赠阅

触水时,波浪水面迫降相较平静水面,水平方向和姿态角参数变化趋势较为接近,垂向参数变化趋势略有不同。2 种水面形态下飞机相对水面的下沉速度是一致的。结合图 15(b)和图 16 可知,波浪水面下 0.18 s 机身尾端触水,继而向前滑行,而由于机身尾端经过波谷,此处水位较低,机身尾端入水深度较平静水面的情况更浅,因此同一时刻水平过载小于平静水面。垂直过载则在触水时出现一个很小的冲击峰,继而迅速减小,下沉速度也随之继续增大。图 17显示了 0.18 s 两种水面形态迫降的机身底部压力云图。

冲击阶段发生在 0.3 ~5 s,图 18 对比了冲击阶段飞机姿态与水面形态;图 19 对比了迫降初期飞机的运动状态和过载变化历程。图 20 对比了俯仰力矩峰值时刻,平静水面和波浪水面机身底部入水部位的压力分布状况。

如图 18 所示,冲击阶段机身尾端入水。图 19(a)显示波浪水面相较平静水面,水平过载增长趋势起初略为滞后,这是由水面形态的差异所导致,如图 18(a) ~(d)所示。波浪水面机身尾端经过波谷,入水深度相较于平静水面较小。接着机身尾部穿过波峰,浸没深度快速增大,水平过载迅速增高,与平静水面工况同时在 0.8 s 附近达到阻力峰。此时平静水面峰值 3.85g,波浪水面峰值 3.19g。阻力峰的产生使水平速度陡降,继而水平过载回落。

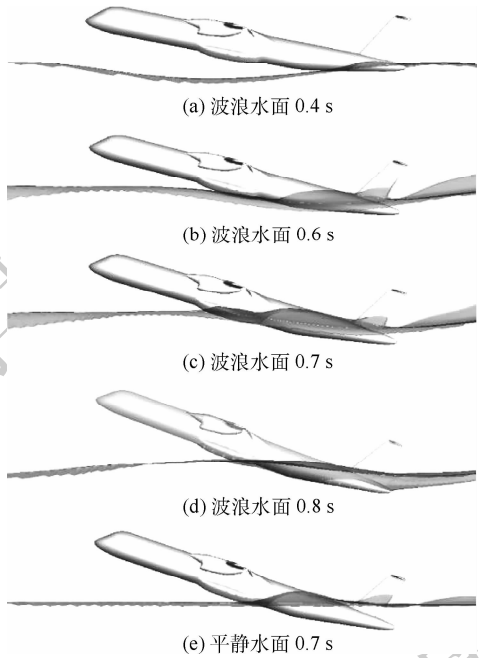


图 18 冲击阶段飞机姿态与水面形态(π/2 相位)

Fig. 18 Aircraft attitude and water surface morphology during impact stage (π/2 phase)

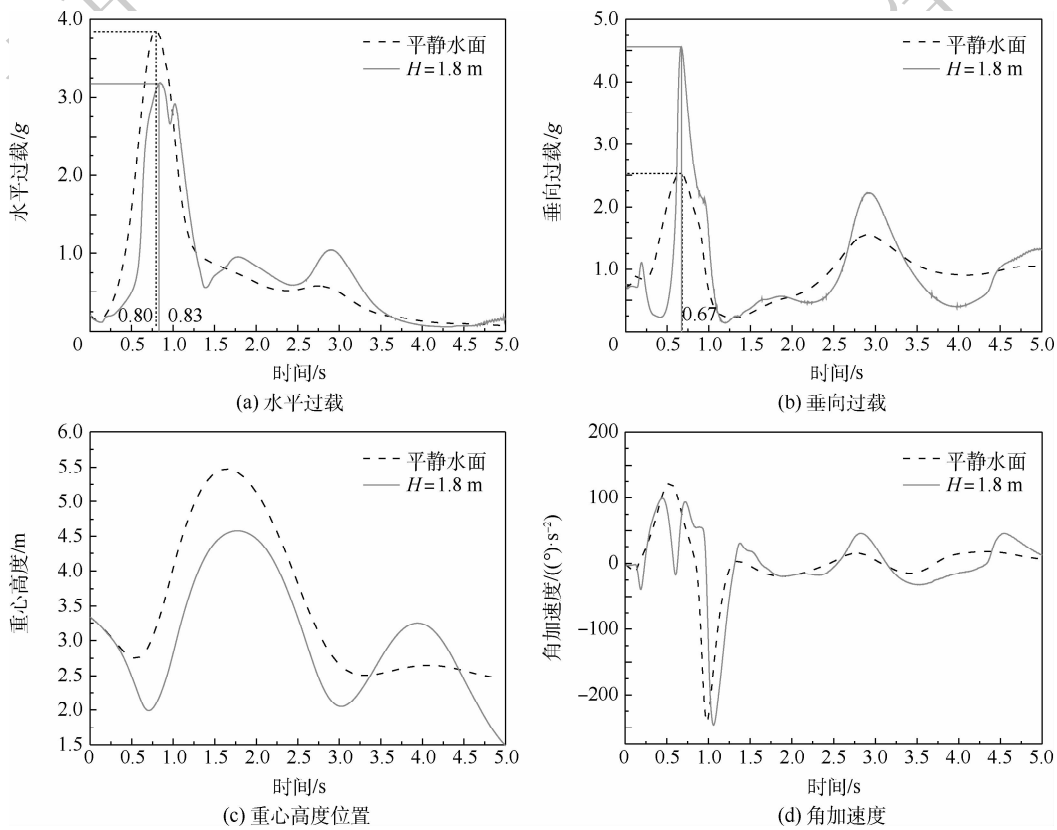


图 19 冲击阶段运动状态与过载变化历程(π/2 相位)

Fig. 19 Movement state and overload history during impact stage (π/2 phase)

北航学报 赠阅

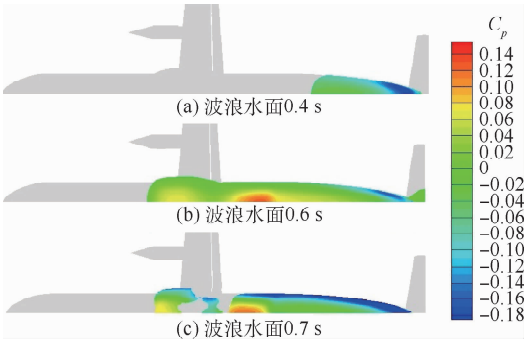


图 20　波浪环境入水部位的压力系数云图(π/2 相位)

Fig. 20　Pressure coefficient contours on wavy water contact area (π/2 phase)

特别的是,波浪水面在经过 0.83 s 的阻力峰后,水平过载于 0.95 s 时刻再次升起,在 1.03 s 时达到次高峰。原因是在第 1 个阻力峰过后水平速度下降阻力减小,接着机身尾部穿过波峰浸没深度再次升高,从而水平过载增大,在机身穿过波峰后则水平过载开始减小。

2 种水面环境的迫降在垂直方向上的运动变化趋势上近乎一致,但过载峰值差异显著。图 19(b)显示垂向波浪水面相较平静水面垂向过载增长趋势略为滞后,但同时在 0.67 s 附近达到阻力峰,该趋势的变化原因与平静水面相同。图 18(b)显示 0.7 s 时刻,机身尾端穿过波浪迎面,该位置处波浪向上运动,飞机相对水面下沉速度大,且与图 18(a)对比,波浪水面的机身入水面积大于平静水面。因此波浪水面下的垂向过载的冲击峰值 4.55g 大于平静水面的 2.53g。相应的重心高度变化如图 19(c)所示。

图 19(d)显示姿态角加速度曲线在大体上呈现先抬头再低头的趋势,其中波浪水面下 0.4 ~ 0.7 s 出现了双抬头峰,与水面形态的变化有关。结合图 18(a) ~ (c)与图 20,波浪环境下 0.4 s 时刻机身尾端适才经过波峰,机身尾部吸力使飞机产生抬头力矩,并在 0.4 s 时达到抬头角加速度峰值;0.4 s 后机身尾端经过波谷,抬头力矩减小,在 0.6 s 时刻一度出现低头力矩;0.6 s 后机身尾端再次穿过波浪迎面,绕流产生的吸力增大,抬头力矩持续增大,在 0.7 s 时刻达到第 2 个抬头角加速度的峰值。

综上所述,在 π/2 相位处触水,波浪水面和平静水面迫降的各个参数整体变化趋势接近,具体区别主要体现在冲击阶段的峰值大小。不同的是在波浪 π 相位处触水,触水时刻飞机相对水面下沉速度大,从而在触水阶段产生了不同于平静水面的冲击峰。在波浪 π/2 相位处触水,在触水时刻飞机相对水面下沉速度和平静水面相同,而在冲击阶段穿过迎波面时波浪向上运动,飞机相对水面下沉速度和入水面积更大,使得冲击阶段波浪水面的冲击过载峰值远高于平静水面。

4　不同波高海况的水上迫降特性

4.1　不同波高海况下 π 相位触水

3 ~ 4 级海况的波高在 0.6 ~ 2 m 不等,保持波长、周期不变,代入以下 5 种波高 0.6 m、0.9 m、1.2 m、1.5 m、1.8 m,继而得到 5 种波形,如图 21 所示。不同波形除了水面形态有差异,水面的振荡速度也不同,根据式(6)可得,在同一相位处,水面振荡速度和波高成正相关。

本节将上述 5 种波高海况迫降的模拟结果与平静水面进行对比,并提取相应峰值进行不同波高情况下的横向对比。采用了载荷增量系数的概念,即波浪环境相对平静水面的载荷增量比平静水面载荷增量,如下:

$$\begin{cases} k_x = \dfrac{f_{\text{wave}_x} - f_{\text{calm}_x}}{f_{\text{calm}_x}} \\ k_y = \dfrac{f_{\text{wave}_y} - f_{\text{calm}_y}}{f_{\text{calm}_y}} \end{cases} \tag{8}$$

式中:k_x 为水平载荷增量系数;f_{wave_x} 为波浪环境水平载荷峰值;f_{calm_x} 为平静水面水平载荷峰值;k_y 为垂向载荷增量系数;f_{wave_y} 为波浪环境垂向载荷峰值;f_{calm_y} 为平静水面垂向载荷峰值。

图 22 对比了发生在冲击阶段的水平过载最大峰值,波浪水面的水平峰值均大于平静水面,相互间差异较小,且随波高增大,水平过载峰值相对于平静水面的增幅则越小,当波高/波长为 0.016 时,水平过载峰值将大于平静水面的 6.5%,如

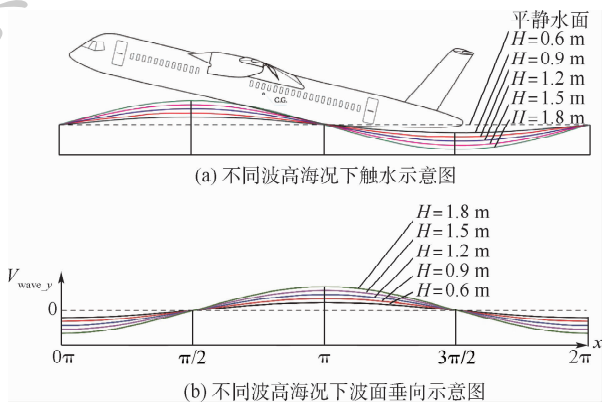


图 21　不同波高的水面形态和速度分布(π 相位)

Fig. 21　Water surface morphology and velocity distribution with different wave heights (π phase)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

图 22(b)所示,图中横坐标是指飞机开始迫近水面到当前运动时间与波浪周期的比值。随波高增大,触水阶段的小水平过载峰值逐次增大,使得水平速度逐次减小,因此冲击阶段的水平过载峰值逐次减小。

平静水面垂向过载曲线的主要冲击峰发生在冲击阶段;波浪水面有 2 个重要的垂向冲击峰,第 1 个出现在触水阶段,第 2 个出现在冲击阶段。图 23(a)显示第 1 个冲击峰值大小的差异显著,原因是飞机的下降速度较小,故水面振荡速度改变的影响较为显著。图 23(a)和(b)显示随波高增大,第 1 个冲击峰值逐次增高,第 2 个冲击峰值大体上逐次降低,符合一般的物理认知。图 23(c)和(d) 中波浪水面的 2 个主要冲击峰值均与平静水面唯一的冲击峰值大小进行对比。对比得知任一波高海况至少有 1 个冲击峰值是大于平静水面的,当波高/波长为 0.048 时,最大的垂向过载峰值将超过平静水面的 30%。

图 24 显示,不同波高情况下第 1 个冲击峰发生时机身入水面积较接近,造成差异的具体原因在于冲击压力的大小。随波高增大,水面振荡速度增大,继而飞机相对水面的下沉速度增大,因而冲击压力增大。

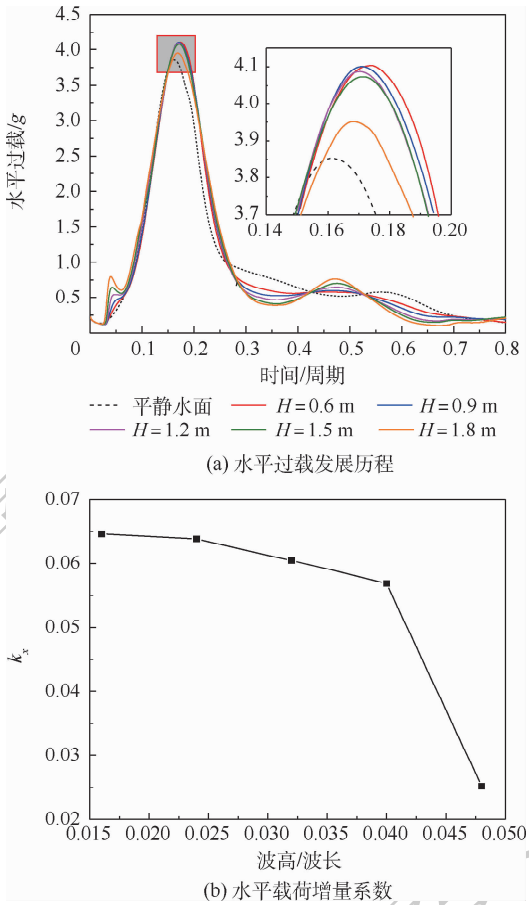


图 22 水平过载对比

Fig. 22 Horizontal overload comparison

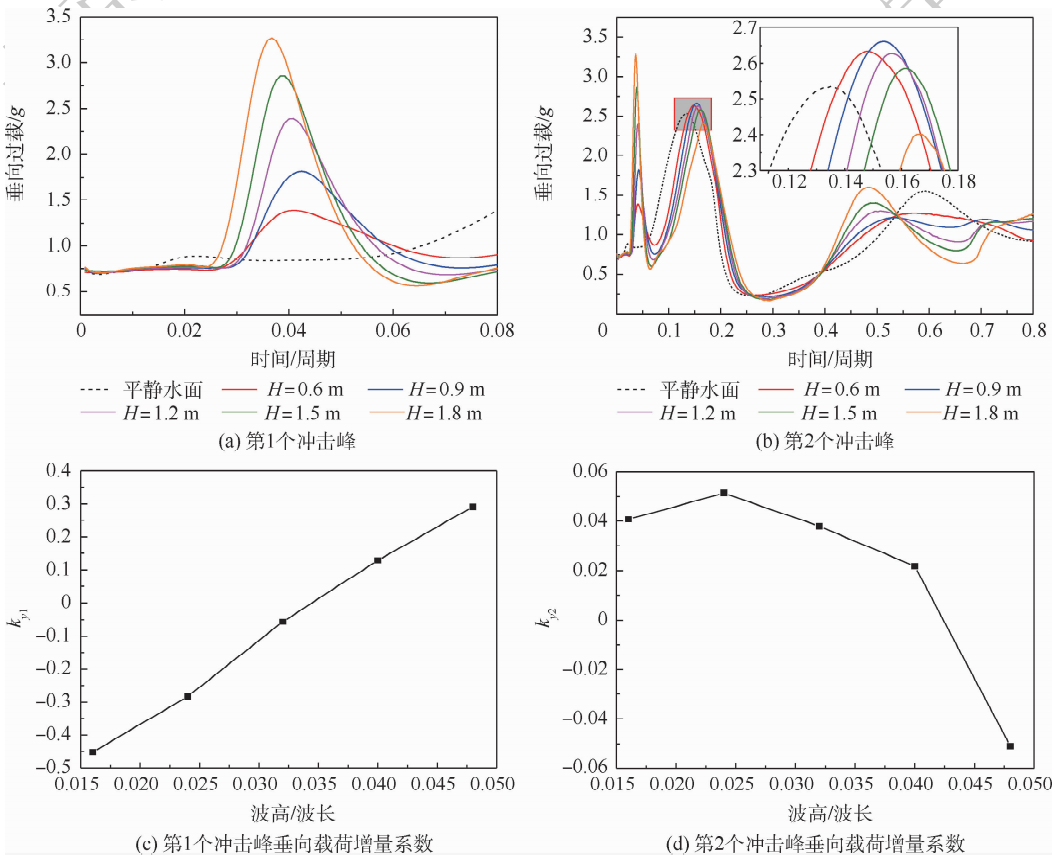


图 23 垂向过载对比(π 相位)

Fig. 23 Vertical overload comparison (π phase)

北航学报 赠阅

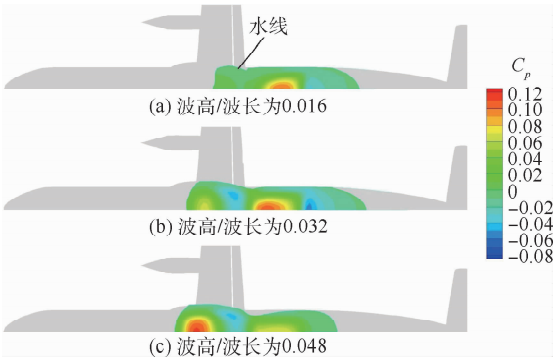


图 24　第 1 个冲击峰值时刻触水部位压力分布（π 相位）

Fig. 24　Pressure distribution on water contact area at the moment of the 1st impact peak (π phase)

4.2　不同波高海况下 π/2 相位触水

波高 0.6 m、0.9 m、1.2 m、1.5 m、1.8 m，保持波长、周期不变，飞机触水位置和波形如图 25 所示。本节将上述 5 种波高海况迫降的模拟结果与平静水面进行对比，并提取相应峰值进行不同波高情况下的横向对比。

图 26 对比了发生在冲击阶段的水平过载曲线的最大阻力峰值，波浪水面的水平阻力峰值随波高依次增大而逐次减小，其中仅波高 0.6 m 时略大于平静水面，其余均小于平静水面。当波高为 0.6 m 时水面形态相较其他波高与平静水面接近，波浪形态对飞机机身入水深度影响较弱。随着波高增大，飞机在到达阻力峰之前在水中的浸没深度依次降低，因而阻力峰值依次减小，且因波浪形态引起的阻力双峰形态愈发明显。

图 27 显示波浪水面的垂向过载曲线的冲击峰值均大于平静水面。随波高逐渐增大，相同相位处波浪涌起速度依次增大，则飞机相对水面下沉速度依次增大，因此冲击峰值依次增高。当波高达到 1.8 m 时，波峰峰值较平静水面增幅高达 80%。

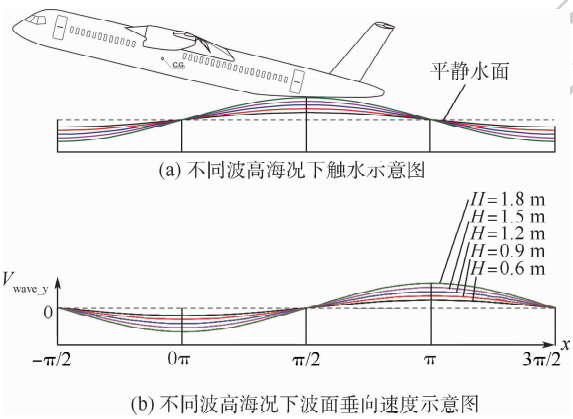


图 25　不同波高的水面形态和速度分布（π/2 相位）

Fig. 25　Water surface morphology and velocity distribution with different wave heights (π/2 phase)

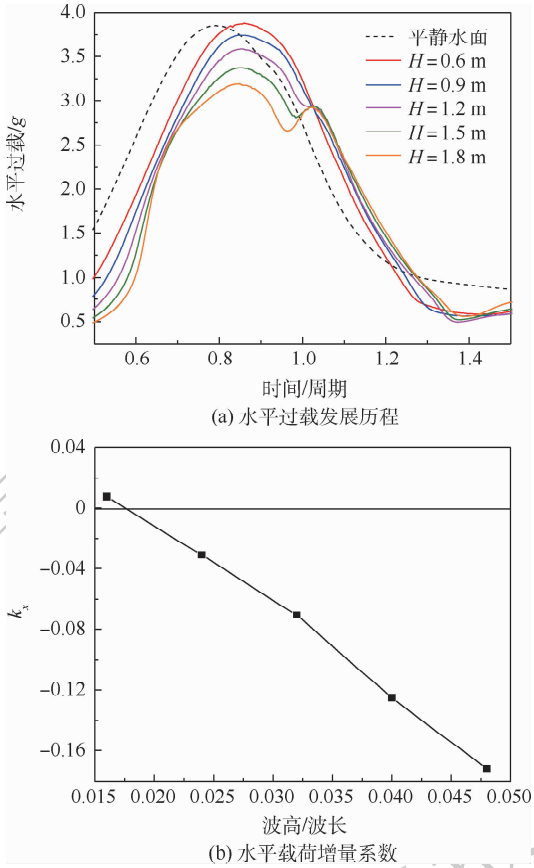


图 26　水平过载对比（π/2 相位）

Fig. 26　Horizontal overload comparison (π/2 phase)

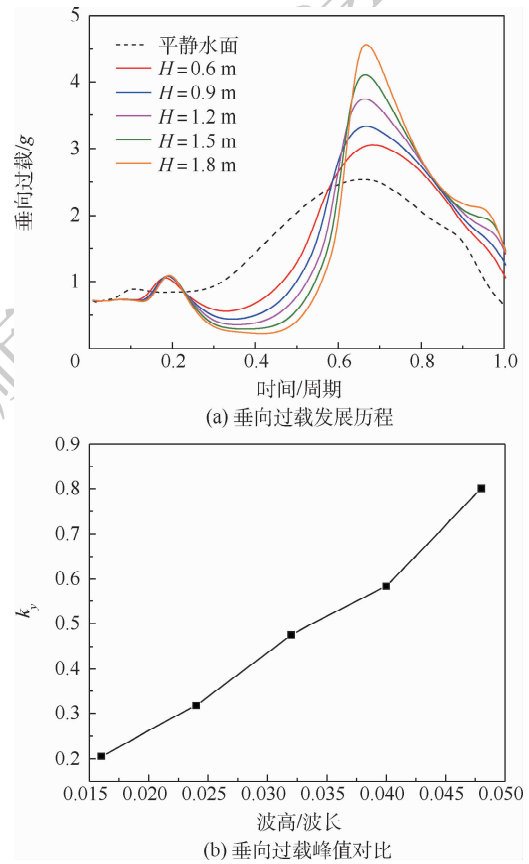


图 27　垂向过载对比（π/2 相位）

Fig. 27　Vertical overload comparison (π/2 phase)

北航学报 赠阅

5 结 论

本文采用 Ansys Fluent 软件结合整体运动网格方法模拟了某型上单翼支线飞机在 5 种波高海况下的水上迫降过程,并与平静水面对比。为研究飞机在波浪海况迫降可能遭遇的极限载荷,选择了飞机在波浪 π 相位和 π/2 相位处触水。

1)飞机在 π 相位处触水,当飞机以推荐的迫降姿态接近水面时,飞机触水部位为迎向坡面的机身腹部,不同于平静水面的机身尾端,此时飞机相对水面下沉速度大,因此在触水阶段出现了平静水面没有的冲击峰;当迫降进入冲击阶段,平静水面和波浪水面下二者机身尾段均入水中,此后均出现了阻力峰,各参数的变化趋势在宏观上近乎一致。通过参数化分析,发现随波高增大,触水阶段的冲击峰值逐次增高,当波高足够大时,该阶段的垂向冲击峰值将会远超过平静水面的垂向最大过载,成为迫降过程中遭遇的极限载荷;冲击阶段中,波浪水面水平阻力峰值均略大于平静水面的,而垂向冲击峰值大小则随波高增大而逐次降低,但在整个迫降过程中波浪水面出现的 2 次垂向冲击峰至少有 1 个是大于平静水面的。

2)飞机在 π/2 相位处触水的各参数变化趋势与平静水面接近。当飞机以推荐的迫降姿态接近水面时,飞机尾端与波峰接触,此时飞机相对水面下沉速度大小与平静水面相同;随着迫降过程进入冲击阶段,飞机尾端穿过波浪时遭遇向上涌起的迎波面,使得飞机相对水面下沉速度较平静水面较大,同时机身入水面积相较平静水面的更大,结果使得波浪水面下垂向的冲击峰值均高于平静水面的。通过参数化分析,发现随波高增大,冲击阶段的水平过载峰值几乎均小于平静水面,垂向过载峰值则均大于平静水面的,成为迫降过程中遭遇的极限载荷。在申请适航认证考虑现实中波浪迫降对飞机纵向和横向载荷的设计范围的影响时,本文模拟结果得到的极限载荷可为其提供参考。

最后,本文采用了飞机刚体模型模拟行进波面的迫降过程,而实际中飞机是结构体,且海浪的情况复杂多样,针对不规则波或驻波的研究尚待开发。

参考文献(References)

[1] PATEL A A, GREENWOOD J R P. Transport water impact and ditching performance: DOT/FAA/AR-95/54[R]. Washington, D. C.: Galaxy Scientific Corp Pleasantville, 1996.

[2] THOMSON R G, CAIAFA C. Structural response of transport airplanes in crash situations: DOT/FAA/CT83/42[R]. Washinton, D. C.: Federal Aviation Administration Technical Center Atlantic City, 1983.

[3] VON KARMAN T. The impact of seaplane floats during landing: NACATN321[R]. Washington, D. C.: NACA, 1929.

[4] WAGNER H. Phenomena associated with impacts and sliding on liquid surfaces[J]. Journal of Applied Mechanics, 1932, 12(4): 193-215.

[5] DOBROVOL'SKAYA Z N. On some problems of similarity flow of fluid with a free surface[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1969, 36(4): 805-829.

[6] GREENHOW M. Wedge entry into initially calm water[J]. Applied Ocean Research, 1987, 9(4): 214-223.

[7] ZHAO R, FALTINSEN O. Water entry of two-dimensional bodies[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1993, 246: 593-612.

[8] ZHAO R, FALTINSEN O, AARSNES J. Water entry of arbitrary two-dimensional sections with and without flow separation[C]// Proceedings of the 20st Symposium on Naval Hydrodynamics. Washington, D. C.: The National Academies Press, 1997: 408-423.

[9] MCBRIDE E E, FISHER L J. Experimental investigation of the effect of rear-fuselage shape on ditching behavior: TN 2929[R]. Washington, D. C.: NACA, 1953.

[10] 魏飞,许靖锋. 飞机模型水上迫降试验测控系统设计[M]// 褚林堂,叶树林,译. 北京:航空工业出版社,2011:383-391.
WEI F, XU J F. Design of measurement and control system for forced landing test on airplane model[M]// CHU L T, YE S L, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2011: 383-391 (in Chinese).

[11] 蒲锦华,张科,魏飞,等. 摄像测量技术在飞机模型水上迫降试验中的应用[C]// 2017 年(第三届)中国航空科学技术大会论文集(下册). 北京:中国航空学会,2017:340-345.
PU J H, ZHANG K, WEI F, et al. Application of camera measurement technology in forced landing test on aircraft model[C]// Proceedings of the 2017 (3rd) China Aviation Science and Technology Conference (Volume 2). Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2017: 340-345 (in Chinese).

[12] XU G D, DUAN W Y, WU G X. Numerical simulation of water entry of a cone in free-fall motion[J]. Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, 2011, 64(3): 265-285.

[13] XIAO T, QIN N, LU Z, et al. Development of a smoothed particle hydrodynamics method and its application to aircraft ditching simulations[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 66: 28-43.

[14] CHENG H, MING F R, SUN P N, et al. Towards the modeling of the ditching of a ground-effect wing ship within the framework of the SPH method[J]. Applied Ocean Research, 2019, 82: 370-384.

[15] HUA C, FANG C, CHENG J. Simulation of fluid-solid interaction on water ditching of an airplane by ALE method[J]. Journal of Hydrodynamics, 2011, 23(5): 637-642.

[16] STRECKWALL H, LINDENAU O, BENSCH L. Aircraft ditching: A free surface / free motion problem[J]. Archives of Civil

北航学报 赠阅

and Mechanical Engineering,2007,7(3):177-190.

[17] GUO B D,LIU P Q,QU Q L,et al. Effect of pitch angle on initial stage of a transport airplane ditching[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(1):17-26.

[18] QU Q L,HU M X,GUO H,et al. Study of ditching characteristics of transport aircraft by global moving mesh method[J]. Journal of Aircraft,2015,52(5):1550-1558.

[19] HIRT C W,NICHOLS B D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries[J]. Journal of Computational Physics,1981,39(1):201-225.

[20] MUZAFERIJA S. A two-fluid Navier-Stokes solver to simulate water entry[C]// Proceedings of 22nd Symposium on Naval Architecture. Washington,D. C.:National Academy Press,1999:638-651.

作者简介:

赵芸可　女,博士研究生。主要研究方向:流体力学。

刘沛清　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:流动分离与控制、大迎角空气动力学、飞行器气动布局等。

Numerical study on maximum impact load during aircraft ditching on wave surface

ZHAO Yunke, LIU Peiqing*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper uses numerical methods to study the magnitude of the maximum impact load on the fuselage and its physical cause during the compulsory landing of the wave. In the numerical calculation, the finite volume method and Volume of Fluid (VOF) method are used to capture the free surface. The Six-Degree-of-Freedom (6DOF) model and the Global Motion Mesh (GMM) are used to process the relative motion between water and the aircraft, and simulate the forced landing process of the aircraft. By selecting the wave-front phase of the aircraft that has the maximum sinking speed relative to the water surface as the position of the forced landing water contact, the ultimate impact load on the fuselage is predicted. The results show that during the water-impacting stage of the wavy surface, the fuselage encounters an unforeseen impact peak on a calm water surface, and the magnitude of the impact peak is related to the sinking speed of the aircraft relative to the water surface. This paper also compares the movement attitude and overload change history of aircraft forced landing under five different wave height sea conditions, and gives the influence rules of wave height on the maximum impact load and the peak values of other parameters, which provides a reference for the design of aircraft load distribution.

Keywords: aircraft ditching; wave surface; impact load; computational fluid dynamics; Volume of Fluid (VOF)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-25; **Accepted**: 2020-12-21; **Published online**: 2020-12-30 08:56

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1533.001.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0124

全下文载

基于 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的风洞对比试验研究

潘家鑫[1,2], 林麒[1,*], 吴惠松[1], 周凡桂[1], 王晓光[1]

(1. 厦门大学 航空航天学院, 厦门 361102; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘 要: 对国内近年设计的具有典型先进战斗机布局的动态试验标模,采用 8 绳牵引的绳牵引并联机器人(WDPR-8)支撑和传统弯刀尾支撑在 FL-5 风洞中进行对比吹风试验。根据风洞试验环境及仿真计算系统的刚度与工作空间,设计了满足要求的 WDPR-8 绳系结构和支撑机构,并建造了样机;在阻塞比及两心距足够小的前提下,保证了模型在两支撑系统中的通用性,以此设计内置六分量杆式天平的试验模型;利用绳拉力信号并联 WDPR-8 视觉采集系统与风洞 VSS 采集系统,实现气动力、机器视觉和绳拉力 3 个采集系统同步工作;在除支撑系统以外其他试验条件保持一致的条件下,进行重复性试验、纵向试验和横向试验。数据处理时,弯刀尾支撑进行了尾支架修正,WDPR-8 支撑未修正。比较对照试验结果可得:两者在纵向试验的重复性试验所得升力系数最大均方差差别很小,2 种支撑得到的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数的最大均方差不超过 3.6%;横向试验在试验攻角范围内,2 种支撑得到的侧向力系数对侧滑角的导数变化规律基本相同。用 WDPR-8 支撑进行的单自由度俯仰振荡试验得到的升力系数迟滞环曲线各环首尾连续,与静态升力系数曲线走势一致,且非定常迟滞环面积随减缩频率增大而增大,符合物理意义。试验研究结果反映出 WDPR-8 支撑的可行性及结果的有效性。

关 键 词: 风洞试验; 对比试验; 绳牵引并联机器人(WDPR); 弯刀尾支撑; 气动特性
中图分类号: V260; TH112
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-1038-11

风洞试验是获取飞行器气动特性的重要途径。在风洞试验中,传统的做法多采用刚性的尾撑、腹撑或背撑的支撑方式来将模型固定在风洞试验段[1]。但这些传统支撑方式不仅会破坏模型的完整性,还会导致模型周围流场不同程度的失真,需要对风洞试验数据进行支架干扰修正。例如,传统的尾支撑多系悬臂梁结构,模型处于支撑末端,刚度比较弱,尤其当模型较大时,容易发生振动。文献[2]指出,尾支撑的缺点是对模型的外形要求严格,局限性大,仅适合于单发动机的飞机或导弹模型。文献[3]则认为尾支撑杆的干扰主要集中在模型后部,可以改变尾支撑杆截面尺寸和长度使之减小;而尾支撑架则影响全流场,所以必须用流场测量和数值计算的方法研究其影响。

相比于传统硬式支撑系统,绳牵引并联机器人(Wire-Driven Parallel Robot, WDPR)技术用于飞行器模型的支撑系统,具有工作空间大、刚度高、质量轻、惯性小、易重构等优点。国外对该技术在风洞试验中的应用也有诸多探索[4-5]。美国佐治亚理工学院搭建了一个 8 绳牵引的 6 自由度

收稿日期: 2020-04-03; **录用日期**: 2020-07-04; **网络出版时间**: 2020-07-13 16:40
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200713.1622.003.html
基金项目: 国家自然科学基金(11472234,11702232,11072207); 中央高校基本科研业务费专项资金(20720180071)
* **通信作者**. E-mail: qilin@xmu.edu.cn

引用格式: *潘家鑫, 林麒, 吴惠松, 等. 基于 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的风洞对比试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1038-1048. PAN J X, LIN Q, WU H S, et al. Comparative experimental study on wind tunnel based on WDPR-8 and machetes tail support[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 1038-1048 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

模型支撑机构,研究该支撑下钝体模型的流动控制,但其不是并联机器人系统[6-7]。德国杜伊斯堡-埃森大学针对船体模型的吹风试验,设计了结合线性驱动器与滑轨系统的 8 根绳索支撑方式[8]。法国国家宇航研究局(ONERA)研制了 9 根绳的绳牵引并联支撑系统,可对所支撑的模型实现 6 自由度运动控制,并在立式风洞中进行尾旋试验[9-11]。美国加州通用动力中心设计了一款 6 自由度的绳系支撑机构 VSS(Vane Support System),依靠 4 根具有空气动力学外形的绳索进行支撑,外部环形框架旋转带动绳索来改变模型姿态[12]。但鲜有国外文献将绳牵引并联机构支撑与其他支撑所取得的风洞试验结果进行比较。

国内,厦门大学航空航天学院林麒团队设计搭建了 8 绳牵引的绳牵引并联机器人 WDPR-8 原理样机,对其参数测量、工作空间、支撑方案设计和气动参数解算等关键问题进行了研究,针对 SDM 标模在低速风洞中进行了一系列非定常试验及动导数试验,并与文献中的吹风试验结果和数值仿真结果进行了对比[13]。但是,文献中的模型及风洞试验条件都与该团队不同。

鉴于弯刀尾支撑在风洞试验中的成熟程度及其测试结果得到空气动力学界认可的事实,本文选择弯刀尾支撑为参考对象,以检验 WDPR-8 作为风洞试验模型支撑的可靠性、可信度和可行性。

本文参考文献[14],选择中国自行设计的双发动机布局的类 F-22 标准动态试验模型,设计了满足工作空间及绳系布局刚度要求的 WDPR-8 支撑样机,以及适用于 2 种支撑机构的内置六分量杆式天平测力方案,并将整座 WDPR-8 支撑系统样机安装于低速风洞试验段中进行了吹风试验。以同一模型分别用 WDPR-8 支撑和传统弯刀尾支撑在相同来流条件下得到的试验结果进行对比分析,考察 WDPR-8 支撑应用于风洞试验的可行性及吹风试验结果的有效性。

1　试验设备及模型

1.1　风洞及传统弯刀尾支撑机构

本文试验是在中国航空工业集团有限公司空气动力研究院的 FL-5 风洞中进行的。该风洞是一座低速开口单回流风洞,试验段长 1.95 m,入口直径为 1.5 m,风洞湍流度为 0.19%,最大风速可达 53 m/s,风洞各技术指标符合国军标 GJB 1061—91[15]规定。

图 1 为配有传统弯刀尾支撑机构的 FL-5 风洞。该传统弯刀硬式尾支撑,除了刚性支撑结构



图 1　FL-5 风洞及弯刀尾支撑

Fig. 1　FL-5 wind tunnel and machete tail support

件外,主要由两大相互独立的攻角机构和侧滑角机构组成。

图 1 中,弯刀尾支撑的攻角机构由电机驱动,带动行星减速器、蜗轮蜗杆减速器等机械部件运动,从而实现模型攻角范围在 -10° ~50°之间的变化[15-16]。其侧滑角机构采用直径约 1.4 m 的高精度旋转工作台加装高精度减速器结构形式,可实现试验模型从 -90° ~90°范围内的侧滑角变化[16-17]。

1.2　试验模型

考虑到 FL-5 风洞大小及阻塞比要求,本文试验采用的模型机身长为 622 mm,展长为 500 mm,如图 2 所示。

该模型气动布局为类 F-22 的、具备过失速机动能力的典型战斗机布局,采用翼身融合的双发机身、切尖菱形上单翼、V 形双垂尾和全动平尾设计,具有较好的大攻角气动特性。根据文献[2],该模型既非单发动机的飞机模型,也非导弹模型,不适用于传统弯刀尾支撑,因此本文选用其来进行 WDPR-8 支撑与传统弯刀尾支撑的比较研究。

鉴于该动态试验标模具有较为扁平的气动外形,将模型腹部设计为盖式结构,使六分量杆式天平方便嵌入模型腔内。机身尾部设计为筒状结构,方便将模型安装于传统弯刀尾支撑的支杆上。

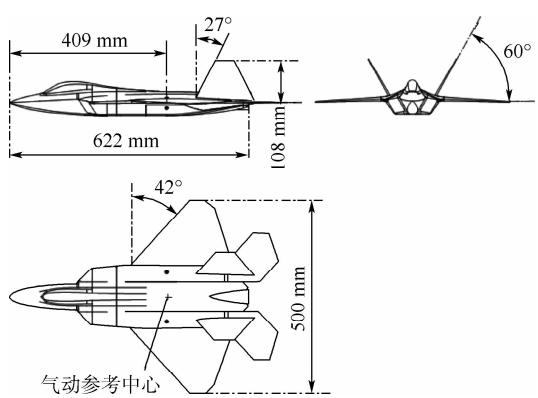


图 2　试验模型的简要尺寸

Fig. 2　Brief sizes of test model

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.3 WDPR-8 支撑原理样机结构

图 3 为 WDPR-8 支撑原理样机的结构示意图。图中:机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 的原点 O_b 和飞机模型的质心重合;x_b 轴与飞机模型轴线重合且机头方向为正方向;z_b 轴垂直于 x_b 轴,在飞机模型的纵向对称平面内指向下方;y_b 轴按照右手螺旋规则确定;样机框架尺寸依照风洞试验段尺寸设计,实现模型平稳吊装后,模型机身轴线与风洞试验段轴线基本重合。地轴坐标系 $O_g x_g y_g z_g$ 位于机体坐标系下方的机架上;$O_g x_g$ 轴沿风洞试验段纵轴,逆气流方向;$O_g z_g$ 轴垂直于 $O_g x_g$ 轴,在风洞纵向对称面内指向下方;$O_g y_g$ 轴按照右手螺旋规则确定。

牵引模型的 8 根凯夫拉绳采用菱形方式布置(见图 3),该布置方式有针对性地保证了俯仰刚度。飞机模型通过绳索连接到伺服电机驱动的由滚珠丝杠和滑块等组成的单轴直线模组上。

如图 4 所示,牵引绳与飞机模型上的点 $P_i(x_{bi}, y_{bi}, z_{bi})^{\mathrm{T}}(i=1,2,\cdots,8)$ 连接,通过固定在支架上的滑轮连接到驱动组件上。将滑轮简化视为铰点 $B_i(x_{gi}, y_{gi}, z_{gi})^{\mathrm{T}}(i=1,2,\cdots,8)$。

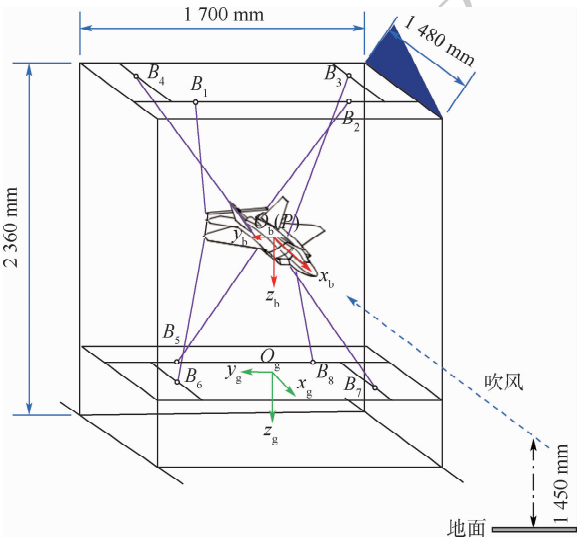


图 3 WDPR-8 支撑原理样机结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of structure of WDPR-8 support prototype

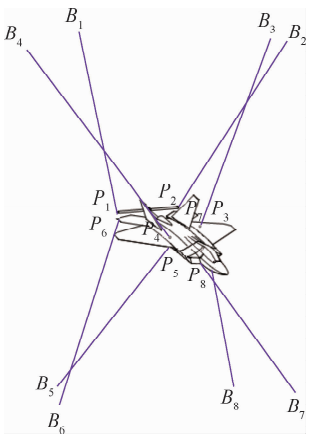


图 4 WDPR-8 铰接点的位置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of joint points' location on WDPR-8

表 1 为 P_i 点和 B_i 点的具体坐标,其中 P_i 点是相对机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 下的坐标点,B_i 点是相对地轴坐标系 $O_g x_g y_g z_g$ 下的坐标点。

表 1 WDPR-8 支撑的结构参数

Table 1 Structure parameter of WDPR-8 support

i	P_i/mm			B_i/mm		
	x_b	y_b	z_b	x_g	y_g	z_g
1	-332	125	-4	240	733	-1 910
2	-332	-125	-4	240	-733	-1 910
3	0	-642	-13	-443	-599	-1 910
4	0	642	-13	-443	599	-1 910
5	0	61	14	-347	346	-70
6	-332	125	4	77	588	-70
7	-332	-125	4	77	-588	-70
8	0	-61	14	-347	-346	-70

2 WDPR-8 支撑系统

2.1 WDPR-8 的运动学模型

WDPR-8 支撑系统是通过控制绳长变化来实现对飞机模型位姿控制的。因此,需要建立机构的运动学模型来确定绳长变化与模型位姿之间的关系。

图 5 为 WDPR-8 支撑机构运动学关系示意图。图中:粗十字架线条表示试验模型,左侧矩形框架表示支撑机架,各矢量关系记为 $\boldsymbol{r}_i = \overrightarrow{O_b P_i}$,$\boldsymbol{B}_i = \overrightarrow{O_g B_i}$,$\boldsymbol{X}_P = \overrightarrow{O_g O_b}$,在地轴坐标系中,绳长矢量 $\boldsymbol{L}_i$ 满足:

$$\boldsymbol{L}_i = \boldsymbol{B}_i - \boldsymbol{X}_P - \boldsymbol{R}\boldsymbol{r}_i \tag{1}$$

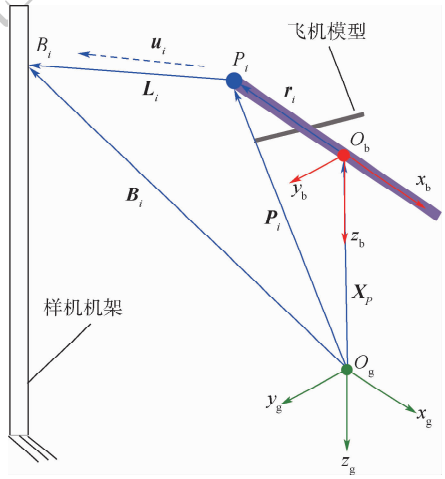


图 5 WDPR-8 支撑机构运动学关系示意图

Fig. 5 Schematic diagram of WDPR-8 support institutional kinematics relationship

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中：$\boldsymbol{X}_P(X_p,Y_p,Z_p)^{\mathrm{T}}$ 为机体坐标系 $O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$ 的原点 O_{b} 在地轴坐标系 $O_gx_gy_gz_g$ 中的坐标；$\boldsymbol{R}$ 为机体坐标系到地轴坐标系的旋转变换矩阵，具体表示为

$$\boldsymbol{R}=\begin{bmatrix}\cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi-\sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi+\sin\psi\sin\phi\\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi+\cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi-\cos\psi\sin\phi\\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi\end{bmatrix} \tag{2}$$

其中：ϕ、θ、ψ 分别为飞机模型在地轴坐标系 $O_gx_gy_gz_g$ 中绕 O_gx_g 轴、O_gy_g 轴和 O_gz_g 轴旋转的滚转角、俯仰角、偏转角。

记 $\boldsymbol{X}=(X_p,Y_p,Z_p,\phi,\theta,\psi)^{\mathrm{T}}$ 为飞行器模型的位姿，飞行器模型的运动速度矢量为 $\dot{\boldsymbol{X}}_\omega=(\dot{X}_p,\dot{Y}_p,\dot{Z}_p,\omega_x,\omega_y,\omega_z)^{\mathrm{T}}$。绳长矢量随时间的变化率与飞行器模型运动速度矢量有以下关系：

$$\dot{\boldsymbol{L}}=\boldsymbol{J}_A\dot{\boldsymbol{X}}_\omega \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{J}_A^{\mathrm{T}}$为 WDPR-8 支撑的结构 Jacobi 矩阵，其具体表达式为

$$\boldsymbol{J}_A^{\mathrm{T}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{u}_1 & \cdots & \boldsymbol{u}_8\\ \boldsymbol{r}_1\times\boldsymbol{u}_1 & \cdots & \boldsymbol{r}_8\times\boldsymbol{u}_8\end{bmatrix} \tag{4}$$

其中：$\boldsymbol{u}_i$ 为绳长方向矢量。

式(1)～式(4)建立了 WDPR-8 支撑的运动学模型，由此可确定绳长 $\boldsymbol{L}_i(i=1,2,\cdots,8)$ 与姿态角$(\phi,\theta,\psi)^{\mathrm{T}}$、飞机模型位置 $\boldsymbol{X}_P(X_p,Y_p,Z_p)^{\mathrm{T}}$ 及其运动速度之间的对应关系。

2.2　气动力测量子系统

传统的空气动力天平主要有机械天平、应变天平、外式天平和张线天平。其中，应变天平和张线天平比较适合 WDPR-8 支撑系统的气动力测量。由于张线天平结构复杂、研制周期长、成本高等局限性，本文采用中国航空工业集团有限公司空气动力研究院提供的六分量杆式天平，型号为 11-N6-18B。参照文献[13]，将天平安装于飞机模型腔内。天平与飞机模型固连成一个整体，在绳系并联机构传动组件驱动下进行 6 自由度运动。试验中，把天平测量得到的气动参数储存到数据采集系统中。

图 6 为模型基于 WDPR-8 支撑下的内部结构设计剖面图。图中：红色部件为六分量杆式天平，前端通过锥配合与模型固连，后端则采用锥套、连接尾杆(其伸出段直径为 8 mm)及牵引绳的套筒配合固连。套筒上伸出机身的 4 根短杆及尾部的水平杆(直径为 7 mm)分别与 8 根直径为 1.2 mm 的凯夫拉绳连接。4 根短杆的伸出端面与模型面保持平齐。

绳索的另一端通过由电机驱动的单轴直线模组连接到试验样机的铝材机架上，从而搭建成绳系并联支撑系统的机械主体框架。为实现模型的气动中心尽可能接近重心，将可拔插的模型头部掏空使重心后移，水平杆使用空心不锈钢杆件，既保证刚度又减轻模型整体质量。

图 7 为模型安装于传统弯刀尾支撑上的结构设计剖面图。天平前端也是通过前锥套与模型固连。蓝色杆件为尾支连接件(伸出段直径为 20 mm)，其前端通过锥配合与天平尾端固连，另一端与尾撑支杆锥配合，并且表面左旋螺纹可以通过尾撑支杆的螺帽将连接件沿轴向拉紧。当模型采用弯刀尾支撑时，原安装在 WDPR-8 支撑上时伸出短杆的 4 个孔用 0.02 mm 厚的铜箔封住，防止气流窜入模型腔内。

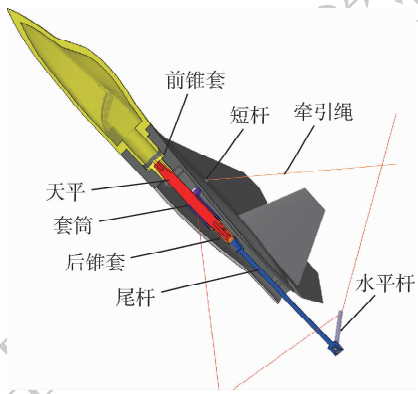


图 6　应用于 WDPR-8 支撑下的模型结构剖面图

Fig. 6　Model structure profile applied to WDPR-8 support

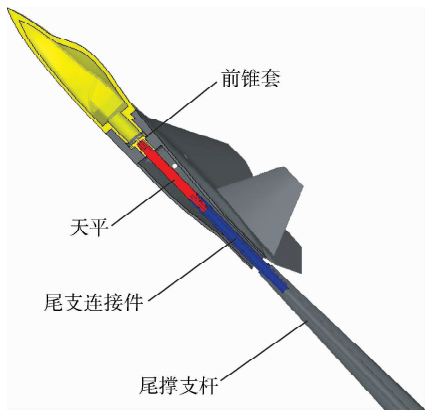


图 7　应用于弯刀尾支撑下的模型结构剖面图

Fig. 7　Model structure profile applied to mathetes tail support

北航学报 赠阅

以上天平安装方案可以较大程度地保证支撑对比试验条件的一致性,较为客观地验证了 WDPR-8 支撑系统的可行性。

本文所用的 FL-5 风洞弯刀尾支撑,其尾支撑杆长达 1.5 m,具有一定锥度,截面直径从连接模型末端处的 35 mm 过渡到弯刀支点处的70 mm。比较图 6 和图 7,显见 WDPR-8 支撑的尾杆截面和长度都比弯刀尾支撑在尺寸上小很多,而且没有弯刀尾支撑粗大的后支架。根据文献[3]可知,WDPR-8 支撑的尾杆干扰比较小,也没有弯刀尾支撑架对全流场的影响。

2.3 模型位姿单目视觉测量子系统

由于模型用绳牵引悬挂在空中,本文采用单目视觉子系统(Monocular Vision Subsystem, MVS)测量模型的位姿[18],该系统主要由 CMOS 相机、红外光源、红外滤镜、1394 采集卡、标定板、SDM 标模上的 6 个荧光特征点及机器视觉图像处理软件等构成。

MVS 子系统建立时,在测量模型位姿前,需要采用标定板确定相机的基准坐标系,根据支撑机架尺寸使坐标系原点 O_b 位于风洞试验段的中心位置。吹风试验前,先对模型的初始位姿进行标定。通常使模型的位姿归零,即机体坐标系的坐标原点 O_b 与相机基准坐标系的坐标原点重合,模型的 3 个姿态角均为零。模型运动过程中,通过 CMOS 相机获取到表征飞机模型位姿的 6 个荧光特征点,经过图像处理及位姿求解获得飞机模型相对相机基准坐标系的位姿,继而完成模型位姿的采集。

文献[19]给出了单目视觉测量子系统的测量精度。该子系统采用北京航空精密机械研究所出品的高精度三轴转台(型号:SGT320E,各轴精度:±5″)进行了标定。3 个姿态角的标准差最大为 0.010 6,最小为 0.002 84;对各姿态角的静态测量误差为:俯仰角和滚转角的测量误差均小于 0.1°,相对误差均小于 0.7%;侧滑角的测量误差小于 0.15°,最大相对误差为 0.9%。

2.4 WDPR-8 运动控制子系统

软件系统部分在上位机完成执行工作。运动控制子系统的硬件核心采用 PMAC 可编程多轴运动控制器。当要实现指定位姿时,上位机提交控制指令给运动控制程序,经解算后传输给 PMAC 运动控制器。PMAC 运动控制器将指令进一步处理后发送给伺服驱动器,伺服驱动器将接收的运动信号分解处理后发送给 8 个伺服电机。伺服电机根据收到的指令驱动与其相连的滚珠丝杆上的滑块滑动,带动连接飞机模型的绳索收放,改变绳长,最终完成对模型的位姿变化控制。

3 试验数据处理方法

本文的纵向测力试验采用攻角阶梯变化法,该方法预先给定模型攻角变化阶梯,当模型姿态达到预定的攻角后作短暂停留,待所测各参数稳定后进行数据采集,当数据采集完毕后进入下一个预定的攻角阶梯,直到测完全部预定的攻角为止[20]。在横向测力试验中,通过预偏侧滑角测出给定攻角下模型在不同侧滑角时的空气动力分量[21]。本文基于 WDPR-8 支撑系统进行了单自由度俯仰振荡试验,给定模型振荡规律和采集时间,从而得到模型的非定常气动特性。

由于采用 2 种不同形式的支撑方式,试验数据处理时对支架干扰进行的修正有所不同。FL-5 风洞的测量系统具有完备的吹风试验数据处理程序,本文采用该程序对 2 种支撑获得的测量数据进行处理。

传统弯刀尾支撑对测力试验数据处理时进行了以下修正:①通过吹风时天平数据减无风时天平数据来扣除模型的惯性量;②修正了模型尾部由于弯刀尾支撑系统的干扰影响,修正方法一般采用专门的支架干扰试验来获取干扰量;③扣除了风洞试验段平均气流偏角的影响;④修正了天平因承受气动力和力矩作用产生的弹性角对模型姿态角的影响;⑤将绕天平校心测量的力矩修正到绕模型重心的气动力矩。详细的修正流程请参考文献[22]。

WDPR-8 支撑系统与弯刀尾支撑相比,由于没有尾支架,且尾支杆细小很多,未进行尾支架干扰修正。

在 FL-5 风洞的试验数据处理程序中,设置有“支架干扰”的选项按钮。处理弯刀尾支撑数据时,勾选该选项;处理 WDPR-8 支撑数据时,未勾选。事实上,许多文献也基于张线支撑在模型后端保留或移除支杆来扣除支架干扰量。

4 试验结果

本文主要对 WDPR-8 试验的结果进行验证性研究。表 2 为风洞吹风试验工况。试验内容包括:有效性验证试验(包括以 WDPR-8 为模型支撑的 7 次重复性试验、相同条件下与弯刀尾支撑的对比试验)、基本纵横向试验、单自由度俯仰振荡试验等。静态试验内容均在来流 30 m/s 下完成。

北航学报 赠阅

图 8 为模型加装 WDPR-8 支撑系统的试验现场照片。由于牵引绳很细(直径只有 1.2 mm),不易识别,故用红色长箭头描绘。图中的铝合金框架为 WDPR-8 支撑系统样机支架,为增强系统刚度,采用 6090 铝型材搭建。除 1.2 mm 凯夫拉绳以外的所有支架及硬件系统都在风洞试验段以外。从牵引绳的分布及其所占空间大小来看,WDPR-8 支撑系统相比于传统弯刀尾支撑对试验段流动的干扰较小。

表 2　风洞试验工况

Table 2　State and condition of wind tunnel test

参数	数值
风速 V_0/(m·s^{-1})	20,30
攻角/(°)	−8 ~ 40
侧滑角/(°)	0, −5, −10, −15
室温/℃	15
模型	动态试验标模

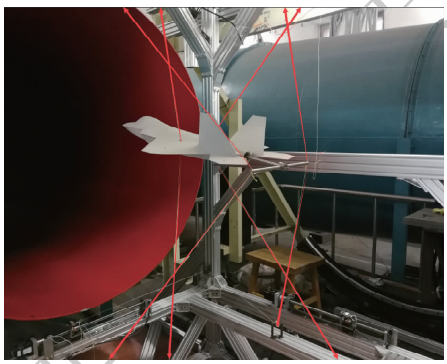


图 8　模型基于 WDPR-8 支撑下的试验照片

Fig. 8　Test photos of model supported by WDPR-8

4.1　重复性试验

本文在风速 30 m/s 下,用 2 种支撑进行了重复性试验。图 9 为基于 WDPR-8 支撑系统,侧滑角和滚转角均为 0°时得到的升力特性曲线 7 次重复性试验结果。图中:C_L 为升力系数,α 为攻角。

根据文献[2]中关于低速风洞试验重复性试验精度的标准,表 3 给出了 2 种支撑各自的 7 次重复性试验均方差分析数据。

均方差是试验值 x 与平均值 μ 偏差的平方和与观测次数 N 比值的平方根,即

$$\sigma_{SD}=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(x^{(i)}-\mu)^2} \tag{5}$$

式中:x 为 WDPR-8 支撑得到的试验结果;μ 为多次试验结果的平均值。

比较分析所得的表 3 数据,虽然 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的重复性试验的均方差结果不尽相同,但也都在一个数量级上,差别不大。在俯仰力矩方面,悬臂梁结构类型的弯刀尾支撑杆相比于 WDPR-8 支撑,最大均方差还稍大一些。

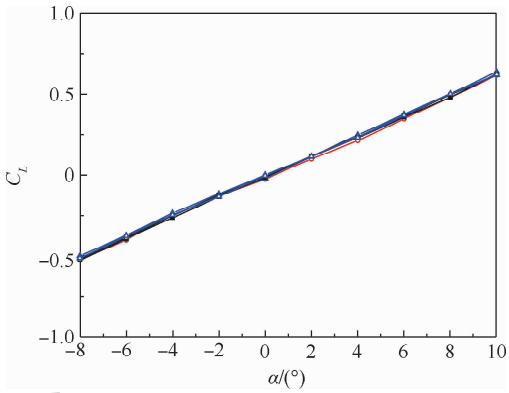


图 9　基于 WDPR-8 支撑试验结果精度验证

Fig. 9　Accuracy verification based on WDPR-8 support test results

表 3　重复性试验的均方差结果

Table 3　Mean variance results of repeatability tests

α/(°)	均方差/%	
	WDPR-8 支撑	弯刀尾支撑
−8	1.048	0.685
−6	1.125	0.742
−4	0.972	0.798
−2	0.741	0.674
0	1.077	0.847
2	1.072	0.831
4	1.350	0.917
6	1.116	0.771
8	1.050	0.760
10	1.070	1.156

试验所用的弯刀尾支撑是很成熟的试验装置,而本文的 WDPR-8 支撑还是比较初步的原理试验样机,限于财力物力,制作得比较粗糙,能达到这样的精度应是可取的。今后如果有条件,采用性能更好的相机,质量更高的零部件,样机建造得更精密些时,相信可以大幅提高重复性精度。

4.2　纵向试验

图 10 ~ 图 13 为分别采用 WDPR-8 支撑和弯刀尾支撑作为模型支撑,在相同来流风速 V_0 下进行纵向试验得到的升力系数 C_L、阻力系数 C_D 和俯仰力矩系数 C_M 的曲线。为方便比较,在每幅图中同时给出基于 2 种支撑的试验数据。

如图 10 所示,2 种支撑得到的升力系数曲线都符合小展弦比飞机模型的升力系数斜率在非线性段随攻角 α 而改变的规律,最大升力系数 $C_{L\max}$ 均出现在攻角 38°左右。

由图 11 中的极曲线可以看出,同一模型在 WDPR-8 支撑和传统弯刀尾支撑下的零升阻力系数 C_{D0}、最小阻力系数 $C_{D\min}$ 相差较小,最大升阻比点也几乎在同一位置。

北航学报 赠阅

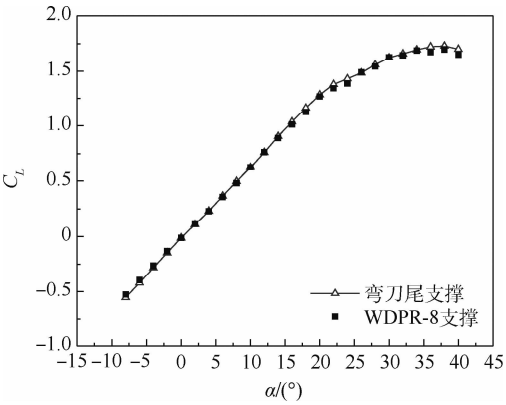


图 10 升力特性曲线对比(V_0 = 30 m/s)

Fig. 10 Comparison of lift characteristic curves at V_0 = 30 m/s

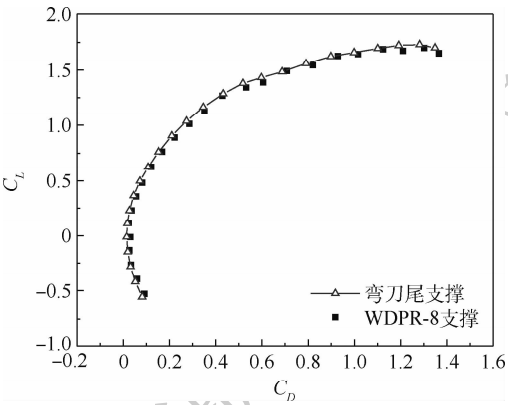


图 11 极曲线对比(V_0 = 30 m/s)

Fig. 11 Comparison of polar curves at V_0 = 30 m/s

从图 12 可以看出,由于 F-22 具有 V 型斜尾翼的气动布局特点,在攻角 12° ~ 20°范围内成非线性俯仰力矩特性。攻角大于 20°后,2 种支撑的数据才出现些许的差别。这是因为本文弯刀尾支撑采用的是直尾支撑杆,且较细,在小攻角范围内的风洞试验中对流场的干扰较小,2 种支撑在小攻角范围的试验结果比较吻合。由于 WDPR-8 支撑所得结果的数据处理没有进行支架干扰修正,也可说明 WDPR-8 支撑在小攻角情况下对于低速流场影响甚微,在大攻角下影响也不大。

风洞试验结果验证了文献[3]的论述,即 WDPR-8 支撑的尾支杆较细及无尾支架的支撑形式对流场干扰较小。

取试验值 x 为 WDPR-8 支撑得到的试验结果,取弯刀尾支撑得到的试验结果 y 为对照参考值,则均方根误差是试验值 x 与参考值 y 偏差的平方和与观测次数 N 比值的平方根,即

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(x^{(i)} - y^{(i)})^2} \tag{6}$$

图 13 为 WDPR-8 支撑相对于弯刀尾支撑试验结果的气动系数均方根误差 σ。其中,取观测

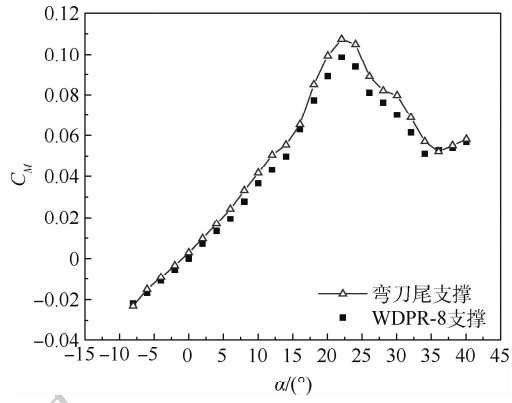


图 12 俯仰力矩系数曲线对比(V_0 = 30 m/s)

Fig. 12 Comparison of pitching moment coefficient curves at V_0 = 30 m/s

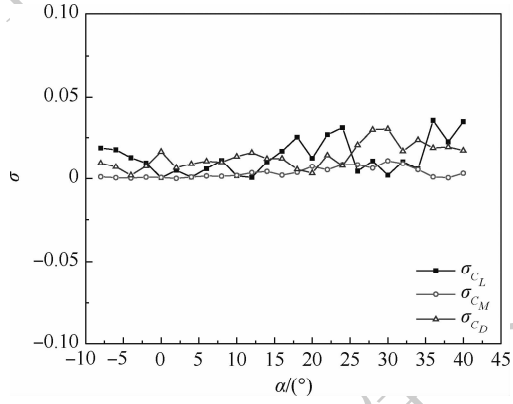


图 13 两种支撑结果气动系数的均方根误差曲线(V_0 = 30 m/s)

Fig. 13 Mean square error curves of aerodynamic coefficients of two kinds of support results at V_0 = 30 m/s

次数 N = 3,升力系数最大均方根误差为 3.551%,阻力系数最大均方根误差为 3.031%,俯仰力矩系数最大均方根误差为 1.088%,三者都不大。分析结果验证了 WDPR-8 支撑系统与测力方案的有效性。

图 14 给出了 2 种支撑的纵向静稳定度情况。纵向静稳定度指的是单位升力系数变化时俯仰力矩系数的变化量,即

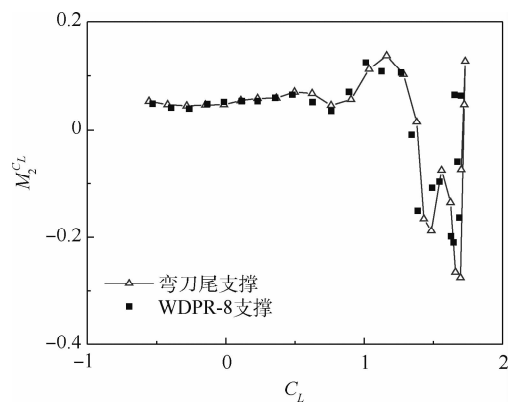


图 14 纵向静稳定度对比(V_0 = 30 m/s)

Fig. 14 Comparison of longitudinal static stability at V_0 = 30 m/s

北航学报 赠阅

$$M_2^{C_L} = \frac{\Delta C_M}{\Delta C_L} \tag{7}$$

式中：$M_2^{C_L}$ 为纵向稳定度（俯仰稳定度）；ΔC_M 为俯仰力矩系数的变化量；ΔC_L 为升力系数的变化量。

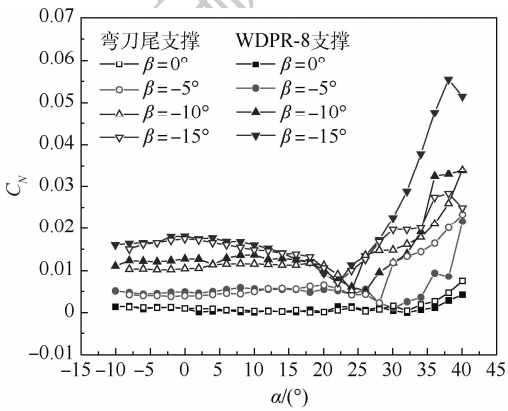
由图 14 可见，随着升力系数 C_L 增大到一定值后，2 种支撑的纵向静稳定度都发生规律相同的较大变化。

从以上纵向试验结果可以看出，WDPR-8 支撑的数据处理虽未进行尾支架干扰修正，但与很成熟的弯刀尾支撑结果相比，相当一致。这表明 WDPR-8 支撑作为模型支撑是可行的。

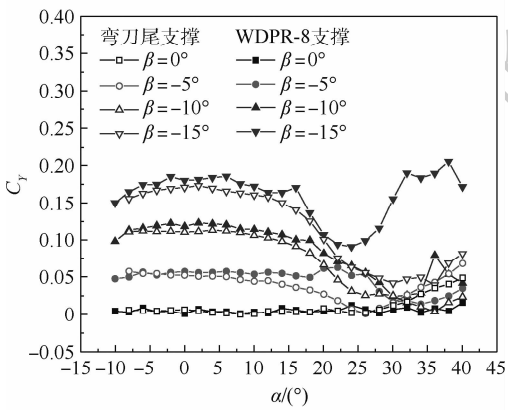
4.3　横向试验

图 15 为采用 2 种支撑在改变侧滑角时得到的横向试验结果。

如图 15（a）所示，在试验侧滑角范围内（$|\beta| \leqslant 15°$），且攻角小于 20°时，偏航力矩系数 C_N 值变化不大，飞机是航向静稳定的；随着攻角的增大，航向静稳定性逐渐降低，攻角大于 36°之后，变得静不稳定。随着侧滑角进一步增大，小攻角区域的航向静稳定性逐渐降低，甚至变得静不稳定。2 种支撑结果均满足这一规律，但随着攻角的增大，偏航力矩系数差异明显。



(a) 不同侧滑角下偏航力矩系数C_N的对比曲线



(b) 不同侧滑角下侧向力系数C_Y的对比曲线

图 15　横向试验结果（V_0 = 30 m/s）

Fig. 15　Results of horizontal tests at V_0 = 30 m/s

由表 4 可以看出，2 种支撑结果的侧向力系数在小攻角范围内相差较小，且最大均方根误差随侧滑角增大而增大。

在图 15（b）中，2 种支撑所得结果的规律基本相同，只有 β = −15°且攻角较大时的情况差别较大。在中小攻角范围内，2 种支撑所得侧向力系数对侧滑角的导数 C_Y^β 始终为负值。在较大侧滑角且攻角 16°～34°的范围内，2 种支撑都体现侧向力有先下滑后上升的规律，原因可能是模型抬头过程中，主翼对斜尾翼有一段遮挡过程，即模型总迎风面积有一个先减小后增大的过程。

表 4　两种支撑所得侧向力系数的最大均方根误差

Table 4　Maximum mean square error of lateral force coefficient obtained from two supports

α/(°)	$\sigma_{C_{Y\max}}$/%			
	β=0°	β=−5°	β=−10°	β=−15°
−8～10	0.521	0.655	0.828	1.396
−8～12	0.786	0.788	0.828	1.396
−8～40	5.286	3.755	5.353	10.627

4.4　单自由度俯仰振荡试验

WDPR 支撑在不调整支撑机构的情况下可以继续完成一系列非定常试验。下面给出模型做单自由度俯仰振荡的试验结果。模型做简谐运动的规律为

$$\alpha = \alpha_0 + A\sin(2\pi f t) \tag{8}$$

式中：f 为振荡频率；A 为振荡幅值；α_0 为振荡平衡角。

定义模型做俯仰振荡运动的减缩频率 κ 为

$$\kappa = \omega c_A / V_0 \tag{9}$$

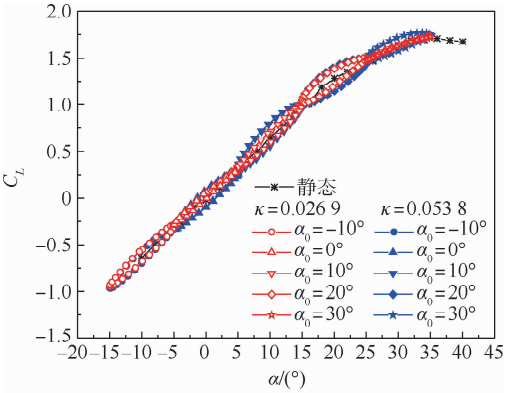
式中：$\omega = 2\pi f$ 为振荡圆频率；试验模型平均气动弦长 c_A 为 0.252 2 m。

图 16（a）为振荡幅值为 5°，风速 V_0 = 20 m/s 时，减缩频率 κ 分别为 0.026 9 和 0.053 8（振荡频率分别为 0.34 Hz 和 0.68 Hz）得到的单自由度俯仰振荡结果。

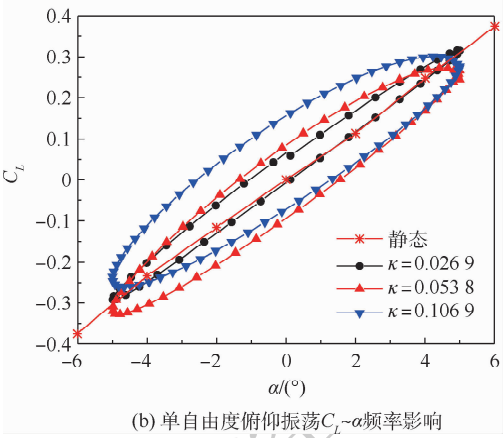
图 16（a）中的升力系数 C_L 曲线呈现出明显的迟滞效应现象，整条曲线为非定常迟滞环串接曲线。这种典型的非定常气动现象是因为当模型上仰时，涡破裂的推迟导致产生增大的气动力载荷量；而在下俯过程中，则是由机翼前缘涡的再附推迟引起气动力载荷量减小，因此在一个局部振荡运动过程中升力系数 C_L 出现迟滞环。从图中也可以看出，升力系数的动态测试结果曲线与静态试验曲线走势的一致性较好，而且各平衡角阶梯下的升力系数 C_L 迟滞环首尾相连。

图 16（b）为图 16（a）中振荡平衡角 α_0 = 0°时

北航学报 赠阅



(a) 各平衡角阶梯下的单自由度俯仰振荡C_L~α曲线



(b) 单自由度俯仰振荡C_L~α频率影响

图 16 单自由度俯仰振荡升力系数曲线

Fig. 16 Single-degree-of-freedom pitching oscillation lift coefficient curves

的非定常迟滞环放大图。可以看出非定常迟滞环面积随频率增大而增大的现象,说明本文基于 WDPR-8 支撑系统得到的单自由度俯仰振荡试验结果是有效的。

5 结 论

本文采用对比分析法,在低速风洞中完成了有效性验证试验、基本纵横向试验、单自由度俯仰振荡试验等,探讨了相应的试验数据处理方法;在对弯刀尾支撑进行支架干扰修正,而 WDPR-8 支撑未进行支架干扰修正的情况下,所获得的结果以相同试验条件下弯刀尾支撑所得的试验结果为参考值进行对比,验证了 WDPR-8 支撑的可行性和有效性。

研究得到以下结论:

1) 将六分量杆式天平内嵌于较扁平飞机模型进行气动力参数测量的设计方案是可行有效的。

2) 以 WDPR-8 支撑与传统弯刀尾支撑作为模型支撑进行静态测力试验,2 种支撑的试验结果在趋势与数据量级上均表现出合理的一致性。

3) 在横向测力试验中,WDPR-8 支撑与传统弯刀尾支撑所得试验结果规律一致。

4) 在 WDPR-8 支撑中完成的单自由度俯仰振荡试验结果符合物理规律,也符合所用模型的气动特性,表明其作为动态试验支撑的可行有效性。

5) 不必更换或改变支撑机构,WDPR-8 支撑就可无障碍地方便实现由基本纵横向测力试验到非定常试验的切换,且结果可信有效。

研究结果显示了 WDPR-8 支撑的优越性,以一套 WDPR-8 支撑不仅可以进行静态试验,也可以进行多种动态试验。虽然 WDPR-8 支撑的安装比弯刀尾支撑工作量稍微大一些,但免去了为进行不同的动态试验更换支撑(甚至需要更换风洞)和模型多次安装的繁复工作,提高了风洞使用的利用率。因此,WDPR-8 支撑在风洞试验方面具有实际应用前景。

致谢 感谢中国航空工业集团有限公司空气动力研究院哈尔滨研究所的大力支持;吴太欢、高忠信、柳汀等同学参与了本文研究,特别是参与了风洞试验,在此一并致以衷心的感谢!

参考文献(References)

[1] TUTTLE M H. Support interference of wind tunnel models: A selective annotated bibliography[R]. Washington, D. C.: NASA Langley Research Center, 1981.

[2] 李周复. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2015:140.
LI Z F. Wind tunnel test manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2015:140(in Chinese).

[3] 王勋年,孙正荣. 低速风洞试验[M]. 北京:国防工业出版社,2002:326.
WANG X N, SUN Z R. Low speed wind tunnel test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002:326(in Chinese).

[4] XIAO Y W, LIN Q, ZHENG Y Q, et al. Model aerodynamic tests with a wire-driven parallel suspension system in low-speed wind tunnel[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(4): 393-400.

[5] 王晓光,林麒. 风洞试验绳牵引并联支撑技术研究进展[J]. 航空学报,2018,39(10):122064.
WANG X G, LIN Q. Progress in wire-driven parallel suspension technologies in wind tunnel tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(10): 122064(in Chinese).

[6] LAMBERT T J, VUKASINOVIC B, GLEZER A. A six degrees of freedom dynamic wire-driven traverse[J]. Aerospace, 2016, 3(2): 11.

[7] LAMBERT T J, VUKASINOVIC B, GLEZER A. Aerodynamic flow control of wake dynamics coupled to a moving bluff body: AIAA 2016-4081[R]. Reston: AIAA, 2016.

北航学报 赠阅

[8] STURM C, LALO W, BRUCKMANN T. Wire robot suspension systems for wind tunnels[J]. Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research, 2011, 7(27): 709.

[9] LAFOURCASE P, LLIBRE M, REBOULET C. Design of a parallel wire-driven manipulator for wind tunnels[C]// Proceedings of the Workshop on Fundamental Issues and Future Research Directions for Parallel Mechanisms and Manipulators, 2002: 187-194.

[10] LAFOURCASE P, LLIBRE M, REBOULET C. First steps toward a sketch-based design methodology for wire-driven manipulators[C]// IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2003: 143-148.

[11] LAFOURCASE P. Study of parallel manipulators with cables, design of an active suspension for wind tunnel[D]. Paris: ENSAE, 2004: 22-29.

[12] GRIFFIN S A, CROOKS R S, MOLE P J. Vane support system (VSS)-A new generation wind tunnel model support system: AIAA-91-0398[R]. Reston: AIAA, 1991.

[13] 冀洋锋,林麒,胡正红,等. 基于绳系并联机器人支撑系统的 SDM 动导数试验可行性研究[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 121330.
JI Y F, LIN Q, HU Z H, et al. Research on feasibility of dynamic stability derivatives test of SDM with wire-driven parallel robot suspension system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 121330(in Chinese).

[14] 林麒,冀洋锋. 一种可实现风洞虚拟飞行的模型绳索支撑系统:CN104132795A[P]. 2014-11-05.
LIN Q, JI Y F. Model rope support system capable of realizing virtual flight of wind tunnel: CN104132795A[P]. 2014-11-05 (in Chinese).

[15] 国防科学技术工业委员会. 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标:GJB 1061—91[S]. 北京:国防科学技术工业委员会, 1991.
National Defense Science, Technology and Industry Commission. Requirement for force-Test precision of high and low speed wind tunnels: GJB 1061—91[S]. Beijing: National Defense Science, Technology and Industry Commission, 1991 (in Chinese).

[16] 郝卫东,司永昌,高静. 民机低速风洞测力试验技术研究[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(4): 34-37.
HAO W D, SI Y C, GAO J. Investigation of civil airplane force measurement in low speed wind tunnel[J]. Fluid Mechanics Experiment and Measurement, 2004, 18(4): 34-37 (in Chinese).

[17] 王勋年,祝明红,孙传宝. 低速大迎角尾撑支架干扰试验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 8-12.
WANG X N, ZHU M H, SUN C B. Investigation on the interference of rear sting supports at high angle of attack in low speed wind-tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(2): 8-12(in Chinese).

[18] 殷春平,陈艺峰,吴了泥,等. 基于粒子群算法的摄像机标定过程优化[J]. 机电工程, 2012, 29(1): 100-103.
YIN C P, CHEN Y F, WU L N, et al. Optimization of camera calibration process based on PSO algorithm[J]. Mechanical & Electrical Engineering Magazine, 2012, 29(1): 100-103 (in Chinese).

[19] 陈艺峰. 悬挂式飞行器模型姿态的单目视觉测量方法研究[D]. 厦门:厦门大学, 2012: 74.
CHEN Y F. Research on monocular vision measurement method for model attitude of suspended aircraft[D]. Xiamen: Xiamen University, 2012: 74(in Chinese).

[20] 赵小见,赵磊,冯峰,等. 某空腔低速流动噪声风洞试验[J]. 航空学报, 2015, 36(7): 2145-2154.
ZHAO X J, ZHAO L, FENG F, et al. Wind tunnel test into noise induced by low-speed cavity flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(7): 2145-2154(in Chinese).

[21] 李国帅,魏志,李巍,等. 现代试验设计方法在高速风洞试验中的应用[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 782-788.
LI G S, WEI Z, LI W, et al. Using modern design of experiments methodologies for high speed wind tunnel tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 782-788 (in Chinese).

[22] 刘大伟,熊贵天,刘洋,等. 宽体客机高速风洞试验数据修正方法[J]. 航空学报, 2019, 40(2): 522205.
LIU D W, XIONG G T, LIU Y, et al. Method of test data correction for wide-body aircraft in high speed wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(2): 522205 (in Chinese).

作者简介:

潘家鑫　男,硕士研究生。主要研究方向:绳系并联机器人、风洞试验技术。

林麒　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:绳系并联机器人、风洞试验技术、实验流体力学。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Comparative experimental study on wind tunnel based on WDPR-8 and machetes tail support

PAN Jiaxin[1,2], LIN Qi[1,*], WU Huisong[1], ZHOU Fangui[1], WANG Xiaoguang[1]

(1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China;
2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: For a dynamic test model designed in China in recent years with a typical advanced fighter layout, Wire-Driven Parallel Robot with 8 Wires (WDPR-8) support and a traditional machetes tail support were used in a FL-5 wind tunnel for a comparative blow test. According to the wind tunnel test environment and the system's stiffness and working space, WDPR-8 wire structure and supporting mechanism were designed, and the prototype was built; for the blocking ratio and the distance between the two centers are small, the versatility of the model in the two support systems was ensured, and the test model of the built-in six-component bar balance was designed; the wire tension signal is used to parallel the WDPR-8 vision acquisition system and the wind tunnel VSS acquisition system to achieve that the three systems work synchronously. Repeatable tests, longitudinal tests, and transverse tests were performed under conditions in which the test conditions are consistent except for the support system. During data processing, the WDPR-8 was not modified for the tail bracket, and the tail support was modified for the tail bracket. The comparison of the test results of the two supports shows that the maximum mean square error of the lift coefficient obtained by the repeated tests in longitudinal test is near. The maximum mean square error of lift coefficient, drag coefficient, pitching moment coefficient obtained by the two supports do not exceed 3.6%. In the transverse test, the variation law of the derivative of the lateral force coefficient to the side slip angle obtained by the two supports are basically the same throughout the test angle of attack. The lift coefficient hysteresis loop curve obtained from the single-degree-of-freedom pitch oscillation test performed with WDPR-8 is consistent with the static lift coefficient curve. The lift coefficient hysteresis loop was continuous from beginning to end, and the area of the unsteady hysteresis loop increases with the shrinkage frequency, which is in line with the physical meaning. The experimental research results reflect the feasibility and effectiveness of the WDPR-8 support.

Keywords: wind tunnel test; comparative test; Wire-Driven Parallel Robot (WDPR); machetes tail support; aerodynamic characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2020-04-03; **Accepted**: 2020-07-04; **Published online**: 2020-07-13 16:40

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200713.1622.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11472234, 11702232, 11072207); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (20720180071)

* **Corresponding author**. E-mail: qilin@xmu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0074

基于方位多假设的单基线干涉仪定位方法

全下文载

邢怀玺[1], 吴华[1], 陈游[1,*], 张景轩[2]
(1. 军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 合肥职业技术学院 汽车工程学院, 合肥 238000)

摘 要: 为了解决机载单站无源定位系统中一维单基线干涉仪测量相位差信息的模糊问题,改进仅利用相位差变化率定位方法,将模糊相位差作为有效的定位参数,提出一种基于方位多假设的单基线干涉仪定位方法。利用模糊相位差和相位差变化率初始化辐射源目标的可能距离方位信息,并通过高斯-扩展卡尔曼滤波(GS-EKF)算法解算辐射源目标位置。所提方法克服了仅利用相位差变化率定位受观测平台机动影响的缺陷,有效缩短了定位时间,同时不必考虑解相位模糊,定位性能均优于仅利用相位差或相位差变化率的定位方法,在实际工程运用中可以降低设备复杂度和成本。

关 键 词: 无源定位; 单基线; 相位差; 相位差变化率; 高斯-扩展卡尔曼滤波(GS-EKF)
中图分类号: TN971
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-1049-09

实现对非合作辐射源的高精度、高速度、高稳定性定位一直是机载单站无源定位技术[1-5]研究的重点,这一技术对于完成远程警戒、引导反辐射武器、电子侦察监视等军事领域具有不可忽视的应用价值。最早的单站无源定位利用辐射源来波方向(DOA)实现交叉定位[6-8],定位时间长,需要观测平台运动相当长的一段距离,同时受限于角度测量精度。传统的比幅技术[1]对辐射源的定位效果不佳,在为飞行员提供态势感知和决策支持上能力非常有限。干涉仪精确测量相位信息的定位体制克服了传统测向的弊端,得到广泛的应用[9-12],其中的解相位模糊[10-11]是关键一环。

文献[12]利用相位差及其变化率[12-15]实现对固定辐射源的定位,不需要观测时间的积累可以实现瞬时定位,但干涉仪测向需要解相位差模糊才能得到目标方位估计,在传统的干涉仪测相位差定位方法中,实现相位差解模糊至少需要3个天线阵元构成2组干涉仪,然而单基线干涉仪的长度大于半倍波长时无法实现相位差解模糊,需要采用多组天线接收通道以解相位模糊,因此设备系统构造复杂度高,体积质量大,而且对多个天线通道间的幅相一致性要求较高,工程实现难度较大。文献[16]仅测相位差变化率的被动定位方法通过逻辑判断和滤波方法可以消除相邻采样点相位差的模糊,得到修正的相位差序列,避免了解模糊运算,很好地克服了单站单基线干涉仪无法实现解相位模糊的弊端。然而由相位差变化率确定的测距曲线的差异性受观测平台运动姿态(即干涉仪基线指向)的影响,该方法对观测平台的机动要求高,单站平台做简单的匀速直线运动条件下定位效果不佳,需要在机动转弯的条件下才能取得较好的定位效果,而且该方法需要较长的观测时间,即单站平台运动足够长的距离,才能利用相位差变化率的差异性估计出目标的位置,导致定位收敛速度和定位精度降低。

本文构建的定位模型可以利用模糊的相位信息直接估计目标辐射源的位置,省去了解模糊的过程,而且降低了设备的复杂度和成本。单次测

收稿日期: 2020-03-02; **录用日期**: 2020-06-29; **网络出版时间**: 2020-07-14 11:27
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.0906.001.html
* **通信作者**. E-mail: chenyousky@163.com

引用格式: *邢怀玺, 吴华, 陈游, 等. 基于方位多假设的单基线干涉仪定位方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1049-1057. XING H X, WU H, CHEN Y, et al. Single-baseline interferometer positioning method based on azimuth multiple hypothesis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 1049-1057 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

量得到的模糊相位差不能确定唯一的定位线,模糊范围由信号载波频率和基线长度确定,每个模糊数对应一个来波方向,最大模糊数越大,估计的来波方向越多。这种方法定位的思想是:通过空中观测平台的运动,一段时间内获得不同时刻的模糊相位差,确定相应的定位线,利用观测平台位置和运动方向的变化引起不同时刻定位线的差异,目标的位置处于所有时刻定位线的交点处,理论上通过多次观测可以估计出目标辐射源的位置。

1 基于相位信息的直接定位模型

空中观测平台在一段时间内接收固定辐射源发射的非合作信号,提取相应的信号参数,结合自身运动状态,建立目标与观测平台位置间的约束关系,从而对辐射源进行定位。考虑到空中运动观测平台对地面远距离固定辐射源定位的实际情况,由于观测平台与目标的水平距离远大于观测平台的飞行高度,本文将定位模型简化成二维定位模型,定位场景如图 1 所示。假设观测平台上平行机身安装一组二阵元的一维单基线干涉仪,在一段观测时间内,干涉仪可多次测量来波方向的相位信息。

空中观测平台的位置速度和姿态角信息可以从惯导系统或 GPS 系统中获取。假设目标辐射源 T 的位置状态为 $\boldsymbol{X}_{Tk}=[x_T,y_T]^{\mathrm{T}}$,观测时间 $t_1\sim t_n$,在 t_k 时刻,载机的位置状态为 $\boldsymbol{X}_{ok}=[x_{ok},y_{ok}]^{\mathrm{T}}$,速度为 $\boldsymbol{V}_{ok}=[v_x,v_y]^{\mathrm{T}}$,辐射源方位角 θ_k 为辐射源和载机连线与 X 轴的夹角,基线指向角 α_k 为基线 C_1C_2 指向与 X 轴的夹角。两者相对位置矢量为 $\boldsymbol{X}_{Tk}-\boldsymbol{X}_{ok}=[x_k,y_k]^{\mathrm{T}}$,二者之间的径向距离为 $R_k=\sqrt{x_k^2+y_k^2}$。天线阵元与接收通道相连,辐射源信号由天线接收经接收通道传至接收机,

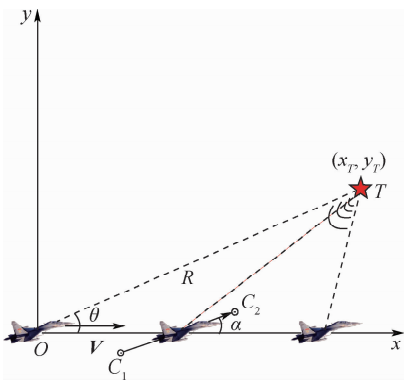


图 1 相位观测下的定位模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of positioning model under phase observation

通过相位比较得到相位差测量值。理论的相位差为

$$\varphi_k=\frac{2\pi d}{c}f\cos(\theta_k-\alpha_k) \tag{1}$$

式中:f 为辐射源的频率;d 为基线长度;c 为光速;$\theta_k=\arctan\left(\frac{y_T-y_{ok}}{x_T-x_{ok}}\right)$。

k 时刻的相位差变化率由 φ_k 对时间求导得到

$$\dot{\varphi}_k=-\frac{2\pi d}{c}f\sin(\theta_k-\alpha_k)(\dot{\theta}_k-\dot{\alpha}_k) \tag{2}$$

k 时刻相位信息观测矢量为

$$z_k=[\varphi_k\quad\dot{\varphi}_k]^{\mathrm{T}}+[\Delta\varphi_k\quad\Delta\dot{\varphi}_k]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中:相位差的导数 $\dot{\varphi}$ 为 k 时刻相位差变化率,假设观测误差 $\Delta\varphi_k$、$\Delta\dot{\varphi}_k$ 均服从高斯分布,且误差标准差为 σ_φ、$\sigma_{\dot{\varphi}}$。

文献[17]采用一种相位差误差检测的方法,遍历模糊数,得到对应的理论相位差与实际观测的模糊相位差作比较,将超过误差门限的模糊数对应来波方向剔除,大大减少了备选方位角的个数,降低了运算量,也在一定程度上提高了定位收敛的速度。对于本文的单基线定位模型,很难进行误差检测,若将所有可能的方位角作为初始方位,运算量较大,而且定位线多且密集,加之测量噪声的影响,在多次观测后可能会产生多个虚假位置点,进而导致不能准确定位,产生较大的定位误差。

为了解决这一问题,本文在利用模糊相位差定位的基础之上将相位差变化率作为定位另一重要参数。每次观测的相位差变化率对应一条定位线,2 个参数的定位线具有明显的差异性,目标辐射源的位置一定在 2 个参数定位线的交点上,目标位置与 2 个参数的约束关系大大缩小了初始位置的范围,加快了定位的收敛速度,而且这种定位线的差异也减少了虚假点的个数,在一定程度上可以确保定位的成功率。测量的模糊相位差及相位差变化率参数中隐含着辐射源的方位和距离信息,通过一段时间的多次观测积累,采取适当的定位方法便可估算出辐射源所在的位置。

2 定位方法

2.1 方位多假设

模糊的相位差不能确定唯一的来波方向,但是当辐射源频率和基线长度已知时,模糊数的范围必然可以确定,而模糊数和来波方向是一一对应的,目标真实方位一定是其中之一。可以选择

北航学报 赠阅

多个满足条件的模糊数对应的来波方向作为初始方位估计,如图 2 所示。

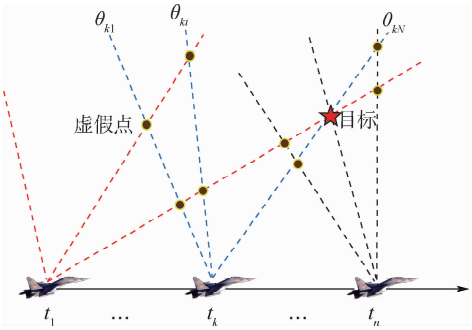


图 2　模糊相位差测向及定位原理

Fig. 2　Principle of direction finding and positioning based on fuzzy phase difference

运动观测平台接收辐射源信号,t_k 时刻通过干涉仪测得模糊相位差为

$$\varphi_m = (\varphi_k + \Delta\varphi_k) \bmod (2\pi) \tag{4}$$

假设相位差模糊数集合 $\{a\}$ 包含 $[-a_{\max}, a_{\max}]$ 中的所有整数,则对应的方位角为

$$\theta_{ki} = \arccos\left(\frac{c(\varphi_m + 2\pi a_{ki})}{2\pi df}\right) + \alpha_k \tag{5}$$

式(5)表示干涉仪测向的基本原理,模糊方位集合 $\{\theta_k\}$ 与相位差模糊数集合 $\{a_k\}$ 为一一对应关系。

因为相位差模糊数范围由辐射源信号频率、基线长度决定,基线长度和信号频率越大,最大相位差模糊数越大,测向过程中会出现越多的模糊来波方向。为了减少初始方位个数从而降低模型复杂度,可以先对辐射源大致方位进行粗估计,缩小初始探测范围。本文根据传统比幅测向获得的辐射源方位先验信息对模糊数范围进行约束。

2.2　相位差变化率测距

确定辐射源的方位和径向距离,可以唯一地确定辐射源的位置。本文利用相位差变化率对观测平台和辐射源间的距离进行估计。

由 $\theta = \arctan\left(\frac{y_T - y_o}{x_T - x_o}\right)$ 的关系可知,

$$\dot{\theta} = \frac{-v_y(x_T - x_o) + v_x(y_T - y_o)}{R} \tag{6}$$

整理得 t_k 时刻相位差变化率测距公式为

$$R_{ki} = \frac{v_x \sin\theta_{ki} - v_y \cos\theta_{ki}}{\dot{\alpha}_k - \dot{\varphi}_k c/(2\pi df \sin(\theta_{ki} - \alpha_k))} \tag{7}$$

可以看出,t_k 时刻目标的方位估计和距离估计也是一一对应的关系,第 i 个方位假设 θ_{ki} 都可以通过式(7)得到唯一的径向距离 R_{ki}。

3　GS-EKF 定位解算

3.1　GSF 原理

高斯和滤波(GSF)[18-20]大多用于处理非线性、非高斯问题,能够克服粒子滤波(PF)计算复杂度大的缺陷,同时满足在导航、定位、跟踪中的实时性要求。实时性要求 GSF 的基本理论是:任意分布的概率密度函数都能用多个高斯分量累加近似表示。

$$p(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^{N} \lambda^i N(\boldsymbol{x}; \boldsymbol{\mu}^i, \boldsymbol{P}^i) \tag{8}$$

式中:λ 为该高斯分量的权重,且 $\sum_{i=1}^{N} \lambda^i = 1$;$N(\boldsymbol{x}; \boldsymbol{\mu}^i, \boldsymbol{P}^i)$ 表示状态 $\boldsymbol{x}$ 满足高斯分布,$\boldsymbol{\mu}^i$ 和 $\boldsymbol{P}^i$ 分别表示该分布项的均值和协方差。

假设 $k-1$ 时刻系统的后验概率密度为

$$p(\boldsymbol{x}_{k-1}) = \sum_{i=1}^{N} \lambda^i_{k-1|k-1} N(\boldsymbol{x}_{k-1}; \boldsymbol{\mu}^i_{k-1|k-1}, \boldsymbol{P}^i_{k-1|k-1}) \tag{9}$$

则 k 时刻系统的一步预测概率分布和后验分布分别为

$$p(\boldsymbol{x}_k | \boldsymbol{z}_{k-1}) = \sum_{i=1}^{N_1} \lambda^i_{k|k-1} N(\boldsymbol{x}_k; \boldsymbol{\mu}^i_{k|k-1}, \boldsymbol{P}^i_{k|k-1}) \tag{10}$$

$$p(\boldsymbol{x}_k | \boldsymbol{z}_k) = \sum_{i=1}^{N_2} \lambda^i_{k|k} N(\boldsymbol{x}_k; \boldsymbol{\mu}^i_{k|k}, \boldsymbol{P}^i_{k|k}) \tag{11}$$

3.2　定位解算

利用高斯和扩展卡尔曼滤波(GS-EKF)算法估计目标辐射源位置,需要先对辐射源探测范围初始化。

假设比幅测向体制下已知目标辐射源初始方位的先验信息为 Ω,粗测向误差服从均值为 0、方差为 σ_Ω^2 的高斯分布。以 $[\Omega - 2\sigma_\Omega, \Omega + 2\sigma_\Omega]$ 作为测向的初始范围,并以此计算初始测向范围对应的模糊数范围:

$$\begin{cases} a_{\min} = \text{floor}\left[\frac{2\pi d}{c} f\cos(\Omega + 2\sigma_\Omega - \alpha)/(2\pi)\right] + 1 \\ a_{\max} = \text{floor}\left[\frac{2\pi d}{c} f\cos(\Omega - 2\sigma_\Omega - \alpha)/(2\pi)\right] \end{cases} \tag{12}$$

将探测范围划分为 N 个区间,本文按规律选取部分方位假设为辐射源可能存在的方位。因为相位差测量噪声的存在导致方位估计偏离真实方位,目标可能存在探测范围内的任一方位,所以假设辐射源方位在 N 个区间内等概率分布。$\{a_{1+q}, a_{1+2q}, \cdots, a_{1+nq}\}$ 表示等间隔选取的 N 个模糊数,下标 $1+iq$ 表示集合 $\{a\}$ 中模糊数的位置,q 为模

北航学报 赠阅

糊数选取间隔。q 的取值要合适,若间隔太小,区间数增加,计算量必然会大幅上升,如果选取所有的模糊方位,则相邻模糊方位差别很小,定位效果并不会明显提高;若间隔太大,选取的模糊数可能与真实模糊数偏差大,方位估计就会产生较大偏移,方法收敛结果较差。在 N 个区间内选择与模糊数对应的$\{\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_N\}$作为初始化方位假设,根据式(7)计算与方位假设相对应的$\{R_1,R_2,\cdots,R_N\}$。设模糊方位均方根误差为 σ_{θ_i},测距均方根误差为 σ_{R_i},N 个区间对应的目标分布区域作为 N 个高斯分布项,根据式(11)可知,所有高斯项的加权和表示辐射源位置分布的概率函数。通过 EKF 对每个高斯项量测更新系统状态和权值,进而获得辐射源位置状态估计。

3.2.1 初始化

初始化每个高斯项的均值、协方差和权值。

$$\boldsymbol{\mu}^i = \boldsymbol{X}_{o1} + R_1[\cos\theta_i,\sin\theta_i]^{\mathrm{T}} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{P}^i = \boldsymbol{M}(\theta_i)\cdot[\sigma_{R_i},\sigma_{\theta_i}]^{\mathrm{T}}\cdot[\sigma_{R_i},\sigma_{\theta_i}]\cdot\boldsymbol{M}(\theta_i)^{\mathrm{T}} \tag{14}$$

$$\lambda^i = \frac{1}{n} \tag{15}$$

式中:$\theta_i = \arccos\left(\dfrac{(\varphi_m + 2\pi a_i)c}{2\pi df}\right) + \alpha$;旋转矩阵 $\boldsymbol{M}(\theta_i) = \begin{pmatrix}\cos\theta_i & -\sin\theta_i\\ \sin\theta_i & \cos\theta_i\end{pmatrix}$;测距均方误差由式(7)泰勒展开保留一次项,假设各测量误差独立,求得

$$\sigma_{R_i}^2 = \left[\left(\frac{\partial R_i}{\partial v_x}\right)^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial v_y}\right)^2\right]\sigma_v^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial\theta_i}\right)^2\sigma_{\theta_i}^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial\dot{\varphi}_i}\right)^2\sigma_{\dot{\varphi}_i}^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial f}\right)^2\sigma_f^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial\alpha}\right)^2\sigma_\alpha^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial\dot{\alpha}}\right)^2\sigma_{\dot{\alpha}}^2 \tag{16}$$

其中:σ_v^2 为速度误差方差;σ_f^2 为测频误差方差;σ_α^2 和 $\sigma_{\dot{\alpha}}^2$ 分别为基线指向角误差方差和基线指向角变化率误差方差。

3.2.2 滤波更新

利用 EKF 方法对每个高斯分量进行滤波。假设 $k-1$ 时刻辐射源位置估计高斯形式表示为

$$p(\boldsymbol{x}_{k-1}) = \sum_{i=1}^{N}\lambda_{k-1|k-1}^i N(\boldsymbol{x}_{k-1};\boldsymbol{\mu}_{k-1|k-1}^i,\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^i)$$

则 k 时刻第 i 个高斯项的状态、协方差和权值预测方程分别为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}^i = \boldsymbol{\Phi}_{k-1}\boldsymbol{x}_{k-1|k-1}^i \tag{17}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^i = \boldsymbol{\Phi}_{k-1}\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^i\boldsymbol{\Phi}_{k-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Gamma}_{k-1}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}^{\mathrm{T}} \tag{18}$$

$$\lambda_{k|k-1}^i = \lambda_{k-1|k-1}^i \tag{19}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}^i$ 为一步预测的状态更新;$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^i$ 为一步预测的协方差更新;$\lambda_{k|k-1}^i$ 为一步预测的权值更新;$\boldsymbol{\Phi}_{k-1}\in\mathbf{R}^{2\times2}$ 为 $k-1$ 时刻的状态转移矩阵;$\boldsymbol{\Gamma}_{k-1}\in\mathbf{R}^{2\times2}$ 为 $k-1$ 时刻的系统噪声分布矩阵;$\boldsymbol{Q}$ 为系统量测噪声的协方差矩阵。

相位差和相位差变化率的量测预测为

$$\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1} = \boldsymbol{F}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}) \tag{20}$$

式中:量测函数 $\boldsymbol{F}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}) = [f_1(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1})\ f_2(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1})]^{\mathrm{T}}$,$f_1(\cdot)$ 表示相位差的量测方程,由式(1)给出,$f_2(\cdot)$ 表示相位差变化率的量测方程,由式(2)、式(6)给出,$\boldsymbol{F}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}) \approx \boldsymbol{H}\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}$,Jacobi 矩阵 $\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix}\dfrac{\partial\varphi_k}{\partial\boldsymbol{X}_{Tk}} & \dfrac{\partial\dot{\varphi}_k}{\partial\boldsymbol{X}_{Tk}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$。

量测误差(新息)为

$$\boldsymbol{e}_k^i = \boldsymbol{z}_k - \hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^i \tag{21}$$

量测误差(新息)的协方差矩阵为

$$\boldsymbol{S}_k^i = \boldsymbol{H}\boldsymbol{P}_{k|k-1}^i\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{D} \tag{22}$$

式中:相位观测误差的协方差矩阵 $\boldsymbol{D} = \begin{pmatrix}\sigma_\varphi & 0\\ 0 & \sigma_{\dot{\varphi}}\end{pmatrix}$。

滤波增益为

$$\boldsymbol{K}_k^i = \boldsymbol{P}_{k|k-1}^i\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{S}_k^i)^{-1} \tag{23}$$

由 EKF 算法可得 k 时刻各高斯项的状态、协方差和权值估计为

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}^i = \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}^i + \boldsymbol{K}_k^i\boldsymbol{e}^i \tag{24}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k}^i = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_k^i\boldsymbol{H})\cdot\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}^i \tag{25}$$

$$\lambda_k^i = \frac{\lambda_{k|k-1}^i p(\boldsymbol{z}_k\mid\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^i)}{\sum_{j=1}^{N}p(\boldsymbol{z}_k\mid\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^j)\lambda_{k|k-1}^j} \tag{26}$$

式中:k 时刻量测向量 $\boldsymbol{z}_k$ 第 i 项的概率密度分布函数为

$$p(\boldsymbol{z}_k\mid\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^i) = N(\boldsymbol{z}_k;\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^i,\boldsymbol{S}_k^i) \tag{27}$$

其中:$p(\boldsymbol{z}_k|\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}^i)$ 为 k 时刻第 i 个子滤波器的似然函数,这里用正态分布来表示。

因此,k 时刻的辐射源位置估计值为各个子滤波器当前时刻输出结果的加权和:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k} = \sum_{i=1}^{N}\lambda_k^i\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}^i \tag{28}$$

相应的 k 时刻状态协方差更新为

$$\boldsymbol{P}_{k|k} = \sum_{i=1}^{N}\lambda_k^i\boldsymbol{P}_{k|k}^i \tag{29}$$

3.2.3 高斯和降阶

高斯项数 N 的大小会影响运算的时间复杂度和滤波精度,N 越大,计算越复杂,收敛时间越长,某些情况下难以达到实际工程的要求;N 越小,算法不能很好地刻画系统实际概率密度分布情况,会产生较大的滤波误差。所以,适当选择高

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

斯项的个数能够有效提高算法的性能。同时,为了解决迭代过程中高斯分量的增多而导致算法无法实现的问题,通常采用类伪贝叶斯的方法动态删减或合并高斯分量[21-23]。

本文采用的具体策略如下:

假设 k 时刻任意 2 个高斯项 $N(\boldsymbol{x};\boldsymbol{\mu}^i,\boldsymbol{P}^i)$ 和 $N(\boldsymbol{x};\boldsymbol{\mu}^j,\boldsymbol{P}^j)$,对应的权值分别为 λ^i 和 λ^j,通过计算 2 个高斯项之间的"距离"作为合并的依据,定义两者"距离"的平方为

$$d_{ij}^2 = \frac{\lambda^i\lambda^j}{\lambda^i+\lambda^j}(\boldsymbol{\mu}^i-\boldsymbol{\mu}^j)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{P}^i+\boldsymbol{P}^j)(\boldsymbol{\mu}^i-\boldsymbol{\mu}^j) \tag{30}$$

设置最小权值阈值为 λ_{th},最大距离门限为 d_{th},将相似性高的(即距离小于 d_{th})高斯项进行合并,得到新的高斯分量,其均值、方差和权值更新为

$$\boldsymbol{\mu}^{i'} = (\lambda^i\boldsymbol{\mu}^i+\lambda^j\boldsymbol{\mu}^j)/(\lambda^i+\lambda^j) \tag{31}$$

$$\boldsymbol{P}^{i'} = (\lambda^i\boldsymbol{P}^i+\lambda^j\boldsymbol{P}^j)/(\lambda^i+\lambda^j) \tag{32}$$

$$\lambda^{i'} = \lambda^i+\lambda^j \tag{33}$$

当某个高斯项权值小于 λ_{th},而且不能达到合并条件时,将其舍弃。

3.2.4　方法流程

本文方法的具体流程归纳如下:

步骤 1　方位多假设。将比幅测向范围设为初始探测方向范围,根据观测相位信息,获得初始化方位和距离估计。

步骤 2　GS-EKF 滤波。初始化高斯项均值、协方差和权值,每次获取新的观测值后,利用子滤波器迭代更新,利用式(28)更新位置估计。

步骤 3　删减与合并。根据式(30)对满足条件的高斯项进行合并,对权值小于 λ_{th} 的高斯项进行删减,返回步骤 2 直至定位结束。

步骤 4　结果输出。将滤波迭代相邻 2 次的定位径向距离差异作为定位结果选取的标准,径向距离差异最小时,输出辐射源位置估计值。

4　仿真分析

4.1　方法可行性验证

4.1.1　参数设置

假设空中观测平台以速度 270 m/s 向正东方向沿直线飞行,初始位置为(0,0)km,干涉仪基线平行于机身安装,基线长度 10 m,地面固定辐射源位置(60,80)km,辐射源信号载频固定为 6 GHz。观测平台的位置和航姿信息通过惯导和导航设备获取,数据采样率为 0.5 s。相位差误差 $\sigma_\varphi=10°$,相位差变化率误差 $\sigma_{\dot\varphi}=1(°)/\mathrm{s}$,模糊方位均方根误差为 1°,观测平台位置误差 10 m,速度误差 2 m/s,比幅粗测向误差标准差 $\sigma_\Omega=5°$,模糊数间隔 $q=9$,初始化方位个数为 6,$\lambda_{\mathrm{th}}=10^{-5}$,$d_{\mathrm{th}}=3$ km。

4.1.2　实验结果

图 3 为利用本文方法对辐射源单次定位滤波迭代的高斯项最大权值和位置误差更新。可以看出,随着观测值的更新,接近辐射源真实位置的高斯项权值整体呈增加趋势,位置估计结果逐渐接近真实值。

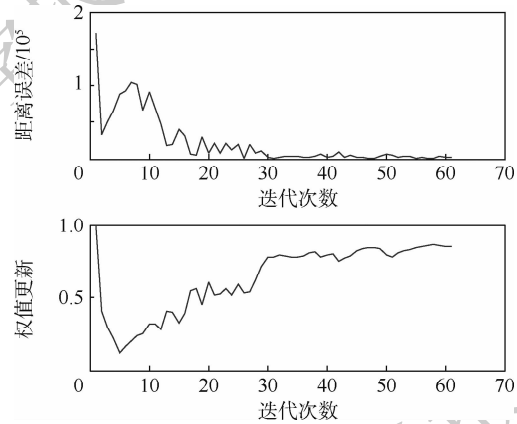


图 3　单次定位距离误差和权值更新

Fig. 3　Update of distance error and weight in a single positioning

4.2　参数对方法的影响

假设相位差误差方差为 10°,初始测向范围与上述一致,比较不同初始方位假设个数下的定位性能,如图 4 所示,纵轴表示定位结果和辐射源真实位置的距离误差 REP 与辐射源和观测平台径向距离 R 的相对值。可以看出,初始时刻方位估计很少时,定位性能效果很差,因为每个高斯项初始探测范围过大,而目标的真实位置位于某个高斯项的一点,在误差存在的条件下,滤波难以消

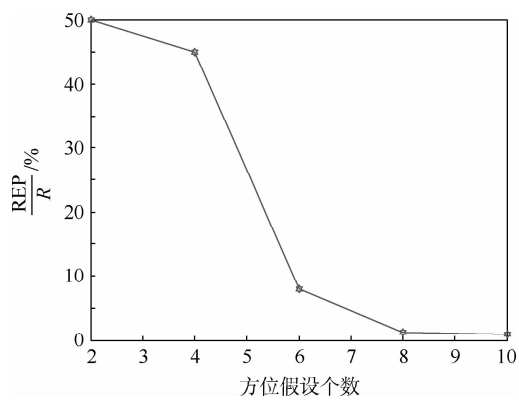


图 4　不同初始化方位假设个数的定位性能

Fig. 4　Positioning performance under different number of initial orientation assumptions

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

除虚假位置，所以，难以求出接近目标的位置估计。合理选择和划分初始探测方位，可以大幅度提高定位精度。

改变参数设置分析方法的性能，图 5 和图 6 分别为不同观测时间和不同速度下 200 次独立重复实验定位的结果。图中：红色虚线框表示的区域是以辐射源位置为中心、二维方向扩展 10 km 的范围。

图 5 中，当观测时间为 10 s 时，多次定位的平均值偏差较大，只有少数结果位于虚线框内，定位效果不佳。随着观测时间延长，辐射源位置估计的平均值更接近真实位置，多次实验下定位结果更加集中，且无效定位的次数明显减少。

观测平台作直线运动，如图 6 所示，当观测平台运动速度分别为 100 m/s、200 m/s、300 m/s、400 m/s 时，对比发现观测平台速度越大，平均定位精度越高，效果越好，尤其是当速度达到 400 m/s 左右时，定位结果非常集中，意味着定位的成功率更高。

延长观测时间和增大观测平台速度都会延长观测平台的飞行距离，因此，增大观测平台飞行距离能够有效提高方法的定位性能，这是因为前后观测平台位移越大，定位曲线的差异越明显，利于方法在迭代过程中排除虚假点，有效提高估计精度，定位结果的可信度更高。但是延长观测时间与定位收敛速度之间相互冲突，可以通过增大飞行速度提升定位性能。

4.3 方法性能对比

对比本文方法和仅利用模糊相位差定位 2 种方法的定位性能，通过 100 次蒙特卡罗重复实验统计相对定位误差（REP）。假设初始测向范围为 40°，仿真结果如图 7 所示。

随着相位差误差的增加，统计定位误差逐渐增大，可以看出，在相同相位差测量噪声下，本文定位精度更高；而且前者定位性能的好坏更受限于相位差误差，本文定位方法在相位差误差 50° 左右时，仍可以达到 5% R 的定位精度，说明增加相位差变化率可以有效弥补相位差测量精度较低时造成的定位误差大这一不足。

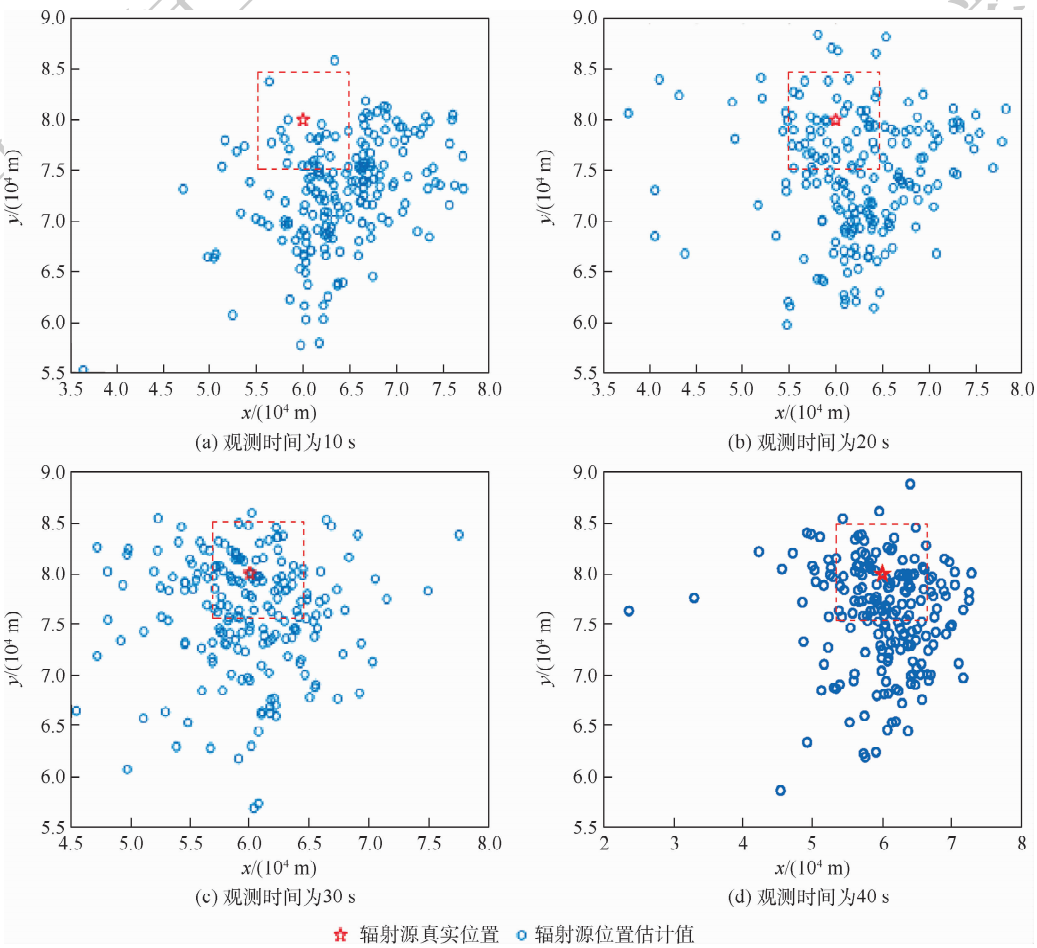


图 5 不同观测时间下的定位结果

Fig. 5 Positioning results at different observation time

北航学报 赠阅

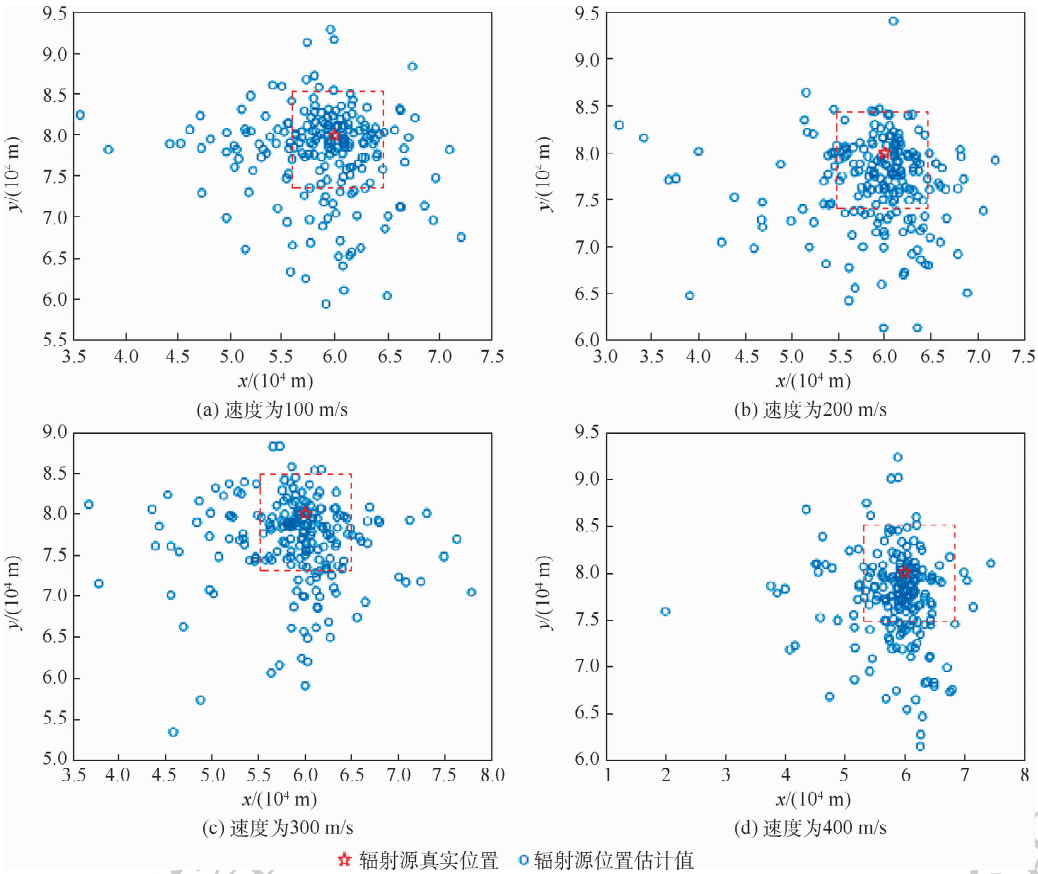


图 6　不同速度下的定位结果

Fig. 6　Positioning results at different speeds

在初始参数设置情况下,仅改变相位差测量精度以 5% R 作为定位成功的指标,表 1 和表 2 比较了不同参数测量误差下的定位时间,“ – ”表示定位失败。

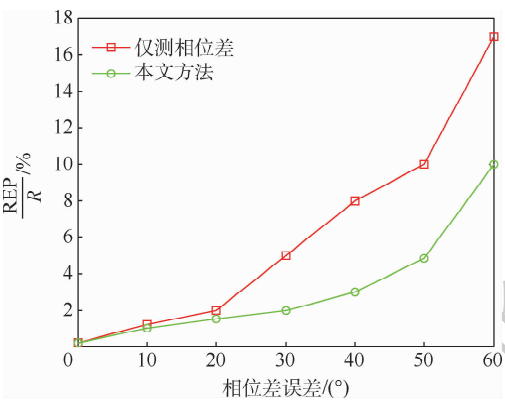


图 7　两种方法定位性能对比

Fig. 7　Comparison of positioning performance between two methods

表 1　不同相位差误差下的定位时间(σ_φ = 0.5(°)/s)

Table 1　Positioning time under different phase difference measurement errors (σ_φ = 0.5(°)/s)

方法	定位时间/s			
	10°	20°	30°	40°
仅测相位差	25	30	33	34
本文方法	18	18	20	21

表 2　不同相位差变化率误差下的定位时间(σ_φ = 10(°)/s)

Table 2　Positioning time under different phase difference change rate measurement errors (σ_φ = 10(°)/s)

方法	定位时间/s			
	0.3(°)/s	0.5(°)/s	1(°)/s	2(°)/s
仅测相位差变化率	20	23	—	—
本文方法	16	18	25	—

通过对比表明,当相位差误差在 20°以内时,仅测相位差方法定位时间才可以满足 30 s 以内,而本文方法在相位差误差达到 40°时,有效定位时间仍然在 20 s 左右,增强了定位的实时性。相较于仅测相位差变化率,本文方法在缩短了定位时间的同时,降低了仅利用相位差变化率定位对参数测量精度的要求。

5　结　论

1)针对一维长基线干涉仪无法解相位模糊的问题,本文仅利用二阵元单基线,无需解模糊,同时引入方位多假设的思想,将直接观测的模糊相位差及变化率作为定位参数,降低了对设备复杂度和成本的要求。

2)利用模糊相位差及变化率对固定辐射源

北航学报 赠阅

定位,减小了定位结果对单一定位参数误差的敏感度,具有一定的容错性。

3)相位差及相位差变化率同时约束观测平台与辐射源位置的约束关系,减小滤波搜索初始范围;利用不同参数定位曲线的差异性,一定程度降低了对参数积累的要求,有效提高了定位精度和收敛速度。同时实验结果表明,延长飞行距离也可以改善方法的定位性能。

参考文献(References)

[1] 田中成,刘聪锋. 无源定位技术[M]. 北京:国防工业出版社,2015:374-379.
TIAN Z C,LIU C F. Passive location technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2015:374-379(in Chinese).

[2] 王星. 航空电子对抗原理[M]. 北京:国防工业出版社,2008:136-158.
WANG X. Avionics countermeasure principle[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2008:136-158(in Chinese).

[3] 张刚兵. 单站无源定位与跟踪关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.
ZHANG G B. Research on key technology for single oserver passive location and tracking[D]. Nanjin: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010(in Chinese).

[4] 刘学. 机载无源定位技术与跟踪算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2011.
LIU X. The research of technology and tracking algorithms for air-borne passive location[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2011(in Chinese).

[5] 孙仲康,郭福成,冯道旺,等. 单站无源定位跟踪技术[M]. 北京:国防工业出版社,2008:5-6.
SUN Z K,GUO F C,FENG D W,et al. Passive location and tracking technology by single observer[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2008:5-6(in Chinese).

[6] 许志伟,王运锋,张小琴. 基于只测向的机载单站定位技术[J]. 四川大学学报(自然科学版),2017,54(2):293-297.
XU Z W,WANG Y F,ZHANG X Q. Airborne single-station passive location technology only based on bearing method[J]. Journal of Sichuan University(Natural Science Edition),2017,54(2):293-297(in Chinese).

[7] GERSHANOFF H. Experimental passive range and AOA system shows promise[J]. Journal of Electronic Defence,1992,15(12):31-33.

[8] ZHENG Q,CHEN J Q,YANG R J,et al. Research on technology based on orthogonal multi-station angle measurement method[J]. Infrared Physics & Technology,2017,86:202-206.

[9] 张金秀,陶海红,王渊. 一种基于双基线旋转的改进干涉仪定位算法[J]. 北京理工大学学报,2018,38(3):320-324.
ZHANG J X,TAO H H,WANG Y. An improved locating algorithm based on double baselines rotating interferometer[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2018,38(3):320-324(in Chinese).

[10] LI C,LIAO Y B. A DF method for the improved correlative interferometer[J]. Journal of Xidian University,2006,33(3):400-403.

[11] 赵培焱,彭华峰,邓兵,等. 基于干涉相位的两步法高精度无模糊时延估计[J]. 系统工程与电子技术,2018,40(11):2410-2414.
ZHAO P Y,PENG H F,DENG B,et al. Two-stage high accuracy and unambiguous time delay estimation method based on interferometry phase[J]. Systems Engineer and Electronics,2018,40(11):2410-2414(in Chinese).

[12] 侯建民. 基于相位差变化率的空中运动单站对地面固定目标的无源定位[D]. 合肥:合肥工业大学,2015:7-11.
HOU J M. The phase difference rate of change-based passive location of ground fixed target by the air movement single observer[D]. Hefei: Hefei University of Technology,2015:7-11(in Chinese).

[13] WANG J H,WANG Y S,GUO T,et al. Rate of phase difference change estimation in single airborne passive locating system[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2009,22(2):184-190.

[14] 朱伟强,黄培康,马琴. 基于相位差变化率测量的单站定位方法[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(11):2108-2111.
ZHU W Q,HUANG P K,MA Q. Location method for phase difference rate of change with single observer[J]. Systems Engineering and Electronics,2008,30(11):2108-2111(in Chinese).

[15] SHAN Y H,AN W,SUN Z K. Passive location method based on phase rate of change[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2002,15(1):49-54.

[16] 郭福成,贾兴江,皇甫堪. 仅用相位差变化率的机载单站无源定位方法及其误差分析[J]. 航空学报,2009,30(6):1090-1095.
GUO F C,JIA X J,HUANGFU K. A single observer passive localization method using phase difference changing rate only and its error analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(6):1090-1095(in Chinese).

[17] 张敏,郭福成,周一宇,等. 运动单站干涉仪相位差直接定位方法[J]. 航空学报,2013,34(9):2185-2193.
ZHANG M,GUO F C,ZHOU Y Y,et al. A single moving observer direct position determination method using interferometer phase difference[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,34(9):2185-2193(in Chinese).

[18] 张曼. 基于高斯和的滤波算法研究[D]. 西安:西安工程大学,2015:8-12.
ZHANG M. Research on filtering algorithm based on Gauss sum[D]. Xi'an:Xi'an Polytechnic University,2015:8-12(in Chinese).

[19] LEONG P H,ARULAMPALAM S,LAMAHEWA T A,et al. A Gaussian-sum based cubature Kalman filter for bearings-only tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2013,49(2):1161-1176.

[20] 曹亚琴,秦宁宁,杨乐. 一种改进的双站时频差目标跟踪高斯和滤波算法[J]. 计算机与数字工程,2018,46(5):908-915.
CAO Y Q,QING N N,YANG L. Enhanced Gaussian-sum filter for TDOA and FDOA-based tracking with two sensors[J]. Computer & Digital Engineering,2018,46(5):908-915(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[21] 李曦,杨乐,郭福成,等. 高轨双星辐射源跟踪的高斯和-容积 Kalman 滤波算法[J]. 国防科技大学学报,2016,38(2):96-106.
LI X,YANG L,GUO F C,et al. Gaussian-sum based 5th-order cubature Kalman filter for source geolocation using dual GEO satellites[J]. Journal of National University of Defense Technology,2016,38(2):96-106(in Chinese).

[22] BILIK I,TABRIKIAN J. MMSE-based filtering in presence of non-Gaussian system and measurement noise[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System,2010,46(3):1153-1170.

[23] 王磊,程向红,李双喜. 高斯和高阶无迹卡尔曼滤波算法[J]. 电子学报,2017,45(2):424-430.
WANG L,CHENG X H,LI S X. Gaussian sum high order unscented Kalman filtering algorithm[J]. Acta Electronica Sinica,2017,45(2):424-430(in Chinese).

作者简介:

邢怀玺　男,硕士研究生。主要研究方向:信息对抗理论与技术。

陈游　男,博士,讲师。主要研究方向:信息对抗理论与技术。

Single-baseline interferometer positioning method based on azimuth multiple hypothesis

XING Huaixi[1], WU Hua[1], CHEN You[1,*], ZHANG Jingxuan[2]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Department of Automotive Engineering, Hefei Technology College, Hefei 238000, China)

Abstract: In order to solve the problem of ambiguity of phase difference information measured by one-dimensional single-baseline interferometer in an airborne single-station passive positioning system, the positioning method that measures only the phase difference change rate is improved, and the fuzzy phase difference is used as an effective positioning parameter. And a single-baseline interferometer phase measurement and positioning method based on azimuth multiple hypotheses is proposed. The possible distance and azimuth information of the radiation source target is initialized using the fuzzy phase difference and the phase difference change rate, and the target location of the radiation source is solved by the Gauss-Extended Kalman Filter (GS-EKF) algorithm. This method overcomes the shortcomings of using only the phase difference change rate to locate the impact of the maneuver of the observation platform, effectively shortens the positioning time, and does not need to consider the solution of phase ambiguity. Its positioning performance is superior to the positioning method that only measures the phase difference or the phase difference change rate. In practical engineering applications, this method can reduce equipment complexity and cost.

Keywords: passive positioning; single baseline; phase difference; phase difference change rate; Gauss-Extended Kalman Filter (GS-EKF)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-02; **Accepted**: 2020-06-29; **Published online**: 2020-07-14 11:27
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200714.0906.001.html
* **Corresponding author**. E-mail: chenyousky@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0090

拒止环境下基于“忠诚僚机”的护航策略

田磊[1,2], 赵启伦[3], 董希旺[1,2,4,*], 李清东[1,2], 吕金虎[1,2,4], 任章[1,2,4]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083;
2. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术国防科技重点实验室, 北京 100083;
3. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854; 4. 北京航空航天大学 大数据科学与脑机智能高精尖创新中心, 北京 100083)

全下文载

摘 要: 护航策略一直是各军事大国的重点研究内容之一,拒止环境具有强电磁干扰、强对抗博弈等特点,进而对护航策略提出了更高的要求。提出了一种基于分布式时变编队跟踪控制方法的护航策略,该策略中由高成本长机探测到敌方来袭导弹,在进行规避的同时,释放多个低成本僚机担任“忠诚僚机”。采用时变编队跟踪的控制方法,使僚机始终处于长机与敌方来袭导弹的视线轴上,必要时牺牲僚机以保全长机。针对敌方来袭导弹的方位角是全局信息,设计了分布式观测器对其进行估计。在拒止环境下,复杂电磁干扰带来通信时断时续,导致长机与僚机及僚机与僚机之间的通信拓扑存在切换。为应对电磁干扰对通信拓扑的破坏,提高抗电磁干扰能力,考虑僚机外部扰动和长机规避机动动作同时存在的情况,基于观测器理论、自适应控制理论和滑模控制理论,构造了具体通信拓扑切换机制的分布式控制协议,并利用 Lyapunov 理论证明了僚机采用该协议能够实现拒止环境下基于“忠诚僚机”的护航策略。通过仿真模拟导弹来袭场景,验证了所提策略的有效性。

关 键 词: 护航策略; 拒止环境; 分布式观测器; 滑模控制; 自适应控制
中图分类号: V249
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-1058-10

美军为提高在拒止环境下的作战能力,提出了分布式协同作战的理念。拒止环境是美军对强对抗环境的别称,具有强电磁干扰、强对抗博弈等特点,而拒止环境势必造成单体作战效能的减弱,进而分布式协同作战理念广受关注。“忠诚僚机”计划是美军为应对强对抗博弈环境而提出的新型作战样式,由少量高价值有人平台和大量低成本无人平台组成,是分布式协同作战的重要组成部分。而编队跟踪控制技术为实现拒止环境下的“忠诚僚机”计划提供了有力的技术支撑。现有的编队跟踪控制方法主要分为集中式和分布式2种。集中式控制方法存在中心节点,对通信带宽要求高,抗干扰能力差;分布式控制方法通过局部有限邻居智能体之间的交互实现具体的任务,对通信带宽要求低,具备良好的抗干扰能力和可扩展能力[1]。

随着一致性理论的发展,近年来在分布式编队控制领域涌现出丰硕的研究成果。Dong[2]和He[3]等分别研究了连续时间和离散时间条件下的编队控制问题。Wang 等[4]给出了一种单个智能体不依赖通信拓扑全局信息的编队控制方法。Hua 等[5]研究了系统存在不确定参数及未知扰动

收稿日期: 2020-03-12; **录用日期**: 2020-05-15; **网络出版时间**: 2020-06-23 15:11
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200623.1441.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61922008,61973013,61873011,61803014); 国防创新特区项目(18-163-00-TS-001-001-34); 北京市自然科学基金(4182035); 航空科学基金(20170151001)
* **通信作者**. E-mail: xwdong@buaa.edu.cn

引用格式: *田磊, 赵启伦, 董希旺, 等. 拒止环境下基于“忠诚僚机”的护航策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1058-1067. TIAN L, ZHAO Q L, DONG X W, et al. Escort strategy based on loyal wingman in denial environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 1058-1067 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

情况下的时变编队控制问题。随着研究的深入,研究者们将如何控制整个编队的移动纳入研究的重点,进而衍生出编队跟踪控制问题。Dong 等[6]研究了二阶多智能体系统的编队跟踪控制问题,并将其成功应用到无人机编队飞行中。Yu 等[7]基于扩张状态观测器理论构造分布式的控制协议,解决了多移动机器人系统的编队跟踪控制问题。Dong[8]和 Yu[9]等分别研究了存在多个领导者情况下线性和非线性多智能体系统时变编队跟踪控制问题。Su 等[10]给出了随机采样机制下多智能体系统内部同时存在通信延迟和多个领导者时编队跟踪控制问题的解决方案。Hua 等[11-12]进一步将多智能体系统由同构模型扩展到异构模型,研究了异构多智能体系统的时变编队跟踪控制问题。为使编队跟踪能够在有限时间内完成,Hua 等[13]还研究了高阶同构系统存在不匹配扰动情况下有限时间时变编队跟踪控制问题。更进一步,Duan 等[14]研究了高阶异构多智能体系统的有限时间编队跟踪控制问题。

综上所述,有关时变编队跟踪控制的研究成果十分丰富,但需要指出的是,上述文献并没有对时变编队队形进行明确定义,仅用一个时变函数来概括性表示编队偏移量,也没有对时变编队的应用性进行研究,而且该信息实际为全局信息在上述文献中为隐含全局信息。本文提出了一种基于集群系统分布式时变编队跟踪控制方法的护航策略,并考虑了拒止环境对通信拓扑的影响,是编队跟踪控制方法的一种典型实战应用。本文的创新点主要有:①基于分布式时变编队控制理论,结合应用背景和工程意义,给出了一种能够“忠诚僚机”的护航策略控制方法;②考虑长机-僚机系统存在外部扰动且长机存在大机动的情况,构造分布式观测器对敌方来袭导弹的方位角进行估计,进而结合观测器理论、自适应控制理论、滑模控制理论设计了分布式控制器,摆脱了对敌方来袭导弹方位角、通信拓扑结构及未知扰动上界等全局信息的依赖;③考虑在拒止环境下,复杂电磁干扰带来通信时断时续,导致长机与僚机及僚机与僚机之间的通信拓扑存在切换,进而在上述分布式观测器和控制器中加入通信拓扑切换信息,并根据 Lyapunov 理论给出了长机-僚机闭环系统的稳定性证明。

1　图论知识和问题描述

1.1　图论知识

图论知识作为描述系统通信拓扑关系的数学基础被广泛应用。定义一个有 q 个节点的图 G,$G=\{\Lambda,\Pi\}$,$\Lambda=\{n_1,n_2,\cdots,n_q\}$ 表示点集,$\Pi=\{(n_i,n_j):n_i,n_j\subseteq\Lambda\}$ 表示边集。图 G 的邻接矩阵 $\boldsymbol{W}=[w_{ij}]\in\mathbf{R}^{q\times q}$ 定义如下:如果节点 n_j 到节点 n_i 存在一条有向连接,则 $w_{ij}=1$,否则 $w_{ij}=0$,需要指出的是,如果存在的是无向连接,则可以看作双向连接,即 $w_{ij}=w_{ji}=1$。同时图 G 的度矩阵 $\boldsymbol{D}$ 定义为:$\boldsymbol{D}=\mathrm{diag}\left\{\sum_{j=1}^{q}w_{ij},i=1,2,\cdots,q\right\}$,进而图 G 的拉普拉斯矩阵 $\boldsymbol{L}=\boldsymbol{D}-\boldsymbol{W}$。如果图 G 中的某一节点到其他所有节点都存在至少一条有向连接,则称图 G 存在一棵以该节点为根节点的生成树。

1.2　问题描述

本文研究的系统模型为长机-僚机模型,包含 1 个长机和 N 个僚机。由于不同类型的飞行器近似线性化后的模型不尽相同,不失一般性,长机的模型定义为

$$\dot{\boldsymbol{y}}_1(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{y}_1(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_1(t) \tag{1}$$

僚机的模型定义为

$$\dot{\boldsymbol{y}}_p(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{y}_p(t)+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{u}_p(t)+\boldsymbol{d}_p(t)) \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$ 为模型近似线性化后的系统矩阵;$\boldsymbol{y}_1(t),\boldsymbol{y}_p(t)\in\mathbf{R}^n$ 为状态量;$\boldsymbol{u}_1(t),\boldsymbol{u}_p(t)\in\mathbf{R}^m$ 为控制输入量;$\boldsymbol{d}_p(t)\in\mathbf{R}^m$ 为未知扰动量;$p=2,3,\cdots,1+N$。

注释 1　大多数空中飞行器在其工作点附近一般都可以近似线性化处理。例如,田磊等[15]给出了旋翼飞机近似线性化处理后的模型,Wang 等[16]给出了固定翼飞机近似线性化处理后的模型。因此,上述长机和僚机定义模型的应用性较为广泛。

假设 1　在图 G 所表征的通信拓扑中,长机与某个僚机之间如果存在连接,则连接关系是从长机指向僚机的单向连接,而僚机之间的连接均为双向连接。当有多枚敌方导弹来袭时,僚机被分为多个小组,且不同小组之间不存在通信,整个通信拓扑包含一棵以长机为根节点的生成树。

如果假设 1 成立,当有 M 枚敌方导弹来袭时,图 G 的拉普拉斯矩阵可写为如下形式:

$$\boldsymbol{L}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\ \bar{\boldsymbol{L}}_1&\boldsymbol{L}_1&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\ \bar{\boldsymbol{L}}_2&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{L}_2&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\ \vdots&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\ddots&\boldsymbol{0}\\ \bar{\boldsymbol{L}}_M&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{L}_M\end{bmatrix}\in\mathbf{R}^{(1+N)\times(1+N)} \tag{3}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通过分析拉普拉斯矩阵的形式可知,对角块矩阵 $\boldsymbol{L}_g(g=1,2,\cdots,M)$ 为正定实对称矩阵[17]。令 $\boldsymbol{L}_{\text{diag}}=\text{diag}\{\boldsymbol{L}_g,g=1,2,\cdots,M\}$。

假设 2 图 G 所表征的通信拓扑关系在某段固定时间间隔(定义为驻留时间 τ)内保持不变,该段时间间隔的最小值定义为最小驻留时间,用 $\tau_{\min}$ 表示。定义 $t_0=0$ 为初始时刻,$t_{\sigma+1}(\sigma=0,1,2,\cdots)$ 为切换时刻,则驻留时间 $\tau_\sigma=t_{\sigma+1}-t_\sigma\geqslant\tau_{\min}$,在 $[t_\sigma,t_{\sigma+1})$ 时间间隔内的拉普拉斯矩阵记为 $\boldsymbol{L}^\sigma$。

假设 3 长机的控制输入和僚机的未知扰动是有界的,但是其界限的具体数值是未知的,即满足 $\|\boldsymbol{u}_1(t)\|_1\leqslant\eta_1$、$\|\boldsymbol{d}_p(t)\|_1\leqslant\eta_2$,$\eta_1$、$\eta_2$ 为未知正实数。

注释 2 在实际系统中,控制输入量和未知扰动量通常是有界的,但是其界限值通常不容易获取,因此假设 2 是合理的。

假设 4 长机上含有探测设备,能够探测出敌方来袭导弹的方位角 $\gamma_g(t)(g=1,2,\cdots,M)$。

注释 3 通常情况下,长机是价值较大需要保护的己方个体,长机上装有探测装置,可探测出来袭导弹的方位角。

引理 1[15] 对于任意正定实对称矩阵 $\boldsymbol{H}\in\mathbf{R}^{M\times M}(M=1,2,\cdots)$,下列不等式关系成立:

$$\boldsymbol{H}^2-\lambda_{\min}(\boldsymbol{H})\boldsymbol{H}\geqslant 0 \tag{4}$$

式中:$\lambda_{\min}(\boldsymbol{H})$ 为矩阵 $\boldsymbol{H}$ 的最小特征值。

引理 2[15] 对于任意正定实对称矩阵 $\boldsymbol{H}_1$,$\boldsymbol{H}_2\in\mathbf{R}^{M\times M}$ 和任意向量 $\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^M(M=1,2,\cdots)$,下列不等式关系成立:

$$\lambda_{\max}(\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{H}_2^{-1})\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_2\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{x}\geqslant 0 \tag{5}$$

式中:$\lambda_{\max}(\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{H}_2^{-1})$ 为矩阵 $\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{H}_2^{-1}$ 的最大特征值。

定义 1 对于任意有界初始状态,如果以下关系式成立,且该关系式中设计的时变编队函数能够使僚机一直处于长机和敌方来袭导弹的视线轴上,则称本文提出的基于拒止环境下的时变编队跟踪控制方法的护航策略能够实现。

$$\lim_{t\to\infty}(\boldsymbol{y}_p(t)-\boldsymbol{h}_p(t)-\boldsymbol{y}_1(t))=0 \tag{6}$$

式中:$p=2,3,\cdots,1+N$;$\boldsymbol{h}_p(t)$ 为设计的时变编队函数。

2 控制协议设计和系统稳定性分析

本节根据本文所提出的护航策略给出时变编队函数的设计方法,同时考虑拒止环境带来的影响,构造能够实现切换通信拓扑关系的分布式时变编队跟踪控制协议。不仅如此,设计协议时结合自适应控制理论,解决系统的外部扰动和通信拓扑全局信息不易获取的问题。通过 Lyapunov 理论对闭环系统的稳定性进行证明。

不失一般性,通过图 1(二维横侧向 XOY 平面内)可直观地理解本文所提出的护航策略。

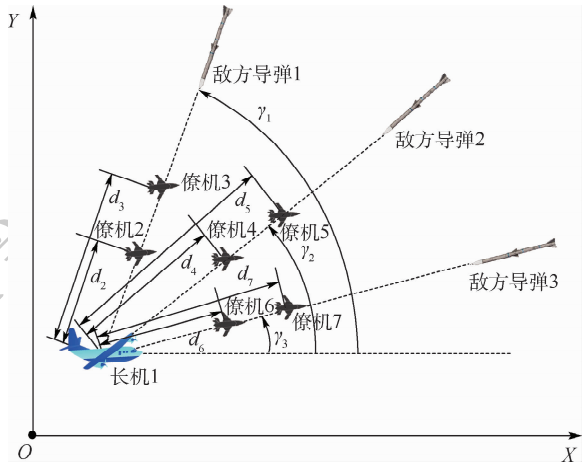


图 1 护航策略示意图

Fig. 1 Schematic diagram of escort strategy

根据图 1 中给出的策略可知,二维平面内的时变编队函数可设计如下:

$$\begin{cases}\boldsymbol{h}_p^X(t)=[\bar{d}_p(t)\cos(\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)),\boldsymbol{l}_p^X(t)]^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{h}_p^Y(t)=[\bar{d}_p(t)\sin(\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)),\boldsymbol{l}_p^Y(t)]^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{7}$$

式中:$p=2,3,\cdots,1+N$;$\bar{d}_p(t)$ 为僚机 p 与长机 1 之间的相对位置距离;$\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)$ 为僚机 p 对长机 1 探测的敌方来袭导弹 $\bar{g}\in\{1,2,\cdots,M\}$ 的方位角 $\gamma_{\bar{g}}(t)$(定义为 OX 轴沿逆时针方向到视线轴之间的夹角)的估计值;$\boldsymbol{l}_p^X,\boldsymbol{l}_p^Y\in\mathbf{R}^{1\times(n-1)}$ 为待设计函数,能够使等式(8)成立。

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{B}}_2\boldsymbol{A}\boldsymbol{h}_p^X(t)-\hat{\boldsymbol{B}}_2\dot{\boldsymbol{h}}_p^X(t)=0\\ \hat{\boldsymbol{B}}_2\boldsymbol{A}\boldsymbol{h}_p^Y(t)-\hat{\boldsymbol{B}}_2\dot{\boldsymbol{h}}_p^Y(t)=0\end{cases} \tag{8}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{B}}_2$ 由算法 1 确定。

设计对 $\gamma_g(t)$ 的分布式观测器:

$$\begin{cases}\dot{\hat{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)=-\left(\bar{\kappa}\tilde{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)-w_{p1}^\sigma\dot{\gamma}_{\bar{g}}(t)-\sum_{k=2}^{1+N}w_{pk}^\sigma\dot{\hat{\gamma}}_{k,\bar{g}}(t)\right)\Big/\sum_{k=1}^{1+N}w_{pk}^\sigma\\ \tilde{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)=w_{p1}^\sigma(\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)-\gamma_{\bar{g}}(t))+\sum_{k=2}^{1+N}w_{pk}^\sigma(\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)-\hat{\gamma}_{k,\bar{g}}(t))\end{cases} \tag{9}$$

式中:$p=2,3,\cdots,1+N$;$\bar{\kappa}$ 为可选取的正实数;w_{p1}^σ、w_{pk}^σ 为 $t\in[t_\sigma,t_{\sigma+1})$ 时邻接矩阵的权重值。

基于上述观测器,构造分布式自适应控制协议如下:

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\boldsymbol{u}_p(t)=\alpha_p(t)\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)+\alpha_p(t)\mathrm{sgn}(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))+\boldsymbol{v}_p(t)\\ \boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)=\boldsymbol{K}w_{p1}^{\sigma}(\boldsymbol{y}_p(t)-\boldsymbol{h}_p(t)-\boldsymbol{y}_1(t))+\\ \qquad\boldsymbol{K}\sum_{k=2}^{1+N}w_{pk}^{\sigma}(\boldsymbol{y}_p(t)-\boldsymbol{h}_p(t)-\boldsymbol{y}_k(t)+\boldsymbol{h}_k(t))\\ \boldsymbol{v}_p(t)=\hat{\boldsymbol{B}}_1(-\boldsymbol{A}\boldsymbol{h}_p(t)+\dot{\boldsymbol{h}}_p(t))\\ \dot{\alpha}_p(t)=\beta_p\|\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)\|_1+\beta_p(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)\end{cases}\tag{10}$$

式中:sgn(·)表示标准符号函数;$\alpha_p(t)$为自适应增益;$\boldsymbol{h}_p(t)$为时变编队函数,其在 OX 轴和 OY 轴方向分别设计为式(7)中对应的函数,其他待确定参数由算法 1 确定,具体步骤如下:

步骤 1　选取 $\hat{\boldsymbol{B}}_1$、$\hat{\boldsymbol{B}}_2$ 使得 $\hat{\boldsymbol{B}}_1\boldsymbol{B}=\boldsymbol{I}_{m\times m}$,$\hat{\boldsymbol{B}}_2\boldsymbol{B}=\boldsymbol{0}_{(n-m)\times m}$,同时 $\hat{\boldsymbol{B}}=[\hat{\boldsymbol{B}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{B}}_2^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$ 为非奇异矩阵。

步骤 2　根据下列 Riccati 方程计算正定实对称矩阵 $\boldsymbol{Q}$:

$$\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}\boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}+\mu\boldsymbol{Q}=-\boldsymbol{P}\tag{11}$$

式中:μ 为可选取的正实数,满足 $\mu\leqslant\kappa$;$\boldsymbol{P}$ 为可选取的正定实对称矩阵。

步骤 3　根据公式 $\boldsymbol{K}=-\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}$ 计算增益矩阵 $\boldsymbol{K}$。

步骤 4　选取 $\beta_p\in(0,+\infty)$,β_p 为可调参数,可根据系统其他参数综合选取,从而避免过慢的响应速度或过高的控制增益。

定理 1　假定系统的动力学模型如式(1)和式(2)所示,僚机采用控制协议(10),如果最小驻留时间 $\tau_{\min}$ 满足 $\ln\varepsilon-\mu\tau_{\min}<0$,$\varepsilon$ 为矩阵 $\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{i}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{j})^{-1}$ 的最大特征值,记为 $\varepsilon=\max\{\lambda_{\max}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{i}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{j})^{-1}),i,j\in\{0,1,\cdots\},i\neq j\}$,则本文所提出的拒止环境下基于时变编队跟踪控制方法的护航策略可以实现。

证明　首先证明分布式观测器(9)的收敛性。

由式(9)可知

$$\dot{\bar{\boldsymbol{\gamma}}}_{p,\bar{g}}(t)=-\bar{\kappa}\bar{\boldsymbol{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)\tag{12}$$

令 $\bar{\boldsymbol{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)=\hat{\boldsymbol{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)-\boldsymbol{\gamma}_{\bar{g}}(t)$,$\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}=[\tilde{\boldsymbol{\gamma}}_{1,\bar{g}}(t),\tilde{\boldsymbol{\gamma}}_{2,\bar{g}}(t),\cdots,\tilde{\boldsymbol{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)]^{\mathrm{T}}$,$\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}=[\bar{\boldsymbol{\gamma}}_{1,\bar{g}}(t),\bar{\boldsymbol{\gamma}}_{2,\bar{g}}(t),\cdots,\bar{\boldsymbol{\gamma}}_{p,\bar{g}}(t)]^{\mathrm{T}}$,通过对比分析可得 $\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)=\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)$,构造 Lyapunov 函数如下:

$$V_{\bar{g}}(t)=(\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t))^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)\tag{13}$$

式中:$t\in[t_\sigma,t_{\sigma+1})$,$\sigma=0,1,2,\cdots$。

对 $V_{\bar{g}}(t)$ 求导可得

$$\dot{V}_{\bar{g}}(t)=-2\bar{\kappa}(\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t))^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)=-2\bar{\kappa}V_{\bar{g}}(t)\leqslant0\tag{14}$$

由式(14)可得

$$V_{\bar{g}}(t)=\mathrm{e}^{-2\bar{\kappa}(t-t_\sigma)}V_{\bar{g}}(t_\sigma)\tag{15}$$

因为系统的通信拓扑在 $t_\sigma(\sigma=1,2,\cdots)$时刻发生切换,由引理 2 可得

$$\lambda_{\max}(((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma-1})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma-1})^{-1})V_{\bar{g}}(t_\sigma^-)\geqslant V_{\bar{g}}(t_\sigma)\tag{16}$$

式中:t_σ^- 为 t_σ 的左极限。

因为 $\varepsilon^2\geqslant\lambda_{\max}(((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma-1})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma-1})^{-1})$,由式(16)可得

$$V_{\bar{g}}(t_\sigma)\leqslant\varepsilon^2V_{\bar{g}}(t_\sigma^-)\tag{17}$$

根据式(15)和式(17)可以推出

$$V_{\bar{g}}(t)\leqslant\varepsilon^2\mathrm{e}^{-2\bar{\kappa}(t-t_\sigma)}V_{\bar{g}}(t_\sigma^-)\tag{18}$$

运用递归方法可得

$$V_{\bar{g}}(t)\leqslant\varepsilon^{2\sigma}\mathrm{e}^{-2\bar{\kappa}(t-t_0)}V_{\bar{g}}(t_0)\tag{19}$$

根据 $t-t_0=t-t_\sigma+t_\sigma-t_{\sigma-1}+\cdots+t_1-t_0\geqslant t-t_\sigma+\sigma\tau_{\min}$ 可以推出

$$V_{\bar{g}}(t)\leqslant\mathrm{e}^{2\sigma(\ln\varepsilon-\bar{\kappa}\tau_{\min})-2\bar{\kappa}(t-t_\sigma)}V_{\bar{g}}(t_0)\quad\forall t\in[t_\sigma,t_{\sigma+1})\tag{20}$$

由 $\ln\varepsilon-\mu\tau_{\min}<0$ 和 $\mu\leqslant\bar{\kappa}$ 可得 $\ln\varepsilon-\bar{\kappa}\tau_{\min}<0$,进而可知 $\lim\limits_{t\to\infty}V_{\bar{g}}(t)=0$,等价于 $\lim\limits_{t\to\infty}\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)=0$,由于 $\tilde{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)=\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)$,而 $\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}$ 为非奇异矩阵,可得 $\lim\limits_{t\to\infty}\bar{\boldsymbol{\Gamma}}_{\bar{g}}(t)=0$,因此观测器(9)是收敛的。

接下来证明在控制协议(10)下,本文所提出的拒止环境下基于时变编队跟踪控制方法的护航策略可以实现。对于所有僚机,将式(10)代入式(2)中可得

$$\dot{\boldsymbol{y}}_p(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{y}_p(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\mathrm{sgn}(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))+\boldsymbol{B}\boldsymbol{v}_p(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{d}_p(t)\tag{21}$$

令 $\boldsymbol{z}_p(t)=\boldsymbol{y}_p(t)-\boldsymbol{h}_p(t)-\boldsymbol{y}_1(t)$,同时定义 $\boldsymbol{z}_1(t)=0$,可以推出

$$\dot{\boldsymbol{z}}_p(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{z}_p(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\mathrm{sgn}(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))+\boldsymbol{B}\boldsymbol{d}_p(t)-\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_1(t)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{v}_p(t)-\dot{\boldsymbol{h}}_p(t)+\boldsymbol{A}\boldsymbol{h}_p(t)\tag{22}$$

根据算法 1 中的步骤 1 及式(8)和式(10)可知,$\boldsymbol{B}\boldsymbol{v}_p(t)-\dot{\boldsymbol{h}}_p(t)+\boldsymbol{A}\boldsymbol{h}_p(t)=0$,因此式(22)可写为

$$\dot{\boldsymbol{z}}_p(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{z}_p(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\mathrm{sgn}(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))+\boldsymbol{B}\boldsymbol{d}_p(t)-\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_1(t)\tag{23}$$

更进一步,将式(10)中的 $\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)$ 代入式(23)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

可得

$$\dot{\boldsymbol{z}}_p(t)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{z}_p(t)+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\boldsymbol{K}\sum_{k=1}^{1+N}w_{pk}^{\sigma}(\boldsymbol{z}_p(t)-\boldsymbol{z}_k(t))+\boldsymbol{B}\alpha_p(t)\operatorname{sgn}\left(\boldsymbol{K}\sum_{k=1}^{1+N}w_{pk}^{\sigma}(\boldsymbol{z}_p(t)-\boldsymbol{z}_k(t))\right)+\boldsymbol{B}\boldsymbol{d}_p(t)-\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}_1(t) \tag{24}$$

令 $\boldsymbol{z}(t)=[\boldsymbol{z}_2(t),\boldsymbol{z}_3(t),\cdots,\boldsymbol{z}_{1+N}(t)]^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{u}(t)=\boldsymbol{1}\otimes\boldsymbol{u}_1(t)$，$\boldsymbol{d}(t)=[\boldsymbol{d}_2(t),\boldsymbol{d}_3(t),\cdots,\boldsymbol{d}_{1+N}(t)]^{\mathrm{T}}$，同时令 $\boldsymbol{\alpha}(t)=\operatorname{diag}\{\alpha_2(t),\alpha_3(t),\cdots,\alpha_{1+N}(t)\}$，其中 $\boldsymbol{1}$ 为元素全部为 1 的列向量，则式(24)可写为如下形式：

$$\dot{\boldsymbol{z}}(t)=(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{A}+(\boldsymbol{\alpha}(t)\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})\otimes(\boldsymbol{B}\boldsymbol{K}))\boldsymbol{z}(t)+(\boldsymbol{\alpha}(t)\otimes\boldsymbol{B})\operatorname{sgn}((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes\boldsymbol{K})\boldsymbol{z}(t))-(\boldsymbol{I}_N\otimes\boldsymbol{B})(\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t)) \tag{25}$$

考虑 Lyapunov 函数如下：

$$V(t)=\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes\boldsymbol{Q})\boldsymbol{z}(t)+\sum_{j=2}^{1+N}\frac{1}{\beta_j}(\alpha_j(t)-\chi)^2 \tag{26}$$

式中：χ 为可选取的正常数；$t\in[t_\sigma,t_{\sigma+1})$，$\sigma=0,1,2,\cdots$。

对 $V(t)$ 求导并由 $\boldsymbol{K}=-\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}$ 可得

$$\begin{aligned}\dot{V}(t)=&\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\boldsymbol{\alpha}(t)\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-\\&2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\boldsymbol{\alpha}(t))\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))\cdot\operatorname{sgn}((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q})\boldsymbol{z}(t))-\\&2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))(\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t))+\sum_{j=2}^{1+N}\frac{2}{\beta_j}(\boldsymbol{\alpha}_j(t)-\chi)\dot{\alpha}_j(t)\end{aligned} \tag{27}$$

因为

$$\begin{aligned}&-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\boldsymbol{\alpha}(t)\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)=\\&-2\sum_{j=2}^{1+N}\alpha_j(\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t)=\\&-\sum_{j=2}^{1+N}\frac{2}{\beta_j}\alpha_j(t)(\dot{\alpha}_j(t)-\beta_j\|\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t)\|_1)\end{aligned} \tag{28}$$

且根据 $\boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}\operatorname{sgn}(\boldsymbol{\delta})=\|\boldsymbol{\delta}\|_1$ 可得

$$\begin{aligned}&-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\boldsymbol{\alpha}(t))\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))\cdot\operatorname{sgn}((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t))=\\&-2\sum_{j=2}^{1+N}\alpha_j(t)\|\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t)\|_1\end{aligned} \tag{29}$$

所以式(27)可化为

$$\begin{aligned}\dot{V}(t)=&\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))(\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t))-\\&\sum_{j=2}^{1+N}\frac{2\chi}{\beta_j}\dot{\alpha}_j(t)\end{aligned} \tag{30}$$

进一步分析可得

$$\begin{aligned}&\sum_{j=2}^{1+N}-\frac{2\chi}{\beta_j}\dot{\alpha}_j(t)=-2\chi\sum_{j=2}^{1+N}(\|\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t)\|_1+((\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_j^{\mathrm{dis}}(t))=-2\chi\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^2\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\chi\|(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))\boldsymbol{z}(t)\|_1\end{aligned} \tag{31}$$

同时分析可知

$$-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))(\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t))\leqslant 2\|\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t)\|_\infty\|(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}))\boldsymbol{z}(t)\|_1 \tag{32}$$

因此可以推出以下关系式成立：

$$\begin{aligned}\dot{V}(t)\leqslant&\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\chi\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)((\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^2\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-\\&2\chi\|\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B})\boldsymbol{z}(t)\|_1+2\|\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t)\|_\infty\|\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B})\boldsymbol{z}(t)\|_1\end{aligned} \tag{33}$$

根据引理 1 可知

$$(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})^2-\lambda_{\min}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\geqslant 0 \tag{34}$$

结合式(33)和式(34)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}(t)\leqslant&\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\chi\lambda_{\min}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma})\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-\\&2(\chi-\|\boldsymbol{u}(t)-\boldsymbol{d}(t)\|_\infty)\|\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B})\boldsymbol{z}(t)\|_1\end{aligned} \tag{35}$$

选取足够大的 χ 满足：$\chi>\max\{\eta_1+\eta_2,1/(2\lambda_{\min}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}))\}$，并根据算法 1 中的步骤 2 可得

$$\begin{aligned}\dot{V}(t)\leqslant&\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{A}+\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)-2\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes(\boldsymbol{Q}\boldsymbol{B}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}))\boldsymbol{z}(t)\leqslant\\&-\mu\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}(t)(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}\otimes\boldsymbol{Q})\boldsymbol{z}(t)=\\&-\mu V(t)+\mu\xi(t)\leqslant 0\end{aligned} \tag{36}$$

式中：$\xi(t)=\sum_{j=2}^{1+N}\frac{1}{\beta_j}(\alpha_j(t)-\chi)^2$。

由式(36)可以推出

$$V(t)\leqslant\mathrm{e}^{-\mu(t-t_\sigma)}V(t_\sigma)+\mu\int_{t_\sigma}^{t}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\,\mathrm{d}s\quad\forall t\in[t_\sigma,t_{\sigma+1}) \tag{37}$$

因为系统的通信拓扑在 $t_\sigma(\sigma=1,2,\cdots)$ 时刻发生切换，由引理 2 可得

$$\lambda_{\max}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma}(\boldsymbol{L}_{\mathrm{diag}}^{\sigma-1})^{-1})(V(t_\sigma^-)-\xi(t_\sigma^-))-(V(t_\sigma)-\xi(t_\sigma))\geqslant 0 \tag{38}$$

因为 $\xi(t)$ 是连续的，因此以下关系式成立：

$$V(t_\sigma)\leqslant\varepsilon V(t_\sigma^-)+(1-\varepsilon)\xi(t_\sigma) \tag{39}$$

由式(37)可推出

$$V(t_\sigma^-)\leqslant\mathrm{e}^{-\mu(t_\sigma^--t_{\sigma-1})}V(t_{\sigma-1})+\mu\int_{t_{\sigma-1}}^{t_\sigma^-}\mathrm{e}^{-\mu(t_\sigma^--s)}\xi(s)\,\mathrm{d}s \tag{40}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

结合式(37)和式(39)可得

$$V(t) \leqslant \mathrm{e}^{-\mu(t-t_\sigma)}[\varepsilon V(t_\sigma^-) + (1-\varepsilon)\xi(t_\sigma)] + \mu\int_{t_\sigma}^{t}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s \tag{41}$$

进而根据式(40)和式(41)可以推出

$$V(t) \leqslant \varepsilon\mathrm{e}^{-\mu(t-t_{\sigma-1})}V(t_{\sigma-1}) + \varepsilon\mu\int_{t_{\sigma-1}}^{t_\sigma^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \mathrm{e}^{-\mu(t-t_\sigma)}(1-\varepsilon)\xi(t_\sigma) + \mu\int_{t_\sigma}^{t}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s \tag{42}$$

同理可以得到以下关系式:

$$V(t_{\sigma-1}) \leqslant \varepsilon V(t_{\sigma-1}^-) + (1-\varepsilon)\xi(t_{\sigma-1}) \tag{43}$$

$$V(t_{\sigma-1}^-) \leqslant \mathrm{e}^{-\mu(t_{\sigma-1}^- - t_{\sigma-2})}V(t_{\sigma-2}) + \mu\int_{t_{\sigma-2}}^{t_{\sigma-1}^-}\mathrm{e}^{-\mu(t_{\sigma-1}^- - s)}\xi(s)\mathrm{d}s \tag{44}$$

因此可将式(42)进一步化为

$$V(t) \leqslant \varepsilon^2\mathrm{e}^{-\mu(t-t_{\sigma-2})}V(t_{\sigma-2}) + \varepsilon^2\mu\int_{t_{\sigma-2}}^{t_{\sigma-1}^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \varepsilon\mathrm{e}^{-\mu(t-t_{\sigma-1})}(1-\varepsilon)\xi(t_{\sigma-1}) + \varepsilon\mu\int_{t_{\sigma-1}}^{t_\sigma^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \mathrm{e}^{-\mu(t-t_\sigma)}(1-\varepsilon)\xi(t_\sigma) + \mu\int_{t_\sigma}^{t}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s \tag{45}$$

更进一步运用递归方法可得

$$V(t) \leqslant \varepsilon^\sigma\mathrm{e}^{-\mu(t-t_0)}V(t_0) + V^*(t) \tag{46}$$

式中:

$$V^*(t) = \varepsilon^\sigma\mu\int_{t_0}^{t_1^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \varepsilon^{\sigma-1}\mathrm{e}^{-\mu(t-t_1)}(1-\varepsilon)\xi(t_1) + \varepsilon^{\sigma-1}\mu\int_{t_1}^{t_2^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \varepsilon^{\sigma-2}\mathrm{e}^{-\mu(t-t_2)}(1-\varepsilon)\xi(t_2) + \cdots + \varepsilon^2\mu\int_{t_{\sigma-2}}^{t_{\sigma-1}^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \varepsilon\mathrm{e}^{-\mu(t-t_{\sigma-1})}(1-\varepsilon)\xi(t_{\sigma-1}) + \varepsilon\mu\int_{t_{\sigma-1}}^{t_\sigma^-}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s + \mathrm{e}^{-\mu(t-t_\sigma)}(1-\varepsilon)\xi(t_\sigma) + \mu\int_{t_\sigma}^{t}\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\xi(s)\mathrm{d}s$$

现对 $V^*(t)$ 进行分析,运用分部积分法可得

$$V^*(t) = \mathrm{e}^{-\mu(t-t)}\xi(t) - \varepsilon^\sigma\mathrm{e}^{-\mu(t-t_0)}\xi(t_0) - \varepsilon^\sigma\mu\int_{t_0}^{t_1^-}\dot{\xi}(s)\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\mathrm{d}s - \varepsilon^{\sigma-1}\mu\int_{t_1}^{t_2^-}\dot{\xi}(s)\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\mathrm{d}s - \cdots - \varepsilon^2\mu\int_{t_{\sigma-2}}^{t_{\sigma-1}^-}\dot{\xi}(s)\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\mathrm{d}s - \varepsilon\mu\int_{t_{\sigma-1}}^{t_\sigma^-}\dot{\xi}(s)\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\mathrm{d}s - \mu\int_{t_\sigma}^{t^-}\dot{\xi}(s)\mathrm{e}^{-\mu(t-s)}\mathrm{d}s \tag{47}$$

接下来分 2 种情况讨论:

1) 假设 $\xi(t)$ 是有界的,则 $\alpha_p(t)(p=2,3,\cdots,1+N)$ 收敛到某个有界值,可以推出 $\lim\limits_{t\to\infty}\dot{\alpha}_p(t)=0$,进而可得 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)=0$,等价于 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{z}(t)=0$。

2) 假设 $\xi(t)$ 是无界的,则 $\alpha_p(t)(p=2,3,\cdots,1+N)$ 也是无界的,可以推出 $\lim\limits_{t\to\infty}\dot{\alpha}_p(t)>0$,进而可得 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{z}(t)\neq 0$。由式(26)可知,$\lim\limits_{t\to\infty}V(t)>\xi(t)$。但是因为 $t-t_0=t-t_\sigma+t_\sigma-t_{\sigma-1}+\cdots+t_1-t_0\geqslant t-t_\sigma+\sigma\tau_{\min}$,且 $\ln\varepsilon-\mu\tau_{\min}<0$,则根据式(46)和式(47)可以推出 $\lim\limits_{t\to\infty}V(t)\leqslant\xi(t)$,矛盾。

综合上述讨论结果可知,$\xi(t)$ 是有界的,进而可以得到 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{z}(t)=0$。因此,根据定义 1 可以得到如下结论:当时变编队函数设计如式(7)所示,僚机采用控制协议(10),则本文提出的拒止环境下护航策略能够实现。　　**证毕**

注释 4　算法 1 中步骤 2 的 Riccati 方程(11)有解的条件是($\boldsymbol{A}$,$\boldsymbol{B}$)可镇定[18]。因为观测器中的 $\bar{\kappa}$ 和算法 1 中 μ、$\boldsymbol{P}$ 和 β_p 均为可选参数,它们的选取会影响到最小驻留时间 $\tau_{\min}$、增益矩阵 $\boldsymbol{K}$ 及自适应增益 $\alpha_p(t)$,所以根据实际应用选择恰当的参数也是十分必要的。需要特别指出的是,由于滑模控制的抖振现象及系统外部扰动的存在,$\alpha_p(t)$ 是单调递增的。为避免 $\alpha_p(t)$ 的值过高,增加如下约束:如果 $\|\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)\|\leqslant\rho$,$\dot{\alpha}_p(t)=0$,$\rho$ 为很小的正实数;否则 $\dot{\alpha}_p(t)=\beta_p\|\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)\|_1+\beta_p(\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_p^{\mathrm{dis}}(t)$。

3　数值仿真

仿真中模仿敌方导弹来袭场景,为更好地验证本文所提出的护航策略,想定如下:在拒止环境下,我方 1 架空中预警机通过预警雷达探测到 3 枚敌方来袭导弹的方位角,在进行机动规避时同步释放 6 架小型无人机担任“忠诚僚机”,引导这些小型无人机处于敌方来袭导弹的视线轴上。为模拟拒止环境给通信带来的不利影响,我方预警机与小型无人机采用分布式通信方式,每种通信拓扑结构只能维持极短的时间,时变拓扑的切换过程如图 2 所示,每次切换后的通信拓扑在 G_1、G_2、G_3 中随机选取。为简化仿真计算,仿真仅考虑 XOY 横侧向平面内的质点运动,并采用文献[15]中的模型进行仿真验证,即经过近似线性化处理后,模型的系统矩阵为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

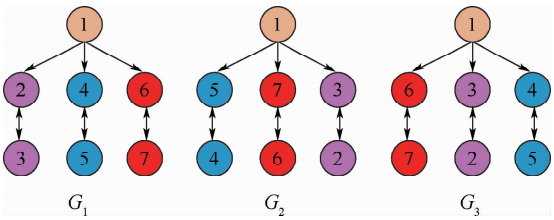


图 2 拒止环境下的通信拓扑关系

Fig. 2 Communication topologies in denial environment

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

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}0\\ 1\end{bmatrix}$$

$$\begin{cases}
\boldsymbol{h}_2^X(t)=[600\cos(\hat{\gamma}_{2,1}(t)),\ -600\,\dot{\hat{\gamma}}_{2,1}(t)\sin(\hat{\gamma}_{2,1}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_3^X(t)=[1\ 200\cos(\hat{\gamma}_{3,1}(t)),\ -1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{3,1}(t)\sin(\hat{\gamma}_{3,1}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_2^Y(t)=[600\sin(\hat{\gamma}_{2,1}(t)),600\,\dot{\hat{\gamma}}_{2,1}(t)\cos(\hat{\gamma}_{2,1}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_3^Y(t)=[1\ 200\sin(\hat{\gamma}_{3,1}(t)),1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{3,1}(t)\cos(\hat{\gamma}_{3,1}(t))]^{\mathrm{T}}
\end{cases}$$

$$\begin{cases}
\boldsymbol{h}_4^X(t)=[600\cos(\hat{\gamma}_{4,2}(t)),\ -600\,\dot{\hat{\gamma}}_{4,2}(t)\sin(\hat{\gamma}_{4,2}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_5^X(t)=[1\ 200\cos(\hat{\gamma}_{5,2}(t)),\ -1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{5,2}(t)\sin(\hat{\gamma}_{5,2}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_4^Y(t)=[600\sin(\hat{\gamma}_{4,2}(t)),600\,\dot{\hat{\gamma}}_{4,2}(t)\cos(\hat{\gamma}_{4,2}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_5^Y(t)=[1\ 200\sin(\hat{\gamma}_{5,2}(t)),1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{5,2}(t)\cos(\hat{\gamma}_{5,2}(t))]^{\mathrm{T}}
\end{cases}$$

$$\begin{cases}
\boldsymbol{h}_6^X(t)=[600\cos(\hat{\gamma}_{6,3}(t)),\ -600\,\dot{\hat{\gamma}}_{6,3}(t)\sin(\hat{\gamma}_{6,3}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_7^X(t)=[1\ 200\cos(\hat{\gamma}_{7,3}(t)),\ -1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{7,3}(t)\sin(\hat{\gamma}_{7,3}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_6^Y(t)=[600\sin(\hat{\gamma}_{6,3}(t)),600\,\dot{\hat{\gamma}}_{6,3}(t)\cos(\hat{\gamma}_{6,3}(t))]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{h}_7^Y(t)=[1\ 200\sin(\hat{\gamma}_{7,3}(t)),1\ 200\,\dot{\hat{\gamma}}_{7,3}(t)\cos(\hat{\gamma}_{7,3}(t))]^{\mathrm{T}}
\end{cases}$$

式中：$\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}(t)$为僚机 $p\in\{2,3,\cdots,7\}$对长机 1 探测的敌方来袭导弹 $\bar{g}\in\{1,2,3\}$的方位角 $\gamma_{\bar{g}}(t)$（与图 1 中对应）的估计值。选取 $\bar{\kappa}=3$、$\beta_p=0.001$、$\mu=1$ 和 $\boldsymbol{P}=\boldsymbol{I}_{2\times2}$，$\boldsymbol{I}_{2\times2}$为 2 阶单位矩阵，根据算法 1 中的步骤 3 计算可得

$$\begin{cases}
\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}4.688\ 1 & 1.112\ 6\\ 1.112\ 6 & 0.433\ 8\end{bmatrix}\\
\boldsymbol{K}=[-1.112\ 6\quad -0.433\ 8]
\end{cases}$$

同时通过定理 1 计算可得 $\tau_{\min}>0.962\ 4$ s，可设定图中的通信拓扑驻留时间为 2 s。预警机 $t=0$ 时刻的位置在坐标原点，在 OX 轴和 OY 轴正方向的速度均为 100 m/s，同时在该时刻释放出无人机担任“忠诚僚机”。3 枚敌方来袭导弹的 $t=0$ 时刻的位置分别选定为(12 000，10 000)m、(15 000，3 000)m、(12 000，−4 000)m，导弹的速度均设为 800 m/s。仿真中敌方来袭导弹采用真比例导引方式攻击我方预警机。图 3 给出了分布式观测器的估计误差 $\gamma_p^e\triangleq\hat{\gamma}_{p,\bar{g}}-\gamma_{\bar{g}}$。可以看出，误差在 2 s 后收敛到 0。图 4 给出了无人机自适应增益的变化曲线。图 5 给出了敌方来袭导弹、我方预警机及无人机的位置轨迹，并给出部分时刻的位置分布及视线轴。令 $\bar{\boldsymbol{y}}_i^X(t)=[x_i^X(t),v_i^X(t)]^{\mathrm{T}}$，$\bar{\boldsymbol{y}}_i^Y(t)=[x_i^Y(t),v_i^Y(t)]^{\mathrm{T}}$，$i=1,2,\cdots,7$。图 6 给出了护航误差即时变编队跟踪误差 $e_p(t)$的变化曲线，$e_p(t)\triangleq\|\bar{\boldsymbol{y}}_p^X(t)-\boldsymbol{h}_p^X(t)-\bar{\boldsymbol{y}}_1^X(t)\|_2+\|\bar{\boldsymbol{y}}_p^Y(t)-\boldsymbol{h}_p^Y(t)-\bar{\boldsymbol{y}}_1^Y(t)\|_2$，$p=2,3,\cdots,7$。可以看出，护航误差在 6 s 后收敛到 0，因此仿真验证了本文所提出护航策略的可行性。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

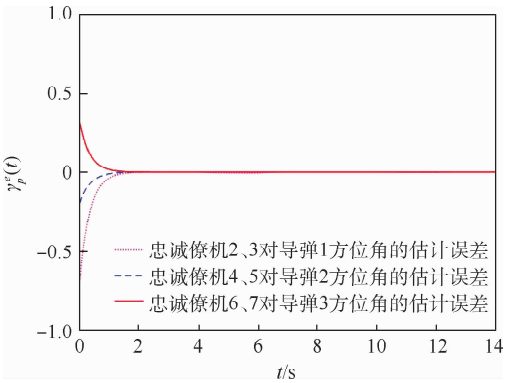
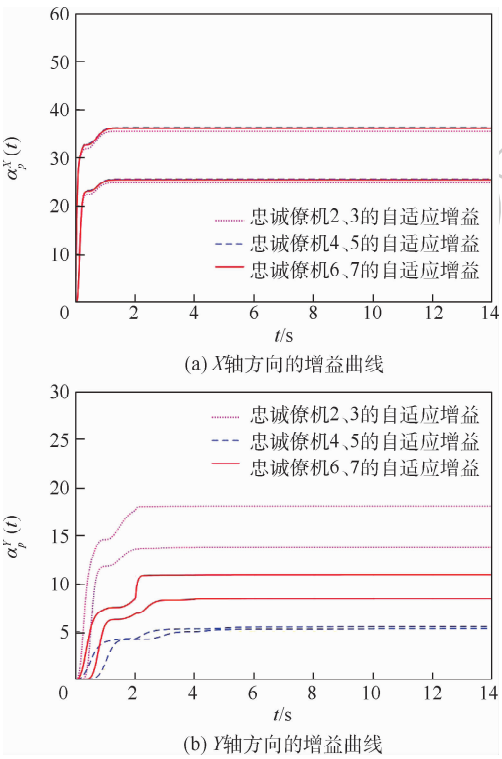


图 3　分布式观测器的估计误差

Fig. 3　Estimate error of distributed observer



(a) X轴方向的增益曲线

(b) Y轴方向的增益曲线

图 4　无人机自适应增益曲线

Fig. 4　Curves of adaptive gains for UAVs

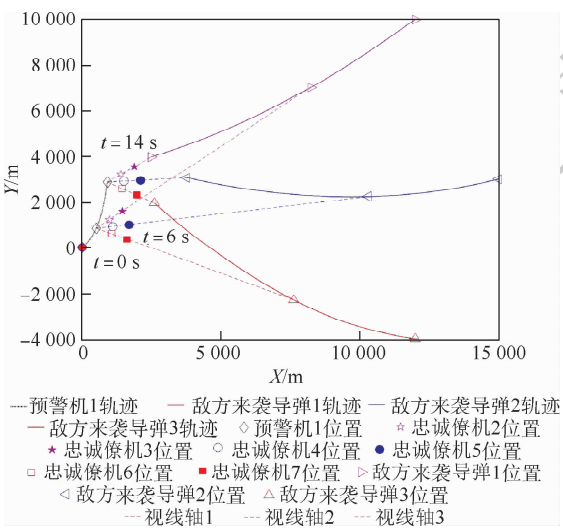


图 5　整个护航过程图例

Fig. 5　Legend of whole escort process

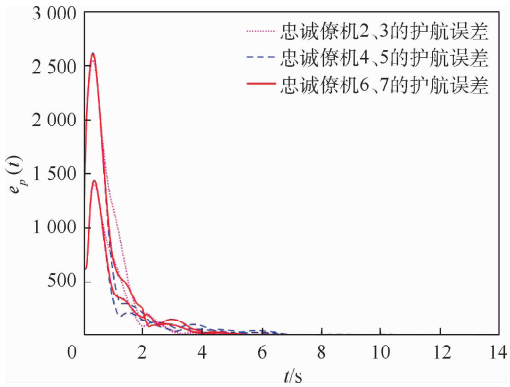


图 6　护航误差曲线

Fig. 6　Curves of escort error

4　结 束 语

本文提出了一种基于“忠诚僚机”的护航策略，该策略主要采用分布式时变编队跟踪控制的相关方法，设计控制协议时结合了观测器理论、自适应控制理论、滑模控制理论等，通过理论推导和仿真计算验证了该策略能够实现拒止环境下长机-僚机系统通信受到干扰时僚机对长机的护航作用，具有良好的工程应用意义。

参考文献（References）

[1] REN W. Consensus strategies for cooperative control of vehicle formations[J]. IET Control Theory and Applications, 2007, 1(2): 505-512.

[2] DONG X W, HU G Q. Time-varying formation control for general linear multi-agent systems with switching directed topologies [J]. Automatica, 2016, 73: 47-55.

[3] HE Y L, ZHANG J Q, HOU Y Q, et al. Time-varying formation control for second-order discrete-time multi-agent systems with directed topologies and nonuniform communication delays[J]. IEEE Access, 2019, 7: 33517-33527.

[4] WANG R, DONG X W, LI Q D, et al. Distributed adaptive formation control for linear swarm systems with time-varying formation and switching topologies[J]. IEEE Access, 2016, 4: 8995-9004.

[5] HUA Y Z, DONG X W, LI Q D, et al. Robust adaptive time-varying formation control for high-order linear uncertain multi-agent systems[C]// 2017 36th Chinese Control Conference (CCC), 2017: 8349-8354.

[6] DONG X W, ZHOU Y, REN Z, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems subjected to switching topologies with application to quadrotor formation flying[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(6): 5014-5024.

[7] YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Practical time-varying formation tracking for multiple non-holonomic mobile robot systems based on the distributed extended state observers[J]. IET Control Theory and Applications, 2018, 12(12): 1737-1747.

北航学报 赠阅

[8] DONG X W, TAN Q K, LI Q D, et al. Necessary and sufficient conditions for average formation tracking of second-order multi-agent systems with multiple leaders[J]. Journal of the Franklin Institute, 2017, 354(2): 611-626.

[9] YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Practical time-varying formation tracking for second-order nonlinear multiagent systems with multiple leaders using adaptive neural networks[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2018, 29(12): 6015-6025.

[10] SU H S, ZHANG J X, CHEN X. A stochastic sampling mechanism for time-varying formation of multiagent systems with multiple leaders and communication delays[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2019, 30(12): 3699-3707.

[11] HUA Y Z, DONG X W, WANG J B, at el. Time-varying output formation tracking for heterogeneous linear multi-agent systems with multiple leaders and switching topologies[J]. Journal of the Franklin Institute, 2019, 356(1): 539-560.

[12] HUA Y Z, DONG X W, HU G Q, at el. Distributed time-varying output formation tracking for heterogeneous linear multi-agent systems with a nonautonomous leader of un-known input[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 64(10): 4292-4299.

[13] HUA Y Z, DONG X W, HAN L, at el. Finite-time time-varying formation tracking for high-order multiagent systems with mismatched disturbances[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2020, 50(10): 3795-3803.

[14] DUAN J, ZHANG H G, CAI Y L, at el. Finite-time time-varying output formation-tracking of heterogeneous linear multi-agent systems[J]. Journal of the Franklin Institute, 2020, 357(2): 926-941.

[15] 田磊, 王蒙一, 赵启伦, 等. 拓扑切换的集群系统分布式分组时变编队跟踪控制[J]. 中国科学: 信息科学, 2020, 50(3): 408-423.
TIAN L, WANG M Y, ZHAO Q L, et al. Distributed time-varying group formation tracking for cluster systems with switching interaction topologies[J]. Scientia Sinica Informations, 2020, 50(3): 408-423(in Chinese).

[16] WANG X J, WANG S P, YANG Z W, at el. Active fault-tolerant control strategy of large civil aircraft under elevator failures[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(6): 1658-1666.

[17] REN W, BEARD R W. Consensus seeking in multiagent systems under dynamically changing interaction topologies[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2005, 50(5): 655-661.

[18] LI Z K, DUAN Z S, CHEN G R, at el. Consensus of multiagent systems and synchronization of complex networks: A unified viewpoint[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, 2010, 57(1): 213-224.

作者简介:

田磊 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 多智能体系统协同控制方法及其应用。

赵启伦 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 协同制导与协同控制。

董希旺 男, 博士, 教授。主要研究方向: 一致性控制、编队控制、合围控制及其应用。

李清东 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器故障诊断及飞行器控制、制导、导航。

吕金虎 男, 博士, 教授。主要研究方向: 智能系统、协同控制理论与技术、复杂网络与大数据、非线性电路与系统等。

任章 男, 博士, 教授。主要研究方向: 控制理论与应用及飞行器控制、制导、导航与仿真。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Escort strategy based on loyal wingman in denial environment

TIAN Lei[1,2], ZHAO Qilun[3], DONG Xiwang[1,2,4,*], LI Qingdong[1,2], LYU Jinhu[1,2,4], REN Zhang[1,2,4]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China;
4. Advanced Innovation Center for Big Data and Brain Computing, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Escort strategy has always been one of the important studies of the major military powers and the denial environment with characteristics of strong electromagnetic interference and strong confrontation game puts forward higher requirements for escort strategy. This paper presents an escort strategy based on the distributed time-varying formation tracking control method. In this strategy, the high-cost lead aircraft detects the enemy missiles and releases several low-cost wingmen as loyal wingmen while moving for evasion. The time-varying formation tracking control methods are adopted to keep the wingmen on the line of sight axis associated with the lead aircraft and the enemy missiles, and then if necessary, the wingmen are sacrificed to protect the lead aircraft. As a result of the fact that the azimuth angles of enemy missiles are global information, the distributed observers are designed to estimate them. In the denial environment, the complex electromagnetic interference leads to the intermittent communication so that the communication topologies of systems composed by lead aircraft and wingmen are switched frequently. In order to deal with the damage of the communication topology caused by the electromagnetic interference and improve the ability of electromagnetic interference resistance, based on the observer theory, adaptive control theory and sliding mode control theory, a distributed control protocol with switching topologies is constructed under external disturbance of wingmen and the lead aircraft evasion. It is proven that the wingmen under the protocol can realize the escort strategy based on loyal wingman by Lyapunov theory in the denial environment. Finally, the effectiveness of the escort strategy is verified by simulating the attack scenario of the missiles.

Keywords: escort strategy; denial environment; distributed observer; sliding mode control; adaptive control

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-12; **Accepted**: 2020-05-15; **Published online**: 2020-06-23 15:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200623.1441.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61922008,61973013,61873011,61803014); National Defense Innovation Zone Project (18-163-00-TS-001-001-34); Beijing Natural Science Foundation (4182035); Aeronautical Science Foundation of China (20170151001)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0095

基于时空图卷积网络的无人机网络入侵检测方法

全下文载

陈卓，吕娜*，陈坤，张彦晖，高维廷
（空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077）

摘 要：无人机网络相比地面网络具有节点快速移动、拓扑结构变换频繁和通信链路不可靠的特点，传统的针对地面网络的入侵检测方法难以适用。针对无人机网络的时空动态特性进行建模，提出了一种无人机网络的入侵检测方法——基于注意力机制的时空图卷积网络（ATGCN）。将图卷积网络和门控递归单元组合为时空图卷积网络，从复杂多变的数据中提取网络的时空演变特征，通过注意力机制提取和入侵检测最相关的特征，输入支持向量机进行分类预测。多个数据集的实验分析表明：所提方法能够适应无人机网络的动态性和不稳定性，相比传统检测方法准确率高且误报率低，具有良好的鲁棒性和适应性。

关 键 词：无人机网络；入侵检测；图卷积网络；门控递归单元；注意力机制
中图分类号：V19；TP393
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)05-1068-09

近年来，无人机在军事和民用领域的网络化应用日益广泛。无人机网络多部署和应用于恶劣、无人值守的环境中，更易遭受各种网络攻击，如虫洞攻击、拒绝服务攻击和泛洪攻击等[1]。网络入侵检测技术作为一种主动网络防御技术，通过监视网络运行状态，能够识别并有效应对各种网络攻击行为，确保网络可靠运行[2]。

传统的网络入侵检测方法包括基于签名的检测和基于异常的检测。基于签名的检测方法对已知入侵行为建立知识库，通过与知识库的记录对比来确认攻击，是检测常见网络攻击的有效方法，但不适用于检测未知的新型攻击。基于异常的检测方法通过网络流量的正常行为特征建立入侵检测模型[3]，将与正常行为有较大偏差的异常活动判定为网络攻击，因而无需具体定义每种入侵行为，能够有效检测未知攻击且适应网络的变化。入侵检测模型的构建有统计[4-5]、聚类[6-7]、分类等不同方法[8-9]。统计方法需要根据流量特征的历史数据建立统计模型，因此检测的时效性差。聚类方法通常使用 K 均值等聚类算法建模，但流量特征复杂时存在难以确认聚类中心的问题[10]。分类方法通常使用支持向量机（SVM）等算法构建入侵检测分类模型[9]，不仅能快速检测出异常流量，还能识别具体攻击类别，但分类准确率通常取决于从网络流量中挖掘的特征（能否准确描述网络）。

由于深度学习具有从复杂多维数据中挖掘隐含数据特征的特点，近年来深度神经网络被大量应用于入侵检测分类模型的构建，效果远优于依靠人工主观设计特征参数[11-12]。文献[13]论述了深度学习在入侵检测特征提取方面的优势，文献[14]指出采用深度学习方法的无人机网络入侵检测准确率较传统方法明显提高。

传统的入侵检测方法多数针对拓扑固定的地面网络，研究人员更多关注网络流量的时序特征。例如，Kim 等[15]将网络流量数据建模为时间序列

收稿日期：2020-03-17；**录用日期**：2020-06-13；**网络出版时间**：2020-07-08 14:49
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200708.1147.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61703427，61701521）
*通信作者. E-mail：lvnn2007@163.com

引用格式：陈卓，吕娜，陈坤，等. 基于时空图卷积网络的无人机网络入侵检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(5)：1068-1076. CHEN Z，LYU N，CHEN K，et al. UAV network intrusion detection method based on spatio-temporal graph convolutional network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(5)：1068-1076 (in Chinese).

北航学报 赠阅

来提高入侵检测模型性能，Wang 等[16]使用卷积神经网络（CNN）和递归神经网络（RNN）来学习网络流量的时间特征用于入侵检测。基于网络拓扑结构的入侵检测研究相对较少，少有针对网络拓扑的时空特征进行整体建模。Kwon 等[9]指出从网络拓扑中挖掘空间特征能进一步获得更高的检测精度。

节点的移动性及链路质量的不稳定性使无人机网络的拓扑结构动态变化，采用传统的入侵检测方法存在无法捕获网络空间动态特征的问题。针对该问题，本文使用深度学习方法提出了一种入侵检测方法——基于注意力机制的时空图卷积网络（Attention-based Spatio-Temporal Graph Convolutional Network，ATGCN），引入图数据结构来描述网络的空间特征，通过构造时空图卷积网络捕获无人机网络的时空演变特征，引入注意力机制提升模型分类效果。在多个数据集上的实验表明，ATGCN 相比于其他方法具有更高的检测准确率和更低的误报率，并且在通信质量较差或噪声干扰的网络环境下，仍然具有较好的适应性。

1　相关工作

图是对实际应用中复杂多变的通信网络的抽象描述，由网络拓扑结构特征和网络节点特征的数据信息组成，实现网络特征的直观数学表达。

图卷积网络（Graph Convolutional Network，GCN）是一种能够对图数据进行深度学习的方法，其将卷积运算从传统数据推广到了图数据，并被证明可以用于网络节点分类和入侵检测[17]。图卷积网络将拓扑结构和节点特征信息作为输入，通过堆叠多层线性单元和非线性激活函数来学习节点深层特征，其核心思想是：将节点之间的关系转换为图的邻接矩阵，通过聚合邻居结点的信息来提取空间特征。Zheng 和 Li[18]使用图神经网络来提取网络的拓扑结构和节点属性特征，在得到的图表示向量上运行异常检测算法，判断网络是否异常，证明了提取图的演变特征在图网络的节点分类任务上具有明显的提升效果。Hsu[19]通过图卷积网络获取空间特征，结合变分递归神经网络研究图时间序列上的异常检测问题，在传感器数据和交通流量数据的实验上证明了模型的检测能力。

受文献[20]的影响，本文使用图卷积网络建模获取无人机网络的空间特征，结合门控递归单元（Gated Recurrent Unit，GRU）组成时空图卷积网络来挖掘深层的时空演变特征，从而更准确地描述无人机网络。

2　问题定义

在实际场景中，无人机网络拓扑结构会随着时间的推移而变化。例如，由于通信质量或者网络攻击而导致的链路故障，因事故或人为因素而导致的无人机故障。因此，将无人机网络建模为一个随时间变化的动态图，该图由一段时间内的一系列图快照（Snapshot）组成，如图 1 所示。

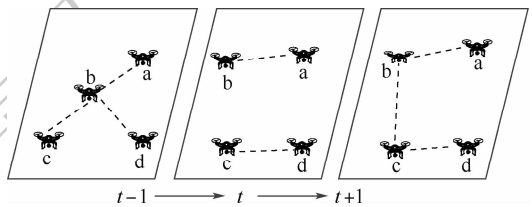


图 1　无人机网络时空结构

Fig. 1　Spatio-temporal structure of UAV network

图的节点对应无人机网络的通信节点（无人机、传感器），一个边缘代表一条通信链路。

定义 1　用 $\boldsymbol{G}$ 描述网络的拓扑结构，动态网络可以定义为一系列图快照 $\boldsymbol{G}=\{\boldsymbol{G}_1,\boldsymbol{G}_2,\cdots,\boldsymbol{G}_s\}$，$\boldsymbol{G}_t=\{\boldsymbol{V},\boldsymbol{E}_t,\boldsymbol{A}_t\}$，$\boldsymbol{V}=\{V_1,V_2,\cdots,V_N\}$ 表示网络中的节点，N 为节点的数量，$\boldsymbol{E}_t$ 为边集，邻接矩阵 $\boldsymbol{A}_t$ 用于表示节点之间的连接，$\boldsymbol{A}_t$ 中的元素 0 和 1 分别表示节点之间是否连接。

定义 2　用 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{n\times d}$ 描述特征矩阵，n 表示节点数，d 为每个节点的特征维度。将网络上的时间序列观测值视为网络中节点的属性特征，节点属性特征可以是任何流量的相关信息，如传输速率、接收速率、发送消息数目、接收消息数目等。

复杂的时间依赖性和动态拓扑构成了巨大的挑战。一方面，对节点的观测显示出非线性的时间动态性，如不同的时间段内网络流量的峰值变化或者黑客攻击发起的时间范围。另一方面，节点之间复杂的空间依赖性，每个节点都受到相邻节点的强烈影响。拓扑结构的演变可能导致节点上观测值的突然且剧烈的变化，如节点链路突然中断的情况下，节点接收的数据包突然下降。

本文的入侵检测目标是：充分利用一段时间内的拓扑结构信息和节点属性特征信息，挖掘节点之间隐含的时空特征信息和时空依赖性，最终用来对节点进行分类。

3　无人机网络入侵检测模型

本文的网络入侵检测模型框架如图 2 所示。为了建模拓扑关系和时空依赖性，将图快照中的

北航学报 赠阅

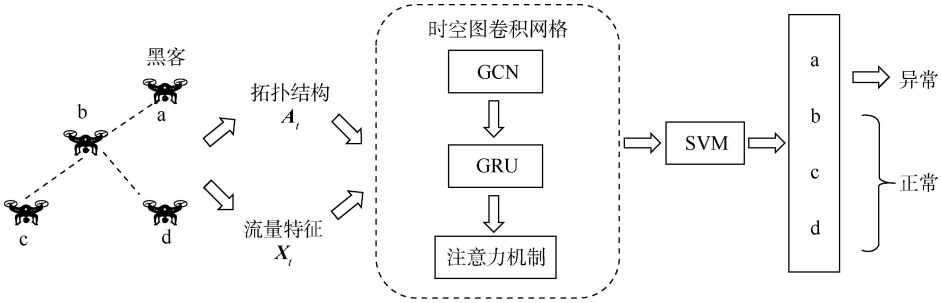


图 2 无人机网络入侵检测框架

Fig. 2 UAV network intrusion detection framework

节点相关性和节点属性特征的变化视为时间内关系。首先,通过图卷积网络对网络中节点的空间依赖性进行建模,获得空间特征;然后,将含有空间特征的历史时间序列信息输入 GRU 中,通过单元间的信息传递捕获时间特征,从而获得无人机网络的时空演变特征,基于注意力机制对获得的特征赋予不同的权重,提取与入侵检测最相关的特征信息;最后,输入 SVM 分类器得到检测结果。

3.1 基于图卷积网络的空间特征提取

考虑某个时间上的空间图,图的拓扑结构和节点特征分别用邻接矩阵 $\boldsymbol{A}\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 和特征矩阵 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{n\times d}$ 表示。在数学上,图卷积网络将卷积的运算扩展到谱域中的网络数据[17],并通过谱卷积函数学习分层地潜在表示。图卷积网络的图卷积运算可以简单地定义为

$$\boldsymbol{H}^{(l+1)}=f(\boldsymbol{H}^{(l)},\boldsymbol{A}\mid\boldsymbol{W}^{(l)}) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{H}^{(l)}$ 为卷积层 l 层的输入;$\boldsymbol{H}^{(l+1)}$ 为卷积层之后的输出;$\boldsymbol{W}^{(l)}$ 为在神经网络中第 l 层需要训练的权重矩阵。

图卷积网络的每一层都可以用函数 f 表示:

$$f(\boldsymbol{H}^{(l)},\boldsymbol{A}\mid\boldsymbol{W}^{(l)})=\mathrm{Relu}(\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\boldsymbol{H}^{(l)}\boldsymbol{W}^{(l)}) \tag{2}$$

式中:$\tilde{\boldsymbol{A}}=\boldsymbol{A}+\boldsymbol{I}$;$\tilde{\boldsymbol{D}}$ 为 $\boldsymbol{A}$ 的对角矩阵。

本文使用 Relu 函数作为激活函数来提取图结构数据的非线性特征,可以避免梯度消失问题。图卷积网络的每一个卷积层仅处理一阶邻域信息,因此通过叠加若干卷积层可以有效地捕获多阶邻域(多跳)的信息传递[17],从而捕获节点间的空间关联特征。考虑到通信节点的计算能力有限,卷积层设置不宜过多,本文设置 2 个卷积层来构建图卷积网络,其时间复杂度为 $O(EdHF)$,E 为边数,d 为特征维度,H 为中间层维度,F 为输出层维度。两层图卷积网络堆叠起来获得两跳范围内邻居特征的汇合,从而捕获空间依赖性,节点属性特征 $\boldsymbol{X}$ 作为第一层的输入,相当于 $\boldsymbol{H}^{(0)}$,输出 $\boldsymbol{Z}$ 不仅编码每个节点的特征信息,还涉及顺序节点邻近信息。

$$\boldsymbol{H}^{(0)}=\mathrm{Relu}(\hat{\boldsymbol{A}}\boldsymbol{X}\boldsymbol{W}^{(0)}) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{G}=\boldsymbol{H}^{(1)}=\mathrm{Relu}(\hat{\boldsymbol{A}}\mathrm{Relu}(\boldsymbol{H}^{(0)})\boldsymbol{W}^{(1)}) \tag{4}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{A}}=\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}\tilde{\boldsymbol{A}}\tilde{\boldsymbol{D}}^{-\frac{1}{2}}$ 为邻接矩阵 $\boldsymbol{A}$ 进行对称归一化的预处理。

对于动态图任务考虑时间 t,图卷积网络单元输入随时间变化的邻接矩阵 $\boldsymbol{A}_t$ 和特征矩阵 $\boldsymbol{X}_t$,输出 $\boldsymbol{G}_t$:

$$\boldsymbol{G}_t=\mathrm{GCN}(\boldsymbol{A}_t,\boldsymbol{X}_t) \tag{5}$$

3.2 基于 GRU 的时间特征提取

通常用于处理时间序列数据的神经网络模型是递归神经网络,但是由于梯度消失和梯度爆炸等缺陷,传统的递归神经网络对长期预测具有局限性[15],LSTM 模型和 GRU 模型[21]是递归神经网络的变体,并且已被证明可以解决上述问题。LSTM 和 GRU 的基本原理大致相同,都使用门控机制来记忆尽可能多的长期信息,然而 LSTM 结构复杂,所需训练时间较长,而 GRU 模型具有相对简单的结构、较少的参数和较快的训练速度。因此,本文选择 GRU 模型从图卷积网络输出中获得时间依赖性。

GRU 的结构去除了单元状态,而使用隐藏状态来传输信息,如图 3 所示。

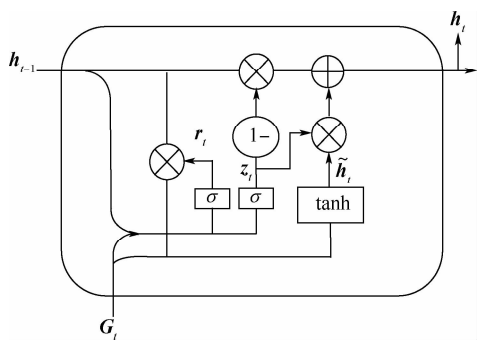


图 3 GRU 模型

Fig. 3 GRU model

北航学报 赠阅

GRU 模型只有 2 个门结构，分别为更新门 z_t 和重置门 r_t。更新门的作用类似于 LSTM 中的遗忘门和输入门，有助于捕捉时间序列里的长期依赖关系，使模型可以快速学习数据的新特征，实时更新调整网络，避免因流数据概念漂移问题导致的模型预测不准确。重置门用来丢弃与预测无关的历史信息，重置门越小，前一状态的信息被写入的越少，有助于捕捉短期依赖关系。

$$\boldsymbol{r}_t = \sigma(\boldsymbol{W}_r \cdot [\boldsymbol{h}_{t-1}, \boldsymbol{G}_t]) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{z}_t = \sigma(\boldsymbol{W}_z \cdot [\boldsymbol{h}_{t-1}, \boldsymbol{G}_t]) \tag{7}$$

$$\tilde{\boldsymbol{h}}_t = \tanh(\boldsymbol{W}_h \cdot [\boldsymbol{r}_t * \boldsymbol{h}_{t-1}, \boldsymbol{G}_t]) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{h}_t = (1 - \boldsymbol{z}_t) * \boldsymbol{h}_{t-1} + \boldsymbol{z}_t * \tilde{\boldsymbol{h}}_t \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{G}_t$ 表示图卷积网络的输出，也是 GRU 网络的输入；σ 表示 sigmoid 函数；$\boldsymbol{h}_{t-1}$ 表示 GRU 模型中时刻 $t-1$ 的输出；$\boldsymbol{h}_t$ 表示时刻 t 的输出；$\boldsymbol{W}$ 为训练过程中的权重参数；GRU 通过将隐藏状态 $\boldsymbol{h}_{t-1}$ 和当前时刻 t 的节点及空间特征信息 $\boldsymbol{G}_t$ 作为输入，得到时刻 t 的节点状态 $\boldsymbol{h}_t$。

因此，在捕获当前时刻节点及空间特征信息的同时，模型仍保留着历史信息，通过模型的学习从而捕获拓扑结构与节点属性特征在时间维度的特征信息及演变规律。至此，由图卷积网络和 GRU 组成的时空图卷积网络获得了网络拓扑结构和节点属性的时空演变特征，当无人机网络遭受网络攻击时，其通信流量行为也会发生较大变化，从而根据空间演变特性和节点属性特征来判断无人机网络是否遭受入侵。

3.3　注意力机制

注意力机制类似于人类的视觉机制，从众多信息中选择与目标最相关的信息，最初应用于图像识别和机器翻译。利用注意力机制可以更加精确地捕获与网络入侵检测最相关的时空特征，以减轻错误或者冗余特征信息带来的负面影响，并提高入侵检测模型分类性能[22]。本文使用注意力机制对时空图卷积网络的输出向量赋予不同的权重，将 GRU 层输出的向量集合表示为 $\boldsymbol{H} = [\boldsymbol{h}_1, \boldsymbol{h}_2, \cdots, \boldsymbol{h}_t]$，注意力机制将产生加权的输出表示 x：

$$\boldsymbol{M} = \tanh(\boldsymbol{H}) \tag{10}$$

$$\boldsymbol{A} = \mathrm{softmax}(\boldsymbol{W}_m^{\mathrm{T}} \boldsymbol{M}) \tag{11}$$

$$x = \boldsymbol{H} \cdot \boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} \tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{M}$ 为经过激活函数 tanh 后的输出；$\boldsymbol{W}_m$ 为要学习的参数矩阵。权重矩阵 $\boldsymbol{U} = [\boldsymbol{U}_1, \boldsymbol{U}_2, \cdots, \boldsymbol{U}_t]$ 代表了不同时间的时空特征的重要程度，所有权重之和为 1，而权重越大，注意力越强，对于入侵检测越重要。

3.4　SVM 分类器

大多数深度学习分类模型使用 softmax 激活函数作为神经网络的最后一层进行预测，并最小化交叉熵损失函数，输出所属类别的概率。

$$s_i = \sum_k \boldsymbol{x}_k \boldsymbol{W}_{ki} \tag{13}$$

$$P(Y = k \mid \boldsymbol{X} = \boldsymbol{x}_i) = \frac{\mathrm{e}^{s_i}}{\sum_i \mathrm{e}^{s_i}} \tag{14}$$

式中：s_i 为分类器输出；$\boldsymbol{x}_k$ 为分类器输入；$\boldsymbol{W}_{ki}$ 为连接倒数第二层与 softmax 层的权重。而本文的输出层使用分类性能更优、收敛速度更快的 L2-SVM 分类函数来代替常用的 softmax 函数，SVM 的核函数选择通常有线性核、多项式核、高斯核、sigmoid 核几种情况，在数据集上进行实验对比，发现线性核、多项式核和高斯核的选择对最终的分类准确率几乎没有影响，而其中线性核由于参数少速度更快，核函数最终选择线性核。使用 Hinge Loss 作为目标函数：

$$\min \frac{1}{2}\|\boldsymbol{w}\|_2^2 + C\sum_{i=1}^{n} \max(0, 1 - c_i(\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_i + b_i))^2 \tag{15}$$

式中：$\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_i + b_i$ 表示整个分类模型最终的输出，$\boldsymbol{x}_i$ 为输入向量，b_i 为神经元的偏置参数；c_i 为 i 的真实类别；$\boldsymbol{w}$ 为训练权重系数；C 为惩罚系数，表示对误差的宽容度，惩罚系数过大会导致过拟合，模型泛化能力差，惩罚系数过小会导致欠拟合，模型错误分类数目增多，本文通过交叉验证的方法确定合适的惩罚系数值。

决策函数为每个类生成一个得分向量，取得分最大值作为最终的预测类别 class：

$$f(\boldsymbol{x}_i) = \mathrm{sign}(\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_i + b_i) \tag{16}$$

$$\mathrm{class} = \arg\max\ (\mathrm{sign}(\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_i + b_i)) \tag{17}$$

式中：决策函数 sign 为符号函数，其形式为

$$\mathrm{sign}(x) = \begin{cases} -1 & x < 0 \\ 0 & x = 0 \\ 1 & x > 0 \end{cases} \tag{18}$$

3.5　模型参数

本文使用交叉验证法调整超参数，对图卷积网络卷积层数目 K 尝试了 $\{1, 2, 3\}$ 3 种值，发现 $K=2$ 时模型的速度与准确率取得了最优平衡。图卷积层中的卷积核个数为 32，GRU 中的隐藏单元数为 32，使用小批量梯度下降（Mini-Batch Gradient Descent）误差反向传播算法更新网络中的权值，为了在时空图卷积网络的反向传播过程中加快算法的收敛速度，使用对内存需求较小的自适

北航学报 赠阅

应矩估计(Adam)为优化算法。每次迭代的 batch size 为 256,学习率设置为 0.001,训练轮次为 300 轮,设置 dropout 为 0.3 来防止模型过拟合。

4 实验验证

4.1 数据集

使用多种基准数据集进行实验,由于每个数据集都会有不同的模式和特征,如网络拓扑结构、流量变化、攻击方式等,使用多种数据集可以综合验证模型的适应性。本文结合经典的 NSL-KDD 数据集[23]、加拿大网络安全研究所提供的 CICIDS2017 数据集[24]及无线网络的 WSN-DS 数据集[25]进行模型的训练和测试。表 1 为数据集的相关信息。

为了更好地模拟无人机网络,参照文献[26]的方法进行无人机网络的仿真实验,本文使用 EXata 软件模拟一个 1 000 m×1 000 m 的动态无人机网络环境,50 个移动节点分布其中。详细仿真参数设置如表 2 所示。

考虑到一般无人机的续航时间,本文设置仿真时间为 900 s,其中网络攻击时间设置为 30 s。实验共进行 40 次模拟,获得总时长 36 000 s 的原始流量数据。对多个无人机网络节点连续采样,采样间隔 5 s,每次采样后标记统计数据类型为:正常、窃听攻击、分布式拒绝服务(DDoS)攻击、黑洞攻击。最终经过数据预处理后得到无人机网络的统计数据集 UAV_set,数据集具体情况如表 3 所示。

表 1 数据集相关信息

Table 1 Relevant information of datasets

数据集	网络攻击类别
WSN-DS	黑洞攻击,灰洞攻击,泛洪攻击,调度攻击
NSL-KDD	拒绝服务攻击,监视和其他探测活动,远程机器的非法访问,普通用户对本地超级用户特权的非法访问
CICIDS2017	FTP 暴力破解、SSH 暴力破解,拒绝服务攻击,心血漏洞,网页攻击,渗透攻击,僵尸网络

表 2 仿真参数

Table 2 Simulation parameters

参数	数值
仿真区域/(m×m)	1 000×1 000
节点数量	50
节点移动模型	随机路径模型
信道容量/(Mbit·s^{-1})	5
最大移动速度/(m·s^{-1})	20
攻击节点比例/%	10、20、30
路由协议类型	AODV
采样周期/s	15

表 3 UAV_set 数据集相关信息

Table 3 Relevant information of UAV_set dataset

流量类别	数量
正常	2 000
窃听攻击	500
DDoS 攻击	700
黑洞攻击	110

4.2 数据预处理

为了提高算法的精度、加快模型的收敛速度,对数据集进行预处理。

1)检测数据集中的缺失值(Nan),由于对比的传统机器学习算法对缺失值比较敏感,将空值替换为所属特征列的均值。

2)将处理后的数据集划分为 70% 的训练集、20% 的测试集和 10% 的验证集。

3)对数据集的类别标签进行编码。

4)对数据集特征进行标准化处理,避免特征的尺度不同对模型训练速度和准确率造成的不利影响。

4.3 实验环境及评价指标

本文的实验平台操作系统为 Windows10,处理器为 Nvidia 1060 GPU,使用机器学习框架 TensorFlow 实现所有算法。本文采用准确率 Accuracy 和误报率 FAR 作为评估指标。

$$\text{Accuracy}=\frac{\text{TP}+\text{TN}}{\text{TP}+\text{TN}+\text{FP}+\text{FN}} \tag{19}$$

$$\text{FAR}=\frac{\text{FP}}{\text{TN}+\text{FP}} \tag{20}$$

式中:TP 表示被正确分类的正样本数目;FN 表示被错误分类的正样本数目;FP 表示被错误分类为正样本的负样本数目;TN 表示正确分类的负样本数目。

4.4 方法比较

将 ATGCN 方法与已有的 7 种基准方法进行比较:

1)孤立森林(IF)[27]:任意选择一个特征,并通过随机选择该特征的最大值和最小值之间的区间值来检测异常。

2)局部离群因子(LOF)[3]:通过测量给定样本附近的局部密度偏差来计算异常分数,局部密度偏差远小于其邻居的样本被归类为异常。

3)随机森林(RF)[28]:通过组合决策树有助于解决数据不平衡时的检测问题。

4)MCD[29]:通过计算经验协方差来检测异常点,一种鲁棒性很强的位置和分布估计方法。

5)OCSVM[30]:通过创建一个复杂的边界来描述特征空间中的正常数据。如果新样本超出决

北航学报 赠阅

策边界，则将其分类为异常。

6）VAE[31]：基于变分自动编码器构建正常数据的生成模型，将重构误差大于阈值的数据视为异常。

7）DAGMM[10]：利用深层自动编码器为每个输入数据点生成低维表示和重构误差，并将其进一步输入高斯混合模型（GMM），通过联合优化的方法减少模型的重建误差。

对于基准方法，分别按照文献中描述的参数设置。所有方法分别使用 4 个数据集重复独立运行 20 次，并计算检测结果的准确率和误报率的平均值，结果如表 4 所示。可以明显看出，ATGCN 方法和 DAGMM 方法的准确率均优于其他方法，平均稳定在 0.96 以上，ATGCN 方法和 VAE 方法的误报率明显小于其他方法，平均稳定在0.027以下。证明了本文方法具有较高的检测准确率和较低的误报率，以及 ATGCN、VAE 和 DAGMM 这些深度学习方法在网络入侵检测中的有效性。

表 4　不同方法的实验结果比较

Table 4　Comparison of experimental results among different methods

方法	准确率				误报率			
	WSN-DS	NSL-KDD	CICIDS2017	UAV_set	WSN-DS	NSL-KDD	CICIDS2017	UAV_set
IF	0.457	0.916	0.735	0.855	0.368	0.145	0.235	0.124
LOF	0.435	0.536	0.669	0.892	0.134	0.127	0.168	0.125
RF	0.886	0.919	0.894	0.884	0.101	0.074	0.096	0.244
MCD	0.610	0.716	0.793	0.863	0.190	0.126	0.122	0.223
OCSVM	0.605	0.880	0.793	0.783	0.201	0.174	0.155	0.117
VAE	0.887	0.916	0.956	0.922	0.027	0.016	0.017	0.022
DAGMM	0.968	0.987	0.992	0.995	0.028	0.044	0.024	0.010
ATGCN	0.988	0.998	0.996	0.997	0.019	0.007	0.016	0.009

4.5　性能验证

为了模拟无人机网络环境传输稳定性较差、丢包率较高的特点，对 UAV_set 数据集的测试集进行处理，按照 0.01 ~ 0.03 的丢包率，对测试集中全体样本的数据包进行随机剔除。图 4 为 ATGCN 方法与检测效果较好的 VAE 方法和 DAGMM 方法在不同丢包率环境下的检测准确率。可以看出，本文 ATGCN 方法准确率稳定在 0.75 以上，优于 VAE 方法和 DAGMM 方法，证明了 ATGCN 方法在传输链路不可靠的网络环境中具有良好的适应性。

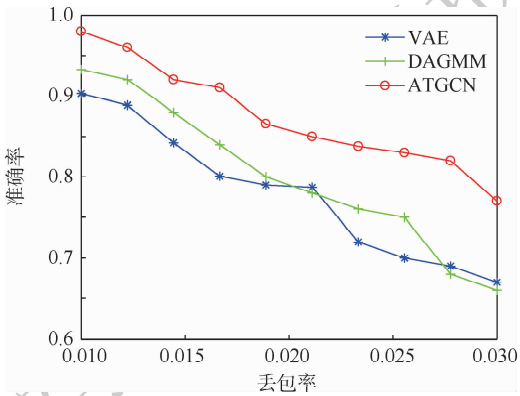


图 4　不同方法在不同丢包率环境下的性能对比

Fig. 4　Performance changes of different methods with different packet loss rates

无人机的传感器数据通常包含 3 种噪声[32]，在无线网络 WSN-DS 数据集的测试集中添加这 3 种类型噪声，并改变噪声比例来验证方法的鲁棒性。通过图 5 可以看出，在噪声影响下 ATGCN 方法检测准确率相较于其他方法最为稳定，保持在 0.7 以上，而 VAE 方法受噪声影响最为明显，准确率最差低于 0.3，DAGMM 方法在噪声比例达到 0.4 时，准确率也只有 0.4。证明了本文方法相比其他方法具有良好的抗噪声能力和鲁棒性。

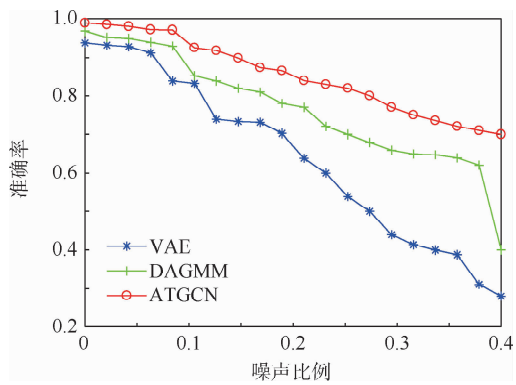


图 5　不同方法在不同噪声比例下的性能对比

Fig. 5　Performance changes of different methods with different noise ratios

4.6　方法设计对检测效果的影响

为进一步研究时空特征的提取和注意力机制对检测模型分类效果的影响，将 ATGCN 与以下变体进行比较：

1）AGRU：去除图卷积网络，输入时间序列下

北航学报 赠阅

的节点属性特征。模型的预测只能从节点的历史数据中推断出来,不能获取拓扑结构的空间演变特征。

2）TGCN:仅去除注意力机制,输入时间序列下的网络拓扑结构和节点属性特征,模型不能精确捕获与网络入侵检测最相关的时空特征。

在 NSL-KDD、CICIDS2017 和 WSN-DS 这 3 个数据集的测试集中随机选取 10 000 个样本进行模型的对比实验,将模型最后一层输出的异常值得分作为纵坐标,样本数目为横坐标,使用阈值来划分正常类和异常类,类别的标签为实际标签,模型检测效果对比如图 6 所示。可以明显看出,AGRU 和 TGCN 中的一些异常值得分更接近于正常值,错误分类样本数较多;而 ATGCN 更能将异常值与正常值区分开来,相比 AGRU 和 TGCN 的错误分类样本数较少,只有 14 例,表明了时空图卷积网络所提取到的时空演变特征及注意力机制的设计对模型检测效果均有明显的提升。

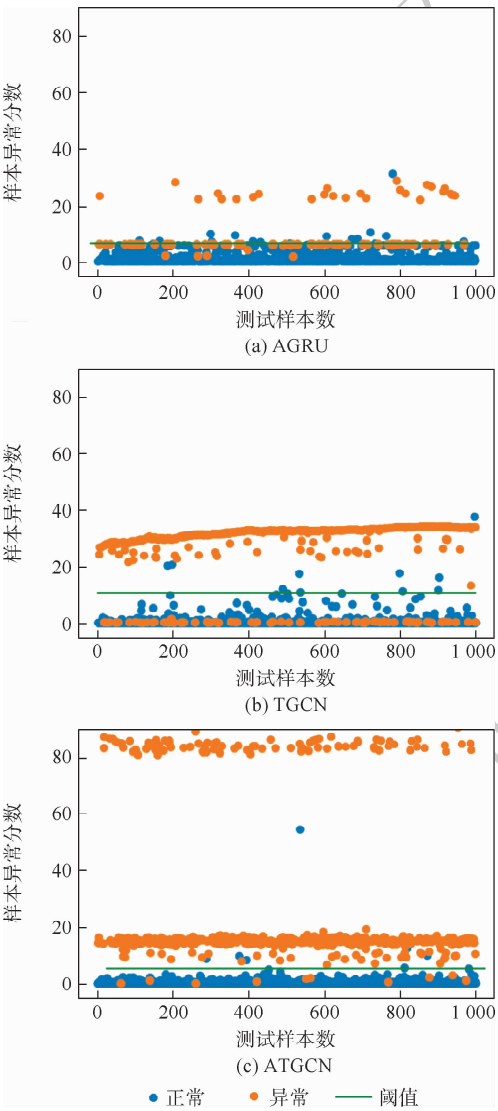


图 6 方法设计对检测效果的影响

Fig. 6 Effect of method design on detection result

5 结 论

1）针对无人机网络具有拓扑高度动态、网络连接不稳定的特点,设计时空图卷积网络来捕获网络的时空演变特征,解决了现有方法在入侵检测问题上时空特征提取不足的问题。

2）将无人机网络的入侵检测问题建模为图网络的节点分类问题,将时间序列观测值和动态拓扑图都纳入入侵检测模型中,证明了提取时空演变特征和引入注意力机制对模型分类效果的提升。

3）在多个数据集上的实验表明,本文方法的检测准确率平均为 0.99,而误报率平均为 0.01,检测效果优于传统的入侵检测方法,并且验证了时空演变特征的提取和注意力机制的设计对模型检测效果有明显的提升。模拟丢包率高和噪声干扰的无人机网络环境,ATGCN 依然具有良好的适应性。

参考文献（References）

[1] 何道敬,杜晓,乔银荣,等. 无人机信息安全研究综述[J]. 计算机学报,2019,42(5):150-168.
HE D J,DU X,QIAO Y R,et al. A survey on cyber security of unmanned aerial vehicles[J]. Chinese Journal of Computers,2019,42(5):150-168(in Chinese).

[2] JAWHAR I,MOHAMED N,AL-JAROODI J,et al. Communication and networking of UAV-based systems:Classification and associated architectures[J]. Journal of Network and Computer Applications,2017,84:93-108.

[3] KUMAR N,KUMAR U. Anomaly-based network intrusion detection:An outlier detection techniques[C]// International Conference on Soft Computing and Pattern Recognition. Berlin:Springer,2016:262-269.

[4] ZIMEK A,FILZMOSER P. There and back again:Outlier detection between statistical reasoning and data mining algorithms[J]. Wiley Interdisciplinary Reviews:Data Mining and Knowledge Discovery,2018,8(6):e1280.

[5] DIVYA K,KUMARAN N S. Survey on outlier detection techniques using categorical data[J]. International Research Journal of Engineering and Technology,2016,3(12):899-904.

[6] DESHMUKH M M K,KAPSE A. A survey on outlier detection technique in streaming data using data clustering approach[J]. International Journal of Engineering and Computer Science,2016,5(1):15453-15456.

[7] JIANG F,LIU G,DU J,et al. Initialization of K-modes clustering using outlier detection techniques[J]. Information Sciences,2016,332:167-183.

[8] CHEN J,SATHE S,AGGARWAL C,et al. Outlier detection with autoencoder ensembles[C]// Proceedings of the 2017 SIAM International Conference on Data Mining,2017:90-98.

北航学报 赠阅

[9] KWON D, KIM H, KIM J, et al. A survey of deep learning-based network anomaly detection[J]. Cluster Computing, 2019, 22: 949-961.

[10] ZONG B, SONG Q, MIN M R, et al. Deep autoencoding Gaussian mixture model for unsupervised anomaly detection[C]// ICLR, 2018: 1-19.

[11] DOMINGUES R, FILIPPONE M, MICHIARDI P, et al. A comparative evaluation of outlier detection algorithms: Experiments and analyses[J]. Pattern Recognition, 2018, 74: 406-421.

[12] CHAWLA A, LEE B, FALLON S, et al. Host based intrusion detection system with combined CNN/RNN model[C]// Joint European Conference on Machine Learning and Knowledge Discovery in Databases. Berlin: Springer, 2018: 149-158.

[13] SHONE N, NGOC T N, PHAI V D, et al. A deep learning approach to network intrusion detection[J]. IEEE Transactions on Emerging Topics in Computational Intelligence, 2018, 2(1): 41-50.

[14] TAN X, SU S, ZUO Z, et al. Intrusion detection of UAVs based on the deep belief network optimized by PSO[J]. Sensors, 2019, 19(24): 5529.

[15] KIM G, YI H, LEE J, et al. LSTM-based system-call language modeling and robust ensemble method for designing host-based intrusion detection systems[EB/OL]. (2016-11-06)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1611.01726.

[16] WANG W, SHENG Y, WANG J, et al. HAST-IDS: Learning hierarchical spatial-temporal features using deep neural networks to improve intrusion detection[J]. IEEE Access, 2017, 6: 1792-1806.

[17] ZHANG Z, CUI P, ZHU W. Deep learning on graphs: A survey[EB/OL]. (2018-12-11)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1812.04202v1.

[18] ZHENG J, LI D. GCN-TC: Combining trace graph with statistical features for network traffic classification[C]// IEEE International Conference on Communications. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.

[19] HSU D. Anomaly detection on graph time series[EB/OL]. (2017-08-09)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1708.02975.

[20] ZHAO L, SONG Y, ZHANG C, et al. T-GCN: A temporal graph convolutional network for traffic prediction[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2020, 21(9): 3848-3858.

[21] DEY R, SALEMT F M. Gate-variants of gated recurrent unit (GRU) neural networks[C]// IEEE 60th International Midwest Symposium on Circuits and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1597-1600.

[22] LEE J B, ROSSI R A, KIM S, et al. Attention models in graphs: A survey[J]. ACM Transactions on Knowledge Discovery from Data (TKDD), 2019, 13(6): 1-25.

[23] TAVALLAEE M, BAGHERI E, LU W, et al. A detailed analysis of the KDD CUP 99 data set[C]// IEEE Symposium on Computational Intelligence for Security and Defense Applications. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1-6.

[24] SHARAFALDIN I, LASHKARI A H, GHORBANI A A. Toward generating a new intrusion detection dataset and intrusion traffic characterization[C]// Proceedings of the 4th International Conference on Information Systems Security and Privacy, 2018: 108-116.

[25] ALMOMANI I, AL-KASASBEH B, AL-AKHRAS M. WSN-DS: A dataset for intrusion detection systems in wireless sensor networks[J]. Journal of Sensors, 2016, 2016: 1-16.

[26] 张冰涛，王小鹏，王履程，等. 基于图论的 MANET 入侵检测方法[J]. 电子与信息学报，2018，40(6)：1446-1452.
ZHANG B T, WANG X P, WANG L C, et al. Intrusion detection method for MANET based on graph theory[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2018, 40(6): 1446-1452 (in Chinese).

[27] SUN L, VERSTEEG S, BOZTAS S, et al. Detecting anomalous user behavior using an extended isolation forest algorithm: An enterprise case study[EB/OL]. (2016-09-21)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1609.06676.

[28] 杨晓晖，张圣昌. 基于多粒度级联孤立森林算法的异常检测模型[J]. 通信学报，2019，40(8)：133-142.
YANG X H, ZHANG S C. Anomaly detection model based on multi-grained cascade isolation forest algorithm[J]. Journal on Communications, 2019, 40(8): 133-142 (in Chinese).

[29] BHARAMBE A, RAVINDRAN R, SUCHDEV R, et al. A robust anomaly detection system[C]// 2014 International Conference on Advances in Engineering & Technology Research. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-7.

[30] SHANG W, ZENG P, WAN M, et al. Intrusion detection algorithm based on OCSVM in industrial control system[J]. Security and Communication Networks, 2016, 9(10): 1040-1049.

[31] LOPEZ-MARTIN M, CARRO B, SANCHEZ-ESGUEVILLAS A, et al. Conditional variational autoencoder for prediction and feature recovery applied to intrusion detection in iot[J]. Sensors, 2017, 17(9): 1967.

[32] ZHANG Y, SZABO C, SHENG Q Z. Cleaning environmental sensing data streams based on individual sensor reliability[C]// International Conference on Web Information Systems Engineering. Berlin: Springer, 2014: 405-414.

作者简介：

陈卓　男，硕士研究生。主要研究方向：机器学习、通信网络。

吕娜　女，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：通信网络、航空数据链、机器学习。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

UAV network intrusion detection method based on spatio-temporal graph convolutional network

CHEN Zhuo, LYU Na*, CHEN Kun, ZHANG Yanhui, GAO Weiting

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

Abstract: Compared with ground networks, UAV networks have the characteristics of fast moving nodes, frequent topology changes, and unreliable communication links. Traditional intrusion detection methods are difficult to apply. Aimed at the spatio-temporal dynamic characteristics of UAV networks, an intrusion detection method: Attention-based Spatio-Temporal Graph Convolutional Network (ATGCN) is proposed, which combines graph convolutional network and gated recursive unit into spatio-temporal graph convolutional network. The spatio-temporal graph convolutional network extracts the spatio-temporal evolution characteristics of the network from complex and changeable data, attention mechanism is used to extract the features most relevant to intrusion detection, and the support vector machine is used as the last layer of the model for classification to identify network attacks. The experimental analysis of multiple datasets shows that the proposed method can adapt to the dynamics and instability of UAV networks, has higher accuracy and lower false positive rate than traditional detection methods, and has good robustness and adaptability.

Keywords: UAV network; intrusion detection; graph convolutional network; gated recursive unit; attention mechanism

北京航空航天大学学报

Received: 2020-03-17; **Accepted**: 2020-06-13; **Published online**: 2020-07-08 14:49

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200708.1147.001.html

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

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0100

基于异构网络表示学习的评分预测模型

全下文载

詹娜娜[1,2], 刘伟[3,*], 陈新波[4], 蒲菊华[1,2]

1. 深圳北航新兴产业技术研究院, 深圳 518057; 2. 北京航空航天大学 计算机学院, 北京 100083;
3. 北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083; 4. 中国北方车辆研究所, 北京 100072)

摘 要: 深入分析电商行业的用户个性化数据并提供推荐服务近年来已成为业界的热点。推荐服务的基础是对用户的潜在兴趣进行挖掘,并对商品的感兴趣程度进行预测。因此,以此为背景,研究用户对商品的评分预测。对电商业的关系型数据在推荐系统中的应用进行了研究,提出了通过使用网络表示学习进行评分预测的方法。首先,将关系型数据构建成异构网络,用户和商品为网络中的节点。然后,设计了兼顾网络结构信息和节点之间相似性的个性化异构网络采样方法,并对节点进行表示学习。最后,将学习到的用户、商品表示向量输入到神经网络中进行训练,利用优化后的神经网络模型进行评分预测。实验结果表明:所提方法在 YELP 13、Movielens 100k、Movielens 1m 数据集上都有较高的准确率,对比常用方法,准确率提升 6.5% 以上。

关 键 词: 评分预测; 推荐系统; 表示学习; 随机游走; 神经网络
中图分类号: TP391
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)05-1077-08

近年来,电商业蓬勃发展使得网络购物及在线评论已经完全融入人们的生活。这些电商拥有大量的用户,多年来也积累了丰富的用户购物信息。将这些数据应用到推荐系统上,不仅能够帮助用户选择、发现符合用户兴趣的商品,还能够为商家发现潜在用户,提供商业价值。推荐效果的好坏依赖于用户对商品感兴趣程度的预测,评分预测就是一种重要的方法,即预测用户对未购买过的商品的评分。评分预测不是简单地将用户的情感分为感兴趣和不感兴趣,而是更细致地预测出具体分数,因此具有更重要意义。

为了解决这个问题,考虑到用户评分会受到相似用户的影响,提出了基于协同过滤的一系列算法[1-3]。协同过滤算法从历史交互信息中发现有相似喜好的用户,并将高度相似的用户归类为“近邻”,通过这些相似用户来辅助预测用户对商品的评分。例如, Ganu 等[4]提出的基于邻域的算法,实际上是 k 最近邻(k-Nearest Neighbor, kNN)算法的一种应用。此外,矩阵分解也是挖掘用户邻域信息的有效方法[5-6]。文献[7]构建用户商品评分矩阵,通过矩阵分解得到用户和商品的特征,利用特征设计算法预测评分;文献[8]提出了一种基于因式分解的邻域模型自适应算法,降低了计算复杂度。

为了提高预测的准确率,许多研究者设计了基于上下文的方法[9-10]。文献[11]考虑用户属性及用户对商品的评分进行预测;邓日升等[12]提出使用用户的相关属性变量构建贝叶斯的预测模型,最终选择评分概率最高的作为目标用户对产品的预测评分。这类方法对数据集的要求较高,

收稿日期: 2020-03-19; **录用日期**: 2020-03-27; **网络出版时间**: 2020-04-29 13:22
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200429.1222.001.html
基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB1002000); 深圳市基础研究项目(JCYJ20180307123659504)
* **通信作者**. E-mail: wayne@buaa.edu.cn

引用格式: 詹娜娜, 刘伟, 陈新波, 等. 基于异构网络表示学习的评分预测模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(5): 1077-1084. ZHAN N N, LIU W, CHEN X B, et al. Rating prediction model based on heterogeneous network representation learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(5): 1077-1084 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

不仅需要用户对商品的评分信息,还需要用户的相关档案资料。但是大部分购物网站、评论网站并不提供这些信息,因为这些信息不是用户购物必须的条件,所以有涉嫌用户隐私的可能。

考虑到用户行为会受到其所在社交网络的影响,一部分研究者提出了基于社交网络的预测方法[13-14]和基于信任网络的预测方法[15-16]。例如,文献[15]通过随机游走策略得到网络中的相似用户,在该网络中找到最可信的前 N 个用户作为评分预测的参考对象,并且引入信任度作为权重,最终得到目标用户对目标产品的评分。但这类方法需要进行大量用户相似度计算,在用户量很大时,每进行一次推荐都需重新计算所有用户的相似度。为了利用用户商品构成的评价网络信息,出现了基于图方式的评分预测[17-18]。例如,文献[17]提出通过用户、产品的二部图获得相似用户构建用户图及用户的相似度邻接矩阵,选择相似度最高的 m 个用户作为目标用户的评分参考,最终将计算得到的加权平均分作为预测评分。

显然,当前的评分预测研究类型丰富且有一定效果,但仍存在许多缺点和局限。因此,本文拟将用户相似度、商品相似度融合,进一步深度挖掘和融合多种信息,来提高预测和推荐效果。由于传统方法比较依赖用户的属性信息,只用网络结构本身信息就得到表示向量,是更加实用的。在评分预测中,本文使用前馈神经网络来完成这个任务。这样做的好处是:避免了全局性地计算用户相似度,并通过添加平均用户、商品向量,解决了新用户进入系统的预测问题。

1 本文方法

本文提出基于表示学习和神经网络(Representation Learning Neural Network,RLNN)的评分预测方法,包含 3 个部分:用户-商品网络建模、用户-商品网络表示学习和评分预测神经网络(见图 1)。用户-商品网络建模是基础;用户-商品网络表示学习挖掘用户和商品特征向量表示,期望使用用户-商品网络中的节点关系、评分、评论等信息得到用户和商品的低维表示。因此,表示学习前需构建针对电商中的关系型数据的网络。网络中的节点是用户(u_i)和商品(p_i),边带有评分、评论等信息。基于该网络,借鉴当前流行的网络表示学习 DeepWalk[19]思想,定义随机游走策略(该策略考虑用户和商品关系及评分、评论信息),在网络中按照个性化策略随机游走,分别得

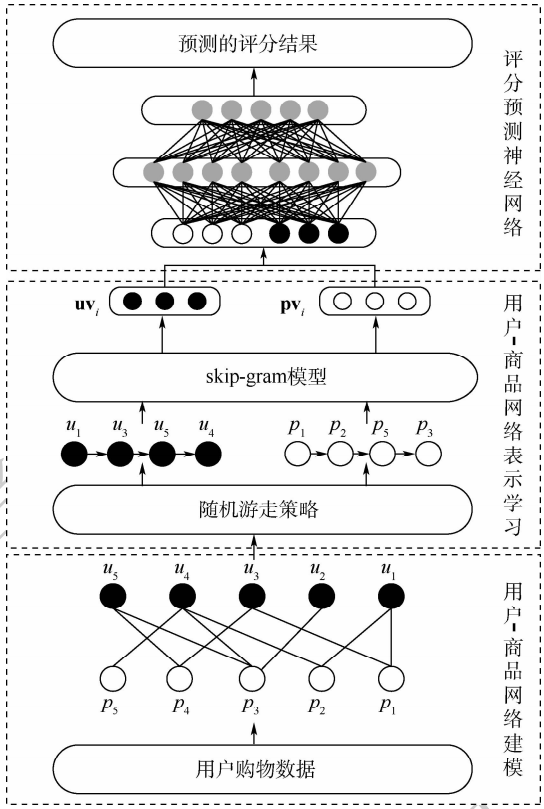


图 1 RLNN 评分预测方法整体框架

Fig. 1 Overall architecture of RLNN rating prediction method

到用户和商品的随机游走序列,再使用 word2vec[20]的 skip-gram 模型进行表示学习,从而得到用户和商品的表示向量 $\mathbf{uv}_i$ 与 $\mathbf{pv}_i$。最终将表示向量输入到神经网络评分预测模型中,训练模型,并基于模型预测评分。

2 用户-商品网络建模

关于特征表示向量挖掘的一个重要手段是表示学习。现有的表示学习是针对网络结构数据的,因此,本节先分析电商数据特点,抽象建立能表示这些数据关系的网络模型,为后续开展特征向量学习奠定模型基础。

对用户-商品网络建模,本文将用户和商品抽象为网络节点(显然网络节点是异构的)。将用户对商品的评分关系抽象为边,即如果一个用户对某一个商品有评论和评分,则代表该用户和该商品的 2 个节点间有一条边连接。可以用用户-商品二部图表示(见图 2(a)),相关定义如下:

$$\begin{cases} U = \{u_i \mid i = 1,2,\cdots,n\} \\ P = \{p_j \mid j = 1,2,\cdots,m\} \\ R = \{r_{ij} \mid i = 1,2,\cdots,n;\ j = 1,2,\cdots,m\} \\ D = \{d_{ij} \mid i = 1,2,\cdots,n;\ j = 1,2,\cdots,m\} \end{cases} \tag{1}$$

式中:U 表示用户集合,u_i 表示第 i 个用户;P 表示商品集合,p_j 表示第 j 件商品;R 表示评分集

北航学报 赠阅

合,r_{ij}表示用户 u_i 对商品 p_j 的评分;D 表示评论文本集合,d_{ij}表示用户 u_i 对商品 p_j 的评论文本。

定义二部图 G 为

$$\begin{cases} G = (U,P,E) \\ E = \{e_{ij} \mid i = 1,2,\cdots,n;\ j = 1,2,\cdots,m\} \\ e_{ij} = \begin{cases} 1 & r_{ij} \text{ 存在} \\ 0 & r_{ij} \text{ 不存在} \end{cases} \end{cases} \tag{2}$$

式中:二部图 G 由用户集合 U、商品集合 P、边集合 E 表示,E 代表用户与商品之间的边,如果存在评论为 1,不存在为 0。

基于图 2(a)所示的用户-商品网络,利用游走策略,可以分别获得用户和商品的关系,如图 2(b)所示,虚线表示可从该网络中挖掘到的用户-用户关系和商品-商品关系。

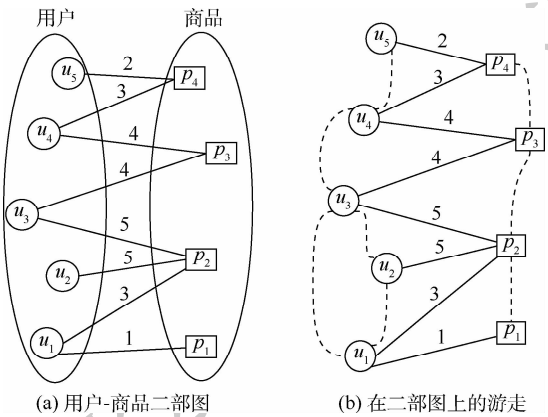


图 2　用户-商品网络

Fig. 2　User-item network

3　用户-商品网络表示学习

3.1　参数化随机游走

为了得到网络的结构信息,需要通过随机游走的方法对用户-商品网络进行采样。常见的随机游走策略包括 2 种:广度优先随机游走和深度优先随机游走。广度优先随机游走策略能够更多地捕捉到用户或商品的邻居信息,深度优先随机游走策略能够捕捉到用户更远的关系。将二者结合能够使采样更加有效。由于用户和商品的游走过程类似,现以得到用户游走序列为例来说明节点选择概率。

定义节点 u_i 在二部图中随机游走得到的序列为 S^{u_i},序列的长度为 len,具体表示为

$$S^{u_i} = \{s_j \mid j = 1,2,\cdots,\text{len}\} \tag{3}$$

式中:s_j 表示随机游走序列中的一个节点,j 为节点的编号。

下面介绍在不同情况下如何选择下一个节点。假设上一个用户节点 $s_{i-2} = u_w$,当前已经访问到的节点 $s_{i-1} = u_y$,待选择的用户节点为 $s_i = u_x$,当 u_x 满足不同的条件时,赋予选择该节点不同的概率。具体的节点选择策略步骤如下:

步骤 1　定义按照评分相似性选择下一个节点的概率为

$$\text{pr}(s_i = u_x \mid s_{i-1} = u_y, s_{i-2} = u_w, r_{yv} = r_{wv}) = \begin{cases} 0 & \nexists p_k, r_{xk} = r_{yk} \\ \dfrac{1}{\text{sum}} & \exists p_k, r_{xk} = r_{yk} \end{cases} \tag{4}$$

只考虑评分相似性时,将节点选择概率分为 2 类,如式(4)所示。对于当前节点用户 u_y 和待选择的节点用户 u_x,如果不存在任何一个商品 p_k,u_x 和 u_y 均购买过或给出相同评分,那么该节点被选择为 u_y 的下一个节点的概率为 0。相反,如果存在 u_x 和 u_y 均购买过或给出相同评分的商品 p_k,则等概率选择这些用户节点。其中,sum 为所有满足 $\exists p_k, r_{xk} = r_{yk}$ 条件的用户节点总数。

步骤 2　在式(4)的基础上定义选择随机游走方式的概率为

$$\text{pr}(s_i = u_x \mid s_{i-1} = u_y, s_{i-2} = u_w, r_{yv} = r_{wv}) = \begin{cases} 0 & \text{cond}_1 \\ \dfrac{\alpha}{\text{sum}'} & \text{cond}_2 \\ \dfrac{\beta}{\text{sum}'} & \text{cond}_3 \\ \dfrac{\theta}{\text{sum}'} & \text{其他} \end{cases}$$

$$\text{cond}_1: \nexists p_k, r_{xk} = r_{yk}$$

$$\text{cond}_2: \exists p_k, r_{xk} = r_{yk},\ u_x = u_w$$

$$\text{cond}_3: \exists p_k, r_{xk} = r_{yk},\ r_{xv} = r_{wv} \tag{5}$$

$$\text{sum}' = (\alpha \cdot \text{sum}_1 + \beta \cdot \text{sum}_2 + \theta \cdot \text{sum}_3) \tag{6}$$

式中:sum_1、sum_2、sum_3 分别为满足对应 3 个条件的用户节点总数。

式(5)为了解决等概率选择节点过于随机的问题,加入了参数控制节点的选择概率。具体来说,当待选择节点用户满足 cond_1 时,与式(4)的第 1 种情况一样,概率为 0。当 u_x 满足 cond_2 时,即 u_x 是上一个节点时,属于回溯情况,因为每个用户都跟自己有一定关系,所以这种情况下的概率由参数 α 控制。当 u_x 满足 cond_3 时,即 u_x 不仅与当前节点用户 u_y 对相同商品有相同评分,还与上一个节点 u_w 有对相同商品相同评分,即用户 u_x、u_y、u_w 购买了同一个商品并给出了同样评分,这种情况围绕一个商品获得更多相关用户,本文方法定义为广度优先遍历情况,由参数 β 控制。最后一种情况为只满足 $\exists p_k, r_{xk} = r_{yk}$,即 u_x 与 u_y

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

有对相同商品的相同评分,这种情况能获得用户与更多商品的关系,在本文方法中定义为深度优先遍历情况,用参数 θ 来控制。α、β、θ 对选择概率的价值示意图如图 3 所示。假设上一个用户为 u_1,当前用户为 u_2,α 控制回溯游走,序列顺序为 $[u_1,u_2,u_1]$,游走的用户与自己更密切。β 控制广度游走,序列顺序为 $[u_1,u_2,u_3]$,围绕同一个商品 p_1 获得了更多相关用户。θ 控制深度游走,序列顺序为 $[u_1,u_2,u_4]$,获得了包含更多商品信息的序列。

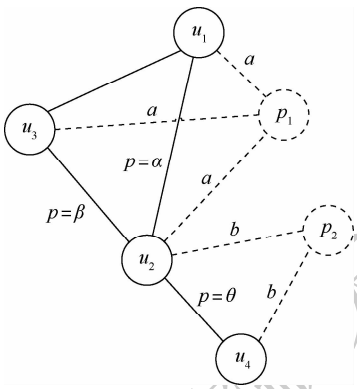


图 3 节点选择示例

Fig. 3 Node selection example

步骤 3 添加文本相似性作为选择概率的一个因素。

$$\mathrm{pr}(s_i=u_x \mid s_{i-1}=u_y, s_{i-2}=u_w, r_{yv}=r_{wv})=\begin{cases}0 & \mathrm{cond}_1\\ \dfrac{\alpha}{\mathrm{sum}'} & \mathrm{cond}_2\\ \dfrac{\beta}{\mathrm{sum}'}\cdot\dfrac{\mathrm{sim}(d_{xv},d_{yv})}{\mathrm{sum}_{\mathrm{sim}}} & \mathrm{cond}_3\\ \dfrac{\theta}{\mathrm{sum}'}\cdot\dfrac{\mathrm{sim}(d_{xk},d_{yk})}{\mathrm{sum}_{\mathrm{sim}}} & \text{其他}\end{cases}$$

$$\mathrm{cond}_1:\nexists\, p_k, r_{xk}=r_{yk}$$

$$\mathrm{cond}_2:\exists\, p_k, r_{xk}=r_{yk},\ u_x=u_w$$

$$\mathrm{cond}_3:\exists\, p_k, r_{xk}=r_{yk},\ r_{xv}=r_{wv} \tag{7}$$

在步骤 2 的基础上,考虑到用户的评分虽然相似,但是想表达的情感可能并不相似。因此,本文添加用户评论文本的相似性作为选择概率的一个因素。如果 2 个用户对某个商品的评分一样且评论文本相似度也很高,则认为这 2 个用户的相似度很高,在随机游走时会更加优先地选择。式(7)中,$\mathrm{sum}_{\mathrm{sim}}$ 表示所有评论文档相似性的和,这是为了保证概率相加为 1。cond_2 不添加相似度的计算是因为下一个选择只有一种可能,不存在多个选择。

对于采样初期,序列中只有一个用户节点 u_y 而不存在上一个用户 u_w 时,定义下一个节点的选择概率为

$$\mathrm{pr}(s_i=u_x \mid s_{i-1}=u_y)=\begin{cases}\dfrac{\mathrm{sim}(d_{xv},d_{yv})}{\mathrm{sum}_{\mathrm{sim}}} & \exists\, p_k, r_{xk}=r_{yk}\\ 0 & \nexists\, p_k, r_{xk}=r_{yk}\end{cases} \tag{8}$$

这种情况下,只考虑用户 u_x 与用户 u_y 有无对相同商品的相同评分即可。

3.2 节点表示学习

本节使用基于深度学习的网络表示学习,采用 DeepWalk 算法[19]的工作方式,即构建网络、随机游走、表示学习 3 个部分。DeepWalk 算法思想源自 word2vec[20]。word2vec 有 2 个不同的模型:CBOW 模型和 skip-gram 模型。CBOW 模型利用上下文预测中心词,skip-gram 模型与之相反,其利用中心词预测上下文,与本文任务更类似,故本文采用 skip-gram 模型。

自然语言处理使用 word2vec 进行单词表示学习时,其输入为文本。而在网络表示学习中,输入为一个网络。DeepWalk 算法提出了一种网络表示学习向单词表示学习的转换方式,其前提为:文本语料库中,词语的出现频率服从幂律分布。观察对网络均匀地随机游走,可以发现节点被访问的概率服从幂律分布。通过对商品评分数据集的统计发现,商品评分数据集中的用户、商品均呈现幂律分布,即大部分用户或商品出现的次数是少数的,只有小部分用户或商品出现的次数很多。图 4 为 Movielines 数据集中用户出现次数的分布情况。

图 5 给出了 DeepWalk 的工作方式。首先,从网络中随机游走得到一系列节点序列,类比为自然语言中的句子;然后,将该序列作为 word2vec 模型的输入,从而得到节点的表示向量。本文基于 DeepWalk 思想,对用户和商品评分网络建模,

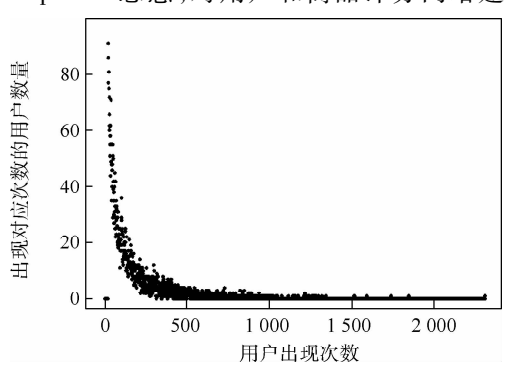


图 4 Movielens 数据集中用户分布

Fig. 4 Schematic diagram of user distribution in Movielens dataset

北航学报 赠阅

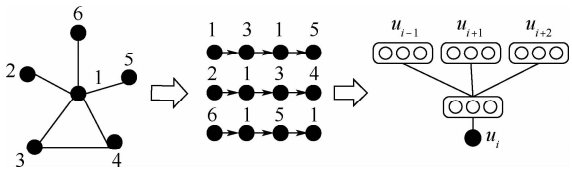


图 5　DeepWalk 模型的工作方式

Fig. 5　Workflow of DeepWalk model

通过上述定义的随机游走策略捕捉用户、商品的序列,使用 skip-gram 模型学习到用户、商品的表示向量。

4　评分预测神经网络

得到用户、商品向量表示后,采用前馈神经网络模型预测评分。输入层为用户和商品表示向量,隐藏层可以有若干层,本文使用 2 层。输出层为用户对商品的评分。下面详细介绍每一层及训练网络使用的损失函数。

输入层的每一个节点为一个一维向量 $\boldsymbol{x}_i$,包含两部分信息 $\mathbf{uv}_i$ 与 $\mathbf{pv}_i$,即用户表示向量和商品表示向量,本文选择直接拼接的方式:

$$\boldsymbol{x}_i = \text{connect}(\mathbf{uv}_i, \mathbf{pv}_i) \tag{9}$$

利用类似分类的思想进行预测,预测标签是评分。但若采用简单的分类思想,当真正评分是 5 分而预测评分是 4 分和 1 分时,2 种预测都被归为同一类,即预测错误的一类。但考虑到评分有层次性,可认为预测结果为 4 分优于预测为 1 分。故本文使用长度为 5 的 one-hot 形式表示训练标签,当标签为 3 分时,one-hot 表示为[0,0,1,0,0]。

由于训练标签是一个 1×5 的向量,该网络输出数据也是一个 1×5 的向量,类似 one-hot 的形式,但不是完全的 0、1 分布,而是浮点数,最大的浮点数所在位置认为是预测的评分。如输出为[0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.2],对应的预测评分是 4 分。

使用交叉熵作为损失函数:

$$H(y,y') = \sum_i y(i) \cdot \log_2\left(\frac{1}{y'(i)}\right) \tag{10}$$

式中:y 为真实标记的分布;y'为训练后的模型的预测标记分布。

交叉熵损失函数可以衡量 y 与 y'的相似性,并且使用 sigmoid 函数在梯度下降时能避免均方误差损失函数学习速率降低的问题,因为学习速率可以被输出的误差所控制。

5　实验与分析

5.1　数据集与评价指标

本文选取 YELP 13 数据集、Movielens 100k 数据集和 Movielens 1m 数据集(见表 1)。这 3 个数据集分别为 2013 年 YELP 挑战赛发布的数据集、GroupLens 提供的 943 个用户的 100 000 条影评数据集、GroupLens 提供的 6 040 个用户的 1 000 209条影评数据集。实验时,会考虑一些没有出现在训练集中的数据。随机将评论数据划分为 9:1,测试时如果出现之前没有出现的用户或商品,采用用户和商品的平均向量来预测。

表 1　数据集基本信息

Table 1　Basic information of datasets

数据集	用户个数	商品个数	评论条数	用户平均评论数	商品平均被评论数
Movielens 100k	943	1 682	100 000	106.04	59.45
Movielens 1m	6 040	3 900	1 000 209	165.59	256.46
YELP 13	18 417	9 130	103 090	5.59	11.29

为了验证本文方法的有效性,使用以下评价指标来衡量:①平均绝对误差 MAE,大多数学者在做评分预测实验时都会使用;②准确率 ACC,评分预测实际上是分类,为了更好地表现预测准确率,本文把 ACC 分成 3 类,即预测误差为 0,预测误差为 1,预测误差为 2。具体定义如下:

1)平均绝对误差 MAE

$$\text{MAE} = \frac{\sum_i |\hat{y}_i - y_i|}{N} \tag{11}$$

式中:$\hat{y}_i$ 为预测的评分;y_i 为真实评分;N 为预测的项目总数。

2)误差为 n 准确率 ACCn

$$\text{ACC}n = \frac{N(|\hat{y}_i - y_i| \leqslant n)}{N} \tag{12}$$

式中:分子表示预测评分与真实评分的相差不大于 n 的总个数,分母为预测的总数。

5.2　实验结果与分析

使用本文方法在不同数据集上实验,结果如表 2 所示。

Movielens 1m 数据集的效果优于 Movielens 100k 数据集,这是因为前者数据量较大,评论数据个数是后者的 10 倍,每个用户评论数也是后者的 5 倍。前者数据量更充足、信息更丰富,故最终预测效果较好。YELP 13 数据集的数据量与 Movielens 100k 数据集差不多,但数据质量更好,YELP 13 数据集有丰富的评论文本信息,添加评

表 2　不同数据集上的实验结果

Table 2　Experimental results on different datasets

数据集	ACC0	ACC1	ACC2	MAE
Movielens 1m	0.419 5	0.872 5	0.978 2	0.735
Movielens 100k	0.419 3	0.864 2	0.975 2	0.743
YELP 13	0.433 3	0.829 1	0.933 3	0.624

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

论相似性得到的用户、商品向量能更好地预测评分。

为了验证本文方法(RLNN)的有效性,分别与基于矩阵分解的方法[7]、基于矩阵分解和协同过滤的方法[21](MFCF)和基于用户属性和评分的方法[11]进行比较。文献[7,21]都通过构建用户商品评分矩阵,并进行矩阵分解得到用户和商品的隐语义,利用特征设计方法预测评分,最终进行商品推荐。同时为了验证表示学习得到的用户向量能够体现用户间的相似性,本文还设计了 3 个对比方法,将基于表示学习得到的用户表示向量使用传统的基于用户相似度的方法进行评分预测。先计算 2 个项目 i、j 之间的相似度,记为 W_{ij},再选择最相似的前 n 个项目,并选择已经产生的对目标的评分,加以权重影响来计算最终的预测评分。这里,将使用欧氏距离计算用户相似度的评分预测方法记为 RLES,使用余弦相似度计算用户相似度的评分预测方法记为 RLCOS,使用皮尔逊相似度计算用户相似度的评分预测方法记为 RLPCC。

通过表 3 可以看到,在 Movielens 100k 数据集上,RLNN 优于基于矩阵分解的方法和基于用户属性和评分的方法。另外,基于用户相似度的方法虽然不是表现最优,但也超过了基于矩阵分解的方法,这说明网络表示学习挖掘到的用户、商品表示在一定程度上能够反映用户的相似度,并且基于神经网络的评分预测能够更好地利用学习到的表示向量来进行评分预测。

在 Movielens 1m 数据集上,对比了基于隐变量模型的方法[12],其中包括朴素贝叶斯(Naive Bayes)、添加评分因素的贝叶斯(RBN)、添加用户偏好的贝叶斯(RBNL)。这类方法基于贝叶斯分类的思想,将用户属性及相关信息输入到分类器,从而得到预测评分。实验结果如图 6 所示,其中误差值 0、1、2 分别对应评价指标中 ACCn 中的 n 值。对比贝叶斯及其优化方法,本文方法在此基础上提高了 6.5% 的零误差准确率,并减少了对用户属性的依赖,有更好的适用性。

表 3 Movielens 100k 数据集上的实验结果

Table 3 Experimental results on Movielens 100k dataset

方法	MAE
基于矩阵分解	0.860
基于用户属性和评分	0.752
MFCF	0.750
RLES	0.821
RLCOS	0.830
RLPCC	0.822
RLNN	0.743

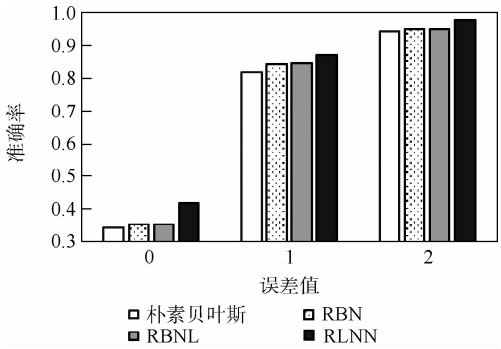


图 6 Movielens 1m 数据集上的实验结果

Fig. 6 Experimental results on Movielens 1m dataset

5.3 模型分析

5.3.1 参数分析

本文方法主要分为 2 部分,即表示学习和评分预测。评分预测的效果好坏很大程度上依赖表示学习的结果,而影响表示学习模型的主要参数为随机游走的序列长度、深度和广度比例。本节对这 2 种参数进行讨论,以 Movielens 100k 数据集上的测试为例。

如图 7 所示,由于 MAE 的值越小表示模型效果越好,图中使用 MAE 的倒数将趋势与准确率保持一致。可以看到,随着随机游走序列长度的增加,准确率和 MAE 倒数先缓慢上升,再一直下降。最初上升的原因是:遍历到越多的节点,能获得更多的邻居信息。但随着遍历长度的增加,会遍历到一些本不应该成为当前节点邻居的节点,导致预测结果下降。在 Movielens 100k 数据集上,取序列长度为 300 时效果最好。

为了探索随机游走序列中对回溯、深度、广度的控制,实验研究了参数 α、β、θ 的取值,如图 8 所示。参考自然语处理,回溯的情况是低概率的,因此将 α 固定,探索深度、广度对实验的影响。固定 $\alpha=1$,$\beta=4$,控制 θ 的取值,得到深度影响折线图,可以看出当 $\theta=6$ 时,得到最优结果。固定 $\alpha=1$,$\theta=6$,得到广度影响折线图,可以看出当 $\beta=8$ 时,得到最优结果。本实验最终将参数设置

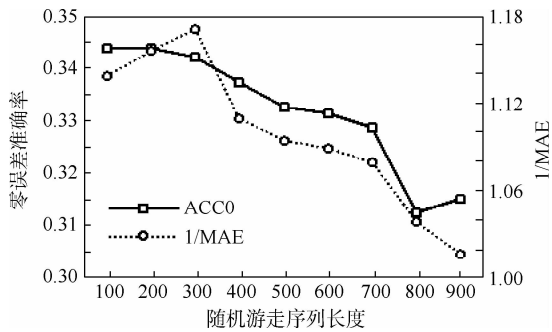


图 7 不同随机游走序列长度对实验结果的影响

Fig. 7 Effect of random walk sequence lengths on experimental results

北航学报 赠阅

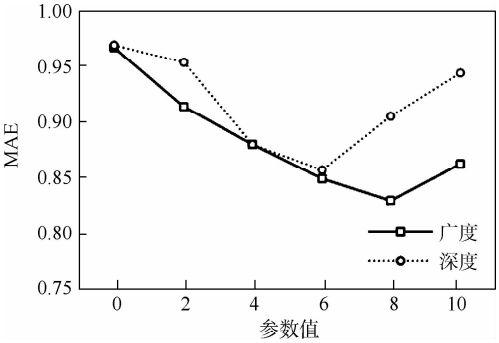


图 8　不同参数值对实验结果的影响

Fig. 8　Effect of parameter values on experimental results

为 $\alpha:\beta:\theta = 1:8:6$,该参数在不同数据集上会有所不同,需要根据具体情况进行设置。

5.3.2　效率分析

本文方法使用神经网络表示学习代替了矩阵分解等方法来获取用户、商品的表示向量,由于在采样过程中只选择用户或商品的部分相关项,而不是所有相关项,在一定程度上压缩了空间,提高计算效率,缓解了数据稀疏带来的问题。本文方法延续了 DeepWalk 算法的可扩展和在线学习优点[19],在有新节点进入时,只需要学习新节点的信息,不需要从头开始学习,因此在动态变化的场景中是非常有利的。

6　结　论

1)本文设计了将电商网站的评论数据构造成网络的方法,即由评论评分联系起来的用户-商品异构网络的二部图。用户和商品作为节点。网络不仅包含了用户-商品网络的结构信息,还包含了评论文本、用户评分等信息。基于该网络,将自然语言处理中 word2vec 的词向量表示学习应用到用户、商品节点向量的表示学习中,得到用户和商品的表示向量。

2)为了保证能够得到一个合理的“邻居”序列,本文对随机游走过程加以条件限制,不再是完全随意地游走。通过实验,对当前提出的模型进行一系列的参数分析,得到最优的一组参数。在这组参数上进行训练迭代,得到了较好的实验结果。

3)对比其他学者在该数据集上的实验结果,可以看出本文方法在准确率、平均绝对误差上都有不同程度的提升,这也验证了本文方法的有效性。

本文方法没有详细考虑用户兴趣会有缓慢变化的问题,将来可以考虑将事件因素更加具体地添加到模型中,进行与时间相关的评分预测;并且今后将尝试与平台运营商合作,争取更大规模的数据,进一步开展测试和完善。

参考文献(References)

[1] LI G, ZHANG Z, WANG L, et al. One-class collaborative filtering based on rating prediction and ranking prediction[J]. Knowledge-Based Systems, 2017, 124: 46-54.

[2] MARGARIS D, VASILOPOULOS D, VASSILAKIS C, et al. Improving collaborative filtering's rating prediction coverage in sparse datasets through the introduction of virtual near neighbors[C]// 2019 10th International Conference on Information, Intelligence, Systems and Applications (IISA). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-8.

[3] LIU H, HU Z, MIAN A, et al. A new user similarity model to improve the accuracy of collaborative filtering[J]. Knowledge-Based Systems, 2014, 56: 156-166.

[4] GANU G, ELHADAD N, MARIAN A. Beyond the stars: Improving rating predictions using review text content[C]// International Workshop on the Web and Databases, 2009: 1-6.

[5] FIKIR O B, YAZ Ï O, ÖZYER T. Movie rating prediction with matrix factorization algorithm[M]. Berlin: Springer, 2013: 631-643.

[6] 杨阳,向阳,熊磊. 基于矩阵分解与用户近邻模型的协同过滤推荐算法[J]. 计算机应用, 2012, 32(2): 395-398.
YANG Y, XIANG Y, XIONG L. Collaborative filtering and recommendation algorithm based on matrix factorization and user nearest neighbor model[J]. Journal of Computer Applications, 2012, 32(2): 395-398(in Chinese).

[7] CHAMBUA J, NIU Z, YOUSIF A, et al. Tensor factorization method based on review text semantic similarity for rating prediction[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 114: 629-638.

[8] KOREN Y, BELL R, VOLINSKY C. Matrix factorization techniques for recommender systems[J]. Computer, 2009, 42(8): 30-37.

[9] VIARD T, FOURNIER-S' NIEHOTTA R. Movie rating prediction using content-based and link stream features[EB/OL]. (2018-05-08)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1805.02893v1.

[10] QIAO Z, ZHANG P, HE J, et al. Combining geographical information of users and content of items for accurate rating prediction[C]// Proceedings of the Companion Publication of the 23rd International Conference on World Wide Web Companion. New York: ACM Press, 2014: 361-362.

[11] 丁少衡,姬东鸿,王路路. 基于用户属性和评分的协同过滤推荐算法[J]. 计算机工程与设计, 2015, 36(2): 487-497.
DING S H, JI D H, WANG L L. Collaborative filtering recommendation algorithm based on user attributes and scores[J]. Computer Engineering and Design, 2015, 36(2): 487-497(in Chinese).

[12] 邓日升,岳昆,武浩,等. 面向商品评分预测的隐变量模型构建与推理[J]. 小型微型计算系统, 2017, 38(2): 352-356.
DENG R S, YUE K, WU H, et al. Constructing and inferring latent variable model for predicting product ratings[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2017, 38(2): 352-356(in Chinese).

[13] DAVOUDI A, CHATTERJEE M. Product rating prediction using trust relationships in social networks[C]// 2016 13th IEEE Annual Consumer Communications & Networking Conference (CCNC). Piscataway: IEEE Press, 2016: 15887960.

[14] QUIJANO-SÁNCHEZ L, RECIO-GARCÍA J A, DÍAZ-AGUDO

北航学报 赠阅

B. Group recommendation methods for social network environments[C]//3rd Workshop on Recommender Systems and the Social Web within the 5th ACM International Conference on Recommender Systems. New York:ACM Press,2011:24.

[15] 肖志宇,翟玉庆. 改进的基于信任网络和随机游走策略的评分预测模型[J]. 南京理工大学学报,2015,39(5):602-608.
XIAO Z Y,ZHAI Y Q. Improved rating prediction model basing on trust network and random walk strategy[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology,2015,39(5):602-608(in Chinese).

[16] DAVOUDI A,CHATTERJEE M. Social trust model for rating prediction in recommender systems:Effects of similarity,centrality,and social ties[J]. Online Social Networks and Media,2018,7:1-11.

[17] 周文乐,朱明,蒋旦. 综合时间及评分因素的电影评分预测方法[J]. 电子技术,2015,44(8):72-77.
ZHOU W L,ZHU M,JIANG D. Time and rating factor considered rating prediction method[J]. Electronic Technology,2015,44(8):72-77(in Chinese).

[18] TIROSHI A,BERKOVSKY S,KAAFAR M A,et al. Improving business rating predictions using graph based features[C]//Proceedings of the 19th International Conference on Intelligent User Interfaces. New York:ACM Press,2014:17-26.

[19] PEROZZI B,AL-RFOU R,SKIENA S. DeepWalk:Online learning of social representations[C]//Proceedings of the 20th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York:ACM Press,2014:701-710.

[20] MIKOLOV T,CHEN K,CORRADO G,et al. Efficient estimation of word representations in vector space[EB/OL]. (2013-01-16)[2020-03-01]. https://arxiv.org/abs/1301.3781.

[21] ORTEGA F,HERNANDO A,BOBADILLA J,et al. Recommending items to group of users using matrix factorization based collaborative filtering[J]. Information Sciences,2016,345:313-324.

作者简介:

詹娜娜 女,硕士研究生。主要研究方向:数据挖掘。

刘伟 男,博士研究生,助理研究员。主要研究方向:数据分析和信息系统。

陈新波 男,博士。主要研究方向:数据挖掘。

蒲菊华 女,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:城市计算与智慧城市。

Rating prediction model based on heterogeneous network representation learning

ZHAN Nana[1,2], LIU Wei[3,*], CHEN Xinbo[4], PU Juhua[1,2]

(1. Research Institute of Beihang University in Shenzhen, Shenzhen 518057, China;
2. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. School of Economics and Management, Beihang University, Beijing 100083, China;
4. China North Vehicle Research Institute, Beijing 100072, China)

Abstract: In recent years, it has become a hot spot to deeply analyze the personalized data of e-commerce users and provide recommendation services. The basis of recommendation service is to mine the potential interest of users and predict user's interest of products. Therefore, this paper takes this as the background to study the user's rating prediction of products. This paper studies the application of relational data of e-commerce in recommendation system, and puts forward a method of rating prediction by using network representation learning. First, the relational data is constructed into a heterogeneous network, and the users and items are the nodes in the network. Then, a personalized heterogeneous network sampling method is designed, which takes into account the network structure information and the similarity between nodes, and the nodes are represented and learned. Finally, the learned user and items representation vectors are input into the neural network for training, and the optimized neural network model is used to predict the score. The experimental results show that this method has high accuracy on YELP 13, Movielens 100k and Movielens 1m datasets. Compared with common methods, the accuracy is improved by more than 6.5%.

Keywords: rating prediction; recommendation system; representation learning; random walk; neural network

Received: 2020-03-19; **Accepted**: 2020-03-27; **Published online**: 2020-04-29 13:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200429.1222.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFB1002000); Science Foundation of Shenzhen City in China (JCYJ20180307123659504)

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

北京航空航天大学学报

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

北京航空航天大学学报

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第47卷 第5期　2021年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.5　May 2021

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

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

北京航空航天大学学报