



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2020-05

Vol.46 No.5

目 次

基于复杂网络的空中交通复杂性识别方法 吴明功, 叶泽龙, 温祥西, 蒋旭瑞 (839)

CFRP/钛合金叠层构件陀螺铣孔方法 高延峰, 方向恩, 熊俊, 肖建华 (851)

基于最小二乘拟合法的分布式 POS 全局估计方法 叶文, 刘艳红, 王博, 蔡晨光, 李建利 (862)

带前缘小翼的扇翼翼型气动特性数值模拟分析 杜思亮, 冯衬, 唐正飞 (870)

DRO 计算及其在地月系中的摄动力研究 吴小婧, 曾凌川, 巩应奎 (883)

基于 M-K 模型的 TA15 钛合金高温成形极限 毕静, 马博林, 张艳苓, 张志, 吴向东 (893)

非线性多目标概率约束规划免疫优化算法 张仁崇, 张著洪 (900)

基于背景和变化稀疏性的瞬变源图像重建算法 杨宜, 邓丽, 段然, 杨震 (915)

基于散射光强度的碳黑团聚体分形结构和粒径分布同时反演
..... 张俊友, 齐宏, 王一飞, 任亚涛, 阮立明 (925)

丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究 刘成, 谢荣建, 王仕越, 吴亦农 (933)

基于 CFD/CSD 松耦合的直升机配平分析方法 余瑾, 王松, 刘勇, 杨卫东 (941)

基于光场成像技术的散射性火焰温度场重建 黄兴, 齐宏, 牛志田, 任亚涛, 阮立明 (952)

二阶多智能体系统自抗扰编队跟踪与避撞控制 姚辉, 席建祥, 王成, 胡来红 (960)

一种基于图论的机场空域无人机流量控制方法 崔恺, 曾国奇, 林伟, 全权 (978)

单频 RTK 动态精度检测法及实验验证 孙艺轩, 蔚保国, 杨东凯, 杜毅, 汉牟田 (988)

基于深度学习的大型陨石坑识别方法研究 郑磊, 胡维多, 刘畅 (994)

基于扩张状态观测器的运输机多故障容错控制 董文瀚, 童颖裔, 朱鹏, 郭佳 (1005)

昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度的影响 张瑞华, 刘卫华, 彭孝天, 冯诗愚 (1018)

一种飞机大尺寸曲面测量点差异性规划方法 毛喆, 李浣杲, 徐岩, 曾琪, 主遼 (1024)

燃油箱耗氧惰化与中空膜惰化的数值模拟及比较
..... 王苏明, 冯诗愚, 李宗祺, 彭孝天, 刘卫华 (1032)

基于深度学习的图像拼接篡改检测 边亮, 罗霄阳, 李硕 (1039)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 206 * zh * P * ¥ 50.00 * 900 * 21 * 2020-05

CONTENTS

Air traffic complexity recognition method based on complex networks	WU Minggong, YE Zelong, WEN Xiangxi, JIANG Xurui (839)
Tilted orbital milling method for hole-making of CFRP/titanium alloy laminated structures	GAO Yanfeng, FANG Xiang'en, XIONG Jun, XIAO Jianhua (851)
Global estimation method based on least square fitting for distributed POS	YE Wen, LIU Yanhong, WANG Bo, CAI Chenguang, LI Jianli (862)
Numerical simulation and analysis of aerodynamic characteristics of fan-wing airfoil with leading edge winglet	DU Siliang, FENG Chen, TANG Zhengfei (870)
DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system	WU Xiaojing, ZENG Lingchuan, GONG Yingkui (883)
Hot forming limit of TA15 titanium alloy based on M-K model	BI Jing, MA Bolin, ZHANG Yanling, ZHANG Zhi, WU Xiangdong (893)
Immune optimization algorithm for nonlinear multi-objective probabilistic constrained programming	ZHANG Renchong, ZHANG Zhuhong (900)
A image reconstruction algorithm of transient sources based on combined sparsities of background and variation	YANG Yi, DENG Li, DUAN Ran, YANG Zhen (915)
Simultaneous inversion of fractal morphology and particle size distribution of soot aggregate based on light scattering intensity	ZHANG Junyou, QI Hong, WANG Yifei, REN Yatao, RUAN Liming (925)
Visualization experimental study of compensation chamber of a propylene loop heat pipe	LIU Cheng, XIE Rongjian, WANG Shiyue, WU Yinong (933)
Trim analysis method of helicopter based on CFD/CSD loose coupling	YU Jin, WANG Song, LIU Yong, YANG Weidong (941)
Temperature field reconstruction of scattering flame based on light-field imaging	HUANG Xing, QI Hong, NIU Zhitian, REN Yatao, RUAN Liming (952)
Active disturbance rejection based formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent system	YAO Hui, XI Jianxiang, WANG Cheng, HU Laihong (960)
Flow control method for UAV airport airspace based on graph theory	CUI Kai, ZENG Guoqi, LIN Wei, QUAN Quan (978)
Method and experimental verification of dynamic accuracy detection of single-frequency RTK	SUN Yixuan, YU Baoguo, YANG Dongkai, DU Yi, HAN Mutian (988)
Large crater identification method based on deep learning	ZHENG Lei, HU Weiduo, LIU Chang (994)
Multiple-fault fault-tolerant control of transport aircraft based on extended state observer	DONG Wenhao, TONG Yingyi, ZHU Peng, GUO Jia (1005)
Influence of diurnal temperature changes on oxygen concentration in free space of fuel tank	ZHANG Ruihua, LIU Weihua, PENG Xiaotian, FENG Shiyu (1018)
A difference measurement points planning method for large-scale surface of aircraft	MAO Zhe, LI Shuanggao, XU Yan, ZENG Qi, ZHU Kui (1024)
Numerical simulation and comparison of oxygen consumption inerting and hollow membrane inerting in fuel tank	WANG Suming, FENG Shiyu, LI Zongqi, PENG Xiaotian, LIU Weihua (1032)
Image mosaic tampering detection based on deep learning	BIAN Liang, LUO Xiaoyang, LI Shuo (1039)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0354

基于复杂网络的空中交通复杂性识别方法

吴明功^{1,2}, 叶泽龙^{1,2,3}, 温祥西^{1,2,*}, 蒋旭瑞⁴

(1. 空军工程大学 空管领航学院, 西安 710051; 2. 国家空管防相撞技术重点实验室, 西安 710051;

3. 中国人民解放军 95178 部队, 南宁 530049; 4. 中国人民解放军 94116 部队, 和田 848000)



摘 要: 在空中交通管理中, 识别空中交通复杂性是一项重要工作。目前的算法多采用飞机密度、机群、滞留程度等宏观指标对复杂性进行评价。利用复杂网络理论描述空中交通状况, 将空域中的飞机视为节点, 飞机与飞机之间距离小于彼此的机载防撞系统 (ACAS) 通信距离时开始构成连边, 以此构建飞行状态复杂网络模型, 可以更好地描述网络内部的微观特征。选取环边数、节点强度、平均聚类系数、介数中心性和网络效率等拓扑特性指标, 对动态空中交通状况进行了研究。在此基础上, 采用独立主元分析 (ICA) 在线识别空中交通复杂性, 将交通顺畅的情况作为训练数据集进行处理, 根据 SPE 统计量、 J^2 统计量和 I_e^2 统计量的变化来识别复杂性情况。仿真结果表明, 所提方法可以较好地识别空中交通复杂性。

关键词: 空中交通复杂性; 交通拥堵识别; 复杂网络; 独立主元分析 (ICA); 空中交通管理

中图分类号: V355

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-0839-12

随着空中运输的需求不断增加, 空中交通管制面临着日益增加的复杂性的挑战。冲突探测和解脱 (Conflict Detection and Resolution, CD&R) 技术, 旨在警告飞行员即将发生飞行冲突, 并协助其执行避让动作, 以减轻空中交通管制员工作压力。因此, 近年来, 人们不断开展对 CD&R 技术的研究。空中交通系统是一个复杂系统, 随着航空器数量不断增加, 当飞行量超过空域容量的上限, 将导致空中交通拥堵的现象, 影响飞行效率, 甚至演变为飞行冲突, 危及飞行安全。因此, 本文认为空中交通拥堵实际上是飞行冲突的早期表征。研究空中交通态势评估, 即空中交通拥堵识别, 对于评价飞行安全质量具有重要意义。对飞行冲突进行早期预警和预先调配, 并提供决策支持和参考依据, 是战略型冲突探测中的重要内容, 是中期冲突

探测系统 (Medium-term Conflict Detection system, MTCD) 中的先期告警平台^[1]。

随着空中交通态势在许多因素的综合作用下变得异常复杂, 许多问题在还原论思想的指导下得不出合理的解释。在这一时期, 复杂性科学蓬勃发展, 人们开始利用复杂性理论研究空中交通态势。Prandini 等^[2]考虑了飞机预测航迹的不确定性, 提出了通过概率型的空域使用率评估 3-D 空域的空中交通复杂度算法, 为战略冲突解脱提供机动策略。张进等^[3]认为空中交通复杂性贯穿于空中交通管理的始终, 已成为认识系统涌现的重要线索。张晨等^[4]提出了基于连携效应的交通复杂性测度模型, 改进了扇区范围内的改航航段和策略生成方法。

上述研究从宏观角度评估了空中交通的复杂

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-12-15; 网络出版时间: 2019-12-30 17:45

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191230.1108.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (71801221); 陕西省自然科学基金计划 (2018JQ7004)

* 通信作者: E-mail: wxxajy@163.com

引用格式: 吴明功, 叶泽龙, 温祥西, 等. 基于复杂网络的空中交通复杂性识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 839-850. WU M G, YE Z L, WEN X X, et al. Air traffic complexity recognition method based on complex networks [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 839-850 (in Chinese).

性。宏观指标往往通过对航空器较多的繁忙时段采集获取,是对一段时间的统计信息,缺乏实时性。此外,尽管此类数据较易获取和应用,但是由于运行环境的差异导致数据缺乏普适性。在空域中,飞机之间的相对位置关系能够实时地反映当前空域中的冲突情况和调配难度即空中交通的复杂性。从这个角度出发,一些研究者建立了飞机状态网络,并用复杂网络理论评估空中交通的复杂性。陈新伟等^[5]构建了基于复杂网络理论的航线飞行 CD&R 的基本框架。王红勇等^[6-7]中以节点度、连通率和网络结构熵描述网络复杂性,提出以内聚力和稳定性指标反映飞机聚集成簇的程度。Zanin^[8]以 K-means 聚类算法划分空域交通复杂情况。复杂网络分析方法为本文揭示飞行状态网络结构提供了重要的理论工具,为了描述网络结构特性,需要选择反映网络全局特性的复杂网络指标。

以上文献中构建的网络是无权网络,丢失了距离信息,且选择的指标对网络结构信息反映不全面。为了对空中交通复杂性进行综合分析,本文从复杂网络的角度描述了空中交通状况,并采用了一些新的指标进行识别。此外,评估方法也是复杂性识别中的关键问题。经典的评估方法往往需要主观设置阈值,聚类算法同样在很大程度上受类别数 k 的影响。为了解决上述问题,本文提出了一种空中交通复杂性识别的黑盒方法,通过对样本的学习直接找出复杂性识别的控制限,避免了阈值设置上的主观性。首先对空中交通状况进行飞行状态网络建模,选取了 5 个静态拓扑指标映射空中交通复杂性,然后引入独立主元分析 (Independent Component Analysis, ICA) 方法对空中交通复杂态势进行在线监控^[9-11]。通过本文所提方法,可以实时获取空情信息,分析空中交通态势及其演化过程,为战略层飞行冲突预警提供决策支持。通过人工网络和实际飞行状态网络验证了所提方法的有效性。

1 飞行状态网络建模方法

1.1 网络的构建

以飞机为节点,当潜在冲突发生时,飞机通过机载防相撞系统 (Airborne Collision Avoidance System, ACAS) 与邻机通信,并立即采取行动解决冲突。如果 ACAS 通信距离的范围覆盖了邻近的飞机,则节点之间有一条边。这里,ACAS 通信距离 $R_{ACAS} = 40$ km。飞行状态网络结构差异性如图 1 所示。

图 1 中,相同的空域内分布着 5 架同型航空

器,其 ACAS 通信距离均为 40 km,3 个空域按照复杂程度从小到大排序依次为:空域 A、空域 B、空域 C。图 1(a)中,各飞机在空域中分布相对分散,反映在复杂网络中即为各节点相互孤立;图 1(b)中,部分飞机相互靠近聚集成簇,在彼此 ACAS 通信距离内,开始构成连边;图 1(c)中,所有飞机聚集在空域的中心区域,空中态势拥堵程度高,网络全连通甚至出现环边,极不利于管制员调配冲突。

此外,航空器间的距离直接影响飞行安全,本文设想将距离因素也考虑进飞行状态网络内。当两机间隔越小,冲突越突出,网络也越紧密。因此,本文将两机距离的倒数设置为网络边权,将上述模型拓展为加权网络模型,其权值设置如图 2 所示。

当两机距离 $d = 35$ km 时,两机 AC_i 和 AC_j 连边的边权为 $w_{ij} = 1/35$ 。由此看出,当空域中航空器数量相当时,空中交通复杂性受网络结构影响很大。

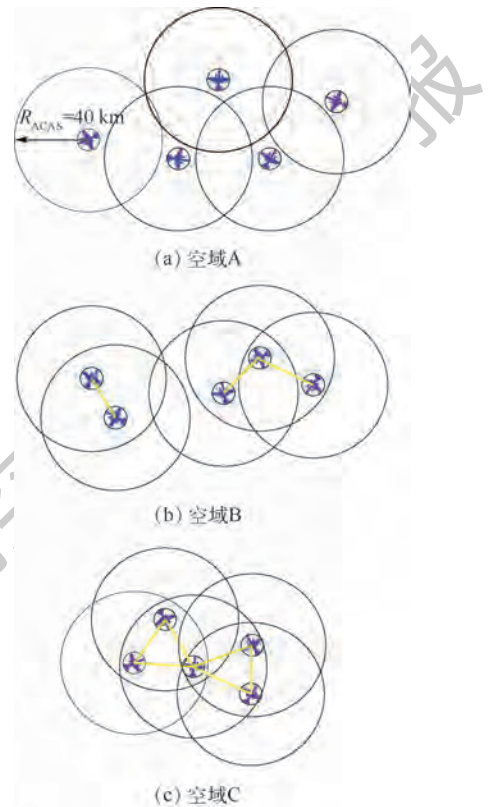


图 1 飞行状态网络结构差异性

Fig. 1 Difference of flight state network structures

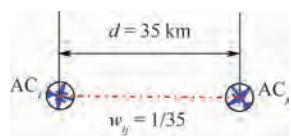


图 2 边权设置

Fig. 2 Edge weight setting

1.2 网络拓扑指标的选取

在一个无向飞行状态网络 $G = \{V, E_d, W_e\}$ 中,飞机节点表示为 $V = \{v_i | i \in I, I = 1, 2, \dots, N\}$, N 为节点数,节点 v_i 与 v_j 之间存在连边 $E_d = \{e_{dij} = (v_i, v_j) | i, j \in I\} \subseteq V \times V$, $Z = \{z_{ij}\}_{n \times n}$ 为网络的邻接矩阵,其中,元素 z_{ij} 可以表示为

$$z_{ij} = \begin{cases} 1 & (v_i, v_j) \in E_d \\ 0 & (v_i, v_j) \notin E_d \end{cases} \quad (1)$$

$W_e = \{w_{eij}\}_{n \times n}$ 为网络的加权邻接矩阵,当节点之间不存在连边时,权值为无穷。选取以下指标,映射空中交通复杂性:

1) 环边数(LN)

环边数是一个能反映网络复杂程度的简单指标,环边数越多说明网络越紧密。本文采用深度优先搜索(Depth-first Search, DFS)算法计算网络环边数^[12]。

2) 平均点强(ANS)

加权的节点度即是节点点强 s_i , 平均点强 \bar{s}_i 的表达式为

$$\bar{s}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N z_{ij} w_{eij} \quad (2)$$

节点点强越大,说明飞机节点与周围飞机连接紧密。

3) 平均加权聚类系数(ACC)

平均加权聚类系数描绘了网络的聚集性特征^[13],单个节点的加权聚类系数表达式为

$$c(i) = \frac{1}{s_i(k_i - 1)} \sum_{j,k} \frac{w_{eij} + w_{eik}}{2} z_{ij} z_{jk} z_{ki} \quad (3)$$

式中: k_i 为节点度值。 v_j, v_k 为节点 v_i 的2个相邻节点, z_{ij} 反映节点对的连接状态,当 v_i 和 v_j 互连, $z_{ij} = 1$, 否则 $z_{ij} = 0$ 。为使 $c(i) \in [0, 1]$, 式(3)右侧除

以 $s_i(k_i - 1)$ 。平均加权聚类系数 $\bar{C} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N c(i)$ 。

4) 平均点介数(ABC)

介数中心性是级联故障现象与网络动力学行为的概念,反映了节点或连边在整体网络中的中心程度,点介数表达式为

$$B(k) = \sum_{i \neq j} \frac{\sigma_{ij}(k_v)}{\sigma_{ij}} \quad (4)$$

式中: $\sigma_{ij}(k_v)$ 为节点 v_i 与节点 v_j 间经由节点 v_k 的最短路径数目; σ_{ij} 为节点 v_i 与节点 v_j 间最短路径的数目。介数大的节点在网络中占据中心位置,对其他节点的行为产生更大影响^[14-15]。

5) 网络效率(NE)

网络效率是全部节点间的距离倒数和的平均值,其表达式为

$$E_w = \frac{1}{N(N-1)} \sum_{i \neq j} \frac{1}{d_{ij}} \quad (5)$$

式中: d_{ij} 为节点 v_i 与 v_j 间的距离。网络效率可以反映网络信息传输的难易程度, E_w 越大,信息传递越顺畅,网络鲁棒性就越强。

2 独立主元分析监测方法

2.1 独立主元分析方法

ICA 方法是近年来发展起来的一种统计信号处理方法。对于给定的 d 个观测变量 $x(1), x(2), \dots, x(d)$, 它们可以表示为 $m (m \leq d)$ 维未知的独立成分 $s(1), s(2), \dots, s(m)$ 的线性组合。其中,独立成分和观测变量都已进行零均值标准化处理,它们之间的关系可以表示为

$$X = AS + E \quad (6)$$

式中: $X = [x(1), x(2), \dots, x(n_s)] \in \mathbf{R}^{d \times n_s}$ 为观测变量; $S = [s(1), s(2), \dots, s(n_s)] \in \mathbf{R}^{m \times n_s}$ 为独立成分变量; $A = [a(1), a(2), \dots, a(m)] \in \mathbf{R}^{d \times m}$ 为未知的混合矩阵; $E \in \mathbf{R}^{d \times n_s}$ 为残差矩阵, n_s 为样本数量。若 $d = m$, 残差矩阵 E 为一个零矩阵。

ICA 方法要解决的主要问题,即是仅通过观测变量 X , 估计出混合矩阵 A 和独立成分变量 S 。本文定义一个解混矩阵 W , 实现对独立成分变量的估计:

$$\hat{S} = WX \quad (7)$$

式中: \hat{S} 为独立成分变量 S 的估计量,当解混矩阵 W 是混合矩阵 A 的逆矩阵 ($W = A^{-1}$) 时, \hat{S} 为 S 的最优估计。

ICA 方法首先需进行白化处理,以消除随机变量之间的相关性。对于样本 k_y 有 d 维随机变量 $x(k_y)$, 其协方差为 $R_x = E(x(k_y)x^T(k_y))$ 。 R_x 可特征分解为

$$R_x = UAU^T \quad (8)$$

白化处理可表示为

$$z(k_y) = QX(k_y) \quad (9)$$

式中: $X(k_y)$ 为样本 k_y 的观测变量;白化矩阵 $Q = A^{-1/2}U^T$ 。在这一白化处理下, $R_z = E(z(k_y) \cdot z^T(k_y))$ 为单位阵。因此在该处理下,式(9)可转化为

$$z(k_y) = QX(k_y) = QAs(k_y) = Bs(k_y) \quad (10)$$

式中:矩阵 B 为正交矩阵。因此,该问题从求解一个任意的满秩矩阵 A 简化为求解一个正交阵 B 。由式(10)可对 $s(k_y)$ 进行估计:

$$\hat{s}(k_y) = B^T z(k_y) = B^T QX(k_y) \quad (11)$$

由式(7)和式(11),可表示出解混矩阵 \mathbf{W} 和正交阵 \mathbf{B} 的关系:

$$\mathbf{W} = \mathbf{B}^T \mathbf{Q} \quad (12)$$

本文采用 Hyvärinen 提出的 Fast-ICA 算法^[16-17]计算解混矩阵 \mathbf{W} ,其主要步骤如下:

步骤 1 随机选择初始化权值向量 \mathbf{w} 。

步骤 2 令 $\mathbf{w}_{\text{new}} = E\{\mathbf{x}g(\mathbf{w}^T \mathbf{x})\} - E\{g'(\mathbf{w}^T \mathbf{x})\}\mathbf{w}$ 。

步骤 3 令 $\mathbf{w} = \mathbf{w}_{\text{new}} / \|\mathbf{w}_{\text{new}}\|$ 。

步骤 4 $\mathbf{w}_k = \mathbf{w}_k - \sum_{i=1}^{k-1} (\mathbf{w}_k^T \mathbf{w}_i) \mathbf{w}_i$ 。

步骤 5 如果结果不收敛,则转到步骤 2。

步骤 6 令 $k_y = k_y + 1$,如果 k_y 小于独立成分(ICs)的数量,则转到步骤 1。

在步骤 2 中,函数 g 通常取:

$$g_1 = \frac{1}{a_1} \log_2 \cosh(a_1 u) \quad (13)$$

$$g_2 = \exp(-a_2 u^2 / 2) \quad (14)$$

$$g_3 = u^4 \quad (15)$$

式中: $1 \leq a_1 \leq 2; a_2 \approx 1$ 。

2.2 基于 ICA 的异常监测统计量

利用正常运行下的离线历史数据估计出统计量的“阈值”,称之为控制限,当在线监测样本的统计值超过该控制限时,则认为异常情况发生。

在正常运行下,有观测变量 $\mathbf{x}(1), \mathbf{x}(2), \dots, \mathbf{x}(d)$,在独立成分空间中标准化后的数据集为 $\mathbf{X}_{\text{normal}}$ 。在观测变量维度与独立成分变量维度相等的情况下,通过 Fast-ICA 算法可解得解混矩阵

\mathbf{W} 和独立成分的估计量 $\hat{\mathbf{S}} (\hat{\mathbf{S}} = \mathbf{W}\mathbf{X})$ 。同样地,在 Fast-ICA 运算过程中,矩阵 \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 和 \mathbf{Q} 也可求解到。将解混矩阵 \mathbf{W} 各向量 \mathbf{w}_i 范数按大小排列,选取矩阵 \mathbf{W} 前 a 列构成约化矩阵 \mathbf{W}_d (\mathbf{W} 的主要部分),剩余列构成约化矩阵 \mathbf{W}_e (\mathbf{W} 的次要部分)。因此,新的主元空间和残差空间中的独立成分向量 $\hat{\mathbf{s}}_{\text{new } d}(k_y)$ 和 $\hat{\mathbf{s}}_{\text{new } e}(k_y)$,可由式(16)、式(17)求得

$$\hat{\mathbf{s}}_{\text{new } d}(k_y) = \mathbf{W}_d \mathbf{x}_{\text{new}}(k_y) \quad (16)$$

$$\hat{\mathbf{s}}_{\text{new } e}(k_y) = \mathbf{W}_e \mathbf{x}_{\text{new}}(k_y) \quad (17)$$

在主成分分析(Principal Component Analysis, PCA)方法中,有 2 类统计量用于过程的监控。 D 统计量针对过程变量的主元部分,而 Q 统计量针对过程变量的残差部分。类似地,本文将这 2 个统计量也用于 ICA 算法的过程监控中。 D 统计量,即 I^2 统计量,对于样本 k_y 而言,可由式(18)定义:

$$I^2(k) = \hat{\mathbf{s}}_{\text{new } d}^T(k_y) \hat{\mathbf{s}}_{\text{new } d}(k_y) \quad (18)$$

Q 统计量,也即 SPE 统计量,其定义如下:

$$\text{SPE}(k) = \mathbf{e}^T(k_y) \mathbf{e}(k_y) = (\mathbf{x}(k_y) - \hat{\mathbf{x}}(k_y))^T (\mathbf{x}(k_y) - \hat{\mathbf{x}}(k_y)) \quad (19)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}(k_y)$ 可由式(20)计算得到:

$$\hat{\mathbf{x}}(k_y) = \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_d \hat{\mathbf{s}}(k_y) = \mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_d \mathbf{W}_d \mathbf{x}(k_y) \quad (20)$$

此外,Simoglou 等^[18]基于典型关联分析(Canonical Variate Analysis, CVA)提出了监控系统状态的 T^2 统计量。本文借鉴这一方法,采用基于残差空间的独立主元 $\hat{\mathbf{s}}_{\text{new } e}(k_y)$ 的统计量 I_e^2 监控异常状态。该统计量的优势在于能够补偿独立主元数量选择不恰当时的误差, I_e^2 统计量定义如下:

$$I_e^2(k_y) = \hat{\mathbf{s}}_{\text{new } e}^T(k_y) \hat{\mathbf{s}}_{\text{new } e}(k_y) \quad (21)$$

I_e^2 与 I^2 统计量互为补充,共同监控系统的运行状态。

2.3 控制限的确定

在离线获取正常数据后,样本 m ($m = 1, 2, \dots, N$) 对应的统计值 $I^2(m)$ 、 $I_e^2(m)$ 和 $\text{SPE}(m)$ 可由 2.2 节式(18)~式(21)计算求出。同样,在线监测过程中,采样时刻 k_i 的样本统计量 $I^2(k_i)$ 、 $I_e^2(k_i)$ 和 $\text{SPE}(k_i)$ 也可实时计算得出。通过核密度估计(Kernel Density Estimation)方法计算正常样本统计特征的控制限(Control Limit),绘制 ICA 监测图,比较在线监测样本的统计值与控制限的大小,若超过控制限,则认为该采样时刻的样本存在异常。

在 PCA 监测中,Hotelling 的 T^2 统计量分析和 SPE 统计图是提取数据关键特征的重要工具,而这一方法是在假设潜变量的概率密度函数服从多变量高斯分布的基础上进行的。然而在 ICA 监测方法中,本文无法预先知道独立成分的统计分布情况,因此,统计量的控制限不能直接通过某一具体分布求取。本文采用核密度估计方法计算 I^2 、 I_e^2 和 SPE 的控制限。对于核 K 的单变量核密度估计量 $\hat{f}(q)$ 可表示为

$$\hat{f}(q) = \frac{1}{n_o h} \sum_{i=1}^{n_o} K\left(\frac{q - q_i}{h}\right) \quad (22)$$

式中: q 为估计数据点; q_i 为观测值; h 为平滑参数; n_o 为观测值的数量; K 为核函数。因此,核估计量是观测出“波动”的总和。核函数 K 定义了这种“波动”的模式,以及需要满足以下条件:

$$\int_{-\infty}^{+\infty} K(q) dq = 1 \quad (23)$$

核函数的选择对模型影响有限,而高斯核

函数对于大多数模型都是适用的,选其作为核函数。求取 ICA 监测中的控制限主要有如下 3 个步骤:

步骤 1 通过离线正常数据计算 I^2 、 I_e^2 和 SPE 统计量。

步骤 2 使用单变量核密度估计量计算 I^2 、 I_e^2 和 SPE 统计量的密度函数。

步骤 3 选择 99% 置信水平的点作为该统计量的控制限。

与通过 Hotelling 的 T^2 统计量获取控制限相比,使用核密度估计方法求取控制限的主要优势在于与数据联系更紧密。

2.4 贡献图

通过 I^2 、 I_e^2 和 SPE 三个统计量的 ICA 监测图可以在线识别出数据的异常情况,然而,监测图只能反映异常是否存在,不能诊断出是何种故障或是哪些变量的问题导致了异常的发生。以空中交通复杂性识别为例,监测图仅能体现该状态下空域是否超出控制限,进入拥挤状态,而不能反映出拥挤产生的原因。因此,贡献图 (Contribution Plots) 方法是 ICA 异常诊断中分析故障原因的重要方法。当采样时刻 k_t 发生异常,画出该时刻各统计量的监测变量贡献图,能够反映各监测变量对于模型或残差的影响大小。

在 ICA 监测中,变量 $\mathbf{x}(k_t)$ 对于 $I^2(k_t)$ 和 $I_e^2(k_t)$ 的贡献可分别由式(24)和(25)表示:

$$\mathbf{x}_{cd}(k_t) = \frac{\mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_d \hat{\mathbf{s}}_{new d}(k_t)}{\|\mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_d \hat{\mathbf{s}}_{new d}(k_t)\|} \|\hat{\mathbf{s}}_{new d}(k_t)\| \quad (24)$$

$$\mathbf{x}_{ce}(k_t) = \frac{\mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_e \hat{\mathbf{s}}_{new e}(k_t)}{\|\mathbf{Q}^{-1} \mathbf{B}_e \hat{\mathbf{s}}_{new e}(k_t)\|} \|\hat{\mathbf{s}}_{new e}(k_t)\| \quad (25)$$

式中:变量贡献值的平方和分别等于该采样时刻 I^2 、 I_e^2 的值,即 $\mathbf{x}_{cd}(k_t) \mathbf{x}_{cd}^T(k_t) = I^2(k_t)$, $\mathbf{x}_{ce}(k_t) \mathbf{x}_{ce}^T(k_t) = I_e^2(k_t)$ 。同样,SPE 统计量的变量贡献值也可以计算出来。采样时刻 k_t ,SPE 统计量的定义由式(19)可知,有 $SPE(k_t) = \mathbf{e}^T(k_t) \mathbf{e}(k_t)$ 。因此,向量 $\mathbf{e}(k_t)$ 包含了每个监测变量特有的预测误差,绘制 $\mathbf{e}(k_t)$ 各元素的柱状图作为 SPE 统计量的贡献图。

3 方法流程

基于此,本文提出了一种基于复杂网络理论的飞行状态网络建模方法,在此基础上,通过 ICA 异常诊断方法在线评估空中交通复杂性,将超出控制限的样本称为拥挤样本,低于控制限的,认为其较为流畅,以此监测空中交通拥挤。本文方法主要流程如图 3 所示。

由图 3 可知,提出的空中交通复杂性评估方法主要分为 2 个步骤:复杂网络建模与 ICA 在线监控。其中,ICA 在线监控空中交通复杂性状况的步骤如下。

1) 离线训练阶段

步骤 1 收集空中交通运行流畅状态(正常状态)下的数据作为训练集。

步骤 2 对训练集进行预处理(中心化),之后进行白化处理,以消除变量之间的相关性。

步骤 3 利用 Fast-ICA 算法计算混合矩阵 \mathbf{A} 和解混矩阵 \mathbf{W} 。

步骤 4 计算 SPE、 I^2 和 I_e^2 统计量。

步骤 5 利用核密度估计方法计算各统计量的控制限。

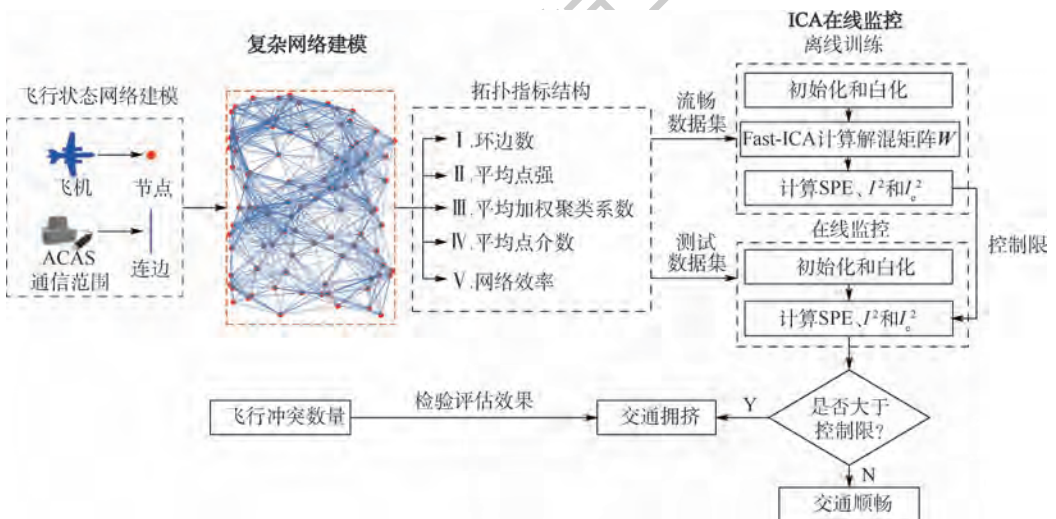


图 3 本文方法主要流程

Fig. 3 Main flow of proposed method

2) 在线监控阶段

步骤 1 以待监测的数据为测试集,进行预处理。

步骤 2 在线计算监测数据的 SPE、 I^2 和 I_c^2 统计量,评估空中交通复杂性。

步骤 3 若某统计量大于对应控制限,则认为该采样时刻空中交通拥挤;否则认为空中交通流畅。

4 仿真分析

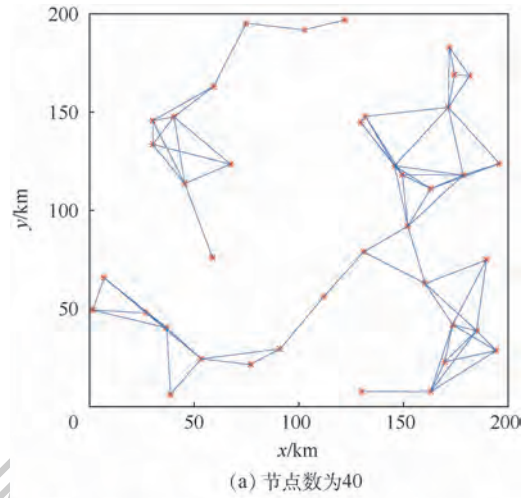
为了验证本文方法的有效性,首先对空中交通态势进行仿真,考察在仿真环境中的监测效果;其次以 ZPPP-昆明长水机场进近阶段数据为监测样本,对某日 15:40—16:05 期间的空中交通情况进行动态评估。

4.1 数据采集

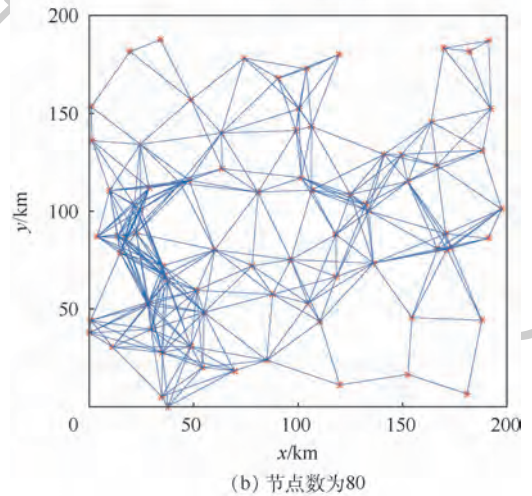
在仿真场景中,空域大小设置为 $200\text{ km} \times 200\text{ km}$ 。为了方便描述空域飞机分布情况,随机产生一批飞机但其位置服从特定分布,且从样本多样性角度考虑,本文假设飞机位置服从均匀分布、正态分布和指数分布,且 x 、 y 坐标值之间相互独立。首先,本文认为飞机(节点)数对空中交通复杂性影响最大,这在飞行状态网络结构中能够体现。以飞机位置服从均匀分布为例,节点数 $N=40, 80$,其网络结构变化可如图 4 所示。

固定空域中,当节点数很少时,如图 4(a)所示,节点之间相互连接,但网络仍不是全连通的;当节点数量增加到 80 时,如图 4(b)所示,网络全连通,且随着飞机数量的增多,网络规模进一步扩大。经过大量测试发现,该空域中节点数 $N=40$ 时,空中交通仍比较流畅,结论的依据是大部分样本中的飞行冲突数量都小于 5。这里,二维平面中飞行冲突定义为两机间隔小于 5 min 。因此,本文采集节点数 $N=20, 30, 40$ 且服从均匀分布的样本各 50 组,作为正常数据集。飞机位置服从均匀分布是一种空域利用率最高的理想状态,一般情况下,民航飞机按照机场-进近-区域飞行,军航飞机根据作战任务的不同,灵活选择空域或航线,鲜有文献对位于空域中的飞机位置分布规律进行统计分析。这里,为了方便描述,本文假设飞机位置服从正态分布和指数分布,且节点数均为 $N=80$,网络结构如图 5 所示。

与图 4(b)相比,同样是 80 个节点,节点之间紧密程度由强至弱依次为:指数分布,正态分布,均匀分布。特别是飞机坐标服从指数分布时,大



(a) 节点数为40



(b) 节点数为80

图 4 网络结构随节点数增多的变化情况

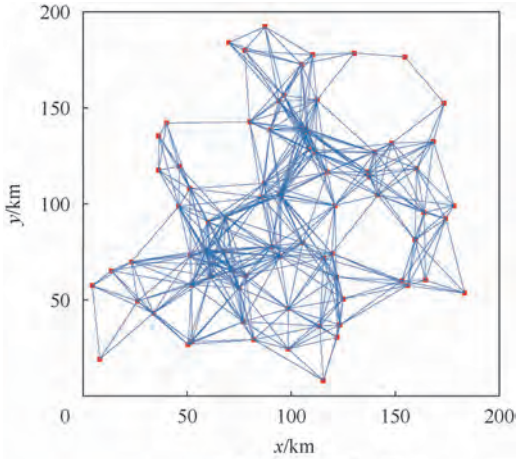
Fig. 4 Variation of network structure with increase of node number

量飞机聚集在中心位置,飞行冲突突出,空中交通复杂程度过高,拥挤严重。本文以这 2 种情况的样本为在线监测测试集,逐渐减少节点数,考察提出的方法对空中交通拥堵识别的效果。

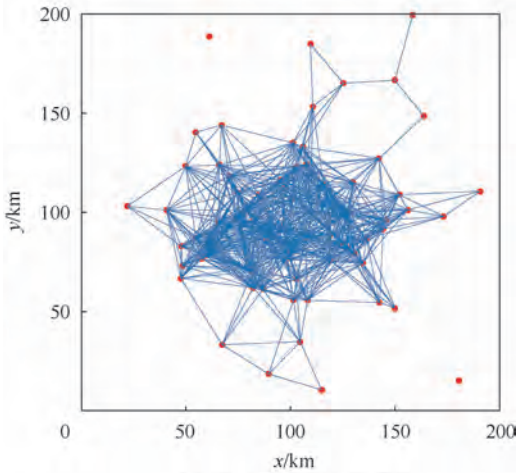
在实际飞行场景中,本文以 ZPPP-昆明长水机场进近阶段数据为样本,选择交通流畅的样本训练后,对某日 15:40—16:05 期间的空中交通情况进行了动态评估。每隔 5 min ,以快照(Snapshot)的形式记录下实时的空中交通情况,这样动态复杂网络被离散为 6 个静态子网络(Sub-networks),通过提出的方法对空中交通状况进行在线监控。

4.2 仿真场景

首先,本文从静态子网络的角度出发,考察该方法的有效性。即在空域中随机产生一批飞机,记录下此时的飞机位置信息,收集若干样本作为测试集,在离线训练好的模型中在线监测。采集飞机数量 $N=20, 30, 40$ 且服从均匀分布的样本



(a) 正态分布(节点数为80)



(b) 指数分布(节点数为80)

图5 相同节点数不同分布时网络结构的差异

Fig.5 Difference of network structure with the same node number but different distribution of nodes

各50组,作为正常数据集,且这些数据中飞行冲突数量均小于5。首先,本文探究所提方法在飞机数量增加时对空中交通拥堵的识别效果,测试集为服从均匀分布的50组节点数量均为 $N=50$ 的样本,其中,飞行冲突数量均大于8。前150个样本为正常数据集,后50个样本为监测数据集,其结果如图6所示。

从图6中可以看出,提出的方法能够准确识别空中交通异常。 I^2 和 I_e^2 统计量从第151个样本开始监测到异常,不存在延迟和错误诊断。SPE统计量在训练过程中不稳定,导致控制限偏高;在监测阶段,从第151个样本起虽然SPE统计值明显高于训练阶段统计值,但大部分仍略低于控制限,未能判断为拥挤样本。

为了进一步说明是何种原因造成了交通拥挤,本文给出第175个样本的贡献图,变量1~5依次为环边数、平均点强、平均加权聚类系数、平均点介数和网络效率指标,结果如图7所示。

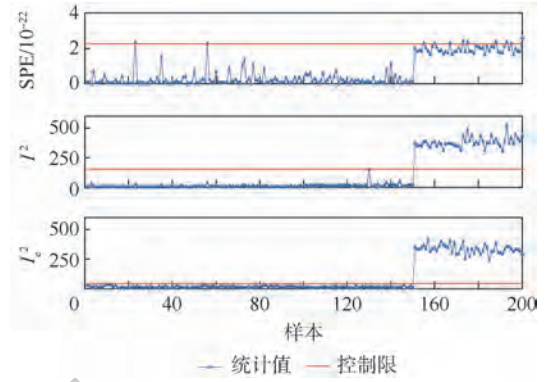


图6 监测图(均匀分布且节点数为50)

Fig.6 Monitoring charts (uniformly distributed and node number equals to 50)

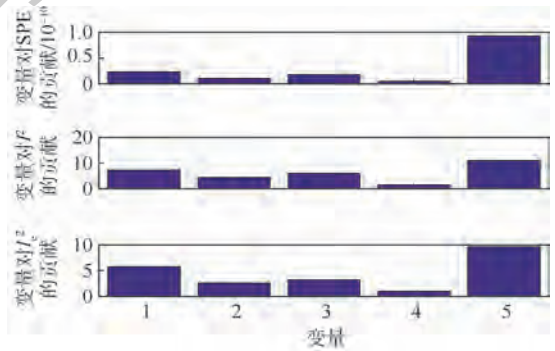


图7 变量对偏差的贡献

Fig.7 Contribution of variables to deviation

从图7中可以看出,网络效率对空中交通拥堵影响最大,其次为环边数、平均加权聚类系数和平均点强,平均点介数最弱。这是因为随着空域中飞机数量的不断增加,网络结构趋于复杂,这些从网络整体复杂度出发的指标最为敏感,而由于网络结构类似于随机网络,平均点介数和平均加权聚类系数指标相对变化较小。

另外,本文比较关心该方法在不同网络结构中的效果,这里以飞机坐标服从正态分布和指数分布的样本为测试集,训练集同上一试验。由于这2种情况下交通状态明显拥堵,本文设置空域中的飞机数量与训练集中相当, $N=40,30,20$,考察方法对复杂性的评估能力,监测结果如图8所示。

图8(a)~图8(c)服从正态分布,图8(d)~图8(f)服从指数分布,且各组样本中节点数量从40依次减少到20,监测样本中飞行冲突数量均大于8。当飞机位置服从正态分布且节点数量 $N=40$ 和30时,如图8(a)、图8(b)所示,拥堵情况被部分统计量准确识别,验证了该方法对于不同结构的有效性。当节点数量减少到20时,如图8(c)所示, I^2 统计量的控制限因训练阶段的一个错误样本而严重偏高,而SPE和 I_e^2 统计量的监测样

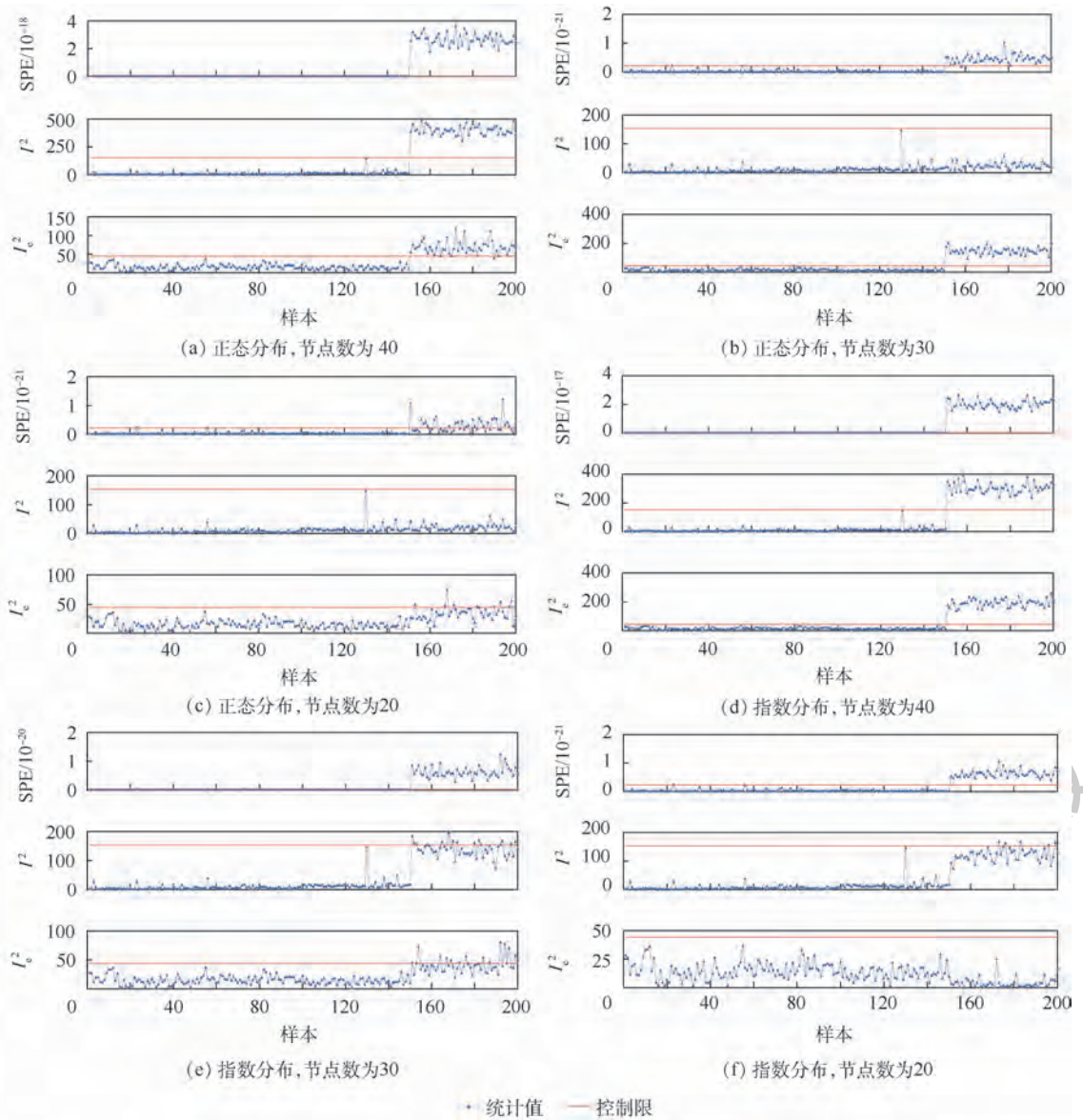


图8 不同节点数和分布时的监测图

Fig. 8 Monitoring charts with different node number and distribution

本与训练样本存在比较明显的差异,在控制限上下波动,空中交通已经比较流畅。当飞机位置服从指数分布时,如图8(d)、图8(e)和图8(f)所示,拥挤情况均被所有或部分统计量识别出来。特别图8(f)与图8(c)相比,虽然节点数均为20,但指数分布的异常情况被SPE统计量识别出来,说明了相同飞机数量的情况下,指数分布比正态分布更加拥挤。上述试验验证了该方法对于静态网络的复杂性识别有效性,样本中各网络相互独立,没有时间上的先后顺序。

4.3 空管运行场景

在实际空管运行场景中,本文以ZPPP-昆明长水机场进近阶段数据为样本,对某日15:40—16:05期间的空中交通情况进行动态评估。每隔5 min,以快照的形式记录下实时的空中交通情

况,这样动态复杂网络被离散为6个静态子网络,如图9所示。

进近阶段空中交通态势如图9所示,一个动态复杂网络按照相同的时间间隔5 min离散为6个静态子网络,客观反映了空中交通态势的动态变化过程。通过复杂网络建模,雷达管制实况可抽象为如图10所示的网络结构图。

从图10可以比较直观地看出,随着将飞机从进近阶段向机场管制区域移交,空中交通态势的总体趋势从拥挤逐渐转变为流畅。然而,本文需要一种研究方法对空中交通复杂性进行定性的分析。因此,本文在该场景下验证提出方法的有效性。为了获得理想的监测效果,本文将管制区容量考虑在内,在大量的真实数据中选择了50个交通流畅的正常样本作为训练集。在表1中列出了

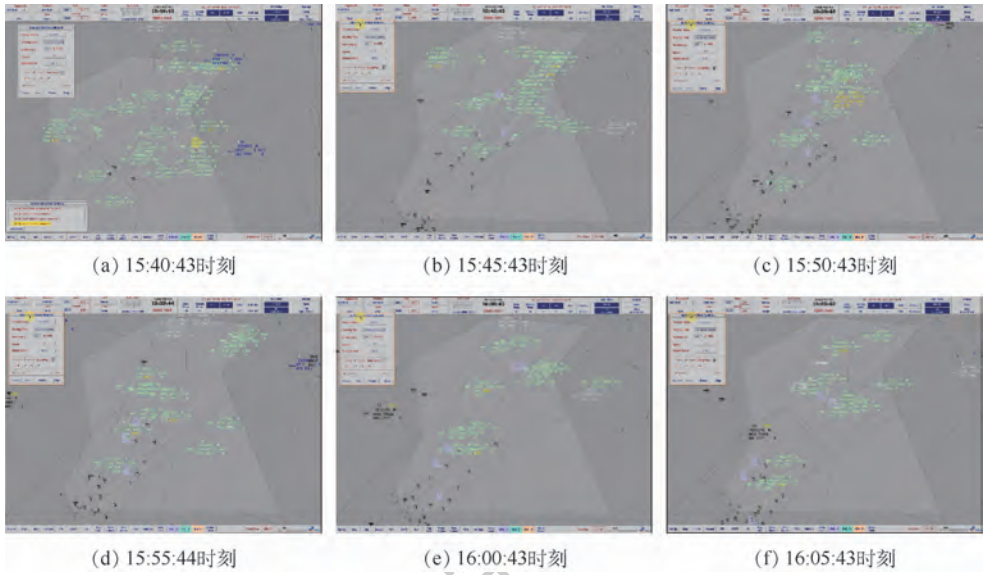


图 9 进近阶段不同时刻雷达屏幕截图

Fig. 9 Radar screenshots at different moments in phase of approaching

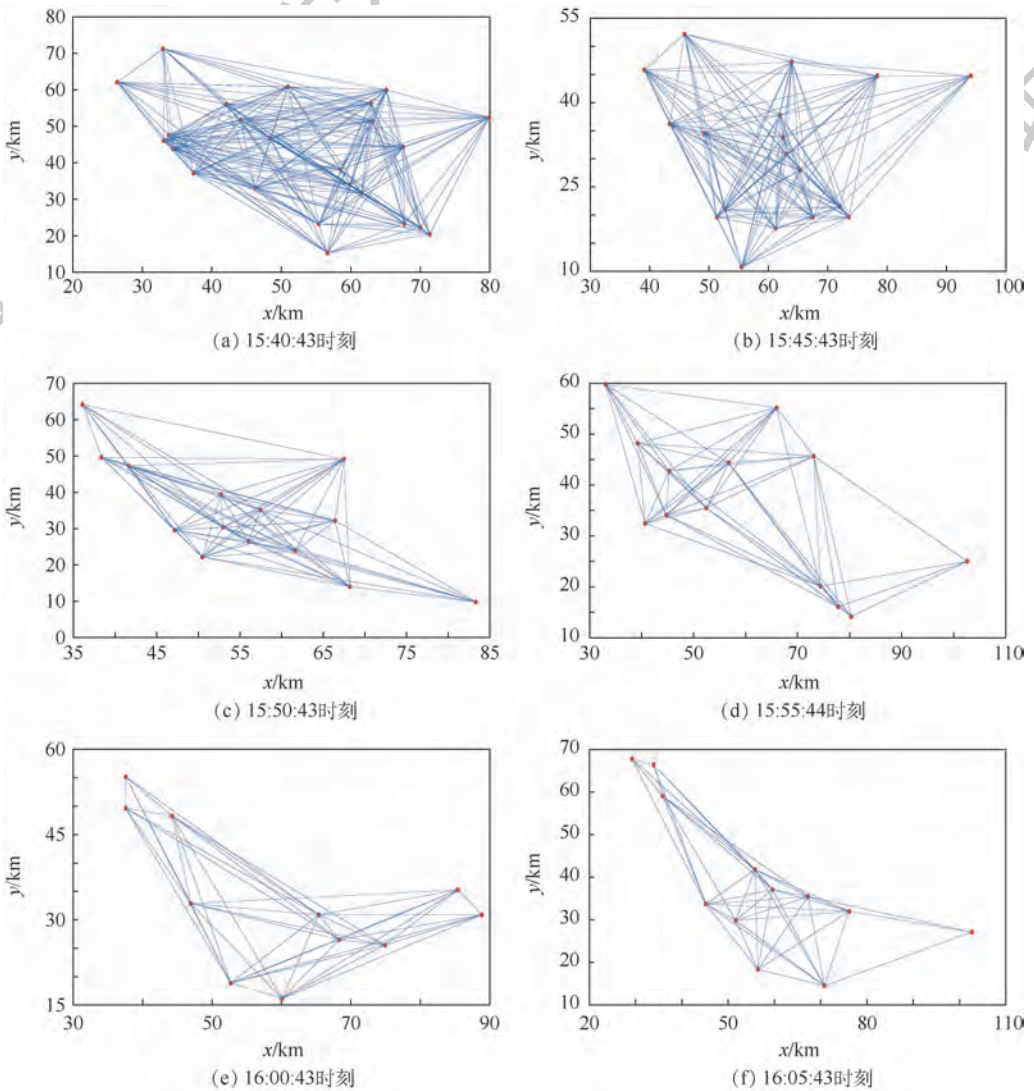


图 10 进近阶段不同时刻离散子网络

Fig. 10 Discrete sub-network structures at different moments in phase of approaching

部分样本的5个拓扑指标。通过核密度估计方法计算出的SPE、 I^2 和 I_e^2 统计量的控制限分别为 3.3357×10^{-29} 、15.3452和9.7521。在异常监测阶段,6组样本的拓扑指标和对应的SPE、 I^2 和 I_e^2 统计值如表2所示。

将监测样本统计值与控制限比较,本文发现SPE和 I^2 统计量识别到了部分异常情况,而 I_e^2 统计量总是低于控制限。SPE统计量判断前4个样本为拥挤态势,而 I^2 统计量识别到前2个样本为拥挤态势,说明SPE统计量相较于 I^2 统计量对指标的变化更加敏感。在这6个采样时刻中,根据SPE和 I^2 统计量的评估结果,态势从拥挤到流畅的复杂性排序均为:1>2>3>4>6>5,差异仅在于2个统计量对于指标变化的敏感程度。

表1 部分训练样本拓扑指标值

Table 1 Some topological indicator values of training samples

样本序号	LN	NS	CC	BC	NE
1	53	9.7546	0.8134	0.0219	40.1250
2	41	9.1458	0.8274	0.0293	20.5694
3	60	10.8832	0.8427	0.0129	35.4113
4	42	8.4339	0.7753	0.0345	20.8822
5	59	11.9777	0.8523	0.0154	24.7902
6	52	9.5677	0.8176	0.0211	27.1053
7	50	9.6173	0.8036	0.0228	31.4941
8	20	11.5701	0.7234	0.0292	21.4783
9	41	7.7963	0.8133	0.0310	19.4809
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
50	60	14.5362	0.8552	0.0139	24.1630

因此,本文认为在进近区域的空中交通复杂性识别中,在判断空中态势是否拥挤时,SPE和 I^2 统计量都应给予充分关注。为了验证提出方法的评估效果,利用文献[19]中的聚类算法测试同样的管制运行数据,与本文方法进行比较。文献[19]将不同维度和阶段的拓扑指标组合成一个综合复杂性指标向量,使用K-means算法将样本依据空中交通复杂性划分为3类。各指标和评估结果如表3所示,表中: $E^{i,j}$ 为第*i*层第*j*级的边数, $C^{i,j}$ 为该层级的聚类系数。

从复杂性评估等级可以看出,前2个样本被识别为“高”等级,第4个样本为“中”,其余样本为“低”,复杂性的总体变化趋势与所提方法的结果几乎相同,但个别样本的结果存在差异。从方法的角度看,聚类算法缺乏训练过程,因此获得的复杂性等级是相对测试样本自身而言的。该模型受类别数*k*的影响;而在提出方法中,控制限是通过大量顺畅样本训练获得的,复杂性评级对指导飞行活动更具有参考意义。从仿真结果看,聚类算法认为第3个样本复杂性等级为“低”,第4个样本是“中”,但所提方法识别出前4个样本为复杂样本,且等级从高到低依次为:1>2>3>4>6>5。从图10中可以看出第3个样本的复杂性明显比第4个更高。在类别数*k*=2的条件下再次测试,此时,前4个样本被评价为“高”,后2个样本被评价为“低”,结果与所提方法相同。此试验说明了聚类算法受类别数*k*的影响较大,进一步验证了此方法的有效性鲁棒性。

表2 监测样本拓扑指标值和SPE、 I^2 和 I_e^2 统计值

Table 2 Topological indicator values of monitoring samples and statistic values of SPE, I^2 and I_e^2

时刻序号	时刻	LN	NS	CC	BC	NE	SPE	I^2	I_e^2
1	15:40:43	207	23.6814	0.9346	0.0013	185.983	7.4671×10^{-29}	21.8674	3.4644
2	15:45:43	122	24.0092	0.9640	0.0010	145.3709	5.2186×10^{-29}	16.7583	4.5894
3	15:50:43	65	18.0261	0.9519	0.0035	43.5378	3.9214×10^{-29}	14.5413	1.9765
4	15:55:44	44	18.223	0.8941	0.0135	65.3362	3.6763×10^{-29}	13.2876	5.8754
5	16:00:43	33	8.1490	0.8847	0.0101	46.4861	9.8125×10^{-30}	6.2218	2.6647
6	16:05:43	39	10.7911	0.8928	0.0194	41.8225	1.5819×10^{-29}	7.5439	2.5452

表3 文献[19]中K-mean算法对同样样本的复杂性识别结果

Table 3 Complexity recognition results of K-mean algorithm for the same sample in Ref. [19]

时刻序号	时刻	N	$E^{1,1}$	$C^{1,1}$	$E^{1,2}$	$C^{1,2}$	$E^{2,1}$	$C^{2,1}$	$E^{2,2}$	$C^{2,2}$	等级
1	15:40:43	24	87	0.9346	71	0.9238	66	0.9547	72	0.9558	高
2	15:45:43	18	72	0.9640	81	0.9627	45	0.9431	64	0.9425	高
3	15:50:43	14	66	0.9319	51	0.9254	41	0.9221	35	0.9276	低
4	15:55:44	13	58	0.9141	52	0.9124	45	0.9350	33	0.8988	中
5	16:00:43	11	35	0.8847	34	0.8821	18	0.8846	16	0.8856	低
6	16:05:43	12	41	0.8928	40	0.8817	23	0.8832	25	0.8530	低

5 结 论

1) 针对战略层面冲突探测与解脱特点,本文提出了一种基于复杂网络分析和 ICA 异常监测算法的空中交通复杂性识别方法,弥补了中期冲突探测系统对空中交通态势整体评估的不足。

2) 通过构建飞行状态网络,利用拓扑指标与空中交通复杂性建立映射关系,选择的指标能够较全面地刻画网络结构和性能,为了客观地评估空中交通状况,引入了 ICA 监测的黑盒方法,通过训练交通顺畅样本计算控制限,将测试样本的 SPE、 I_c^2 和 I^2 统计量与控制限比较来识别复杂情况,克服了其他评估方法阈值设置的主观性问题。

3) 在仿真场景和管制运行的真实场景中,3个统计指标从不同角度反映复杂性,互为补充,较好地监测空中交通态势,方法稳定性、普适性较强。

本文方法仅从空域的情况分析了空域中的交通复杂情况,空域情况是相对管制员而言的。因此,后期结合管制员的管制难度和工作负荷对空域复杂性进行分析,将能够更有针对性的体现空中交通情况。

参考文献 (References)

- [1] ADAM R, JACEK S. The concept of initial air traffic situation assessment as a stage of medium-term conflict detection [J]. *Procedia Engineering*, 2017, 187: 420-424.
- [2] PRANDINI M, PUTTA V, HU J H. A probabilistic measure of air traffic complexity in 3-D airspace [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2010, 24 (10): 813-829.
- [3] 张进, 胡明华, 张晨. 空中交通管理中的复杂性研究 [J]. *航空学报*, 2009, 30(11): 2132-2142.
ZHANG J, HU M H, ZHANG C. Complexity research in air traffic management [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(11): 2132-2142 (in Chinese).
- [4] 张晨, 胡明华, 张进, 等. 基于交通复杂性的扇区资源管理 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(5): 607-613.
ZHANG C, HU M H, ZHANG J, et al. Sector asset management based on air traffic complexity [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42 (5): 607-613 (in Chinese).
- [5] CHEN X W, STEVEN J L, SHIMON Y N. A framework of enroute air traffic conflict detection and resolution through complex network analysis [J]. *Computer in Industry*, 2011, 62: 787-794.
- [6] WANG H Y, WEN R Y, ZHAO Y F. Analysis of topological characteristic in air traffic situation networks [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 229 (13): 2497-2505.

- [7] WANG H Y, XU X H, ZHAO Y F. Empirical analysis of aircraft clusters in air traffic situation networks [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 2017, 231 (9): 1718-1731.
- [8] ZANIN M. Network analysis reveals patterns behind air safety events [J]. *Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications*, 2014, 401: 201-206.
- [9] HYVARNEN A, OJA E. A fast fixed-point algorithm for independent component analysis [J]. *Neural Computation*, 1997, 9: 1483-1492.
- [10] HYVARNEN A, OJA E. Independent component analysis: Algorithms and applications [J]. *Neural Networks*, 2000, 13 (4-5): 411-430.
- [11] LEE J M, YOO C K, LEE I B. Statistical process monitoring with independent component analysis [J]. *Journal of Process Control*, 2004, 14 (5): 467-485.
- [12] TANG J J, WANG Y H, LIU F. Characterizing traffic time series based on complex network theory [J]. *Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications*, 2013, 392: 4192-4201.
- [13] TARJAN R. Depth-first search and linear graph algorithms [C] // *Symposium on Switching & Automata Theory*. Piscataway: IEEE Press, 1971: 114-121.
- [14] FREEMAN L C. A set of measures of centrality based on betweenness [J]. *Sociometry*, 1997, 40 (1): 35-41.
- [15] WANG X Y, LI J Q. Detecting communities by the core-vertex and intimate degree in complex networks [J]. *Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications*, 2013, 392: 2555-2563.
- [16] WANG X Y, CAO J Y, LI R, et al. A preferential attachment strategy for connectivity link addition strategy in improving the robustness of interdependent networks [J]. *Physica A: Statistical Mechanics and Its Applications*, 2017, 483: 412-422.
- [17] PATERA R P. Space vehicle conflict probability for ellipsoidal conflict volumes [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30 (6): 1818-1821.
- [18] SIMOGLU A, MARTIN E B, MORRIS A J. Statistical performance monitoring of dynamic multivariate processes using state space modelling [J]. *Computers & Chemical Engineering*, 2002, 26 (6): 909-920.
- [19] WANG H, SONG Z, WEN R, et al. Study on evolution characteristics of air traffic situation complexity based on complex network theory [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 518-528.

作者简介:

吴明功 男, 硕士, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 空中交通管理、管制指挥与安全。

叶泽龙 男, 硕士研究生。主要研究方向: 空中交通管制指挥与安全。

温祥西 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 空管自动化技术。

蒋旭瑞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 冲突探测与解脱技术。

Air traffic complexity recognition method based on complex networks

WU Minggong^{1,2}, YE Zelong^{1,2,3}, WEN Xiangxi^{1,2,*}, JIANG Xurui⁴

(1. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;

2. National Key Laboratory of Air Traffic Collision Prevention, Xi'an 710051, China;

3. Unit 95178 of the PLA, Nanning 530049, China; 4. Unit 94116 of the PLA, Hetian 848000, China)

Abstract: Identifying the complexity of air traffic is an important task in air traffic management. Most current algorithms are usually tested using some macro-indexes, such as aircraft density, aircraft clusters, stranded degree, and so on. In this paper, the air traffic situation is described from the perspective of complex networks; aircraft in airspace are regarded as nodes and edges form within Airborne Collision Avoidance System (ACAS) communication ranges. The dynamic air traffic situation is studied by selecting topological characteristic indexes such as loop numbers, node strength, average clustering coefficient, betweenness centrality and network efficiency. On this basis, Independent Component Analysis (ICA) is used to recognize air traffic complexity online and treat the smooth traffic as a training data set. The congestion is recognized according to the changes of SPE-statistic, I^2 -statistic and I_e^2 -statistic. The simulation results show that the proposed method has the ability to identify air traffic complexity well.

Keywords: air traffic complexity; traffic congestion identification; complex networks; Independent Component Analysis (ICA); air traffic management

Received: 2019-07-03; **Accepted:** 2019-12-15; **Published online:** 2019-12-30 17:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191230.1108.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71801221); Shaanxi Province Natural Science Research Plan (2018JQ7004)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0330

CFRP/钛合金叠层构件陀螺铣孔方法



高延峰*, 方向恩, 熊俊, 肖建华

(南昌航空大学 航空制造工程学院, 南昌 330063)

摘 要: 陀螺铣孔方法在普通螺旋铣孔的基础上, 通过将铣刀倾斜一定的角度, 使其在自转的同时围绕孔中心轴线做圆锥摆动式公转, 以减少轴向力、提高制孔质量。利用陀螺铣孔方法对碳纤维增强复合材料(CFRP)/钛合金叠层构件进行制孔, 分析了陀螺铣孔方法下制孔入口和出口阶段的材料去除速率、刀具侧刃和底刃的切削比例、底刃速度零点等。与普通螺旋铣孔相比, 陀螺铣孔方法不会引起制孔入口和出口阶段材料去除速率的突变、其侧刃和底刃切削比例变大、底刃速度零点不进行切削。通过试验研究了制孔轴向力、切削温度的变化情况, 发现陀螺铣孔方法可显著减小轴向力和切削温度。利用扫描电镜(SEM)对孔壁的表面质量进行了观测, 发现陀螺铣孔方法可以消除 CFRP 孔入口部位的分层现象, 且 CFRP 和钛合金材料的过渡部位也未产生明显的损伤。研究表明, 陀螺铣孔方法有助于提高 CFRP/钛合金叠层构件的制孔质量, 具有潜在的工业应用价值。

关键词: 叠层构件; 碳纤维增强复合材料(CFRP); 钛合金; 螺旋铣孔; 陀螺铣孔

中图分类号: TH162

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-0851-11

碳纤维增强复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer, CFRP)与钛合金的刚度、强度匹配性好, 且在电化学方面具有良好的相容性。在飞机制造中, CFRP 零件经常和钛合金零件通过螺栓连接装配在一起。为了提高连接孔的位置精度, 通常将具有装配关系的零件预先装夹在一起, 然后一次性钻孔。在传统的钻削过程中, 钻头横刃的线速度接近于零, 横刃区的材料主要靠挤压形成切屑^[1]。由于此加工工艺制孔过程中轴向力大、温度高而经常导致 CFRP 孔壁烧伤及孔出口分层, 所以有学者提出改变麻花钻几何参数和几何形状的加工方法, 如锯钻^[2]、烛芯钻^[2]、偏心锯钻^[3]和偏心烛芯钻^[4]等。也有学者提出了不同的制孔工艺, 如螺旋铣孔、超声辅助螺旋铣孔、以磨代钻和倾斜螺旋铣孔等加工工艺。其中螺旋

铣孔具有易操作、成本低和制孔质量高等优点, 在现代飞行器制造中被广泛应用。

Fangmann^[5]、Denkena^[6]和 Brinksmeier^[7-8]等从螺旋铣孔机理出发, 指出螺旋铣孔工艺由立式铣刀侧刃的周铣以及底刃的插铣 2 部分组成, 并通过数学推导得出了周铣、插铣产生的未变形切屑的数学表达式以及切屑体积比, 结果发现该值和刀具直径、孔径有关。经研究发现, 周铣、插铣产生的切屑体积比对制孔质量有较大的影响。Denkena 等^[6,9]采用 TiAlN 涂层整体硬质合金立式铣刀对 CFRP/钛合金叠层材料构件螺旋铣孔工艺进行了研究。陆翠^[10]针对 CFRP/钛合金加工性能上的巨大差异探索研究了叠层材料的变参数螺旋铣孔工艺, 确定了变参数的最优位置。邵振宇等^[11]研究对比了普通钻削和超声辅助钻削

收稿日期: 2019-06-25; 录用日期: 2019-09-22; 网络出版时间: 2019-10-15 11:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1552.005.html

基金项目: 航空科学基金(2018ZE56013); 江西省自然科学基金(20171BAB206033); 江西省重点研发计划(20171BBE50011)

* 通信作者. E-mail: gyf_2672@163.com

引用格式: 高延峰, 方向恩, 熊俊, 等. CFRP/钛合金叠层构件陀螺铣孔方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 851-861.
GAO Y F, FANG X E, XIONG J, et al. Tilted orbital milling method for hole-making of CFRP/titanium alloy laminated structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 851-861 (in Chinese).

2种加工工艺,结果表明超声辅助钻削的钻削力和扭矩分别降低了41.46%~46.32%和41.61%~48.94%,可有效缓解CFRP出入口分层、撕裂等损伤。李哲等^[12]提出了一种基于新刀刀具(八面钻)的钛合金旋转超声辅助钻削技术,结果显示该加工技术极大地降低了钛合金出入口毛刺。

虽然螺旋铣孔极大地提高了CFRP/钛合金叠层构件的制孔质量,但是CFRP的入口剥离、叠层部位烧伤、孔壁被钛合金切屑刮伤等缺陷常有发生。为了进一步提高CFRP的制孔质量,Tanaka等^[13]对陀螺铣孔工艺的制孔原理以及制孔质量进行了研究。发现相对于螺旋铣孔,球头铣刀在陀螺铣孔工艺下可以极大地提高碳纤维复合材料的制孔质量。吴勇波等^[14-16]和方向恩^[17]对陀螺铣孔的运动学特性进行了分析,并研究了该工艺下CFRP的制孔质量。

本文在上述基础上研究了CFRP/钛合金叠层构件的陀螺铣孔工艺,并研究了切削力的变化规律和孔壁质量的形成机理。

1 陀螺铣孔过程

1.1 陀螺铣孔方式

陀螺铣孔方式如图1所示。铣刀轴线和孔中心轴线成一夹角 θ ,铣刀在围绕自身轴线自转的同时,围绕孔中心轴线做圆锥摆动式公转,并沿孔中心轴线方向进给,从而通过铣削方式完成制孔过程。

图1中, D 为被加工孔的直径, θ 为铣刀倾角, n 为铣刀自转速度, v_h 为铣刀轴向进给速度, v_f 为铣刀中心沿螺旋线的进给速度, e 为偏心距, a_p 为螺距, α 为螺旋升角。与普通的螺旋铣孔技术相比,该方法铣刀轴线倾斜了一固定角度,铣刀侧刃不与已加工表面接触,可以减少切屑与已加工表面之间的摩擦,同时也避免了铣刀侧刃螺旋槽对纤维的向上导向作用引发的CFRP入口剥离,

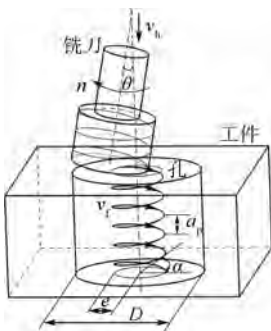


图1 陀螺铣削制孔

Fig. 1 Hole-making by tilted orbital milling

而且侧刃与孔壁之间的空隙可以使高压冷空气直接吹至孔底,降低切削温度,提高制孔质量。

1.2 基本几何模型

图2为陀螺铣孔的基本几何模型,其中, D 的大小可由式(1)计算得到:

$$D = 2e + d \cos \theta \quad (1)$$

并且,根据铣刀直径 d ,铣刀倾角 θ 和孔的深度 h ,可以计算出孔的直径 D 应满足式(2)的不等式:

$$D \geq h \tan \theta + \frac{d}{\cos \theta} \quad (2)$$

当 $e \geq (d \cos \theta)/2$ 时(见图2(a)),在加工过程中,靠近孔中心轴线附近的材料不会被铣刀所切除。当 $e < (d \cos \theta)/2$ 时(见图2(b)),铣刀公转轨迹会产生重叠,孔内的材料全部形成切屑并被切除。本文主要对图2(b)所示的加工条件进行研究,其中, N 为公转速度。

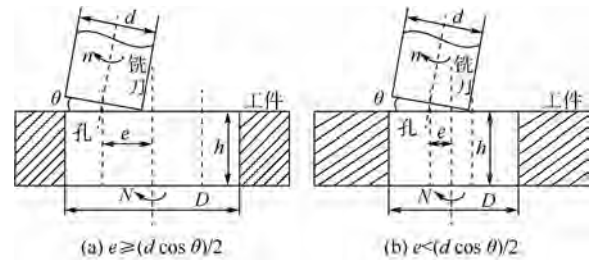


图2 偏心距对陀螺铣孔的影响

Fig. 2 Effect of eccentric distance on tilted orbital milling

1.3 孔壁形成过程与材料去除速率

根据加工过程中被加工孔截面形状的变化规律,可以将陀螺铣孔过程表示为以下几个典型阶段,如图3所示。

图3表明,陀螺铣孔从总体上可以大致分成4个典型阶段。第1阶段(见图3(a)):从铣刀开始切入工件,到铣刀底刃与孔入口中心点接触。在这一阶段中,铣刀的公转轨迹在孔的上表面

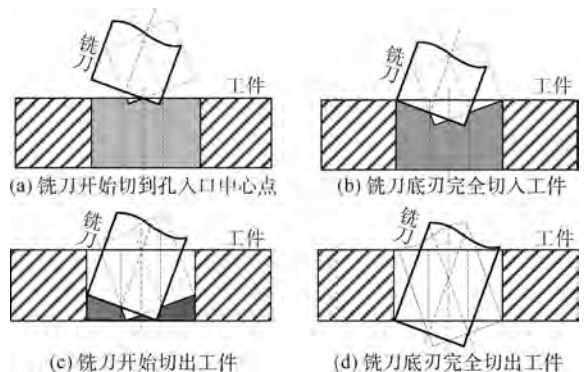


图3 陀螺铣孔过程

Fig. 3 Process of tilted orbital milling

不重叠,工件上形成截面形状为三角形的环形槽,材料去除速率逐渐增大。第 2 阶段(见图 3(b)):铣刀底刃完全切入被加工孔内,完成孔入口处的切削。在这一阶段中,铣刀的公转轨迹在孔上表面产生重叠,材料去除速率逐渐增大。第 3 阶段(见图 3(c)):铣刀底刃开始切出工件,此时孔底中心的一小部分材料自然脱落。这一阶段属于稳定切削阶段,材料去除速率保持不变。第 4 阶段(见图 3(d)):铣刀底刃完全切出工件,整个制孔过程完成。在这一阶段中,材料去除速率逐渐减小。

根据图 3 所表示的不同加工阶段,通过积分即可求得在整个加工过程中材料去除速率随切削时间的变化规律。本文采用 MATLAB 软件计算了陀螺铣孔和普通螺旋铣孔在被加工孔的入口和出口处的材料去除速率,加工参数设定为:被加工孔直径 10 mm、铣刀直径 6 mm、公转速度 100 r/min、自转速度 1 000 r/min、轴向进给速度 4 mm/min,铣刀倾角 5°,计算结果如图 4 所示。

从图 4 可以看出,陀螺铣孔与普通螺旋铣孔在被加工孔的入口和出口处具有截然不同的加工特性。普通螺旋铣孔在刀具公转一周的时间内即可完成被加工孔入口以及出口处的切削,材料去除速率发生突变。这会带来切削力的急剧变化,影响加工质量。而陀螺铣孔时,刀具需要公转多

圈才能完成入口和出口处的切削,材料去除速率在孔入口和出口处呈现逐渐变化的趋势,从而避免了切削力的突变,可以减少 CFRP 的入口和出口处的材料分层和剥离现象,有助于提高加工质量。

1.4 侧刃和底刃切削比例

在陀螺铣孔过程中,铣刀的底刃和侧刃同时参与切削。图 5 为在半径 R_i 的任意圆柱侧面上刀具底刃铣削和侧刃铣削区域的示意图。可见,在圆柱体侧面上刀具底刃和侧刃同时参与了切削,而且两者的切削比例随着圆柱体半径 R_i 的改变而改变。为了求得铣刀侧刃和底刃的切削比例,将铣刀和被加工孔沿孔轴线方向进行投影,结果如图 6 所示。

在图 6 中,由于铣刀倾斜,所以其投影为椭圆

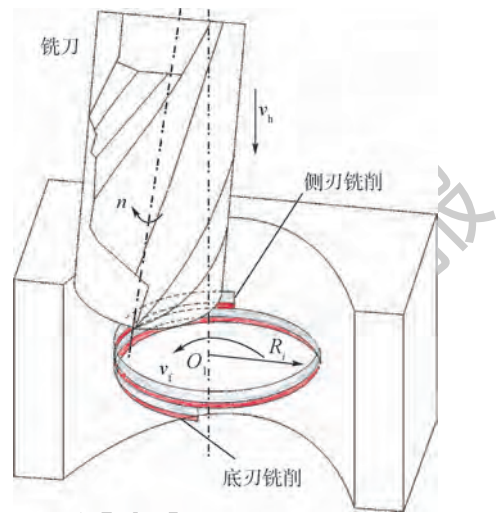


图 5 侧刃与底刃铣削示意图

Fig. 5 Schematic diagram of side-edge and bottom-edge milling

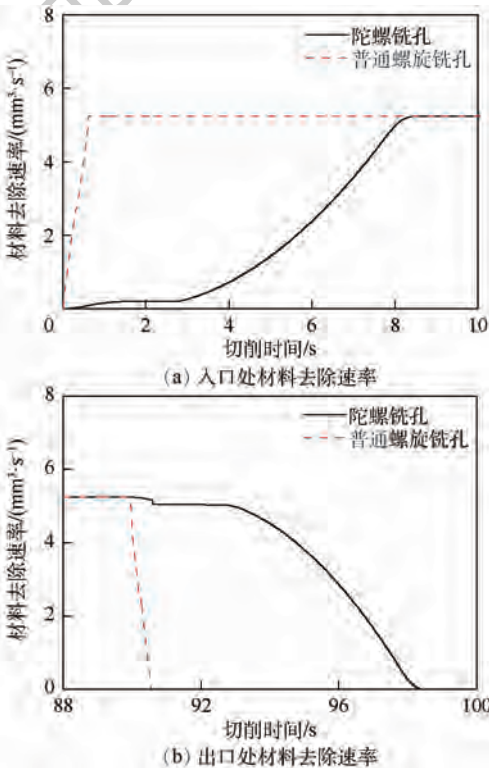


图 4 孔入口与出口处的材料去除速率

Fig. 4 Material removal rate at entrance and exit of hole

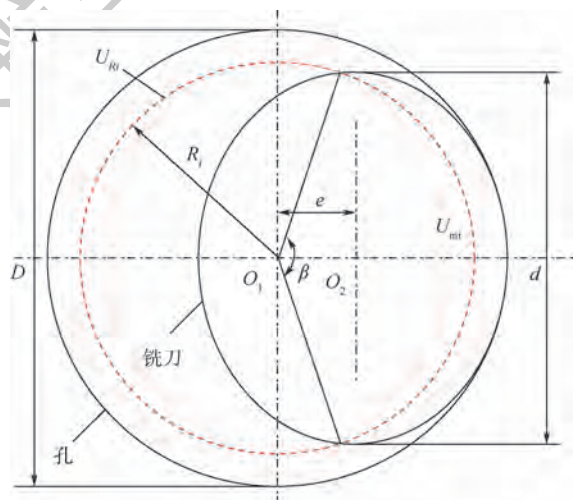


图 6 铣刀和被加工孔沿孔轴线方向的投影

Fig. 6 Projection of milling cutter and hole along hole axis

along hole axis

形状。其中, O_1 和 O_2 分别为被加工孔的中心和铣刀的中心; R_i 取值范围为 $[0, D/2]$, 该圆弧的周长为 U_{Ri} , 该圆弧与铣刀有一交线, 即图中 β 角所对应的弧长为 U_{mi} 的一段圆弧。当 $R_i = D/2$ 时, U_{mi} 收缩为一点, 在这种情况下铣刀底刃不参与切削, 只有铣刀侧刃参与切削。当 $R_i < (d \cdot \cos \theta)/2 - e$ 时, U_{mi} 将变成一个圆, 此时只有铣刀底刃参与切削, 铣刀侧刃不参与切削。只有当 $(d \cdot \cos \theta)/2 - e < R_i < D/2$ 时, 铣刀底刃和侧刃同时参与切削。

为了计算底刃和侧刃切削比例, 将 R_i 圆柱面上的刀具轨迹进行展开, 结果如图 7 所示。

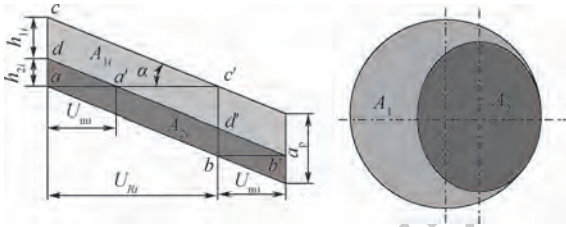


图 7 在任意圆柱面上的刀具轨迹展开图

Fig. 7 Expanded view of tool path on an arbitrary cylindrical surface

图 7 中, aa' 为刀具底刃与任意圆的交线, 其长度为 U_{mi} 。当铣刀公转一周时, 在以 R_i 为半径的圆柱面上铣刀底刃从 aa' 移动到 bb' , 沿水平方向的移动距离为 U_{Ri} 。由于刀具在公转的同时, 沿孔轴线方向向下进给, 所以在孔轴线方向上刀具底刃的移动距离为一个螺距 a_p 。此时铣刀底刃的切削面积为四边形 $abdd'$ 所包围的面积, 记为 A_{2i} , 铣刀侧刃切削的面积为四边形 $cdc'd'$ 所包围的面积, 记为 A_{1i} 。假设在以 R_i 为半径的圆柱面上, 铣刀底刃的切削高度为 h_{2i} , 铣刀侧刃的切削高度为 h_{1i} , 则 $a_p = h_{1i} + h_{2i}$ 。

根据图 7 可得

$$\frac{h_{2i}}{U_{mi}} = \frac{a_p}{U_{Ri}} \Rightarrow h_{2i} = a_p \frac{U_{mi}}{U_{Ri}} \quad (3)$$

$$h_{1i} = a_p \left(1 - \frac{U_{mi}}{U_{Ri}} \right) \quad (4)$$

$$A_{1i} = h_{1i} 2\pi R_i \quad (5)$$

$$A_{2i} = a_p U_{mi} \quad (6)$$

为了求得铣刀底刃和侧刃的切削体积, 可以令 A_{1i} 和 A_{2i} 沿孔底圆弧的径向进行积分, 设 V_1 为侧刃切削体积, 则

$$V_1 = 2\pi \int h_{1i} R_i dR_i = 2\pi \int a_p \left(1 - \frac{U_{mi}}{U_{Ri}} \right) R_i dR_i \quad (7)$$

$$V_1 = a_p \int \left(2\pi R_i - 2\pi R_i \frac{U_{mi}}{U_{Ri}} \right) dR_i =$$

$$a_p \int (U_{Ri} - U_{mi}) dR_i \quad (8)$$

$$V_1 = a_p A_1 \quad (9)$$

式中: A_1 表示的区域如图 7 所示, 其面积为孔投影圆的面积减去刀具投影所得椭圆的面积, 因此:

$$V_1 = \pi \frac{D^2 - d^2 \cos^2 \theta}{4} a_p \quad (10)$$

设 V_2 为底刃切削体积, 则

$$V_2 = \int A_{2i} dR_i = a_p \int U_{mi} dR_i = a_p A_2 \quad (11)$$

式中: A_2 表示的区域为图 7 中刀具投影所得到的椭圆面积, 因此:

$$V_2 = \pi \frac{d^2 \cos^2 \theta}{4} a_p \quad (12)$$

所以, 铣刀侧刃和底刃的切削比例为

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{D^2 - d^2 \cos^2 \theta}{d^2 \cos^2 \theta} \quad (13)$$

式(13)表明, 在被加工孔的直径和铣刀直径相同的情况下, 与普通螺旋铣孔 ($\theta = 0$) 相比, 陀螺铣孔时刀具侧刃的铣削比例变大。Brinksmeier 等^[7-8]将底刃铣削等同于钻削过程, 侧刃铣削等同于铣削过程。陀螺铣孔方法有效地减小了刀具侧刃和底刃的切削比例, 使更多的材料通过侧刃铣削去除, 有助于提高加工质量。

1.5 底刃速度零点

一般认为, 在钻孔过程中由于钻头横刃中心的速度接近于零, 此处的材料主要靠挤压而不是剪切作用被去除, 因此产生了较大的轴向力。可见, 刀具底刃上的速度零点对制孔质量有较大的影响, 为此, 研究了陀螺铣孔时刀具底刃上的速度分布。假设 m 为刀具底刃上的任意一点, 其速度分析如图 8 所示, φ 为铣刀自转角度。

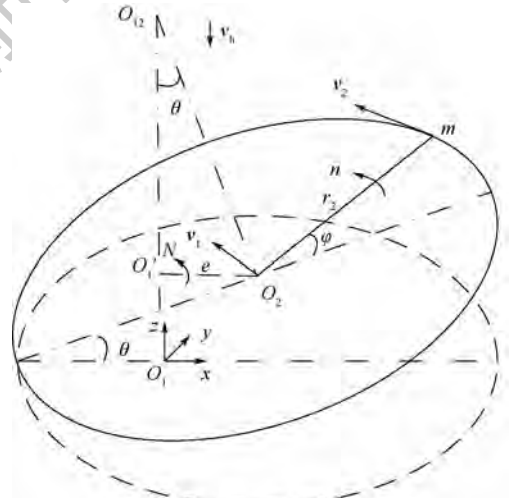


图 8 刀具底刃上任意一点的速度分析

Fig. 8 Speed analysis of an arbitrary point on tool bottom edge

图8中, O_2O_{12} 为刀具的自转轴, O_1O_{12} 为刀具的公转轴, O'_1 为 O_2 在 O_1O_{12} 上的垂足。 m 为刀具底刃上任意一点, 其到自转中心 O_2 的距离为 r_2 。 m 点以自转速度 n 绕自转中心 O_2 进行自转, 同时自转中心 O_2 又以公转速度 N 绕公转轴 O_1O_{12} 旋转。 v_2 为 m 点绕自转轴的运动速度, v_1 为点 O_2 绕公转轴 O_1O_{12} 的运动速度。不考虑刀具沿孔轴向的进给速度。则 m 点的速度是 v_2 和 v_1 两个速度矢量的合成。以 O_1 为坐标原点, 建立如图8所示坐标系 O_1xyz , 则速度 v_1 和 v_2 可表示为

$$v_1 = 0 \cdot i + Ne \cdot j + 0 \cdot k \quad (14)$$

$$v_2 = r_2 n \sin \varphi \cdot i + r_2 n \cos \varphi \cos \theta \cdot j + r_2 n \cos \varphi \sin \theta \cdot k \quad (15)$$

式中: i, j, k 分别为平行于 x, y, z 轴的单位矢量。由于 z 方向的进给主要对材料产生挤压作用, 而不是剪切作用, 所以不考虑 z 方向的速度。则在速度零点上, x 和 y 方向上的合成速度分别为零, 即满足下列条件:

$$r_2 n \sin \varphi = 0 \quad (16)$$

$$Ne + r_2 n \cos \varphi \cos \theta = 0 \quad (17)$$

由于 N, e 和 n 都不等于零, 因此要使式(16)和式(17)同时成立, 则 $\sin \varphi = 0$, 即: $\varphi = 0$ 或 $\varphi = \pi$ 。这表明刀具底刃的速度零点位于 O_1O_2 的连线上, 为了得到速度零点的位置只需求得 r_2 即可。

当 $\varphi = 0$ 时,

$$r_2 = \frac{-Ne}{n \cos \theta} \quad (18)$$

当 $\varphi = \pi$ 时,

$$r_2 = \frac{Ne}{n \cos \theta} \quad (19)$$

若刀具的自转方向和公转方向相同, 则式(18)的解为负值, 由于 r_2 为 m 点到 O_2 点的距离, 其值不能为负, 因此, 速度零点位于 $\varphi = \pi$ 上。若刀具的自转方向与公转方向相反, 则速度零点位于 $\varphi = 0$ 上。在陀螺铣孔过程中由于刀具的倾斜会在工件上加工出环形槽, 若是速度为零的位置恰好落入其中, 这样就可以避免速度零点的影响。由于公转速度 N 远小于自转速度 n , 且铣刀倾角 θ 也比较小, 经推导可得刀具底刃速度零点位置到刀具中心的距离与偏心距的关系, 即式(20)所示:

$$\frac{N}{n \cos \theta} < 1 \Rightarrow r_2 < e \quad (20)$$

图9为陀螺铣孔时铣刀完全切入工件时的情况。从图9可见, 当刀具的自转方向和公转方向

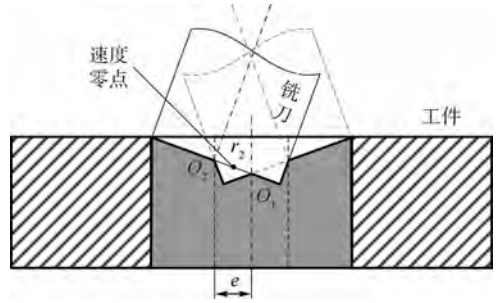


图9 刀具底刃速度零点的位置

Fig.9 Position of zero velocity of tool bottom edge

相同时, 即采用逆铣方式, 刀具底刃速度零点位于 O_1 和 O_2 两点之间的连线上。而这一区域正好位于环形槽的上方, 所以速度零点附近的刀具底刃并不参与切削过程。而当采用顺铣方式时, 刀具底刃的速度零点在 O_2 的左侧, 速度零点参与切削过程。因此, 采用逆铣式的陀螺铣孔方法可以巧妙地避免底刃速度零点造成的轴向力过大现象。

2 试验方案

2.1 试验系统组成

为了实现陀螺铣孔工艺, 设计了如图10所示的试验系统。图10所示的试验系统主要由机床工作台、倾斜工作台、测力仪、旋转工作台等组成。倾斜工作台固定在机床工作台上, 测力仪固定在倾斜工作台上, 旋转工作台固定在测力仪上。因此, 通过此试验系统, 可达到刀具在自转的同时又可绕孔中心轴线做圆锥摆动式公转的目的, 可实现陀螺铣孔工艺。其中, 刀具的公转可由旋转工作台的旋转运动提供, 而旋转工作台的旋转运动是由控制器输出脉冲信号到驱动器, 而驱动器与步进电机相连, 进而驱动步进电机转动, 从而实现旋转工作台的转动。

加工前, 先使用M型硬质合金旋转锉在旋转

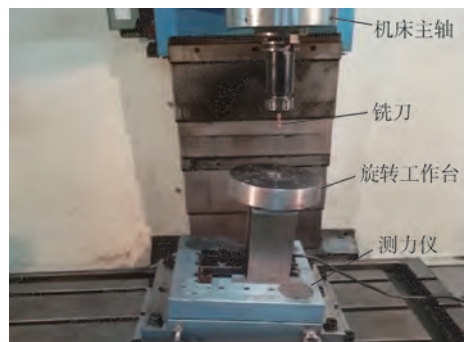


图10 陀螺铣孔试验系统

Fig.10 Tilted orbital milling test system

着的工件上画一个圆,再通过移动其在 x 、 y 、 z 轴方向的坐标使其在旋转着的工件上画出一个点,从而可以得到被加工孔的中心,换铣刀之后,再调整铣刀在 z 轴方向的位置,使得铣刀与被加工工件接触,最后铣刀沿 x 轴方向偏移,使得铣刀中心 x 坐标与被加工孔中心 x 坐标之间的偏移量为 e 。加工过程中,同时控制铣刀在 x 方向的移动速度 v_x 和 z 方向上的移动速度 v_z ,使其沿孔中心轴线方向运动,从而实现陀螺铣孔,其示意图如图11所示。

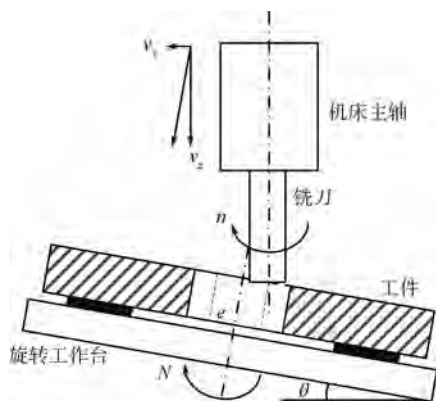


图11 陀螺铣孔示意图

Fig. 11 Schematic diagram of tilted orbital milling

2.2 试验材料

试验中所使用的CFRP板材为东丽公司生产的T300C-1000-59C,纤维体积含量70%,密度 1.6 g/cm^3 ,抗拉强度3530 MPa,拉伸模量230 GPa,伸长率1.5%。CFRP板材共有35层组成,其中最上层和最下层纤维采用 0° 和 90° 交叉编织,而中间层采用单向铺层,两层之间纤维方向呈 90° ,具体结构如图12所示。钛合金板材为工业上常用的Ti6Al4V合金。试验前对2种材料的接触面进行处理使材料装夹时尽可能地避免产生缝隙。

使用XKA175A立式铣床作为加工设备,所使用的刀具为硬质合金四刃立铣刀,铣刀直径为6 mm,刀刃的螺旋角为 60° 。被加工孔的直径设定为10 mm。铣削方式为逆铣,并采用高压冷空气进行冷却。为了研究陀螺铣孔的加工特性,还进行了相同加工参数下的普通螺旋铣孔试验。

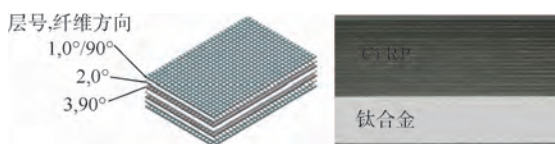


图12 CFRP和钛合金叠层构件

Fig. 12 CFRP and titanium alloy laminates

3 试验结果与讨论

3.1 制孔轴向力

制孔轴向力是引起CFRP入口剥离和出口分层的主要因素,因此本文主要对陀螺铣孔和普通螺旋铣孔的轴向力进行分析。采用Kistler 9327动态测力仪对制孔轴向力进行测量,采样频率设定为1000 Hz。分别进行了单层CFRP板和CFRP/Ti6Al4V叠层构件制孔试验,图13为所测得的制孔轴向力在一次制孔过程中的变化情况。其中,单层CFRP板和CFRP/Ti6Al4V叠层构件的加工参数都设置为:铣刀自转速度3500 r/min、公转速度200 r/min、轴向进给速度10 mm/min。

从图13(a)可以看出,普通螺旋铣孔的轴向力在孔入口处有突变现象,这是因为在铣孔入口阶段切削体积急剧变大,产生了极大的冲击力。而这一现象在陀螺铣孔过程中得到了极大的缓解,可以看出陀螺铣孔的入口阶段切削力平滑上升,并未发生突变现象。在孔出口阶段,普通螺旋铣孔的轴向力比入口处要平缓,这主要是由于随着厚度的减小,在缺乏有效支撑的情况下CFRP发生了变形,抵消了一部分轴向力。但是这种切削变形更容易引起CFRP的分层现象。而在陀螺铣孔时,出口阶段轴向力的变化情况几乎与入口阶段相似,这也使得出口质量和入口质量很容易

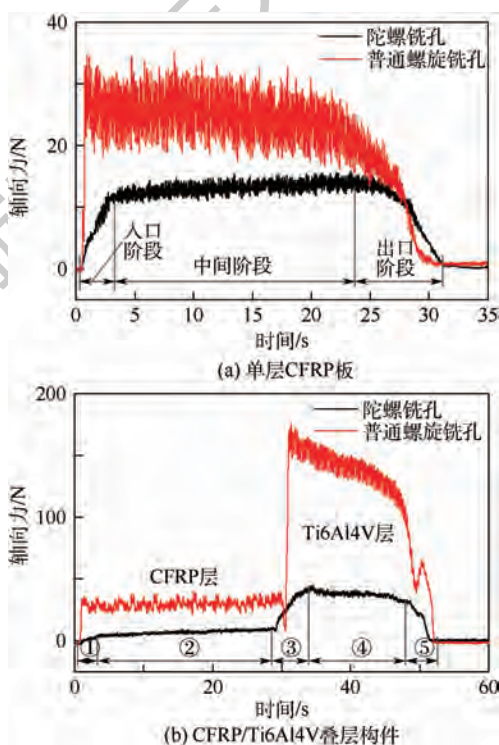


图13 制孔过程中轴向力的变化

Fig. 13 Change of thrust force in hole-making process

保持一致。在整个加工过程中,陀螺铣孔的平均轴向力要小于普通螺旋铣孔,这将有助于减少CFRP的分层现象。而且,普通螺旋铣孔时轴向力的波动较大,这主要是由于CFRP由不同方向的碳纤维材料层叠而成,在不同层上铣削时引起了轴向力的大幅波动。而陀螺铣孔时,由于铣刀同时对多层材料进行铣削,其轴向力的波动幅值明显减小。

在图13(b)中,CFRP/Ti6Al4V叠层构件的制孔过程可以分为5个阶段。其中:①孔入口阶段;②CFRP层的加工阶段;③层间加工阶段;④Ti6Al4V合金层的加工阶段;⑤孔出口阶段。可见,对于叠层材料制孔而言,不论哪种铣孔方式下,在阶段①上的轴向力变化情况均与单一CFRP构件相似。而在加工阶段②,普通螺旋铣孔时CFRP层上的轴向力基本保持不变,而单一CFRP构件制孔时该阶段的轴向力缓慢下降,这说明叠层材料制孔时下层的钛合金材料对CFRP起到了支撑作用,避免了CFRP的轴向变形。但是在叠层材料之间(阶段③),普通螺旋铣孔的轴向力有一个明显的下降后再迅速上升的过程,这说明普通螺旋铣孔时刀具与材料的接触条件发生了突变。而在陀螺铣孔方式下,阶段③的轴向力平滑上升,并未发生突变,这说明刀具与材料的接触条件呈渐变过程。而且陀螺铣孔的轴向力明显小于普通螺旋铣孔。为研究不同加工参数与制孔轴向力间的关系,对CFRP/Ti6Al4V叠层构件进行了普通螺旋铣孔和陀螺铣孔试验,图14为铣刀自转速度和轴向进给速度对制孔轴向力的影响,其中的轴向力为CFRP层和钛合金层稳定切削阶段的平均轴向力。

由图14(a)可知,在轴向进给速度为10 mm/min、公转速度为200 r/min时,随铣刀自转速度的增加,在CFRP层和Ti6Al4V层上陀螺铣孔和普通螺旋铣孔稳定切削阶段的平均轴向力都随之减小,且相比之下,陀螺铣孔比普通螺旋铣孔的轴向力要低。由图14(b)可知,在铣刀自转速率为4000 r/min、公转速度为200 r/min时,随轴向进给速度的增加,不论是CFRP层还是Ti6Al4V层2种加工方式稳定切削阶段的平均轴向力都在增大,且在Ti6Al4V层陀螺铣孔比普通螺旋铣孔的轴向力有明显的降低。这说明陀螺铣孔工艺能够有效减小制孔轴向力,有助于提高制孔质量。

3.2 切削温度

CFRP导热性差且玻璃化温度低,钛合金导热性差,因此在加工过程中容易产生较高的温度,

使CFRP产生烧伤、热分解等缺陷,研究制孔过程中的温度变化则十分必要。本文采用德国欧普士生产的Optris PI 160红外热成像仪对制孔过程中的温度变化情况进行测量。图15是利用红外热像仪测量切削温度。

在测量温度时,根据红外热像仪所获得的温度图像,提取图15测量区域中的最高温度,并分析其随时间的变化情况。由于最高温度出现在刀具与工件的接触点,因此其随时间的变化情况反映了刀具在不同加工位置的温度。图16是CFRP/Ti6Al4V叠层构件制孔过程中温度测量结果,试验加工参数为:铣刀自转速度3500 r/min、公转速度200 r/min、轴向进给速度10 mm/min。

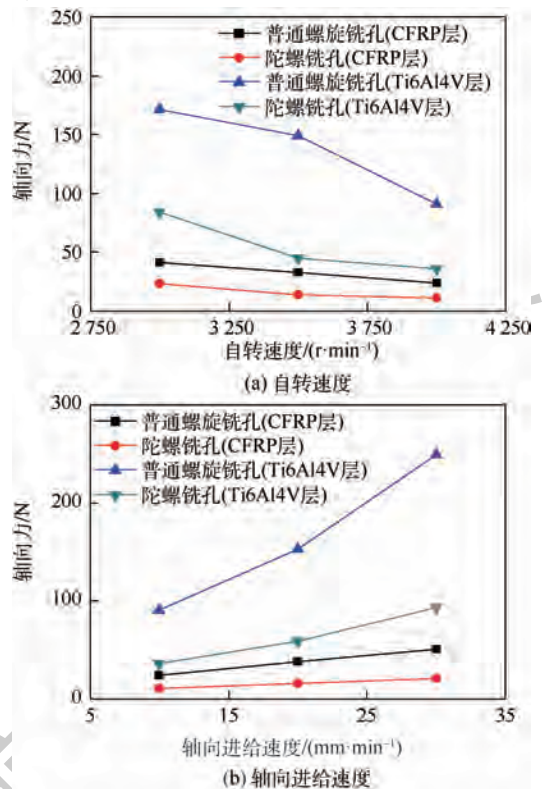


图14 自转速度与轴向进给速度对轴向力的影响
Fig. 14 Effect of spindle rotation speed and axial feed speed on thrust force

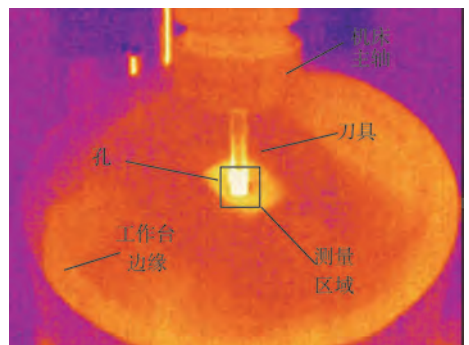


图15 切削温度的测量

Fig. 15 Measurement of cutting temperature

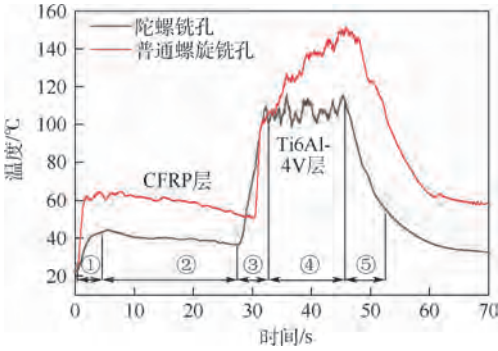


图 16 制孔过程中温度的变化

Fig. 16 Temperature change in hole-making process

由于图 16 中的轴向进给速度和图 13(b) 的轴向进给速度是一样的,因此,图 16 中 5 个加工阶段的时间与图 13(b) 一致。从图 16 可见,在阶段①:普通螺旋铣孔时温度急剧上升,而陀螺铣孔时温度平滑上升。在阶段②:普通螺旋铣孔温度呈现缓慢下降的趋势,而陀螺铣孔温度基本保持不变。这主要是因为在这一阶段,2 种铣孔方式的切削力基本保持不变,但是普通螺旋铣孔时铣刀侧面与孔壁接触,使得红外热像仪不能观察到铣刀底刃,随着切削深度的增加,铣刀侧刃上部的温度缓慢降低。而陀螺铣孔时,由于孔壁和铣刀侧刃之间有间隙,因此测量的最高温度为刀具底刃与工件接触点的温度,由于切削力不变,所以温度几乎不变。在阶段③:2 种铣孔方式下的切削温度都呈现明显上升的趋势,这主要是由于切削钛合金引起的。在阶段④:普通螺旋铣孔时,温度逐渐升高,直到刀具即将切出材料时达到最高值。这主要是由于钛合金层的切削力很大,切削过程所产生的热量大于自然散热损失的热量,从而导致温度不断累积。陀螺铣孔时,切削力小于普通螺旋铣孔,产生的热量较少,未发生热量的累积,所以切削温度基本保持恒定。在阶段⑤:2 种铣孔方式下,切削温度都呈现平滑下降的趋势。从整个加工过程来看,普通螺旋铣孔的温度高于陀螺铣孔的温度。

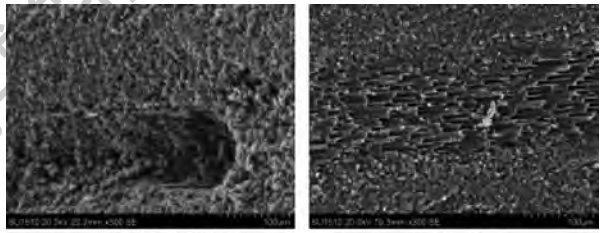
3.3 孔壁粗糙度

图 17 为利用扫描电镜(SEM)所获得的 2 种加工方式下孔壁表面形貌。

从图 17(a) 可以看出,在普通螺旋铣孔方式下,CFRP 孔壁产生了严重的凹陷,且层间出现了明显的裂纹。这主要是由于普通螺旋铣孔时,单层碳纤维材料受到了较大的剪切应力,在被切断的同时,使得树脂基体材料被拉出。从图 17(b) 可以看出,在陀螺铣孔方式下,孔壁没有形成凹坑,且层间也没有出现分层现象,孔壁质量明显好

于普通螺旋铣孔。对加工后孔壁的表面粗糙度进行了测量,图 18 是普通螺旋铣孔和陀螺铣孔在 CFRP 层、层间过渡部分和钛合金层的孔壁粗糙度形貌测量结果。

从图 18 中可以看出,在 CFRP 层,陀螺铣孔的孔壁粗糙度要明显小于普通螺旋铣孔。在 CFRP 材料和 Ti6Al4V 材料的过渡层上,孔壁的表面粗糙度急剧增大,但陀螺铣孔方式孔壁粗糙度的增大程度明显小于普通螺旋铣孔。在 Ti6Al4V 层,陀螺铣孔的孔壁表面粗糙度要略大于普通螺旋铣孔。



(a) 普通螺旋铣孔

(b) 陀螺铣孔

图 17 CFRP 层孔壁表面形貌 SEM 照片

Fig. 17 SEM photographs of hole wall surface morphology in CFRP layer

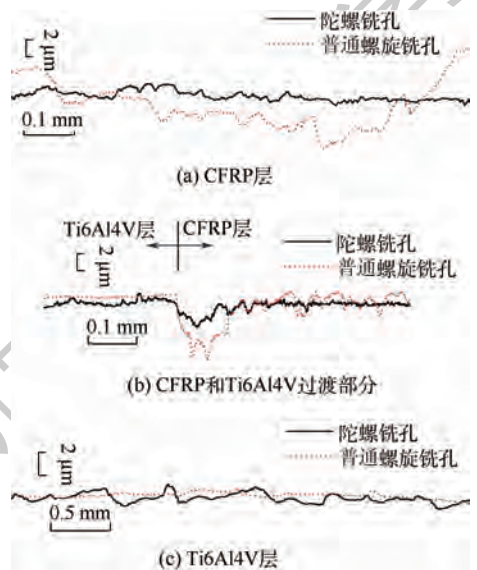


图 18 不同部位的孔壁粗糙度形貌测量结果

Fig. 18 Measurement results of hole wall roughness morphology at different locations

3.4 制孔质量

利用超景深显微镜对所加工的孔入口部位(CFRP 层)和出口部位(Ti6Al4V 层)的微观形貌进行了观察,结果如图 19 和图 20 所示。

从图 19 可见,在所加工孔的入口部位(该部位对应的材料为 CFRP),普通螺旋铣孔产生了多处明显的材料剥离现象,且剥离区域的面积很大。

而陀螺铣孔时则很少发生材料剥离,且剥离区域的面积也远小于普通螺旋铣孔。从图 20 可见,在所加工孔的出口部位(该部位对应的材料为 Ti6Al4V),普通螺旋铣孔有明显的钛合金毛刺残留,而陀螺铣孔则没有毛刺产生。为了进一步研究孔入口部位 CFRP 材料的加工质量,利用 SEM 对孔壁形貌进行了观察,结果如图 21 所示。

从图 21 可见,普通螺旋铣孔时,CFRP 材料出现了严重的层间分离现象,这将会大大降低材料的服役性能。而陀螺铣孔时,并未发现 CFRP 材料的层间分离现象。为了进一步研究普通螺旋铣和陀螺铣的孔壁形成过程,利用 SEM 观察了 CFRP 层孔底形貌,如图 22 所示。

从图 22(a)可见,普通螺旋铣孔时,孔底主要由两层 CFRP 构成,由于碳纤维材料在这两层上呈 90°,当上层材料被切削时,下层材料被剥离,造成分层。从图 22(b)可见,陀螺铣孔时,孔底由

3 层以上的材料构成,且每层材料均是受到刀具的剪切作用被去除,因此并未产生明显的分层现象。图 23 是孔底和孔壁交接部位的 SEM 照片。

从图 23(a)可见,普通螺旋铣孔时,在孔底和孔壁的交接部位(如图 23(a)的左下角)出现了明显的材料剥离现象,这将对孔壁质量造成严重的影响。而图 23(b)中则没有出现孔底材料的剥离现象,孔底和孔壁的过渡较为平整。图 24 是 CFRP 层和 Ti6Al4V 层间孔壁 SEM 照片。

从图 24(a)可见,采用普通螺旋铣孔时, Ti6Al4V 层上黏结了很多树脂材料和破碎的碳纤维材料。这说明普通螺旋铣孔时在叠层之间产生的较高温度使得部分 CFRP 板材树脂基体熔化,黏结在了 Ti6Al4V 材料上。图 24(b)中钛合金表面没有树脂材料和碳纤维材料的黏结。而且,在层间过渡部位 CFRP 材料的孔壁质量也明显好于普通螺旋铣孔。

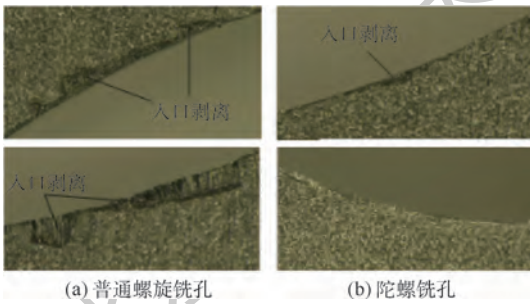


图 19 孔入口部位(CFRP 层)形貌
Fig. 19 Morphology of hole entrance (CFRP layer)

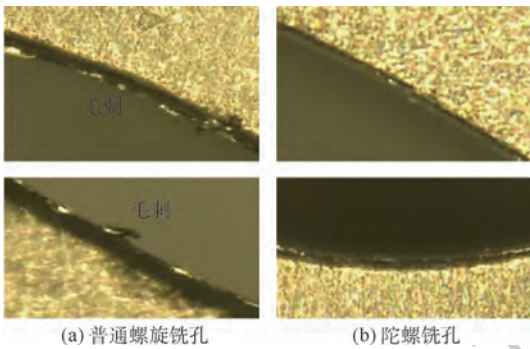


图 20 孔出口部位(Ti6Al4V 层)形貌
Fig. 20 Morphology of hole outlet (Ti6Al4V layer)

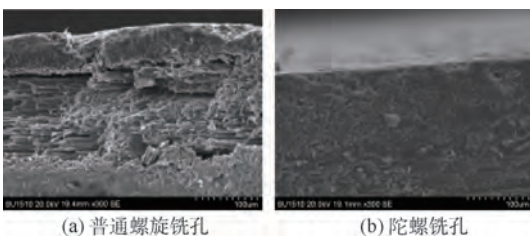


图 21 入口部位孔壁 SEM 照片
Fig. 21 SEM photographs of hole wall at entrance

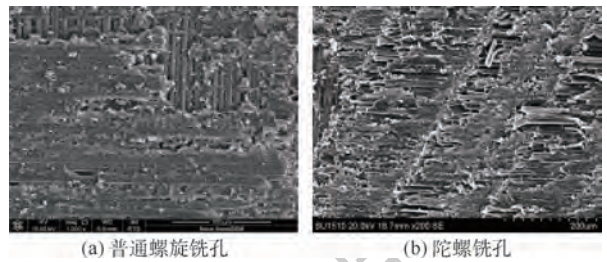


图 22 CFRP 层孔底 SEM 照片
Fig. 22 SEM photographs of hole bottom of CFRP layer

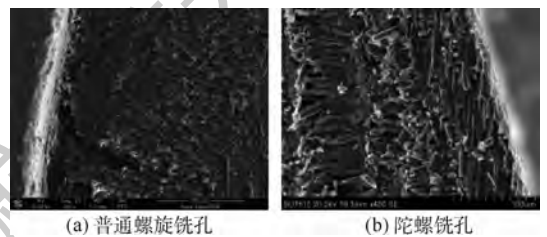


图 23 CFRP 材料层孔底侧壁部位 SEM 照片
Fig. 23 SEM photographs of side wall of hole bottom of CFRP material layer

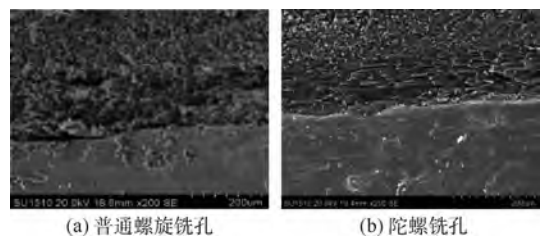


图 24 CFRP 层和 Ti6Al4V 层间孔壁 SEM 照片
Fig. 24 SEM photographs of interlayer hole wall of CFRP and Ti6Al4V

4 结 论

试验研究了 CFRP/钛合金叠层构件陀螺铣孔过程中的轴向力、切削温度的变化情况,并对孔壁表面粗糙度和制孔质量进行了分析与测试。结果表明:

1) 在同样的加工参数下,陀螺铣孔过程中的轴向力和切削温度远小于普通螺旋铣孔。且在 2 种材料的过渡部位,陀螺铣孔的轴向力平缓增大,避免了普通螺旋铣孔时的轴向力突变现象。

2) 在 CFRP 层和叠层过渡部位,陀螺铣孔获得的孔壁表面粗糙度均低于普通螺旋铣孔,在钛合金层略高于普通螺旋铣孔。

3) 对 CFRP 的孔壁表面形貌进行了 SEM 分析,发现普通螺旋铣孔时入口处孔壁发生了明显的分层、孔底出现了材料撕裂,陀螺铣孔则可获得较高的孔壁质量。

参考文献 (References)

- [1] 朱春燕,蒋红宇,张洪洲.飞机装配铣削制孔和钻孔技术对比分析[J].南京航空航天大学学报,2012,44(S1):37-41.
ZHU C Y,JIANG H Y,ZHANG H Z. Comparing analysis of milling and drilling holes for aircraft assembly[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44 (S1):37-41 (in Chinese).
- [2] HOCHENG H, TSAO C C. Effects of special drill bits on drilling-induced delamination of composite materials[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2006, 46(12-13):1403-1416.
- [3] TSAO C C. Effect of deviation on delamination by saw drill[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2007, 47(7-8):1132-1138.
- [4] TSAO C C, HOCHENG H. Effect of eccentricity of twist drill and candle stick drill on delamination in drilling composite materials[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 2005, 45(2):125-130.
- [5] FANGMANN S, MEYER I, BRINKSMEIER E. Extended theory for orbital drilling (helical drill-milling) [J]. Materialwissenschaft und Werkstofftechnik, 2011, 42(6):506-518.
- [6] DENKENA B, BOEHNKE D, DEGE J H. Helical milling of CFRP-titanium layer compounds[J]. CIRP Journal of Manufacturing Science and Technology, 2008, 1(2):64-69.
- [7] BRINKSMEIER E, FANGMANN S, MEYER I. Orbital drilling kinematics [J]. Production Engineering, 2008, 2(3):277-283.
- [8] BRINKSMEIER E, FANGMANN S. Orbital drilling of high tolerance boreholes [C] // International Conference on Applied Production Technology (APT'07). Bremen: BIAS-Verlag, 2007:75-84.
- [9] DENKENA B, DE LEON L, DEGE J H. Kinematics and undeformed chip geometry in helical milling [J]. Materialwissenschaft und Werkstofftechnik, 2008, 39(9):610-615.
- [10] 陆翠. CFRP/Ti-6Al-4V 叠层结构螺旋铣孔过程工艺优化研究[D].天津:天津大学,2012.
LU C. The optimization research on helical milling of CFRP/Ti-6Al-4V stacks [D]. Tianjin: Tianjin University, 2012 (in Chinese).
- [11] 邵振宇,姜兴刚,张德远,等. CFRP 旋转超声辅助钻削的缺陷抑制机理及实验研究[J].北京航空航天大学学报,2019,45(8):1613-1621.
SHAO Z Y,JIANG X G,ZHANG D Y, et al. Defect suppression mechanism and experimental study on rotary ultrasonic-assisted drilling of CFRP [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(8):1613-1621 (in Chinese).
- [12] 李哲,张德远,姜兴刚.钛合金旋转超声辅助钻削的出口毛刺[J].北京航空航天大学学报,2017,43(7):1380-1386.
LI Z,ZHANG D Y,JIANG X G. Exit burr in rotary ultrasonic-assisted drilling of titanium alloys [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(7):1380-1386 (in Chinese).
- [13] TANAKA H, OHTA K, TAKIZAWA R, et al. Experimental study on tilted planetary motion drilling for CFRP [J]. Procedia CIRP, 2012, 1:443-448.
- [14] WANG Q, WU Y B, ITOU T, et al. Proposal of a tilted helical milling technique for high quality hole drilling of CFRP: Kinetic analysis of hole formation and material removal [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2018, 94(9-12):4221-4235.
- [15] WU Y B, WANG Q, NOMURA M. Proposal of tilt helical milling method for hole creation of carbon fiber reinforced plastic (CFRP) [J]. Advanced Materials Research, 2016, 1136:190-195.
- [16] WANG Q, WU Y B, LI Y, et al. Proposal of a tilted helical milling technique for high-quality hole drilling of CFRP: Analysis of hole surface finish [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2019, 101(1-4):1041-1049.
- [17] 方向恩. CFRP/钛合金叠层材料陀螺铣孔新方法制孔质量研究[D].南昌:南昌航空大学,2019.
FANG X E. Research on the hole-making quality of CFRP/Ti alloy laminated materials during a new method of gyro milling process [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019 (in Chinese).

作者简介:

高延峰 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:特种加工技术。

Tilted orbital milling method for hole-making of CFRP/titanium alloy laminated structures

GAO Yanfeng^{*}, FANG Xiang'en, XIONG Jun, XIAO Jianhua

(School of Aeronautic Manufacturing Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In a titled orbital milling process, the cutting tool is set as tilted against the axis of the hole with a small angle, which makes the revolving motion of cutting tool in conventional helical milling process be changed to a conical pendulum motion. It reduces the axial drilling forces and improves the hole-making quality. In this paper, the tilted orbital milling method is adopted to make a hole for the Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP)/titanium alloy laminated structures. The material removal rates in the region of entrance and exit of hole, the ratios of the material removed by peripheral cutting edge and frontal cutting edge, and the velocity zero point in the frontal edge are analyzed. Compared with the conventional helical milling process, there is no sharply change of the material removal rate in the entrance and exit of hole, its peripheral cutting edge milling ratio is increased, and the the velocity zero point in the frontal edge is not cut. The axial cutting forces and cutting temperatures are analyzed through experiments. The results show that the axial cutting force and temperature decrease significantly in the tilted orbital milling process. The morphology of the holes is checked through Scanning Electron Microscope (SEM), and the results show that the delamination of CFRP in the region of entrance is eliminated and there is no obvious defect in the boundary region of CFRP and titanium alloy. The results of this research show that the tilted orbital milling method is helpful to improve the hole-making quality of CFRP/titanium alloy laminated structures and has a potential application in the industry.

Keywords: laminated structures; Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP); titanium alloy; helical milling; tilted orbital milling

Received: 2019-06-25; **Accepted:** 2019-09-22; **Published online:** 2019-10-15 11:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1552.005.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (2018ZE56013); Natural Science Foundation of Jiangxi Province of China (20171BAB206033); Key R & D Program of Jiangxi Province of China (20171BBE50011)

* **Corresponding author.** E-mail: gyf_2672@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0345

基于最小二乘拟合法的分布式 POS 全局估计方法

叶文^{1,*}, 刘艳红², 王博², 蔡晨光¹, 李建利²

(1. 中国计量科学研究院 力学与声学计量科学研究所, 北京 100029;

2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对无法保证各子阵天线附近均安装高精度子惯性测量单元(IMU)的问题,提出了一种基于最小二乘拟合的分布式位置姿态测量系统(POS)全局估计方法。首先,建立了考虑一维柔性变形角的主/子传递对准误差模型;然后,采用卡尔曼滤波(KF)估计已安装子IMU的子阵天线运动参数;最后,在已获取运动参数的基础上,采用最小二乘拟合估计未安装子IMU的子阵天线运动参数。半物理仿真实验结果表明,所提方法精确实现了阵列天线运动参数的全局估计,且未安装子IMU的子阵天线运动参数估计精度与相邻的子阵天线运动参数估计精度相当。

关键词: 惯性测量单元(IMU); 传递对准; 卡尔曼滤波(KF); 最小二乘拟合; 分布式位置姿态测量系统(POS)

中图分类号: V243.5

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0862-08

随着航空遥感技术的发展,在同一平台上装备多种成像载荷实现多遥感设备同时观测已成为可能,典型的如 InSAR、阵列天线、可见光相机、成像光谱仪和激光雷达同时工作,由于成像载荷分布非刚性平台的不同位置,各个遥感载荷的姿态稳定控制方式不同,每个遥感载荷都需与惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)固联,并通过 IMU 进行运动信息测量,由此需形成一个分布式位置姿态测量系统(Position and Orientation System, POS)^[1-3]。通常,在飞机机腹安装高精度主 POS,其采用高精度 IMU 和 GNSS 进行数据融合输出高精度的时空基准信息,为分布在机翼两侧的子 IMU 提供基准信息。然而,由于飞机机翼不是完全刚性的,飞行过程中会受到阵风、湍流等环境因素的影响,使得机翼存在随机的柔性变形,形成的柔性杆臂误差将严重影响主 POS 测

量信息向子 IMU 的传递^[4-6]。针对飞机柔性变形角的特点及飞机变形建模问题,将飞机柔性变形角理想化为二阶或三阶 Markov 过程的方法较为常用,并将其扩充为系统状态变量进行估计和补偿。因此,为了实现主/子 IMU 信息的精确传递,必须在对柔性形变进行精确建模的基础上,采用高精度滤波估计方法进行误差估计和补偿^[7-8]。

从系统工程实现的角度,需要考虑到子 IMU 的体积、质量和成本等因素,在每个子阵天线上都安装高精度 IMU 显然不合理^[9-11]。由于安装在阵列天线上的分布式 POS 只能直接测量其所在的子阵天线的运动误差,不能直接测量其他未安装子 IMU 的子阵天线的运动误差^[12-13]。如何通过分布式 POS 实现那些未安装子 IMU 的子阵天线的运动误差补偿是一个很值得研究的问题。

众所周知,机翼的形变是连续的,安装在机翼

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-09-20; 网络出版时间: 2019-11-26 10:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191126.1044.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFF0205003); 国家自然科学基金(61901431, 61421063, 61722103, 61571030, 51605461)

* 通信作者. E-mail: wenye@buaa.edu.cn

引用格式: 叶文, 刘艳红, 王博, 等. 基于最小二乘拟合法的分布式 POS 全局估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 862-869. YE W, LIU Y H, WANG B, et al. Global estimation method based on least square fitting for distributed POS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 862-869 (in Chinese).

上的遥感载荷在同一时刻的运动信息可以被认为是相互关联的^[14]。因此,可采用拟合的方法解决该问题^[15]。本文提出了基于最小二乘拟合的全局估计方法获取未安装子 IMU 的遥感载荷的运动参数,并通过飞行数据的半物理仿真验证了该方法的有效性。

1 传递对准误差模型

传递对准数学模型包括系统的状态方程及量测方程 2 个部分。系统的状态方程主要根据子 IMU 的误差传播方程来确定,包括子 IMU 误差方程、机翼柔性变形角方程及子 IMU 相对主 IMU 的固定安装误差角方程 3 个部分;而量测方程根据所选匹配方式来确定,本文选择常用的“速度+姿态”匹配方式。

1.1 机翼柔性变形角误差建模

分布式 POS 中,主 POS 一般安装在载机机腹下,子 IMU 一般分布安装在载机机翼的不同位置,受内外因素的影响,飞机机翼肯定存在柔性形变,这使建立主/子系统传递对准误差模型不仅要考虑固定安装误差角,还要考虑随机的柔性变形角。因此,在传递对准过程中需要对飞机的柔性变形进行估计和补偿。

机翼柔性变形建模方法的常见方法及其优缺点在引言中已经进行了比较分析,本文选择一种简单、高效的方法。将机翼柔性变形角视为二阶 Markov 过程,则主、子系统间的角误差模型可以表示为

$$\mathbf{C}_b^a = \begin{bmatrix} 1 & -u_z & u_y \\ u_z & 1 & -u_x \\ -u_y & u_x & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{I} + \mathbf{u} \times \quad (1)$$

式中: $\mathbf{u} = [u_x, u_y, u_z]^T$ 为子 IMU 载体坐标系相对主 POS 载体坐标系的姿态误差角; \mathbf{C}_b^a 为 \mathbf{u} 组成的叉乘反对称矩阵; \mathbf{I} 为 3×3 单位阵。

设 $\boldsymbol{\rho} = [\rho_x, \rho_y, \rho_z]^T$ 为子 IMU 载体坐标系 x 轴、 y 轴和 z 轴上的固定安装误差角, $\boldsymbol{\theta} = [\theta_x, \theta_y, \theta_z]^T$ 为子 IMU 安装点处机翼柔性变形角。则有 $\mathbf{u} = \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\theta}$ 。

1) 固定安装误差角

固定安装误差角微分方程为

$$\dot{\boldsymbol{\rho}} = \mathbf{0} \quad (2)$$

2) 柔性变形角

分布式 POS 中,子 IMU 一般安装在机翼两侧,机翼的振动及变形产生的柔性变形角主要是绕机体 y 轴(指向机头),同时考虑到滤波计算复杂度,所以在传递对准误差建模中只考虑绕机体

坐标系 y 轴的柔性变形角 θ_y 。该柔性变形角可以较好地由二阶 Markov 过程来描述^[4]:

$$\ddot{\theta}_y + 2\beta \dot{\theta}_y + \beta^2 \theta_y = \eta \quad (3)$$

式中: $\beta = 2.146/\tau$, τ 为二阶 Markov 过程相关时间; η 为零均值白噪声,其方差 Q_η 满足:

$$Q_\eta = 4\beta^3 \sigma^2 \quad (4)$$

其中: σ^2 为柔性变形角 θ_y 的方差; β 和 Q_η 为描述柔性变形角 θ_y 的二阶 Markov 过程参数。

1.2 传递对准的数学模型

本文采用“速度+姿态”的匹配方式进行传递对准,下面结合传统的 IMU 线性误差模型、已建立的机翼柔性变形模型和子 IMU 固定安装误差角模型,给出完整的分布式 POS 传递对准误差模型中的状态方程和量测方程,采用卡尔曼滤波(KF)方法进行状态误差估计。

1) 状态方程

根据传递对准线性误差模型,可以建立如下系统线性状态方程:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, k) + \mathbf{G}(k) \mathbf{W}(k) \quad (5)$$

式中: $\mathbf{f}(\cdot)$ 由线性误差模型和上述柔性形变模型共同确定; $\mathbf{W}(k)$ 为系统噪声向量;系统状态变量 \mathbf{X} 为

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \mathbf{X}_1 & \mathbf{X}_2 \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

$$\mathbf{X}_1 = \begin{bmatrix} \phi_E, \phi_N, \phi_U, \delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \delta L, \delta \lambda, \delta H, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{X}_2 = \begin{bmatrix} \rho_x, \rho_y, \rho_z, \theta_y, \dot{\theta}_y \end{bmatrix}^T$$

其中: \mathbf{X}_1 为一个 15 维子 IMU 状态变量,由平台失准角(ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U)、速度误差量($\delta V_E, \delta V_N, \delta V_U$)、位置误差量($\delta L, \delta \lambda, \delta H$)、陀螺常值漂移($\boldsymbol{\varepsilon}^b = [\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T$)和加速度计常值偏置($\boldsymbol{\nabla}^b = [\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z]^T$); \mathbf{X}_2 为 5 维子 IMU 载体坐标系相对主 IMU 载体坐标系的误差角状态变量,包括固定安装误差角 $\boldsymbol{\rho}$ 、子 IMU 载体坐标系 y 轴的柔性变形角 θ_y 及其一阶导数 $\dot{\theta}_y$ 。

假定系统噪声 $\mathbf{W}(k) = [w_{\varepsilon_x}, w_{\varepsilon_y}, w_{\varepsilon_z}, w_{\nabla_x}, w_{\nabla_y}, w_{\nabla_z}, \eta]^T$ 为零均值的高斯白噪声,其方差阵 \mathbf{Q} 由陀螺常值漂移、加速度计常值偏置和描述柔性变形角的二阶 Markov 过程参数 Q_η 共同决定。系统噪声转移矩阵 \mathbf{G} 的表达式为

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^{n_1} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^{n_1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{13 \times 3} & \mathbf{0}_{13 \times 3} & \mathbf{0}_{13 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}_{20 \times 7} \quad (7)$$

2) 量测方程

选择当前比较有效的“速度+姿态”匹配方式,建立传递对准数学模型的量测方程^[6-7]:

$$z = Hx + v \quad (8)$$

式中: $z = [\delta V'_E \ \delta V'_N \ \delta V'_U \ \delta\psi \ \delta\theta \ \delta\gamma]^T$ 为系统的量测量, $\delta V'_E$ 、 $\delta V'_N$ 和 $\delta V'_U$ 分别为主 POS 的速度经过主、子系统之间的杆臂速度补偿以后与子 IMU 的东向、北向和天向速度之差, $\delta\psi$ 、 $\delta\theta$ 和 $\delta\gamma$ 分别为子 IMU 与主 IMU 之间的航向角、俯仰角和横滚角之差; H 为系统量测矩阵; $v = [v_{\delta V_E} \ v_{\delta V_N} \ v_{\delta V_U} \ v_{\delta\psi} \ v_{\delta\theta} \ v_{\delta\gamma}]^T$ 为系统的量测噪声矩阵, $v_{\delta V_E}$ 、 $v_{\delta V_N}$ 和 $v_{\delta V_U}$ 分别为主节点东向、北向和天向速度的量测噪声,而 $v_{\delta\psi}$ 、 $v_{\delta\theta}$ 、 $v_{\delta\gamma}$ 分别为主节点航向角、俯仰角和横滚角的量测噪声。速度量测量 $\delta V' = [\delta V'_E \ \delta V'_N \ \delta V'_U]$ 的计算表达式如下:

$$\delta V' = V_s - V_m - V_r^{n_m} \quad (9)$$

式中: V_s 和 V_m 分别为子 IMU 与主节点在各自导航坐标系下的速度; $V_r^{n_m}$ 为主/子系统之间的杆臂速度,计算表达式如下^[8-9]:

$$V_r^{n_m} = C_{b_m}^{n_m}(\omega_{ib_m}^{b_m} \times r^{b_m}) + C_{b_m}^{n_m} \dot{r}^{b_m} \quad (10)$$

式中: $C_{b_m}^{n_m}$ 为主节点的载体坐标系到其对应的导航坐标系的方向余弦矩阵; $\omega_{ib_m}^{b_m}$ 为主节点的载体坐标系 b_m 相对于惯性坐标系 i 的角速率在 b_m 坐标系下的表示; $r^{b_m} = [r_x \ r_y \ r_z]^T$ 为主、子系统之间的杆臂向量在主载体坐标系 b_m 下的表示;杆臂 r^{b_m} 的导数如下:

$$\dot{r}^{b_m} = [r_z \dot{\theta}_y \ 0 \ -r_x \dot{\theta}_y]^T \quad (11)$$

姿态量测量 $[\delta\psi \ \delta\theta \ \delta\gamma]^T = [\psi_s - \psi_m, \theta_s - \theta_m, \gamma_s - \gamma_m]^T$ 表示的是主/子系统间的姿态角之差, ψ_s 、 θ_s 和 γ_s 分别为子 IMU 安装点处的航向角、俯仰角和横滚角,相对应的 ψ_m 、 θ_m 和 γ_m 分别为主 IMU 安装点处的航向角、俯仰角和横滚角。量测矩阵 H 为

$$H = \begin{bmatrix} H_1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} & H_2 & H_3 & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}_{6 \times 20}$$

令主 POS 姿态矩阵 $C_a^n = T_a$,则上式中 H_1 、 H_2 和 H_3 的表达式为

$$H_1 = \begin{bmatrix} \frac{T_a^{(12)} T_a^{(32)}}{(T_a^{(12)})^2 + (T_a^{(22)})^2} & \frac{T_a^{(22)} T_a^{(32)}}{(T_a^{(12)})^2 + (T_a^{(22)})^2} & -1 \\ -\frac{T_a^{(22)}}{\sqrt{1 - (T_a^{(32)})^2}} & \frac{T_a^{(12)}}{\sqrt{1 - (T_a^{(32)})^2}} & 0 \\ \frac{T_a^{(21)} T_a^{(33)} - T_a^{(31)} T_a^{(23)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2} & \frac{T_a^{(31)} T_a^{(13)} - T_a^{(11)} T_a^{(33)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2} & 0 \end{bmatrix}$$

$$H_2 =$$

$$\begin{bmatrix} \frac{T_a^{(12)} T_a^{(23)} - T_a^{(13)} T_a^{(22)}}{(T_a^{(12)})^2 + (T_a^{(22)})^2} & 0 & \frac{T_a^{(11)} T_a^{(22)} - T_a^{(12)} T_a^{(21)}}{(T_a^{(12)})^2 + (T_a^{(22)})^2} \\ \frac{T_a^{(33)}}{\sqrt{1 - (T_a^{(32)})^2}} & 0 & -\frac{T_a^{(31)}}{\sqrt{1 - (T_a^{(32)})^2}} \\ -\frac{T_a^{(31)} T_a^{(32)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2} & 1 & -\frac{T_a^{(32)} T_a^{(33)}}{(T_a^{(33)})^2 + (T_a^{(31)})^2} \end{bmatrix}$$

$$H_3 = [0 \ 0 \ 1]^T$$

2 基于最小二乘拟合法的估计方法

考虑到体积、质量和成本等因素,在所有子阵天线安装 IMU 是不可能的。为此,如何通过安装子 IMU 的测量信息预测那些未安装子 IMU 的子阵天线的运动信息很关键。最小二乘拟合作为一种曲线拟合方法在很多领域已经得到广泛应用。曲线拟合是用连续曲线表示离散点的坐标所组成的函数关系,其目的是根据已测量的信息建立因变量和自变量之间的函数关系。

由于机翼形变具有复杂的时空相关性,针对形变的时间相关性,可以通过主子传递对准实现。本文重点考虑同一时刻子阵天线运动信息的空间相关性。本文的核心思想是:在主/子传递对准的基础上,根据已安装子 IMU 的子阵天线运动信息预测未安装子 IMU 的运动信息。

将某时刻通过传递对准算法估计得到的安装有 IMU 的子阵天线处的纬度记为 $p_{lat}(x_i) (i = 1, 2, \dots, n')$, n' 为 IMU 个数。由最小二乘拟合法拟合得到的纬度多项式函数如下:

$$f_{p_{lat}}(x) = \sum_{i=1}^k a_i x^i \quad (12)$$

式中: k 为拟合多项式的阶数,且满足 $k \leq n'$; a_i 为拟合多项式中对应的 x^i 项的系数。在仿真实验中,有 12 个子阵天线和 6 个子 IMU 分布在右侧机翼上,即 $n' = 6$ 。因此,为了保证最小二乘拟合的精度,同样将多项式拟合的阶数 k 设置为 6。

最小二乘拟合中误差的平方和 Q 可表示为

$$Q = \sum_{i=1}^k [f_{p_{lat}}(x_i) - p_{lat}(x_i)]^2 \quad (13)$$

根据最小二乘拟合原理,纬度多项式函数 $f_{p_{lat}}(x)$ 需使误差的平方和 Q 达到最小值,即 $f_{p_{lat}}(x)$ 中的系数 a_i 和误差的平方和 Q 需满足如下关系:

$$\frac{\partial Q}{\partial a_1} = \frac{\partial Q}{\partial a_2} = \dots = \frac{\partial Q}{\partial a_k} = 0 \quad (14)$$

将式(13)代入式(14)可得

$$\begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{n'} x_i^2 & \cdots & \sum_{i=1}^{n'} x_i^{k+1} \\ \sum_{i=1}^{n'} x_i^3 & \cdots & \sum_{i=1}^{n'} x_i^{k+2} \\ \vdots & & \vdots \\ \sum_{i=1}^{n'} x_i^{k+1} & \cdots & \sum_{i=1}^{n'} x_i^{2k} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{n'} x_i p_{\text{lat}}(x_i) \\ \sum_{i=1}^{n'} x_i^2 p_{\text{lat}}(x_i) \\ \vdots \\ \sum_{i=1}^{n'} x_i^k p_{\text{lat}}(x_i) \end{bmatrix} \quad (15)$$

最小二乘拟合的多项式系数矩阵 $A = [a_1 \ a_2 \ \cdots \ a_k]^T$ 可根据式(15)求解获得,即可以得到该时刻的纬度多项式函数 $f_{\text{platt}}(x)$ 的完整表达式,进而可以根据未安装 IMU 的子阵天线在机翼上的坐标计算出该点在同一时刻的纬度。以此类推,可以通过最小二乘拟合法估计其余未安装 IMU 的子阵天线的时空信息等运动参数,最终实现阵列天线运动参数的全局估计。

3 实验验证

为了验证本文方法的有效性,基于真实的飞行数据进行了半物理仿真实验。飞行数据来源:在陕西阎良地区进行分布式 POS 与 InSAR 联合飞行实验。主 IMU 安装在 SAR 的背面,分布式数据处理计算机放置于机舱内,用于计算并存储主 POS 的导航输出结果及主 IMU 的陀螺和加速度计输出。GNSS 天线安装在飞机的背部,GNSS 基准站设备固定在载机飞行区域的中心地面,如图 1 所示。

阵列天线分布示意图如图 2 所示。图中主 IMU 安装在飞机机腹,6 个红色方块表示子 IMU,黑色圆形表示未安装子 IMU,它们均匀安装在机



图 1 分布式 POS 与 InSAR 联合飞行实验的设备
Fig. 1 Flight experiment equipment with distributed POS and InSAR

翼一侧,并和主 IMU 一起和多源信息处理单元连接;12 个子阵天线均匀分布于机翼右侧,其中 12 个子阵天线在机翼上的坐标如表 1 所示。子阵天线 No. 1、No. 3、No. 5、No. 7、No. 9 和 No. 11 背面安装子 IMU。该分布式系统首先在主系统和每个子 IMU 之间建立传递对准误差数学模型,然后通过传递对准估计出每个 IMU 安装处的柔性变形角,最后在已获取的柔性变形角的基础上通过最小二乘拟合出机翼上其他所有的柔性变形角,进而获取未安装子 IMU 的子阵天线 No. 2、No. 4、No. 6、No. 8、No. 10 和 No. 12 的运动参数,最终实现所有子阵天线运动参数的全局估计。

在本次基于飞行数据的半物理仿真实验中,主 POS 的导航参数精度、子 IMU 的固定安装误差角、柔性变形角及子 IMU 的惯性器件常值和随机噪声的设置如下:

1) 主 POS。航向角为 0.005° ,俯仰角和横滚角为 0.002° ,位置为 0.05 m ,速度为 0.005 m/s ,输出频率为 20 Hz 。

2) 子 IMU。陀螺的常值漂移和随机漂移均为 $0.01 (^\circ)/\text{h}$,加速度计常值偏置和随机偏置均为 $20 \mu\text{g}$,输出频率为 200 Hz 。

3) 固定安装误差角和柔性变形角。固定安装误差角为 0.5° ;二阶 Markov 过程参数 σ^2 是柔性变形角 θ_j 的方差,其生成规律是根据 ANSYS

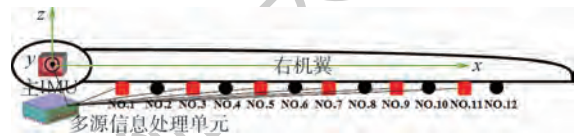


图 2 阵列天线与 IMU 在一侧机翼的分布示意图
Fig. 2 Distribution schematic diagram of array antennas and IMUs on one wing

表 1 阵列天线与 IMU 在载体坐标系下的坐标
Table 1 Coordinates of array antennas and IMUs in body coordinate

子阵天线	x 轴坐标/m
No. 1	1
No. 2	2
No. 3	3
No. 4	4
No. 5	5
No. 6	6
No. 7	7
No. 8	8
No. 9	9
No. 10	10
No. 11	11
No. 12	12

分析出的机翼模态形状函数依次生成 No. 1、No. 3、No. 5、No. 7、No. 9 和 No. 11 的方差；二阶 Markov 过程相关时间 $\tau = 5$ 。

本次半物理仿真实验中选择平稳飞行段的 300 s 数据。基于飞行数据的仿真数据生成步骤如下：

步骤 1 记录本次飞行实验中主 POS 输出的位置、速度和姿态参数，以及主 IMU 输出的陀螺、加速度计的数据。

步骤 2 将飞行实验中的主 IMU 陀螺和加速度计的数据经过固定安装误差角及柔性变形角进行转换，再叠加设定的子 IMU 惯性器件的常值误差和随机误差。

步骤 3 将步骤 2 的结果作为各子 IMU 惯性器件输出数据。

步骤 4 基准数据生成。将飞行实验中存储在主 POS 输出的位置、速度和姿态参数经过固定安装误差角和柔性变形角转换后得到各子 IMU 的位置、速度和姿态等导航参数，并作为评价传递对准估计所得的各子 IMU 运动参数精度的基准。

图 3 ~ 图 5 给出了基于飞行实验的半物理仿

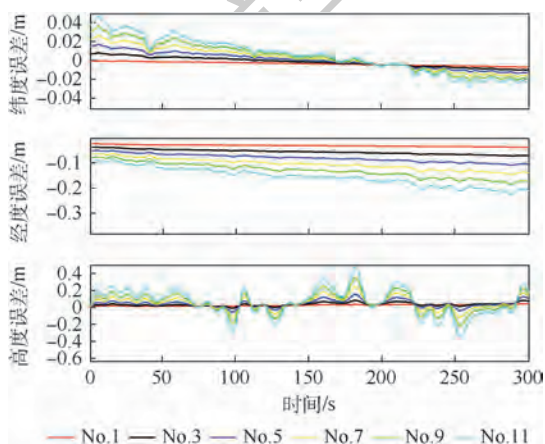


图 3 传递对准估计的位置误差

Fig. 3 Position errors using transfer alignment estimation

真中子阵天线 No. 1、No. 3、No. 5、No. 7、No. 9 和 No. 11 的运动参数（位置、速度、姿态）估计结果。表 2 统计了平稳飞行段 300 s 的 RMSE。

表 2 统计了通过传递对准获取的子阵天线运动参数的结果，采用最小二乘拟合法估计其他未安装子 IMU 的子阵天线运动参数。图 6 ~ 图 8 给出该方法估计得到的 No. 2、No. 4、No. 6、No. 8、No. 10 和 No. 12 子阵天线的运动参数（位置、速

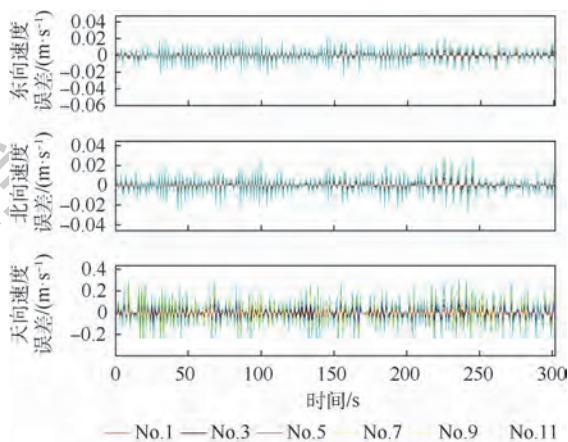


图 4 传递对准估计的速度误差

Fig. 4 Velocity errors using transfer alignment estimation

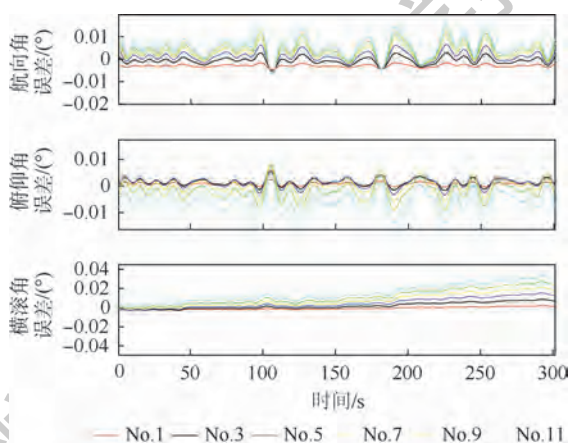


图 5 传递对准估计的姿态误差

Fig. 5 Attitude errors using transfer alignment estimation

表 2 传递对准估计的子阵天线运动参数误差统计结果

Table 2 Statistical results of sub-antenna motion parameter errors using transfer alignment estimation

运动参数	RMSE					
	No. 1	No. 3	No. 5	No. 7	No. 9	No. 11
纬度/m	0.004 6	0.009 8	0.030 4	0.043 5	0.053 0	0.076 6
经度/m	0.016 0	0.025 0	0.041 8	0.056 6	0.064 7	0.075 7
高度/m	0.015 2	0.029 6	0.032 4	0.040 3	0.051 7	0.069 1
东向速度/(m·s ⁻¹)	0.005	0.006	0.008	0.016 2	0.017 5	0.022 0
北向速度/(m·s ⁻¹)	0.004	0.006	0.009	0.019 1	0.022 0	0.025 2
天向速度/(m·s ⁻¹)	0.003 9	0.006 9	0.012 1	0.018 0	0.023 5	0.026 2
航向角/(°)	0.008 0	0.011 0	0.013 8	0.014 3	0.014 7	0.025 2
俯仰角/(°)	0.001 5	0.002 2	0.002 8	0.003 5	0.004 2	0.004 8
横滚角/(°)	0.001 3	0.002 6	0.002 8	0.003 1	0.004 4	0.004 7

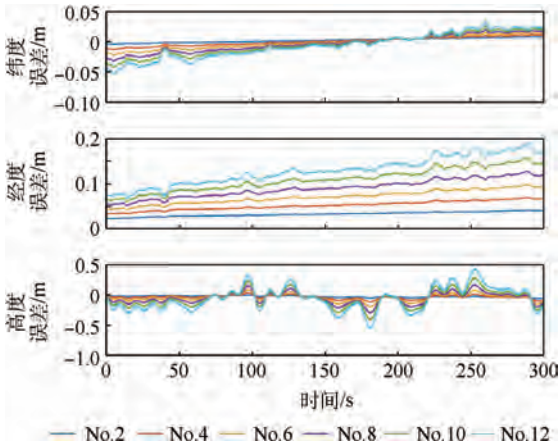


图 6 最小二乘拟合估计的位置误差
Fig. 6 Position errors using least square fitting estimation

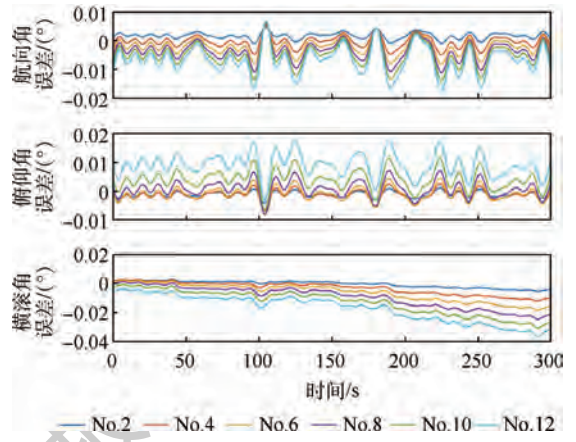


图 8 最小二乘拟合估计的姿态误差
Fig. 8 Attitude errors using least square fitting estimation

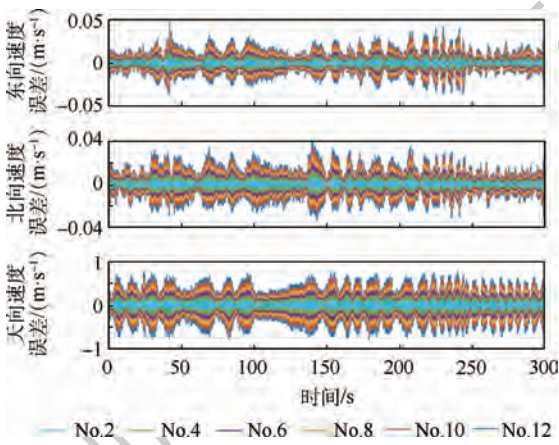


图 7 最小二乘拟合估计的速度误差
Fig. 7 Velocity errors using least square fitting estimation

度、姿态)。表 3 统计了平稳段 300 s 的 RMSE。

通过比较表 2 和表 3 可以看出,利用最小二乘拟合法获得的未安装子 IMU 的 No. 2、No. 4、No. 6、No. 8、No. 10 和 No. 12 子阵天线的运动参数精度与通过传递对准估计获得的 No. 1、No. 3、No. 5、No. 7、No. 9 和 No. 11 子阵天线的运动参数精度相当。上述统计结果进一步验证了本文提出的最小二乘拟合法估计的未安装子 IMU 的子阵天线运动参数的有效性。另外,分析表 2 和表 3 可知,离主系统越远,通过最小二乘拟合法获得的该点运动参数的精度也越高。因为离主系统越远的子节点处的柔性变形角估计误差越大,进而导致离主系统越远的子节点的运动参数估计精度越差。

表 3 最小二乘拟合估计的子阵天线运动参数误差统计结果

Table 3 Statistical results of sub-antenna motion parameter errors using least square fitting estimation

参数	RMSE					
	No. 2	No. 4	No. 6	No. 8	No. 10	No. 12
纬度/m	0.055 1	0.023 4	0.038 2	0.050 1	0.065 1	0.081 6
经度/m	0.018 8	0.038 5	0.049 6	0.060 8	0.071 8	0.085 6
高度/m	0.019 9	0.030 7	0.038 5	0.047 9	0.063 7	0.089 5
东向速度/(m·s ⁻¹)	0.004 6	0.007 2	0.011 9	0.017 4	0.021 7	0.026 9
北向速度/(m·s ⁻¹)	0.005 6	0.007 7	0.001 8	0.020 4	0.023 7	0.027 8
天向速度/(m·s ⁻¹)	0.005 1	0.010 4	0.017 2	0.020 6	0.024 4	0.028 2
航向角/(°)	0.009 0	0.013 3	0.014 0	0.016 0	0.023 3	0.028 6
俯仰角/(°)	0.001 9	0.002 4	0.003 3	0.004 0	0.004 4	0.004 8
横滚角/(°)	0.002 1	0.002 5	0.003 1	0.004 3	0.004 6	0.004 9

4 结 论

为了能通过较少的子 IMU 获取更多的子节点运动信息,本文首先建立了基于二阶 Markov 的柔性杆臂形变模型,其次建立一个 20 维的传递对准误差模型,并采用高精度估计方法,最后获取了

已安装 IMU 的子阵天线的运动参数。在此基础上,进一步提出了基于最小二乘拟合的全局估计方法获取未安装子 IMU 的子阵天线相位中心的运动参数,基于飞行数据的半物理仿真进行了验证,实验结果表明:

1) 能有效估计未安装子 IMU 的子阵天线运

动参数,实现阵列天线运动参数的全局估计,且估计精度与安装子IMU的子阵天线的运动参数的精度相当,从而验证了本文方法的有效性。

2) 建立的传递对准误差模型只是考虑了一维柔性变形角,这与实际工作中的机翼形变情况还有一定差别,因此本文建立的传递对准误差模型肯定会影响全局估计精度。

参考文献 (References)

- [1] YE W, LI J L, LI L C. Design and development of a real-time multi-DSPs and FPGA-based DPOS for InSAR applications [J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(8): 3419-3425.
- [2] XU H P, WU Z F, LIU W, et al. Analysis of the effect of interference on InSAR [J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(10): 5659-5668.
- [3] ZHONG M Y, CAO Q, GUO J, et al. Simultaneous lever-arm compensation and disturbance attenuation of POS for a UAV surveying system [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(12): 2828-2839.
- [4] GONG X L, FAN W, FANG J C. An innovational transfer alignment method based on parameter identification UKF for airborne distributed POS [J]. Measurement, 2014, 58: 103-114.
- [5] NASSAR S, EL-SHEIMY N. A combined algorithm of improving INS error modeling and sensor measurements for accurate INS/GPS navigation [J]. GPS Solutions, 2006, 10(1): 29-39.
- [6] LU Z X, LI J L, FANG J C, et al. Adaptive unscented two-filter smoother applied to transfer alignment for ADPOS [J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(8): 3410-3418.
- [7] 宫晓琳, 房建成. 一种机载遥感成像用分布式 POS 传递对准方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(4): 491-496.
GONG X L, FANG J C. Method of transfer alignment of distributed POS for airborne remote imaging [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 491-496 (in Chinese).
- [8] 宫晓琳, 秦婷婷. SINS/GPS 组合平滑估计在机载 SAR 实时运动补偿中的应用 [J]. 电子与信息学报, 2014, 36(7): 1560-1565.
GONG X L, QING T T. Application of smoothing algorithm in SINS/GPS integrated system for airborne SAR real-time motion compensation [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2014, 36(7): 1560-1565 (in Chinese).
- [9] 房建成, 张舟, 宫晓琳. 机载分布式 POS 传递对准建模与仿真 [J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(4): 379-385.
FANG J C, ZHANG Z, GONG X L. Modeling and simulation of transfer alignment for distributed POS [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(4): 379-385 (in Chinese).
- [10] 刘锡祥, 徐晓苏. 大杆臂条件下传递对准算法的设计与仿真 [J]. 系统仿真学报, 2011, 23(5): 1051-1053.
LIU X X, XU X S. Algorithm design and study for long lever-arm size in transfer alignment [J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(5): 1051-1053 (in Chinese).
- [11] 解春明, 赵剡, 王纪南. 传递对准中机翼弹性变形建模与滤波处理 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(8): 931-935.
XIE C M, ZHAO Y, WANG J N. Modeling of wing flexure and filtering solution in transfer alignment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 931-935 (in Chinese).
- [12] 刘锡祥, 徐晓苏. 杆臂效应补偿中 H_{∞} 误差滤波器的应用与设计 [J]. 东南大学学报(自然科学版), 2009, 39(6): 1142-1145.
LIU X X, XU X S. Application and design of H_{∞} filter for lever-arm compensation [J]. Journal of Southeast University (Natural Science Edition), 2009, 39(6): 1142-1145 (in Chinese).
- [13] WU W, CHEN S Q, QIN S Q. Online estimation of ship dynamic flexure model parameters for transfer alignment [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2013, 21(5): 1666-1678.
- [14] YOLDEMIR A B, SEZGIN M. A least squares approach to buried object detection using ground penetrating radar [J]. IEEE Sensors Journal, 2011, 11(6): 1337-1341.
- [15] GONG X L, LIU H J, FANG J C, et al. Multi-node transfer alignment based on mechanics modeling for airborne DPOS [J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 18(2): 669-679.

作者简介:

叶文 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 惯性技术与组合导航。

刘艳红 女, 博士研究生。主要研究方向: 组合导航。

王博 男, 博士研究生。主要研究方向: 组合导航。

蔡晨光 男, 博士, 副研究员, 硕士生导师。主要研究方向: 振动测试。

李建利 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 组合导航。

Global estimation method based on least square fitting for distributed POS

YE Wen^{1,*}, LIU Yanhong², WANG Bo², CAI Chenguang¹, LI Jianli²

(1. Institute of Mechanics and Acoustics, National Institute of Metrology, China, Beijing 100029, China;

2. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Aimed at the problem that it is impossible to install high-precision sub-Inertial Measurement Unit (IMU) on every sub-array in engineering practice, a global estimation method based on the least square fitting for distributed Position and Orientation System (POS) is proposed. Firstly, a transfer alignment error model from master system to slave system considering one-dimensional flexibility deformation is built. Secondly, Kalman Filter (KF) is used to estimate motion parameters of array antenna of the sub-arrays with sub-IMUs. Finally, the least square fitting is used to estimate the motion parameters of the sub-arrays without sub-IMU. The semi-physical simulation results show that the proposed method can realize the global estimation of the motion parameters of array antenna, and the estimation precision of the motion parameters of sub-arrays without sub-IMU is almost the same as that of its neighboring sub-arrays.

Keywords: Inertial Measurement Unit (IMU); transfer alignment; Kalman Filter (KF); least square fitting; distributed Position and Orientation System (POS)

Received: 2019-06-28; **Accepted:** 2019-09-20; **Published online:** 2019-11-26 10:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191126.1044.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFF0205003); National Natural Science Foundation of China (61901431, 61421063, 61722103, 61571030, 51605461)

* **Corresponding author.** E-mail: liu1253891321@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0356

带前缘小翼的扇翼翼型气动特性数值模拟分析

杜思亮^{1,2,3,*}, 冯衬², 唐正飞²

淮阴工学院 机械与材料工程学院, 淮安 223003; 2. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016; 3. 中国空气动力研究与发展中心 旋翼空气动力学重点实验室, 绵阳 621000)

摘 要: 扇翼升力和推力的产生主要依靠翼型前缘弧形槽上方低压涡的形成, 使得升力和推力具有较强的耦合关系, 如何对其解耦控制是扇翼进一步工程应用的关键。对于扇翼翼型各项几何参数确定的情况下, 前缘开口角的大小对扇翼气动性能的影响最大。因此考虑在基准扇翼翼型的前缘安装前缘小翼的方法来改变扇翼前缘开口角的大小, 通过数值模拟的方法, 对比分析了单片、双片和三片前缘小翼在不同前缘小翼偏转角、来流速度、迎角下对扇翼升力和推力的影响规律。结果表明: 通过对前缘小翼偏转角的角度控制不仅仅可以改善扇翼的升力和推力, 还可对低压涡的强度和位置进行控制, 满足对扇翼气动力的主动控制要求, 因而可实现对扇翼飞行器姿态进行操控的目的。

关键词: 前缘小翼; 扇翼; 气动特性; 涡控制技术; CFD

中图分类号: V211.52

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0870-13

扇翼飞行器^[1-2]是一种新概念新原理的飞行器, 其独特之处就是通过翼型前缘安装有横流风扇, 通过横流风扇的旋转吸入来流并加速来流, 一部分来流在风扇内部形成涡流运动, 产生涡致升推力, 另一部分来流流经翼型后缘斜面, 使得上下翼面产生压差升力, 并向翼型后方射出产生前向的推进力。扇翼中的横流风扇不同于滚翼中的摆线桨^[3], 后者能够独立产生升推力, 且桨叶桨距是实时变化的, 而前者只有放置在合适翼型的适当位置才能获得很好的气动性能, 且桨叶的桨距是固定不变的。

近来, 欧盟已将扇翼技术列入其第七科研框架计划中的交通类——新概念飞行器的重点研发项目。德国联邦航空航天研究中心将扇翼飞行器定义为分布式开放旋翼飞行器 (Distributed Open-

rotor Aircraft)。扇翼升推力产生的效率高于目前燃气涡轮发动机通过提高旁通比获得的推进效率, 其功率载荷高于 30 kg/kW, 此外应用扇翼产生升推力的飞行器还具有超短距起降、大迎角 ($>60^\circ$) 飞行不失速、低空低速稳定性好等优点。与直升机相比, 不需要复杂的旋翼变距机构和飞行控制系统; 与固定翼飞机相比, 其巡航升力系数高达 3.5, 可实现超短距起降, 具有传统固定翼飞机所不具备的低空低速大载荷飞行能力。目前扇翼飞行器的主要应用场景在舰载机领域。

国外学者 Foreshaw^[4]、Askari^[5]、Duddempudi^[6]、Kummer^[7]、Bayindir^[8]等均对扇翼的气动特性进行过试验和数值模拟分析, 证明了扇翼翼型和横流风扇叶片的几何设计参数会对扇翼升力系数、推力系数和功率载荷等特性产生很大的影响,

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-10-11; 网络出版时间: 2019-11-28 13:46

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191128.1251.001.html

基金项目: 中国博士后科学基金 (2018M642241); 装备预研重点实验室基金 (61422201180510); 旋翼空气动力学重点实验室开放课题 (RAL20190203)

* 通信作者: E-mail: kjofchina@qq.com

引用格式: 杜思亮, 冯衬, 唐正飞. 带前缘小翼的扇翼翼型气动特性数值模拟分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 870-882. DU S L, FENG C, TANG Z F. Numerical simulation and analysis of aerodynamic characteristics of fan-wing airfoil with leading edge winglet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 870-882 (in Chinese).

并且揭示了扇翼维持升推力的绝大部分能量来自于横流风扇内部形成的低压涡。国内对扇翼气动特性的研究主要来自于南京航空航天大学唐正飞课题组,该课题组是中国扇翼飞行器演示验证重大探索项目的实施团队,课题组通过理论分析^[9-12]、数值模拟^[13-16]、试验验证^[17-18]、飞行演示等方法详细深入地研究了扇翼升推力的来源,获得了一套扇翼翼型和横流风扇的结构设计方法。

综合国内外学者的研究可以发现,前缘开口角在扇翼翼型和横流风扇尺寸确定后是影响扇翼升力和推力的最大因素,前缘开口角增大,扇翼升力和推力增加,并且推力的增加明显。这类似于发动机进气口进气流道对发动机推力的影响,而控制前缘开口角大小最简单的方法就是安装前缘小翼,通过控制前缘小翼的偏转角来改变前缘开口角的大小,达到提升扇翼气动特性的目的。本文以二维扇翼翼型为基础,通过数值模拟的方法来探讨前缘小翼对扇翼气动力的控制效果。

1 扇翼几何模型与数值计算方法

1.1 基准扇翼几何模型定义

根据文献[17]的基准扇翼几何参数,在CATIA软件中,建立扇翼的二维模型(见图1)。为了减少研究的变量,假定扇翼沿展长方向的截面是没有变化的,因此本文可以通过扇翼的二维翼型截面来进行分析。定义扇翼的迎角为翼型底面水平线与来流的夹角。

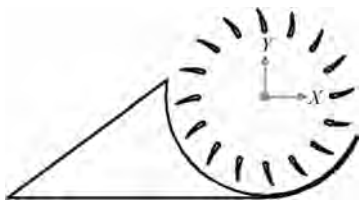
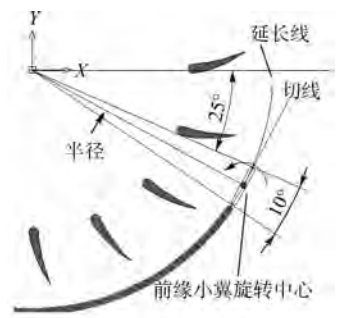


图 1 扇翼二维翼型截面

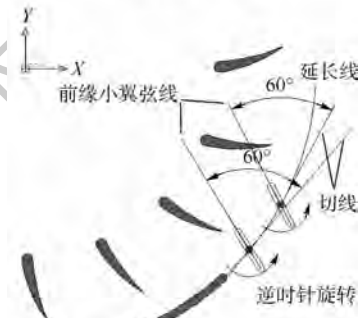
Fig. 1 Two-dimensional airfoil cross section of fan-wing

1.2 扇翼前缘小翼设计

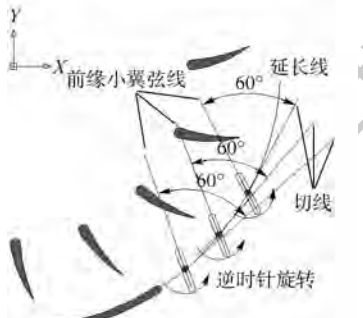
根据文献[11]的计算分析,对扇翼升力和推力影响较大的前缘开口角范围在 $25^\circ \sim 55^\circ$ 之间,考虑结构的可实现性,故采用最多三片前缘小翼的方案进行分析(见图2)。设计每片前缘小翼能够控制 10° 前缘开口角,且都可以沿着各自的中心旋转轴作旋转运动。定义每片前缘小翼的弦线与基准扇翼前缘弧形槽大圆弧相切时的角度为 0° ,逆时针旋转为正。图3为带单片前缘小翼的扇翼截面。



(a) 单片前缘小翼



(b) 双片前缘小翼



(c) 三片前缘小翼

图 2 扇翼前缘小翼设计

Fig. 2 Design of leading edge winglet of fan-wing

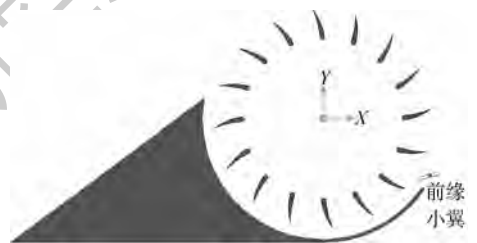


图 3 带单片前缘小翼的扇翼截面

Fig. 3 Fan-wing cross section with single leading edge winglet

1.3 数值计算方法

扇翼中横流风扇最大叶尖速度小于 $0.3Ma$ (横流风扇最大转速 2000 r/min),故数值计算时的流场可假定为不可压缩。由于横流风扇对气流的切割、旋转和加速作用,使得流场处于非定常状态,数值计算时也需要考虑雷诺数影响,定义雷诺数值为 5.927×10^5 。本文使用的数值模拟软件为FLUENT14.5,选用Navier-Stokes方程为主控

方程, RNG (Renormalization-Group) 湍流模型, SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) 压力与速度耦合算法, 2 阶迎风格式的对流项, 整个流场以混合网格的有限体积法进行计算, 计算域划分见图 4(a), 翼型壁面采用无滑移边界条件, 横流风扇叶片所在的圆环形区域、内

部区域及加密区外部区域使用结构网格(见图 4(b)), 圆环外部及扇翼翼型椭圆形加密区以非结构网格为主, 横流风扇叶片附近网格和滑移交界面见图 4(c), 前缘小翼附近网格见图 4(d), 整个流场网格如图 4(e) 所示, 流场长宽为 $14\text{ m} \times 8\text{ m}$, 网格数约为 42 万。

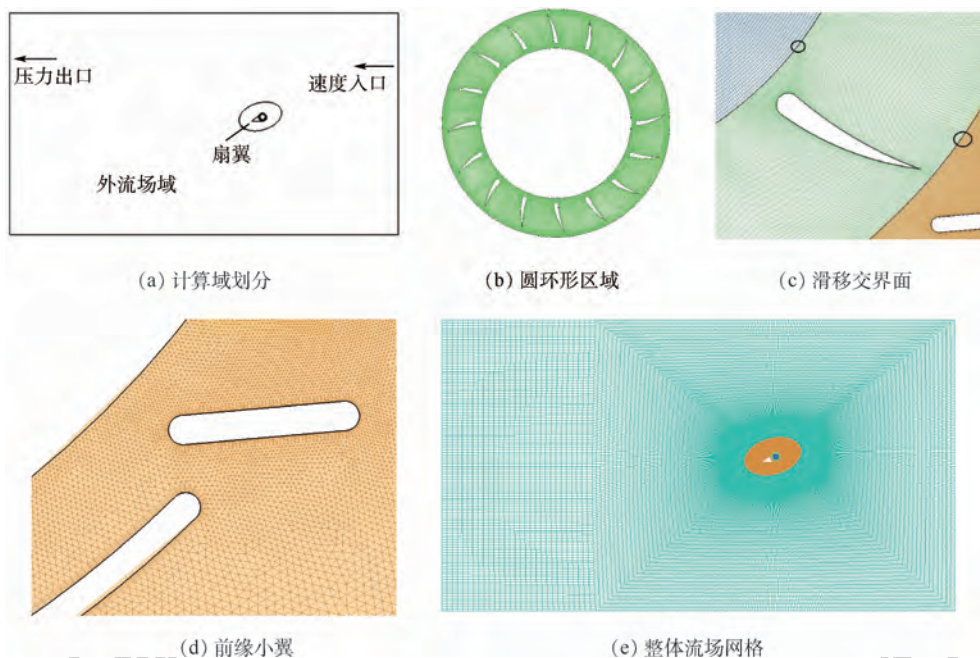


图 4 网格生成

Fig. 4 Mesh generation

1.4 算例验证

采用文献[18]中关于扇翼基准翼型的风洞试验数据来验证本文数值计算方法的准确性。使用 1.3 节所述的数值计算方法, 分别计算了扇翼基准翼型在来流速度为 10 m/s , 迎角为 0° , 横流

风扇转速变化范围在 $400 \sim 1200\text{ r/min}$ 的升力系数和推力系数(见图 5)。从图 5 中可以看出, 扇翼数值计算结果与试验结果趋势吻合较好, 最大误差在 10% 以内, 而且横流风扇在高转速的误差小于 5%, 故本文所采用的数值计算方法可以

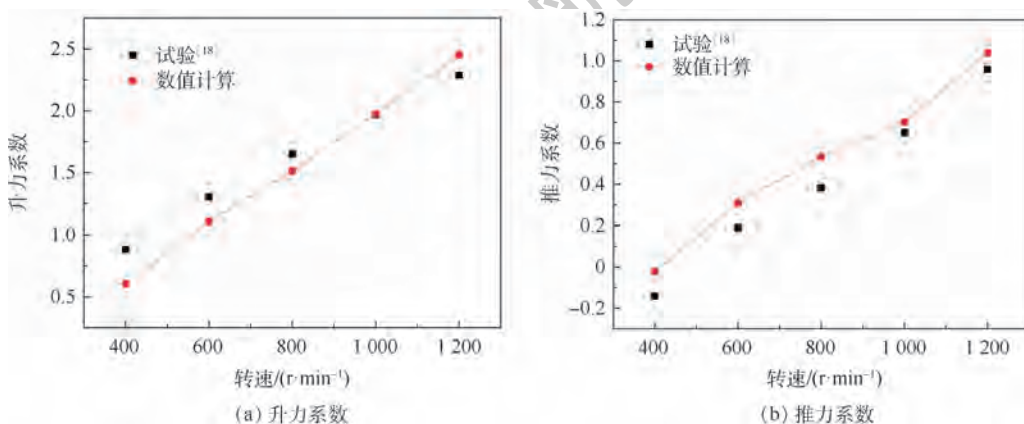


图 5 数值计算与试验结果对比

Fig. 5 Comparison between numerical calculation and test results

曲线分析扇翼前缘小翼的气动特性。

2 计算结果与分析

使用1.3节所述的数值计算方法,计算扇翼迎角分别为 0° 、 4° 、 8° 、 12° ,来流速度分别为8、12、16、20 m/s,横流风扇转速设为2000 r/min。选用正迎角是为了保证扇翼能够始终产生向前的推力。

2.1 前缘小翼对气动特性的影响

2.1.1 单片前缘小翼

图6计算来流速度 v 为12 m/s,扇翼迎角 α 从 0° 开始、 12° 终止、增量 4° ,单片前缘小翼偏转角从 0° 开始、 165° 终止、增量 15° ,扇翼升力系数和推力系数的变化关系。从图6中可以看出,扇翼迎角不变时,随着前缘小翼偏转角的增大,升力系数和推力系数均先增大后减小。升力系数和推力系数在前缘小翼偏转角为 90° 附近时达到峰值,随着迎角的增大,扇翼升力系数和推力系数的改变量也越大。从图6中还可以看出,前缘小翼偏转角不变时,随着扇翼迎角的增大,升力系数也随着增大,而推力系数则逐渐减小。

图7所示为迎角 α 为 0° 时,扇翼升力系数和

推力系数随来流速度和前缘小翼偏转角的变化曲线。从图7中可以看出,来流速度不变时,随前缘小翼偏转角的增大,升力系数和推力系数在来流速度较大时的增加量不是特别明显,在来流速度较小时的升力系数变化量较小,推力系数变化量较大。在来流速度为12 m/s,随着前缘小翼偏转角的增大,推力系数的增加量达到22.97%,而升力系数增加量只有6%,这就说明增加的前缘小翼对扇翼推力系数的提升效果明显。图7中扇翼推力系数在前缘小翼偏转角在 $90^\circ \sim 120^\circ$ 时取得最大值。扇翼迎角和前缘小翼偏转角不变时,来流速度越大,扇翼升力系数和推力系数均降低。

进一步分析单片前缘小翼不同偏转角下的速度云图(见图8)。从图中可以看出,在单片前缘小翼的旋转过程中(也就是前缘小翼偏转角增大),扇翼的前缘开口角实际由 25° 增大到 35° 。前缘小翼偏转角变化后,来流将从前缘小翼与弧形槽前缘的缝隙中流入横流风扇,接着受到横流风扇对来流加速的作用,进而改变了来流方向。当前缘小翼偏转角较小时,来流方向与前缘小翼弦线方向接近,此时前缘小翼的偏转角较小,升力系数和推力系数增加缓慢;当前缘小翼偏转角到

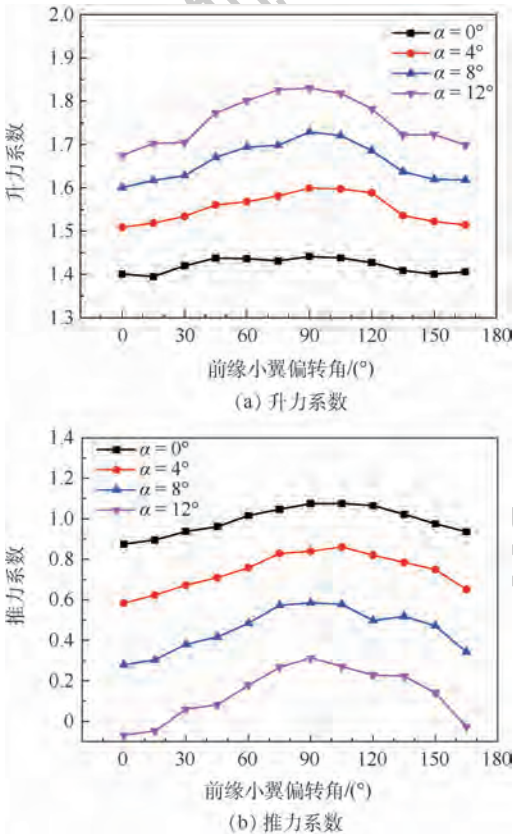


图6 单片前缘小翼偏转角随迎角的变化曲线
($v = 12 \text{ m/s}$)

Fig. 6 Variation curves of installation angle of single leading edge winglet with angle of attack ($v = 12 \text{ m/s}$)

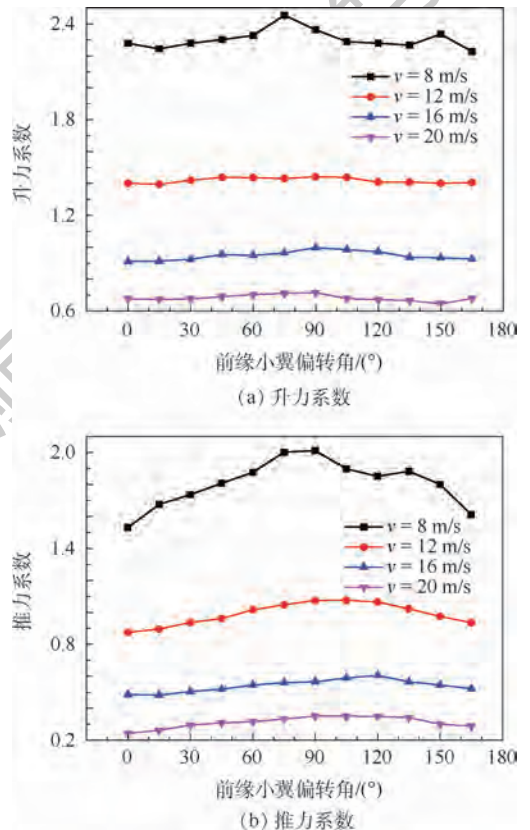


图7 单片前缘小翼偏转角随来流的变化曲线($\alpha = 0^\circ$)

Fig. 7 Variation curves of installation angle of single leading edge winglet with inflow ($\alpha = 0^\circ$)

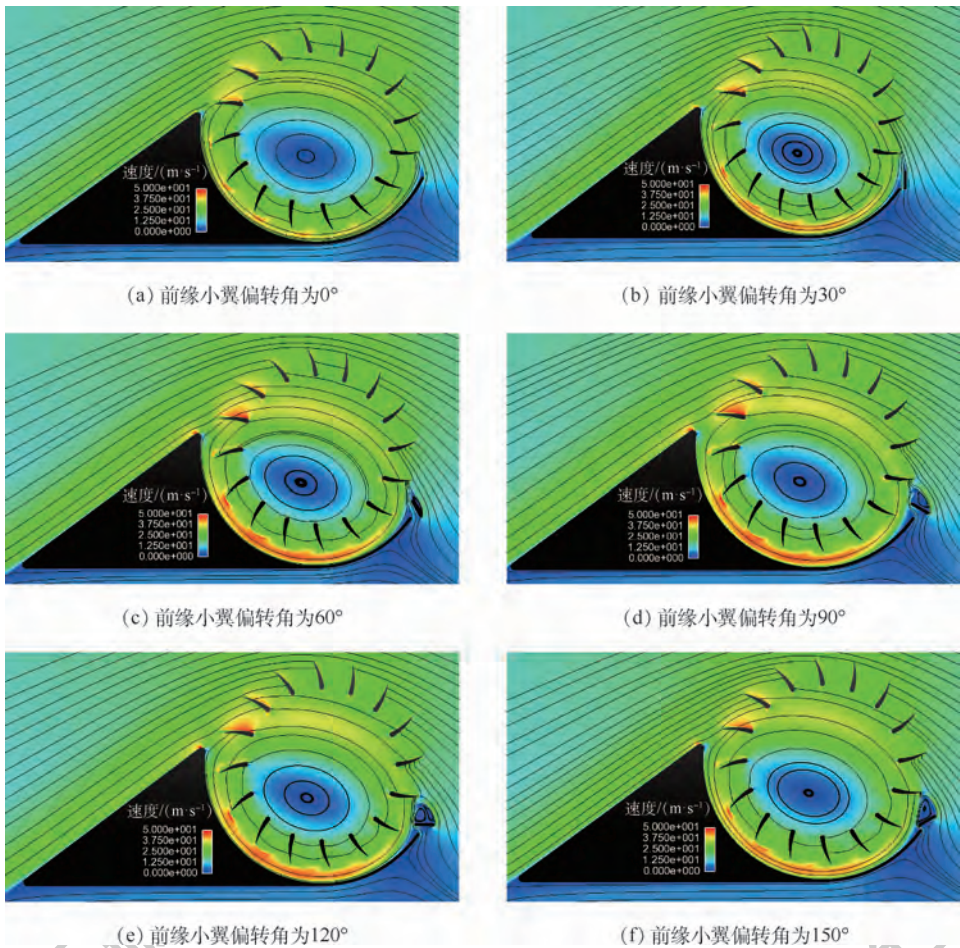


图8 单片前缘小翼的速度云图和流线图($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig.8 Velocity contours and streamlines of single leading edge winglet($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

达 90° 附近时,进入横流风扇的来流最多,此时前缘小翼上对来流的阻力较小,扇翼的升力系数和推力系数达到最大;当前缘小翼偏转角继续增大时($>90^\circ$),进入横流风扇来流又逐渐减少,来流与前缘小翼弦线方向垂直,来流受到了前缘小翼的阻挡,在其后部产生尾涡。虽然此时前缘小翼也能够产生部分升力系数,但尾涡的存在相当于减小了前缘开口角,降低了进入横流风扇的来流流量,使得扇翼的升力系数和推力系数减小。

再分析对比不同前缘小翼偏转角下的压力云图(见图9)。随前缘小翼偏转角的增大,扇翼横流风扇内部的椭圆形低压压涡区域的压力先减小后增大,在前缘小翼偏转角 90° 附近,低压涡的压力最低。前缘小翼偏转角的变化使得扇翼前缘弧形槽上表面压力升高。

结合扇翼翼型上下表面的静压分布曲线(见图10),可以更直观地看出前缘小翼对扇翼气动力的影响。从图中可以看出,不同前缘小翼偏转角受到横流风扇内部低压涡的作用,来流从前缘小翼和扇翼弧形槽前缘之间的缝隙流入至横流风扇中,使得扇翼弧形槽前缘附近的压力升高,前

缘小翼偏转角越大,静压增加的也越多。当前缘小翼偏转角在 90° 附近时,前缘小翼内外表面的相对压差较大,可以提供部分升力。但从整体来看,单片前缘小翼不同偏转角对扇翼总升力影响相对较小。

2.1.2 双片前缘小翼

图11为双片前缘小翼不同偏转角下的升力系数和推力系数曲线。双片前缘小翼的偏转角是同时增加和减小的。随前缘小翼偏转角的增大,推力系数和升力系数都是先增加后减小,在偏转角为 90° 附近时达到最大值。当迎角在 0° 时,推力系数增加了约25%,而升力系数增加的相对较小,只有约4%。前缘小翼偏转角度不变时,升力系数随迎角的增大而增大,推力系数随迎角的增大而减小。

图12为扇翼迎角 0° 时,不同双片前缘小翼偏转角随来流的变化曲线。从图中可以看出,随着双片前缘小翼偏转角的增大,推力系数先增大后减小,在 $90^\circ \sim 120^\circ$ 附近时获得最大值,而升力系数随偏转角的变化不大,当偏转角大于 120° 时,升力系数减小。此外,从图中可以看出,随着

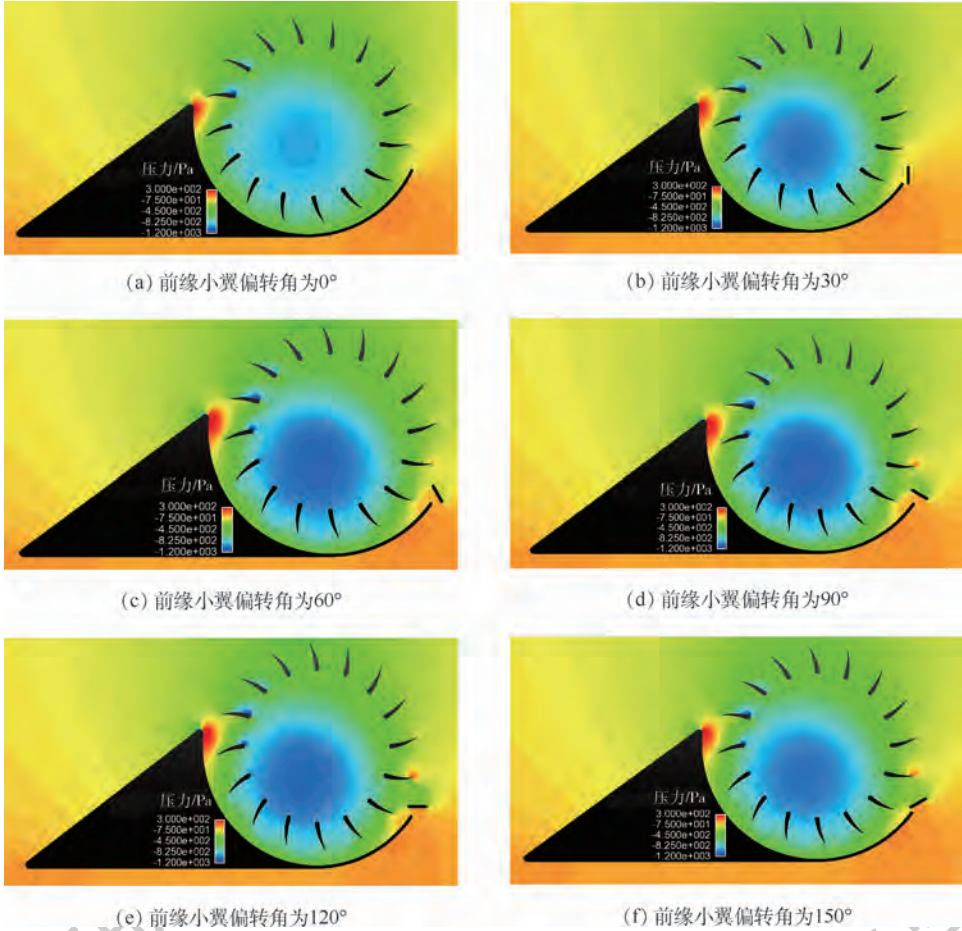


图 9 单片前缘小翼的压力云图($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 9 Pressure contours of single leading edge winglet ($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

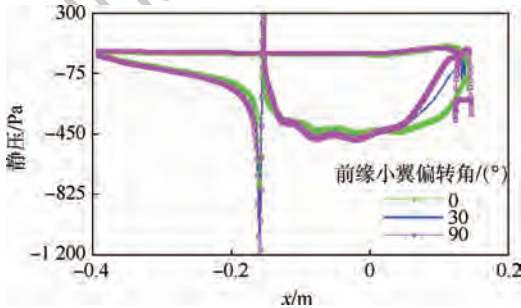


图 10 单片前缘小翼扇翼表面静压分布曲线
($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 10 Static pressure distribution curves on surface of fan-wing with single leading edge winglet
($v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

来流速度的增大,升力系数和推力系数均减小。

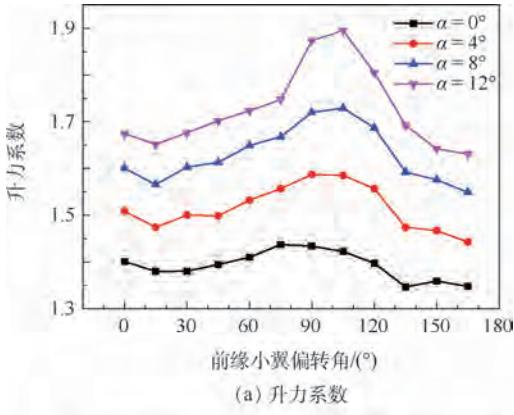
进一步分析双片前缘小翼不同来流速速度下的速度云图(见图 13)。从图中可以看出,随着来流速度的增大,横流风扇对来流方向的改变量减小,进入横流风扇的来流流量增加,使得扇翼弧形槽内表面和后缘斜面的流速增加,低压偏心涡受到挤压向左下方移动。升力增加量较小主要是因为前缘小翼偏转角增大后,扇翼前缘弧形槽段的升力面被部分破坏,造成升力的损失,又由于扇翼前

缘开口角的增大,使得来流进入横流风扇的流量增大,造成总升力的增加。二者相互影响造成前缘小翼偏转角变化时对扇翼升力的影响较小。总体来看,随着扇翼迎角的增大,升力和推力的相对增加量也在逐渐地增大,同时推力的最大值对应着前缘小翼偏转角的减小,而升力的最大值对应着前缘小翼偏转角的增大。

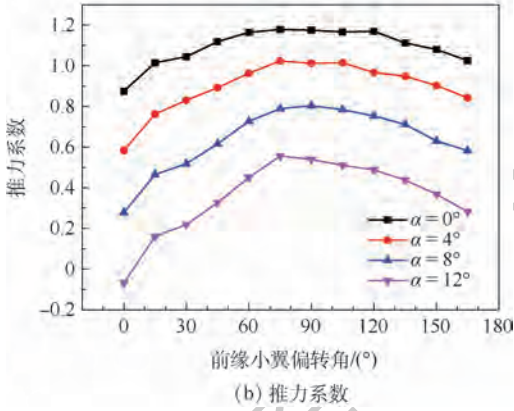
从图 14 中扇翼上下表面静压分布曲线可以看出,随着来流速度的增加,扇翼后缘斜面和弧形槽内表面的压力减小,翼型下表面的压力略有增加,扇翼前缘驻点处的压力也逐渐增大,前缘小翼处的压力差由于小翼尾涡被吹散而降低。

2.1.3 三片前缘小翼

三片前缘小翼使得扇翼前缘开口角可由 25° 增大到 55° 。图 15 为来流速度不变时安装有三片前缘小翼的扇翼升力系数和推力系数随前缘小翼偏转角和迎角的变化曲线。从图中可以看出,随着前缘小翼偏转角的增大,扇翼升力系数呈现先减小后增大然后再减小的趋势,并且在 $75^\circ \sim 105^\circ$ 前缘小翼偏转角附近获得最大值;扇翼推力系数先增大后减小,在 $90^\circ \sim 120^\circ$ 前缘小翼偏转



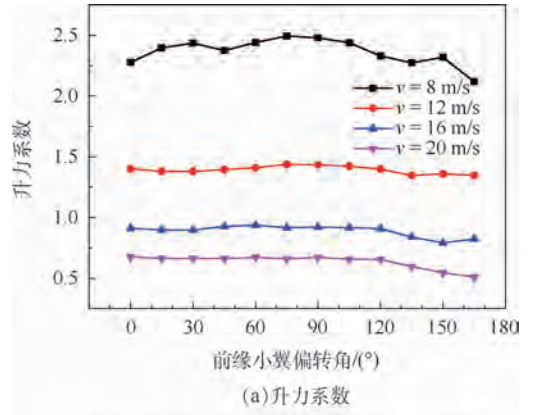
(a) 升力系数



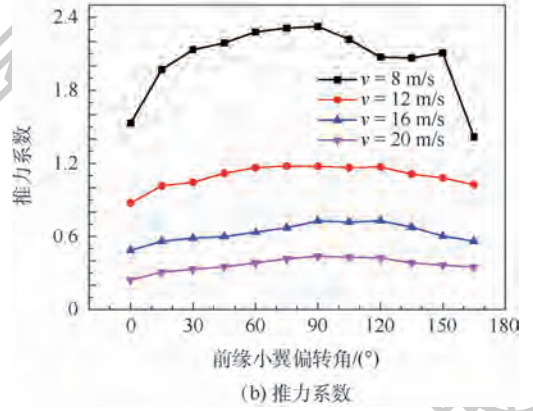
(b) 推力系数

图 11 双片前缘小翼偏转角随迎角的变化曲线
($v = 12 \text{ m/s}$)

Fig. 11 Variation curves of installation angle of double leading edge winglet with angle of attack ($v = 12 \text{ m/s}$)



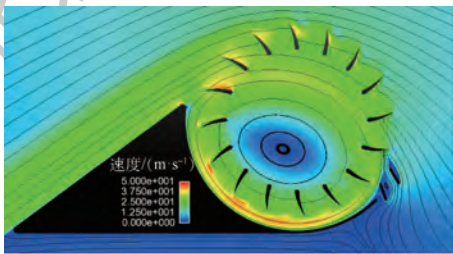
(a) 升力系数



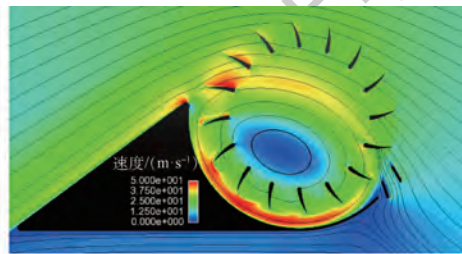
(b) 推力系数

图 12 双片前缘小翼偏转角随来流的变化曲线
($\alpha = 0^\circ$)

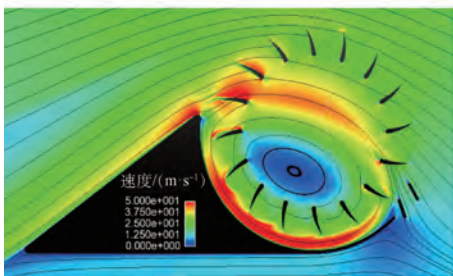
Fig. 12 Variation curves of installation angle of double leading edge winglet with inflow ($\alpha = 0^\circ$)



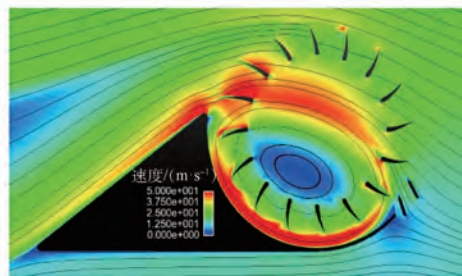
(a) $v = 8 \text{ m/s}$



(b) $v = 12 \text{ m/s}$



(c) $v = 16 \text{ m/s}$



(d) $v = 20 \text{ m/s}$

图 13 双片前缘小翼的速度云图和流线图(前缘小翼偏转角为 60° , $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 13 Velocity contours and streamlines of double leading edge winglet (installation angle of leading edge winglet equals to 60° , $\alpha = 0^\circ$)

角附近获得最大值。总体来说,前缘小翼偏转角度不变时,升力系数随迎角的增大而增大,推力系数随迎角的增大而减小。

图 16 为迎角不变时安装有三片前缘小翼的扇翼升力系数和推力系数随前缘小翼偏转和来流的变化曲线。从图中可以看出,随着前缘小翼

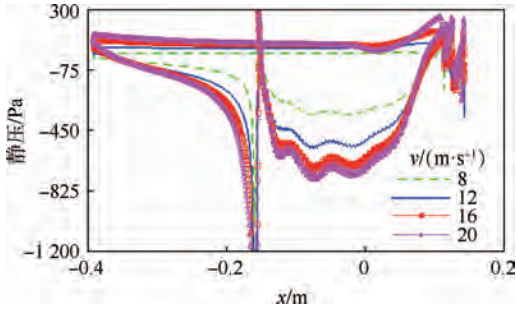
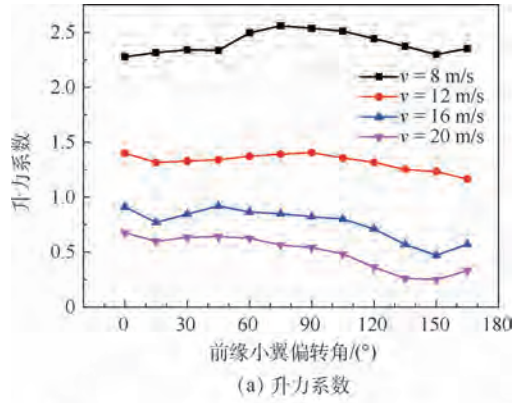
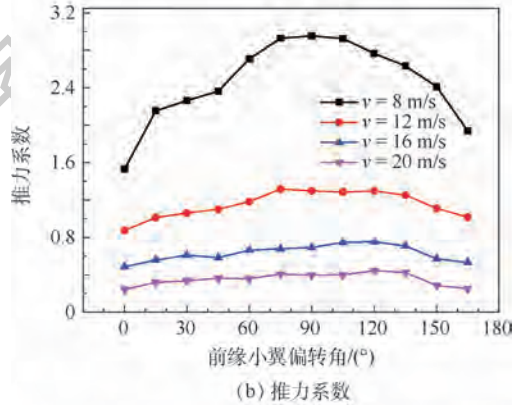


图14 双片前缘小翼扇翼表面静压分布曲线
(前缘小翼偏转角为 60° , $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 14 Static pressure distribution curves on surface of fan-wing with double leading edge winglet (installation angle of leading edge winglet equals to 60° , $\alpha = 0^\circ$)



(a) 升力系数



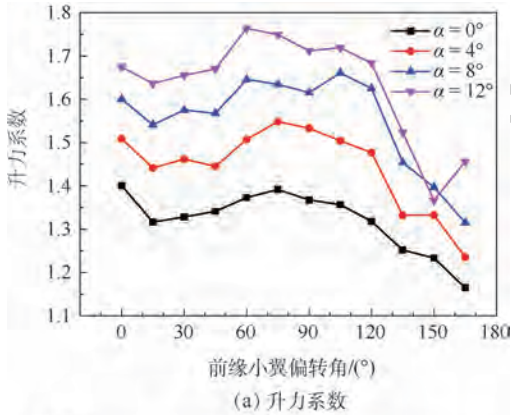
(b) 推力系数

图16 三片前缘小翼偏转角随来流的变化曲线($\alpha = 0^\circ$)

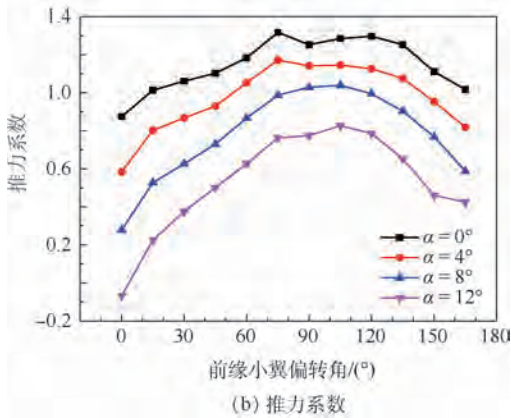
Fig. 16 Variation curves of installation angle of three leading edge winglet with inflow ($\alpha = 0^\circ$)

方向的改变量、扇翼前缘弧形槽和后缘斜面的流速都呈现先增大后减小的趋势。对扇翼升力和推力的影响主要是当三片前缘小翼的偏转角较小或较大时,对扇翼前缘开口角的改变较小,使得进入横流风扇的来流流量变化不大,但是由于前缘小翼偏转角的存在破坏了原有弧形槽升力面的稳定,引起横流风扇内部偏心涡的位置和强度的变化,造成扇翼升力和推力值的波动。而当三片前缘小翼偏转角在 $90^\circ \sim 105^\circ$ 时,扇翼获得的前缘开口角最大,有更多的来流进入横流风扇,使得扇翼升力和推力值均比较高。当来流速度继续增大时,不利于横流风扇内部偏心涡的形成,同时前缘小翼的旋转使得扇翼前缘弧形槽段的尺寸变小,造成翼型面积的减小,使得在较大前缘小翼偏转角下,扇翼升力和推力均有较大下降,而升力下降尤为明显。从图中亦可看出三片前缘小翼对扇翼前缘开口角的改变量很大,当前缘小翼偏转角大于 90° 后,由于前缘小翼对来流的遮挡,在前缘小翼附近形成了尾涡,这将阻碍来流进入横流风扇,对扇翼升力和推力都将产生不利影响。

再分析对比不同前缘小翼偏转角下的压力云图(见图18)。随着三片前缘小翼偏转角的增大,



(a) 升力系数



(b) 推力系数

图15 三片前缘小翼偏转角随迎角的变化曲线
($v = 12 \text{ m/s}$)

Fig. 15 Variation curves of installation angle of three leading edge winglet with angle of attack ($v = 12 \text{ m/s}$)

偏转角的增大,当来流速度较小时升力系数先增加后减小,在 90° 前缘小翼偏转角附近时获得最大值;扇翼推力系数也是先增加后减小,在 75° 到 120° 前缘小翼偏转角附近时取得最大值。随着来流速度的增大,推力系数的变化量不大,但当来流速度继续增大时推力系数减小。

进一步分析三片前缘小翼不同前缘小翼偏转角下的速度云图(见图17)。从图中可以看出,随着三片前缘小翼偏转角的增大,横流风扇对来流

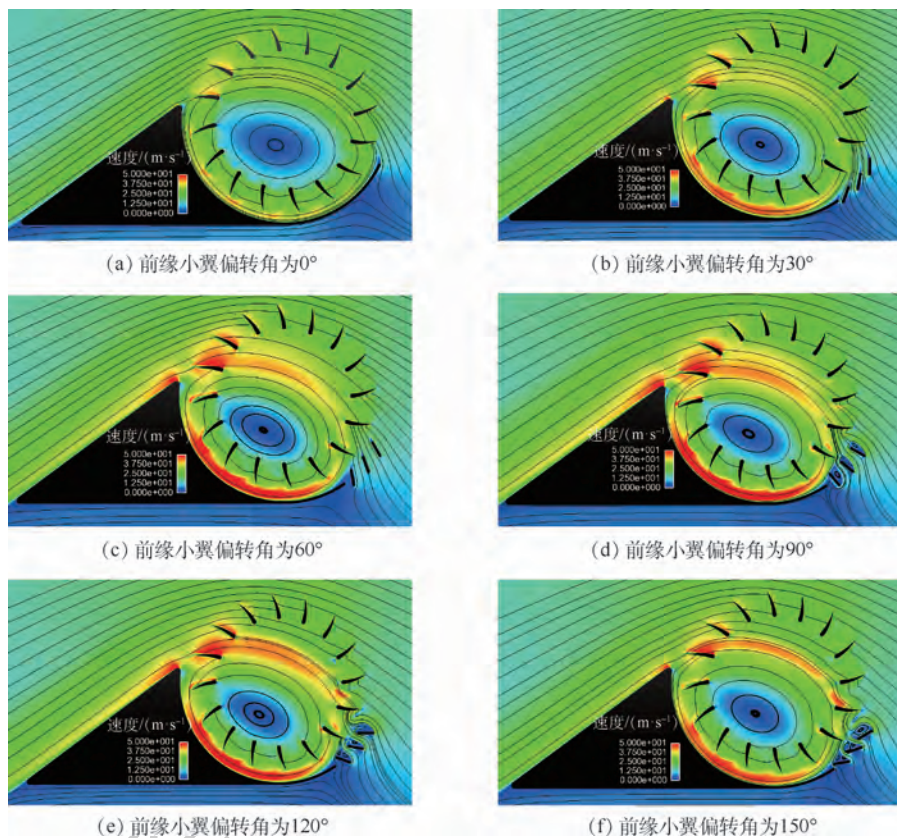


图 17 三片前缘小翼的速度云图和流线图 ($v = 12 \text{ m/s}, \alpha = 0^\circ$)

Fig. 17 Velocity contours and streamlines of three leading edge winglet ($v = 12 \text{ m/s}, \alpha = 0^\circ$)

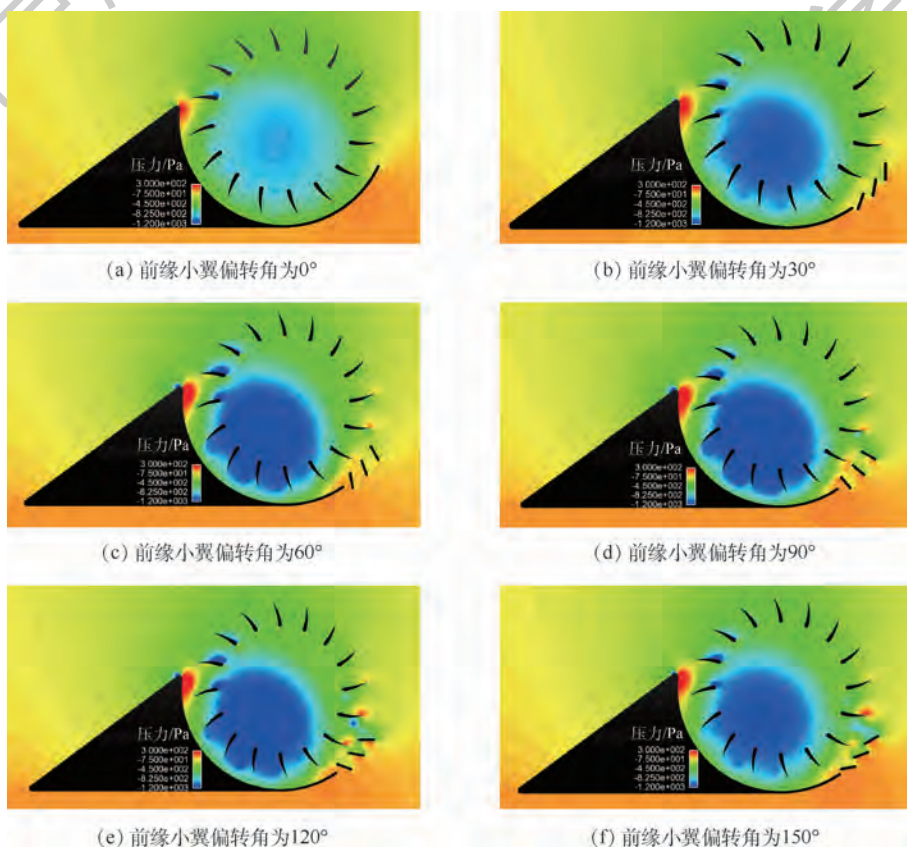


图 18 三片前缘小翼的压力云图 ($v = 12 \text{ m/s}, \alpha = 0^\circ$)

Fig. 18 Pressure contours of three leading edge winglet ($v = 12 \text{ m/s}, \alpha = 0^\circ$)

横流风扇内部偏心涡的压力先减小后增加,同时三片前缘小翼偏转角较小时,水平方向上前缘小翼附件的压力差降低,且为推力,而在三片前缘小翼的偏转角较大时,前缘小翼与扇翼弦线接近平行,此时前缘小翼类似前缘襟翼而产生升力。

从图 19 中扇翼上下表面静压分布曲线可以看出,随三片前缘小翼偏转角的增大,在扇翼前缘弧形槽前部的压力增加较大,而前缘弧形槽下翼面和后缘斜面的压力降低。图中前缘小翼安装区域压力的突变,亦能反应其对扇翼升推力的影响。

2.2 不同片数前缘小翼气动特性分析

图 20 为不同前缘小翼片数在前缘小翼偏转角为 90° , 来流速度为 12 m/s 、迎角为 0° 时的速度云图和流线图。从图可知,前缘小翼旋转后可以使得更多来流进入到横流风扇中,实际增大了扇翼的前缘开口角,随着前缘小翼片数的增多,对扇翼前缘开口角角度的改变也越大,使得扇翼后缘斜面和前缘弧形槽上表面的气流流速逐渐增大,进一步增强了横流风扇内部低压偏心涡的强度。前缘小翼片数的增加对前缘小翼附近的流场也产生了影响,具体为使得来流进入横流风扇的入流角度增大,吸入横流风扇的气流流量增大。

分析图 21 不同前缘小翼片数的压力云图可知,前缘小翼片数增加后,横流风扇内部低压涡的强度增强,区域增大,涡心向左后方移动。对横流风扇涡心位置的影响能够对扇翼的纵向力矩大小进行控制,从而使得前缘小翼不仅仅可以用于改

善扇翼的升力和推力,还可以用于对扇翼飞行器的姿态进行操控。

对比图 22 中不同小翼片数与基准模型的静压分布曲线,可以发现前缘小翼数量的增加使得

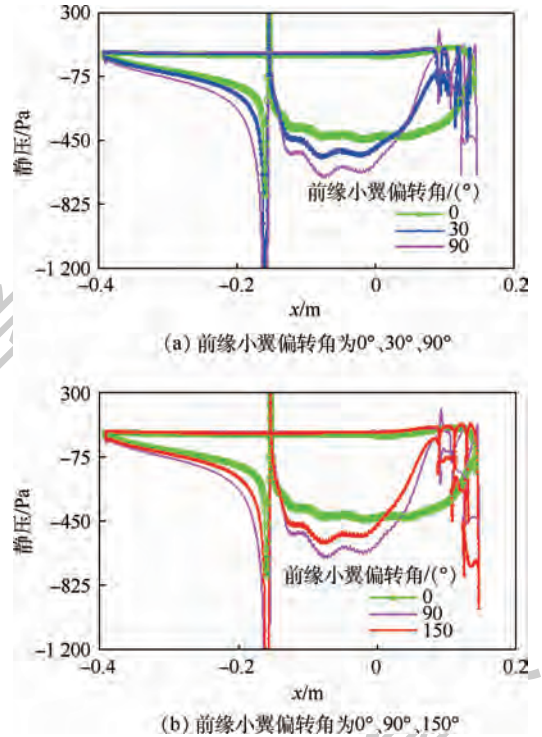


图 19 三片前缘小翼扇翼表面静压分布曲线 ($v = 12\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 19 Static pressure distribution curves on surface of fan-wing with three leading edge winglet ($v = 12\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

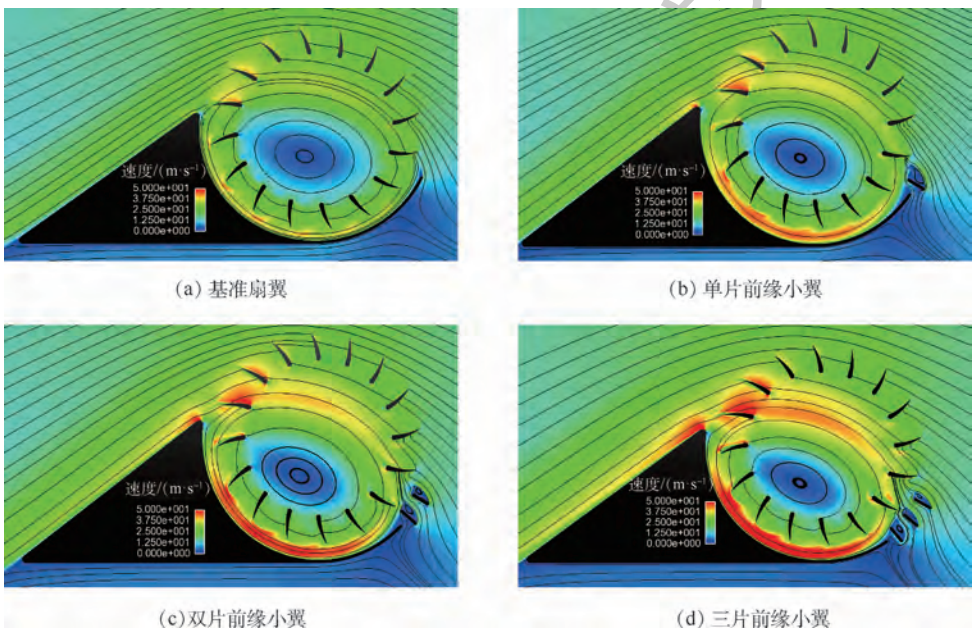


图 20 不同片数前缘小翼速度云图和流线图(前缘小翼偏转角为 90° , $v = 12\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 20 Velocity contours and streamlines of different-number leading edge winglet (installation angle of leading edge winglet equals to 90° , $v = 12\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

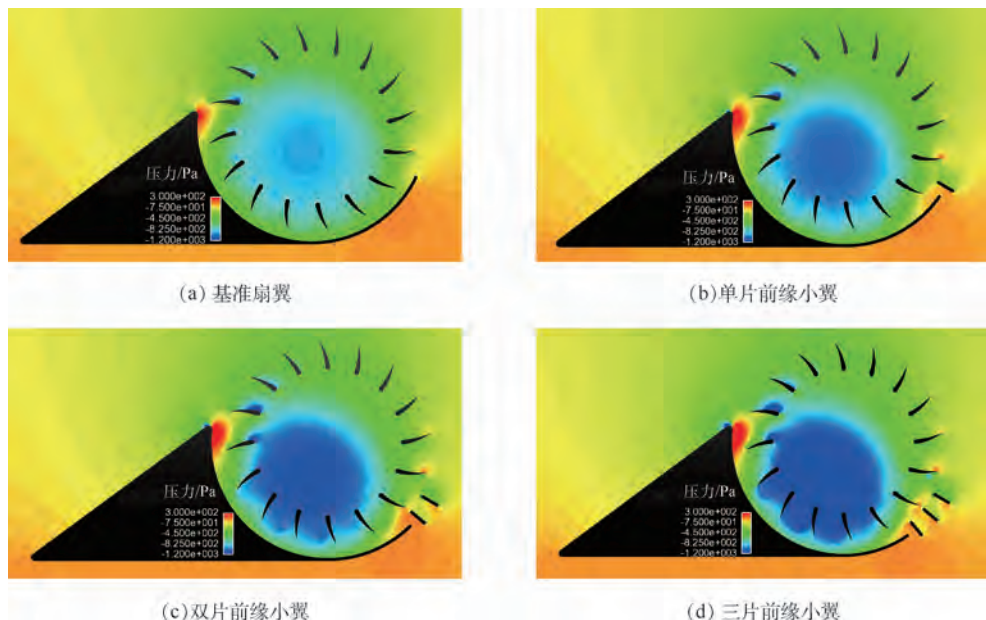


图 21 不同片数前缘小翼压力云图(前缘小翼偏转角为 90° , $v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 21 Pressure contours of different-number leading edge winglet (installation angle of leading edge winglet equals to 90° , $v = 12 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

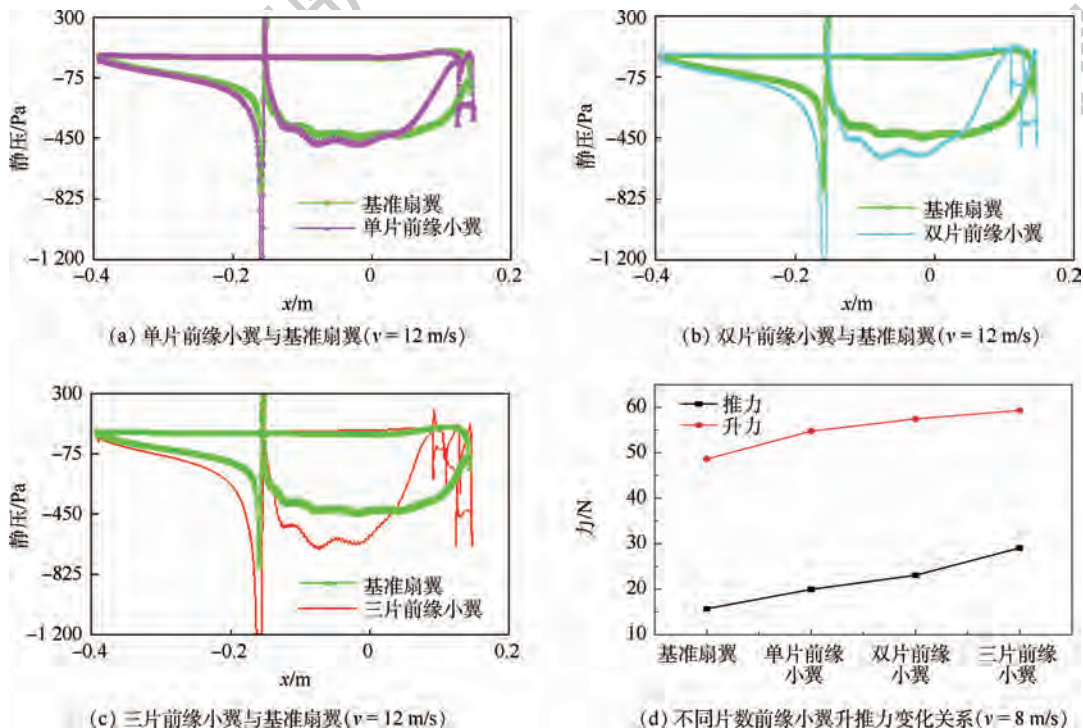


图 22 不同片数前缘小翼静压分布与力变化曲线(前缘小翼偏转角为 90° , $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 22 Static pressure distribution and force variation curves of different-number leading edge winglet (installation angle of leading edge winglet equals to 90° , $\alpha = 0^\circ$)

扇翼后缘斜面和前缘弧形槽上表面的压力降低,前缘小翼片数越多压力下降的就越明显。扇翼下翼面的压力变化很小,由于前缘小翼的旋转造成前缘小翼与前缘弧形槽间有间隙产生,来流可通过该间隙进入到横流风扇中使得前缘弧形槽的升力面变小,间隙处压力升高。分析图 22(c)可以

发现第 1 片前缘小翼可以提供较大升力,第 2、第 3 片前缘小翼提供升力则逐渐减小。图 22(d)为不同前缘小翼片数下升力和推力变化关系,随着前缘小翼片数增加扇翼升力和推力变化趋势是逐渐增加的,三片前缘小翼时升力和推力达到最大值,推力的相对变化量要大于升力。因此在扇

翼前缘安装三片前缘小翼可以有效控制扇翼升力推力的大小,也证明了在扇翼前缘安装可动前缘小翼的方案是可行的。

3 结 论

本文采用数值模拟的方法,分析了不同片数前缘小翼偏转角对扇翼气动特性的影响,得到:

1) 单片前缘小翼对扇翼推力的影响较大,对升力的影响不大。双片前缘小翼偏转角变化时,升力和推力的变化规律与单片前缘小翼相似,但双片前缘小翼的升力和推力的变化量较大,这主要是因为双片前缘小翼对扇翼前缘开口角的改变较大。三片前缘小翼对扇翼的升力和推力改变量比双片前缘小翼的还要大,推力相对升力的变化量要大。

2) 在大来流速度情况下,前缘小翼偏转角较大时,一方面由于来流和前缘小翼的弦线方向接近 90° ,在前缘小翼的另一面形成了涡流,在前缘小翼上基本不产生升力,造成了前缘小翼部分升力的损失。另一方面由于前缘小翼对来流的阻挡,使得翼型前缘开口角减小,造成进入横流风扇内部的来流减少,使得风扇内部偏心涡的强度减弱,造成总升力的降低。多片前缘小翼相对单片形成的前缘小翼尾涡和对前缘开口角的减小更大,而且多片前缘小翼所在的位置也对本身翼型前缘段的破坏更大,从而导致多片前缘小翼相比单片小翼在高来流速度、大前缘小翼偏转角时的升力损失严重,且前缘小翼越多损失越严重。

3) 安装前缘小翼可以改变扇翼的升力和推力。在扇翼上安装可动的前缘小翼来改变和控制扇翼气动力是可行的。利用前缘小翼对升力和推力的解耦合控制的策略有:对飞行速度的调节,可以通过单片前缘小翼来控制;对俯仰飞行姿态的控制,如果是低速飞行可以采用三片前缘小翼同时动作,如果是高速飞行可以采用单片或者双片前缘小翼同时动作;对横滚和航向飞行姿态的控制,可以通过左右机翼上前缘小翼的偏转方向的差动实现。

参考文献 (References)

- [1] PEEBLES P. Aerodynamic lift generating device: US Patent 527229[P]. 2003-03-04.
- [2] 孟琳,叶永强,李楠. 扇翼飞行器的研究进展与应用前景[J]. 航空学报,2015,36(8):2651-2661.
MENG L, YE Y Q, LI N. Research progress and application prospects of fan-wing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8):2651-2661 (in Chinese).
- [3] LOUIS G, MARCO M, GIUSEPPE Q, et al. Aerodynamic optimization of cyclorotors[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2016, 88(2):215-231.
- [4] FORESHAW S. Wind tunnel investigation of the new fan-wing design[D]. London: Imperial College, 1999.
- [5] ASKARI S, SHOJAEFARD M H. Shape optimization of the airfoil comprising a cross flow fan[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2009, 81(5):407-415.
- [6] DUDDEMPUDI D, YAO Y, EDMONDSON D, et al. Computational study of flow over generic fan-wing airfoil[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2007, 79(3):238-244.
- [7] KUMMER J D, DANG T Q. Hight-lift propulsive with integrated cross flow fan[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4):1059-1068.
- [8] BAYINDIR H S, GUILLERMO P. Analysis of the flow field around the wing section of a fanwing aircraft under various flow conditions: AIAA-2005-1936[R]. Reston: AIAA, 2015.
- [9] 庞冲. 扇翼飞行器气动原理理论研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
PANG C. Theoretical research on aerodynamic principle of the fan-wing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).
- [10] 吴浩东. 风扇翼内部偏心涡特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
WU H D. Research on the characteristic of the eccentric vortex in the fanwing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).
- [11] 冯衬. 前缘弧形段小翼及开槽设计对扇翼气动性能影响分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
FENG C. The analysis of aerodynamic performance of the flap and slotted design on the front arc segment of fan-wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).
- [12] 雷乾勇,朱清华. 风扇翼翼型气动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(4):509-515.
LEI Q Y, ZHU Q H. Aerodynamic characteristics of fanwing airfoil based on CFD method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4):509-515 (in Chinese).
- [13] 张银辉. 风扇翼非定常流动的数值分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
ZHANG Y H. Numerical analysis of fan-wing unsteady flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).
- [14] 杜思亮,芦志明,唐正飞. 扇翼飞行器翼型附面层控制数值模拟[J]. 航空学报,2016,37(6):1783-1791.
DU S L, LU Z M, TANG Z F. Numerical simulation research on the boundary control method of the fanwing's airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6):1783-1791 (in Chinese).
- [15] 刘向楠. 扇翼设计参数及翼面形状气动优化研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
LIU X N. Research on the aerodynamic optimization of design

parameters and airfoil of fanwing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).

[16] 杜思亮, 唐正飞, 赵文静, 等. 纵列式双扇翼气动特性数值模拟与试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(6): 1164-1175.

DU S L, TANG Z F, ZHAO W J, et al. Numerical simulation and test on aerodynamic characteristics of tandem fan wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(6): 1164-1175 (in Chinese).

[17] 杜思亮, 唐荣培, 唐正飞. 扇翼气动特性试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 403-410.

DU S L, TANG R P, TANG Z F. Experimental study on aerodynamic of fanwing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronau-

tics & Astronautics, 2017, 49(3): 403-410 (in Chinese).

[18] DU S L, TANG Z F, XU P, et al. Study on helicopter antitorque device based on cross-flow fan technology [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2016, 2016: 5396876.

作者简介:

杜思亮 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 空气动力学、飞行力学与控制。

冯衬 男, 硕士研究生。主要研究方向: 空气动力学。

唐正飞 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 空气动力学、新概念无人飞行器。

Numerical simulation and analysis of aerodynamic characteristics of fan-wing airfoil with leading edge winglet

DU Siliang^{1,2,3,*}, FENG Chen², TANG Zhengfei²

(1. Faculty of Mechanical & Material Engineering, Huaiyin Institute of Technology, Huaian 223003, China;

2. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Rotor Aerodynamic Key Laboratory, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The generation of lift and thrust mainly depends on the formation of low-pressure vortices above the arc groove on the leading edge of the fan-wing, which makes the lift and thrust have a strong coupling relationship. How to decouple and control the lift and thrust is the key to the further engineering application of the fan-wing. When the geometric parameters of the fan-wing airfoil are determined, the leading edge opening angle has the greatest influence on the aerodynamic performance. Therefore, the method of installing leading edge winglets on the leading edge of a base fan-wing airfoil was considered to change the opening angle of the leading edge. By means of numerical simulation, the effects of single, double and three leading-edge winglets on lift and thrust of the fan at different installation angles, inflow velocities and angles of attack are compared and analyzed. The results show that the angle control of the leading edge winglet installation angle can not only improve the lift and thrust of the fan-wing, but also control the strength and position of the low-pressure vortices to meet the requirements of active control of the aerodynamic force of the fan-wing, so the attitude control of the fan-wing aircraft can be realized.

Keywords: leading edge winglet; fan-wing; aerodynamic characteristics; vortex control technology; CFD

Received: 2019-07-03; Accepted: 2019-10-11; Published online: 2019-11-28 13:46

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191128.1251.001.html

Foundation items: China Postdoctoral Science Foundation (2018M642241); Equipment Pre-research Key Laboratory Foundation (61422201180510); Rotor Aerodynamics Key Laboratory Foundation (RAL20190203)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0353

DRO 计算及其在地月系中的摄动力研究



吴小婧, 曾凌川, 巩应奎*

(中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094)

摘 要: 针对远距逆行轨道(DRO)的航天工程应用问题,研究了 DRO 的计算方法以及轨道特性,分析了 DRO 在实际力环境中的主要摄动因素,为 DRO 的精确建模和标称轨道设计奠定一定的理论基础。首先,利用仿真算例验证流函数法在计算 DRO 周期轨道族中的有效性。然后,利用该方法,通过改变雅可比常数,延拓计算 DRO 周期轨道族,获得不同共振比的 DRO,仿真结果表明整数共振比的 DRO 在地月惯性坐标系中的轨迹是封闭的曲线,而共振比非整数的 DRO 则不封闭。最后,通过轨道外推分析影响 DRO 稳定性的主要摄动因素,仿真结果表明太阳引力和月球轨道偏心率是影响 DRO 稳定性的主要摄动因素。在动力学模型中,使用标准星历表示行星的运动状态,当积分时间多于 10 天时模型误差为 km 量级,因此在地月系这样大尺度的空间范围内,可以使用星历模型近似的分析 DRO 在真实力环境中的运动状态,为任务轨道设计提供依据。

关键词: 圆形限制性三体问题; 流函数; 拟周期轨道; 远距逆行轨道(DRO); 共振轨道

中图分类号: P173.1; P173.3; P132+.2

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0883-10

随着深空探测任务的开展,有许多不同的关键技术需要研究,首先需要解决的关键问题就是航天器的轨道设计问题。相较于近地空间,深空探测器所处的引力环境具有多样性,不再局限于经典的二体开普勒轨道,其基本动力学模型可简化为一个受摄的圆形限制性三体问题(Circular Restricted Three-Body Problem, CRTBP)^[1]。在 CRTBP 中,以地月(Earth-Moon, EM)系为例,由于地月系相较日地系,第二主天体的轨道偏心率更大、太阳作为第三引力体对地月系的引力影响更强烈,因此地月系三体轨道设计将面临更大挑战^[2]。本文尝试以地月系为背景对远距逆行轨道(Distant Retrograde Orbit, DRO)设计做初步研究。

DRO 属于圆形限制性三体问题中一类特殊的平面对称轨道^[3],其围绕较小主天体运动,在会合坐标系中,运行方向与主天体的公转方向相反,因此,轨道是逆行的。理想的周期 DRO 只存在于圆形限制性三体问题中,在实际力模型中,由于摄动力的影响,周期 DRO 变为拟周期 DRO^[4-5]。当这些拟周期轨道受到比其他三体轨道族更大的扰动时,仍能保持稳定^[6-7],因此非常适于深空导航组网、中继通信以及科学数据采集等任务。

NASA 曾计划在其木星冰月轨道任务(NASA's Jupiter Icy Moon Orbiter, JIMO)中使用 DRO 来平衡木星和其卫星的引力摄动,该任务原计划于 2015 年左右发射^[8]。NASA 的小行星重定向任务(ARM)曾计划捕获一颗近地小行星

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-10-11; 网络出版时间: 2019-11-28 14:10

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191128.1316.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(91438207)

* 通信作者: E-mail: ykgong@aoe.ac.cn

引用格式: 吴小婧, 曾凌川, 巩应奎. DRO 计算及其在地月系中的摄动力研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 883-892.
WU X J, ZENG L C, GONG Y K. DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 883-892 (in Chinese).

星^[9-10],并使用低推力航天器将其拖拽到 DRO 上^[11],由于 DRO 的长期稳定性,当受到如非对称引力场、太阳辐射压以及来自太阳系其他天体的引力等摄动时,在未来的几十年甚至更长时间,小行星都不需要位置保持机动^[10,12]。学者们在基于 DRO 的深空探测方面也做了大量的研究工作。Ocampo 和 Rosborough 提出利用日地系 DRO 构建太阳风暴预警系统的应用设想^[13],介绍了日地系中 DRO 的几种类型,并针对日地系 DRO 设计了脉冲转移轨道。针对此应用设想,Demeyer 和 Gurfil 研究了从地球到日地 DRO 的转移轨道的设计方法^[14];Scott 和 Spencer 利用微分校正法计算了转移到日地 DRO 的转移轨道族^[15]。Stramachia 等提出利用日地 DRO 部署天基望远镜网络探测近地危险小行星的应用设想^[16]。徐明与徐世杰提出了将中继卫星布置在地月 DRO 的设计^[17],研究了空间双圆模型下 DRO 的轨道稳定性,并研究了转移轨道的设计方法。Murakami 和 Yamanaka 基于未来在月球附近建造一个新的空间站或燃料补给港的设想,对在地月 DRO 上的交会对接技术进行了研究^[18]。Conte 等对直接从近地轨道(Low Earth Orbit, LEO)转移到火星和采用月球 DRO 作为中转站转移到火星 2 种地火转移方式开展了比较研究^[19]。这些研究均是在 CRTBP 模型下,并没有考虑月球的引力摄动。

此外,为了设计 DRO, Lara 用摄动分析方法得到了 DRO 的低阶解析解和高阶解析解^[20],并利用高阶解析解计算了 DRO 周期轨道^[21]。Bezrouk 和 Parker 研究了在长达数万年的时间里,地月系中几个不同大小的 DRO 的演化问题^[22]。

以上研究主要针对需要完全放手、长时间隔离轨道的任务,例如火星样本返回任务或小行星重定向任务等对轨道精度要求不高的任务,而且高阶模型存在形式复杂和计算繁琐等不足。本文针对需要高轨道精度的深空导航和通信服务,着重高精度动力学模型的建立,通过数值方法研究了 DRO 的设计问题。

考虑到设计符合动力学环境需求的标称任务轨道不仅能有效地节省轨道保持的燃料^[23],而且可以在轨导航制导提供理想的参考轨道。因此本文针对实际工程应用中标称任务轨道的设计问题,以地月系为背景,研究了 DRO 的设计方法,分析了在实际力环境下地月 DRO 拟周期轨道的轨道特性及主要摄动因素。首先,针对地月 DRO 的动力学特征,利用构造流函数法求解其周期轨道,并通过周期轨道在地月会合坐标系和地月惯性坐

标系中的对应关系,从共振角度对 DRO 轨道特性进行了分析和总结;然后,在实际力模型下,研究地月 DRO 的主要摄动因素,在考虑太阳引力摄动和月球轨道偏心率摄动的星历模型中,分析地月 DRO 的非开普勒特征与稳定性。仿真研究表明,构造流函数法可以有效应用于 DRO 的数值求解,从而摆脱了经典微分校正法迭代初值对近似解析解的依赖,可以在近似解析解失效的更广大区域求得 DRO 周期轨道的数值解。不同于以往的研究,本文通过不同摄动力模型下 DRO 轨道特性的分析对比,得到影响地月 DRO 的主要摄动因素及其影响程度,可以为设计符合动力学环境需求的标称任务轨道提供理论依据。

1 动力学模型

1.1 坐标系定义

1) 地月会合坐标系 $O-xyz$ 。在圆形限制性三体条件下的地月会合坐标系 $O-xyz$,其原点在地月系的质心 O , x 轴由质心指向月心方向, z 轴指向系统角速度方向, y 轴与 x 轴、 z 轴构成右手坐标系^[24]。

2) 地月惯性坐标系 O_E-XYZ 。其原点在地球质心 O_E ,月球在地月参考平面上绕地球作圆周运动, $t=0$ 时刻,地月惯性坐标系和地月会合坐标系的轴线对齐,月球位于 $+X$ 轴上^[24]。

1.2 圆形限制性三体问题

根据开普勒定律,假设地球和月球这 2 个主天体都可看成 1 个质点,它们围绕彼此作圆周运动。第 3 个小天体航天器,受主天体的引力影响,但不影响主天体的轨道。对各单位进行无量纲化处理,用两主天体的质量和作为单位质量,较小主天体的质量为 m' 。对于地月系, $m' = 0.012\ 150\ 5$ 。两主天体间的平均距离无量纲化为 1。本文中采用的地月距离为 384 400 km。

CRTBP 地月会合坐标系会随着两主天体旋转,由于它们之间的距离是恒定的,所以这 2 个主天体在会合坐标系中看起来是静止的。无量纲化处理后,原点位于 2 个主天体的质心,2 个主天体位于 x 轴上,较大主天体位于 $-\mu$ 处,较小主天体位于 $1-\mu$ 处,其中, $\mu = m' = 0.012\ 150\ 5$ 。 z 轴沿两主天体轨道的法向, y 轴与 x 轴和 z 轴构成右手坐标系。对其进行无量纲化处理使得两主天体的轨道周期为 2π 。对于地月系, CRTBP 的时间间隔 2π 对应于 27.28 d。CRTBP 的运动方程为^[24]

$$\begin{cases} v'_x = 2v_y + x - (1 - \mu)(x + \mu)d_1^{-3} - \mu(x - 1 + \mu)d_2^{-3} \\ v'_y = -2v_x + y - (1 - \mu)yd_1^{-3} - \mu yd_2^{-3} \\ v'_z = -(1 - \mu)zd_1^{-3} - \mu zd_2^{-3} \end{cases} \quad (1)$$

式中:

$$\begin{cases} d_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2} \\ d_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2} \end{cases} \quad (2)$$

其中: d_1, d_2 分别为航天器到两主天体的距离; $\mathbf{r} = (x, y, z)$ 为航天器的位置向量; $\mathbf{v} = (v_x, v_y, v_z)$ 为速度向量。

CRTBP 方程(1)有一个运动积分,被称为雅可比积分:

$$C = 2U(x, y, z) - (v_x^2 + v_y^2 + v_z^2) \quad (3)$$

式中:

$$U(x, y, z) = (x^2 + y^2)/2 + (1 - \mu)d_1^{-1} + \mu d_2^{-1} \quad (4)$$

雅可比积分实际上是质点总能量的量度,雅可比积分越大,则质点能量越小,反之亦然。雅可比积分虽然不能确定质点的全部运动规律,但通过研究雅可比积分,仍能得到有关质点运动的丰富信息。

2 利用构造流函数法计算 DRO

2.1 构造流函数法

由于限制性三体问题的非线性,目前只有依靠微分方程的数值解法才能得到满足实际任务精度要求的 DRO 周期解。经典的微分校正法是利用轨道的状态转移矩阵构造牛顿迭代过程的,迭代初值可以由 CRTBP 的线性化模型给出,也可利用 Lindstedt-Poincaré 摄动分析方法得到更高阶的初值。本文针对地月 DRO 的动力学特征,利用构造流函数法求解其周期轨道。该方法的优点是不需要以近似解作为迭代初值,因此不受非线性的影响,可以在近似解析解失效的更广大区域求取周期轨道的数值解。

下面给出流函数的概念^[25-26]。设系统式(1)以 $\mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0$ 为初始状态的解轨迹为 $\varphi(t, t_0)$, 则 $\varphi(t, t_0): \mathbf{X}(t_0) \rightarrow \mathbf{X}(t)$ 定义了动力学系统式(1)的流映射,它将 t_0 时刻的初始状态映射到 t 时刻状态。这里的 φ 被称为流函数。本文使用一种特殊的流函数,它能将初始状态 \mathbf{X}_0 映射到未来某时刻位于 x 轴上的另一状态,将其表示为 $\varphi(k, \mathbf{X}_0)$, 其中 k 为流函数与 x 轴相交的次数,相对于 φ 以给定时间作为积分终止条件,则 φ 以与

x 轴的第 k 次相交作为终止条件。由于 DRO 属于平面圆形限制性三体问题^[3], 因此系统状态向量可表示为 $\mathbf{X} = [x \ y \ v_x \ v_y]^T$, 为了计算 $\varphi(k, \mathbf{X}_0)$ 的值,引入如下判别函数:

$$\text{Crit}(\mathbf{X}) = y \quad (5)$$

由于 DRO 轨道具有沿 X 轴的对称性,其与 X 轴相交时必须满足垂直相交条件,即 y 方向速度为零。根据这个特征,判别函数具有简单形式,只是取状态 \mathbf{X} 的 y 分量,且初始积分状态可以取为 $\mathbf{X}_0 = [x_0 \ 0 \ 0 \ v_{y0}]^T$ 。若限定雅可比积分为 C , 则根据雅可比积分公式可得

$$v_{y0} = \sqrt{2\left(\frac{\mu}{1 - \mu - x_0} + \frac{1 - \mu}{\mu + x_0} + \frac{x_0^2}{2}\right) - C} \quad (6)$$

对初始状态 \mathbf{X}_0 逐步积分,并在每一步积分中计算判别函数的值,当其符号第 k 次发生改变时,表明流函数第 k 次跨越了 x 轴,这时以 $\text{Crit}(\mathbf{X})$ 符号改变前后的 t 值作为初值,恰好可以应用 Brent 方法来解方程:

$$\text{Crit}[\varphi(t, \mathbf{X}_0)] = 0 \quad (7)$$

设解为 t^* , 则

$$\varphi(k, \mathbf{X}_0) = \varphi(t^*, \mathbf{X}_0) \quad (8)$$

显然, $\varphi(k, \mathbf{X}_0)$ 的解算包含了一个数值积分和一个数值求根过程,虽然无法得到其解析表达式,却仍然可以用数值方法研究 $\varphi(k, \mathbf{X}_0)$ 的性质。若以 φ_{rx} 表示 φ 的 v_x 分量,则计算雅可比积分 C 下的 DRO 轨道等价于求解方程:

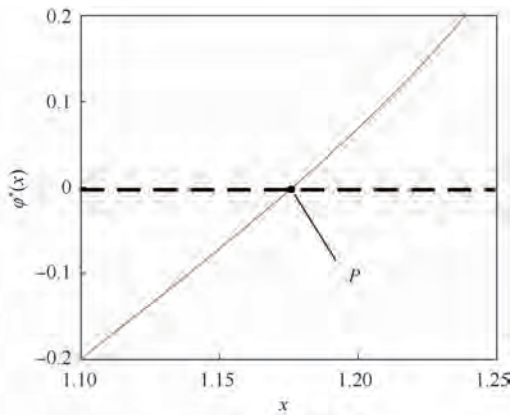
$$\varphi^*(x) = \varphi_{rx}(1, \mathbf{X}) = 0 \quad (9)$$

式中: $\varphi^*(x)$ 为以 x 为自变量的轨迹函数在 v_x 方向的分量。考虑到 DRO 属于圆形限制性三体问题中的平面对称轨道^[3], \mathbf{X} 表达式为

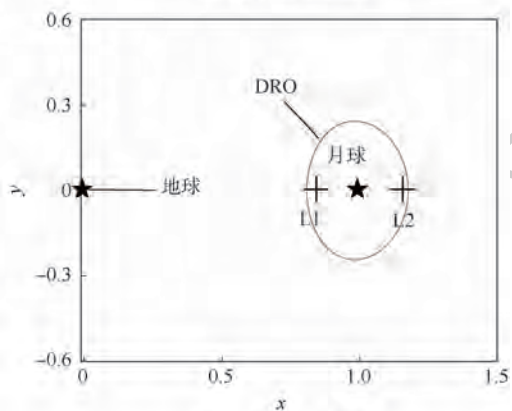
$$\mathbf{X} = \left[x \ 0 \ 0 \ -\sqrt{2\left(\frac{\mu}{1 - \mu - x} + \frac{1 - \mu}{\mu + x} + \frac{x^2}{2}\right) - C} \right]^T \quad (10)$$

式(9)同样可以应用数值求根方法解出,迭代初值当然也可以由线性化解析解给出,但本文采用更方便的方法,即观察 $\varphi^*(x)$ 的曲线(见图 1(a)), 寻找其与 x 轴的交点,由图中得到交点 P 的近似坐标作为初值。图 1(b)中 $L1$ 和 $L2$ 分别表示地月系的拉格朗日点 $L1, L2$ 。

构造流函数法利用了 CRTBP 的对称性,它不但可以计算 DRO 轨道,而且可以系统地计算一大类具有 x 轴对称性的周期轨道,如图 2 所示。即利用构造流函数法计算了 1:3 地球共振轨道在地月会合坐标系和地月惯性坐标系中的运动轨迹,在地月会合坐标系下的一个轨道周期里,航天



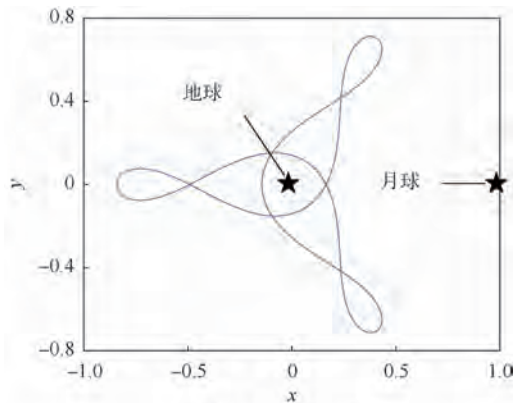
(a) 地月系 $\varphi^*(x)$ 曲线



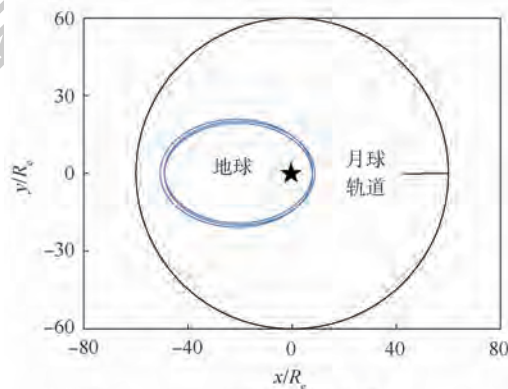
(b) P 为初值的DRO

图1 地月系的 $\varphi^*(x)$ 曲线和以点 P 为初值迭代得到的DRO($C = 2.93$)

Fig.1 $\varphi^*(x)$ curve of the Earth-Moon system and DRO obtained by iteration with point P as initial value ($C = 2.93$)



(a) 地月会合坐标系



(b) 地月惯性坐标系

图2 地球DRO(1:3)共振轨道

Fig.2 The Earth resonant orbit of DRO(1:3)

器在地月惯性坐标系下环绕地球3圈, R_e 为地球半径。从图2可以明显看出,共振轨道在地月会合坐标系中是闭合的,其拱线在地月惯性坐标系中旋转。这类轨道可以看做地月系中绕地球旋转的DRO轨道。

2.2 DRO 计算及其非开普勒特征分析

本文通过在圆形限制性三体模型下延拓雅可比积分 C 计算地月DRO周期轨道族。DRO存在较大的幅值范围,当幅值较小时,DRO完全可以看作低轨的环月轨道,此时,DRO具有较高的雅可比常数,接近 $L_1(C_{L_1} = 3.18834)$ 和 $L_2(C_{L_2} = 3.17216)$ 的雅可比常数。随着雅可比常数的减小,DRO幅值将逐渐增大,越靠近地球时对应的雅可比常数越小。图3在很大的范围内绘制了地月CRTBP中的DRO周期轨道族。每个轨道的颜色表示雅可比常数,由右边的颜色栏指定。很明显,一些轨道已经延伸到离月球很远的地方,因此被称为DRO。越靠近月球,DRO的周期越短,随着轨道周期通过与月球1:4、1:3和1:2的共振,

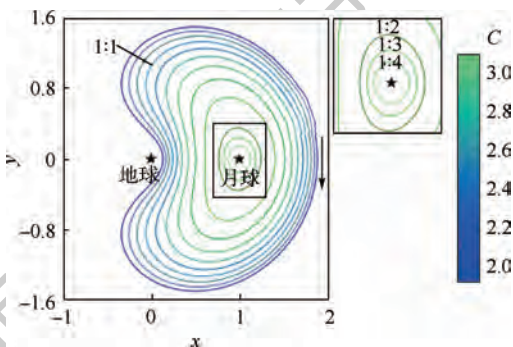


图3 DRO周期轨道族与雅可比常数 C

Fig.3 DRO periodic family and Jacobi constant C

DRO的大小增加,并逐渐接近与月球1:1的共振。

以上是在地月会合坐标系下对DRO进行了计算。然而,在航天器任务分析中,了解地月惯性坐标系解的性质是至关重要的。为此,本文定义了一个地月惯性参考框架,其具有以下性质:参考框架的坐标原点是地球,月球在地月参考平面上绕地球作圆周运动。在 $t = 0$ 时刻,地月惯性坐标系和地月会合坐标系的轴线对齐。因此,在 $t = 0$ 时刻,月球位于地月惯性坐标系的 $+X$ 轴上。由CRTBP的对称性可知,判别式(7)的解 t^* 即为 $1/$

2 轨道周期,联合式(9)和式(10)通过数值方法得到雅可比积分 C 与 DRO 轨道周期的对应关系,从而可找到 1:2、1:3 及 1:4 的月球共振轨道,图 4(a)、图 4(b)、图 4(c)分别展示了它们在地月惯性坐标系下的运动轨迹。从图 4 可以看

出,这 3 种共振轨道均为非开普勒轨道,它们在地月惯性坐标系中是周期闭合的。图 4(d)是共振比非整数的 DRO 在地月惯性坐标系中的运行情况,其轨迹不再是封闭的曲线,而看起来像是在月球轨道附近打水漂。

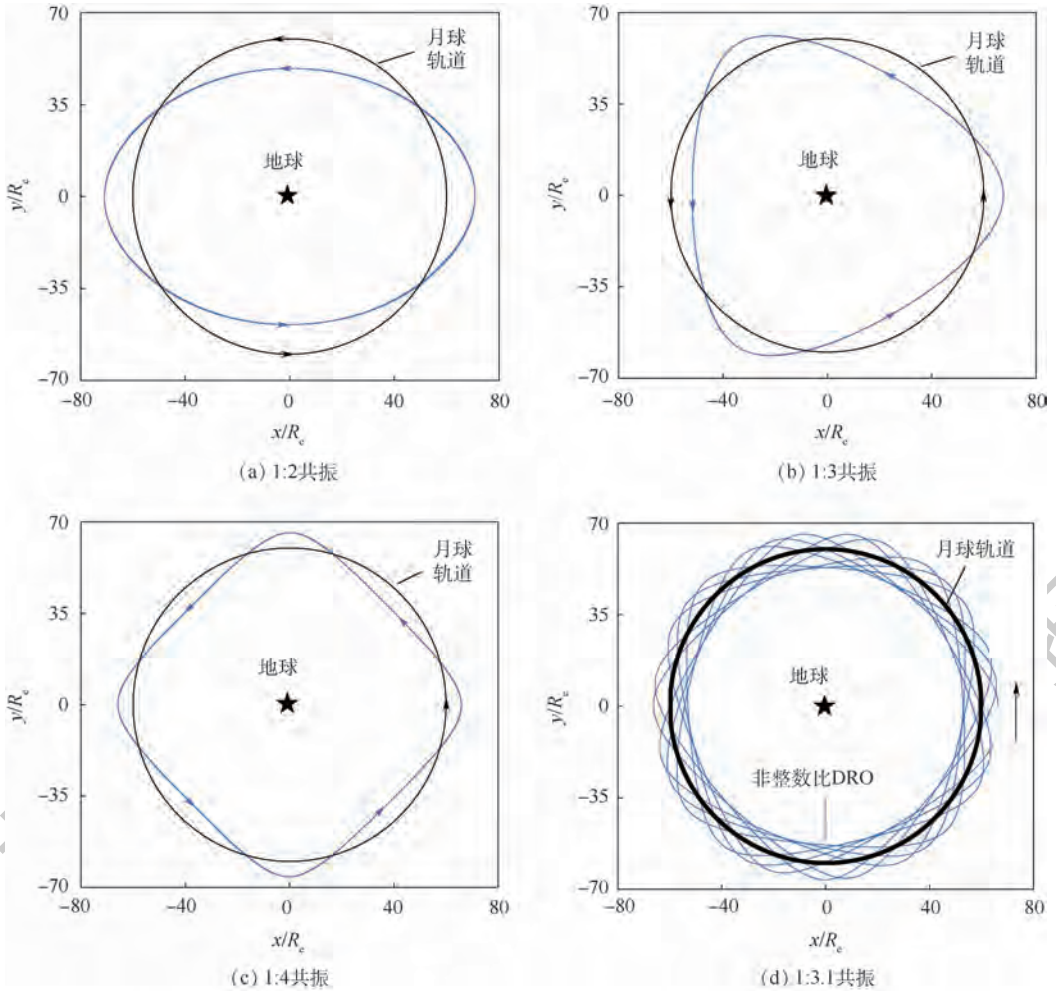


图 4 DRO 在地月惯性坐标系中的运动轨迹

Fig. 4 Motion trajectory of DRO in the Earth-Moon inertial coordinate system

3 摄动力模型下的 DRO 仿真分析

第 2 节 DRO 研究是基于圆形限制性三体模型的。本节研究地月摄动力模型下,DRO 的动力学特性。地月系中,摄动因素主要包括太阳引力、太阳光压、月球非对称引力、其他行星的引力等。表 1 显示了以月球为中心的 DRO 所受加速度的种类及其近似量级。在实际力模型下,CRTBP 中理想的周期 DRO 不再呈现周期性,运行轨迹为拟周期 DRO。

为了衡量每种摄动对 DRO 动力学模型精度的影响,选用 STK 中的地月拟周期 DRO 轨道初值 $[x, y, z, v_x, v_y, v_z] = [155\ 932\ \text{km}, 0\ \text{km}, 0\ \text{km}, 0\ \text{km/s}, -0.869\ 709\ \text{km/s}, 0\ \text{km/s}]$ 外推 1 年,每次从

表 1 摄动平均量级

Table 1 Average magnitude of perturbation

加速度源	加速度平均量级/($\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$)
月球中心引力	1.00×10^{-3}
地球引力	1.33×10^{-3}
太阳引力	5.60×10^{-6}
太阳光压	8.66×10^{-8}
月球非对称引力	1.88×10^{-10}
金星引力	6.63×10^{-10}
木星引力	7.16×10^{-11}

高精度模型(考虑了月球非对称引力、木星引力、金星引力、太阳光压、太阳引力)中去掉一种摄动项,然后和高精度模型下的 DRO 拟周期轨道形态进行比较。具体模型如下所示。

模型 1:高精度模型。

模型 2:高精度模型中不考虑月球非对称引力。

模型 3:高精度模型中不考虑木星引力和金星引力。

模型 4:高精度模型中不考虑太阳光压。

模型 5:高精度模型中不考虑太阳引力。

模型 1 ~ 模型 5 的外推结果如图 5 所示。从图 5 可以看出,模型 1 到模型 4,拟周期 DRO 形态无显著变化,到模型 5,由于模型中去掉了太阳引力,拟周期轨道形态发生了显著变化。因此图 5 的仿真结果表明,太阳引力是影响拟周期 DRO 形

态最主要的扰动因素,在实际工程建模中必须考虑太阳引力扰动的影响。

接下来通过模型 1 的高精度模型和模型 2 ~ 模型 5 的各种摄动力模型的比较来分析各种摄动模型的轨道外推精度。具体的,对地月会坐标系中的 x 坐标、 y 坐标以及到月球距离在各种摄动模型与高精度模型之间做差,而后统计轨道差的均方差作为各种摄动模型轨道外推精度的估计值。图 6 为模型 1 和模型 2 的差值,即不考虑月球非对称引力摄动的动力学模型轨道外推精度;

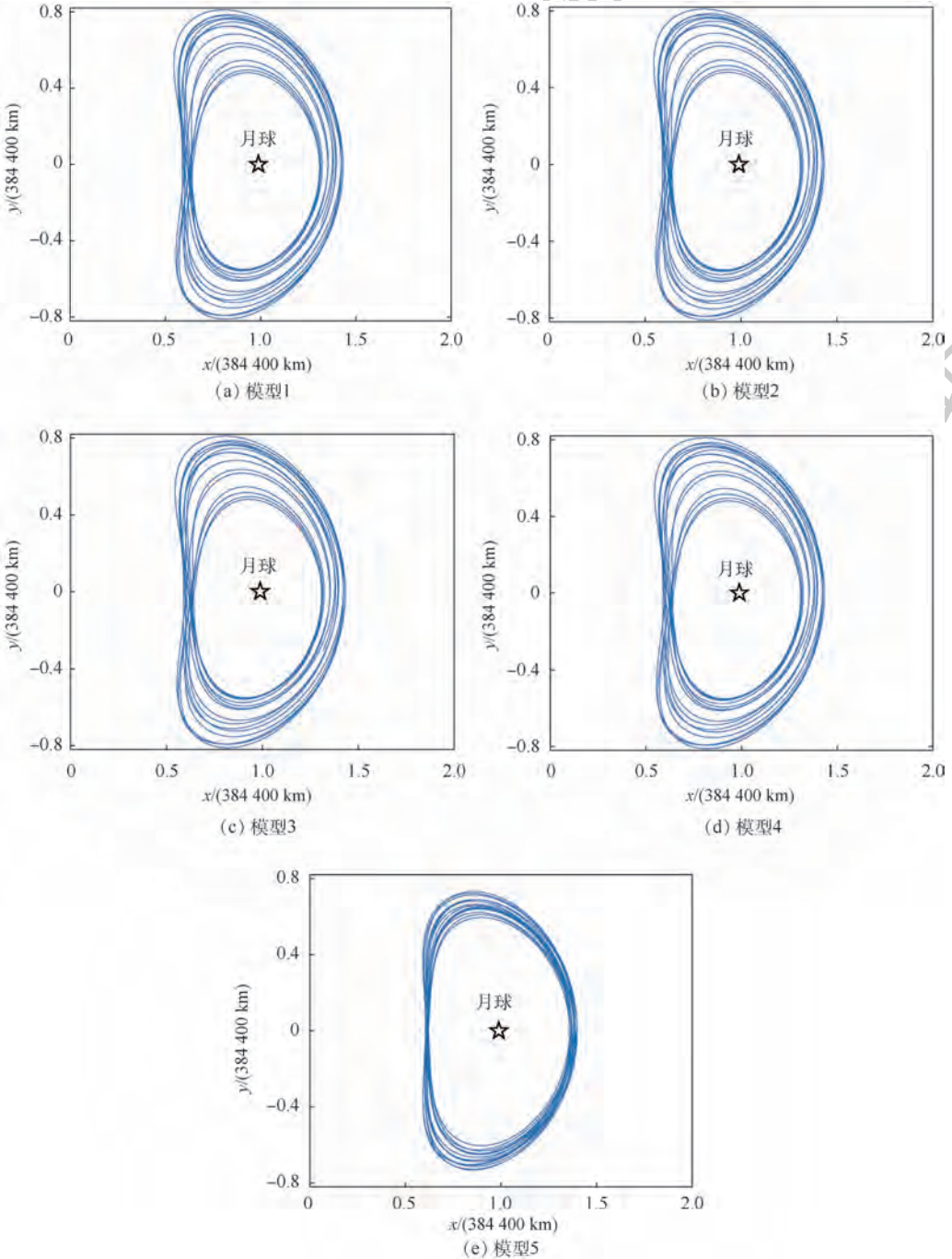


图 5 摄动力模型下地月拟周期 DRO

Fig. 5 The Earth-Moon quasi-periodic DRO under perturbative force model

图7为模型1和模型3的差值,即不考虑木星、金星引力摄动的动力学模型轨道外推精度;图8

为模型1和模型4的差值,即不考虑太阳光压的动力学模型轨道外推精度;图9为模型1和模

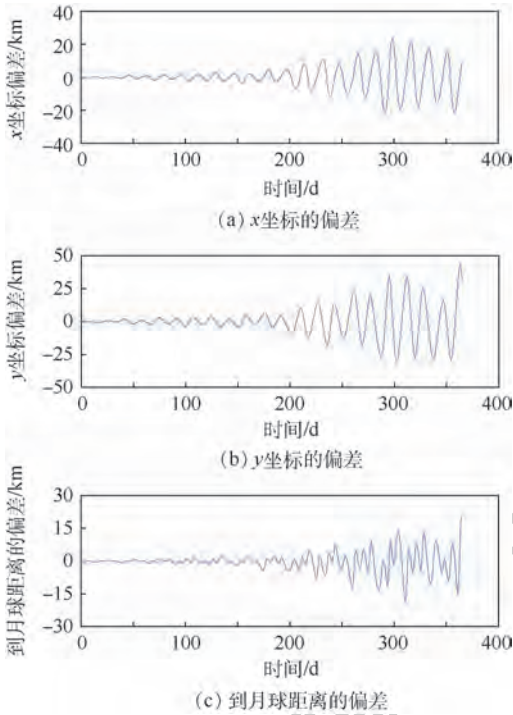


图6 模型1和模型2在x,y坐标及到月球距离的偏差

Fig.6 Deviation of x, y coordinate and distance to the Moon between Model 1 and Model 2

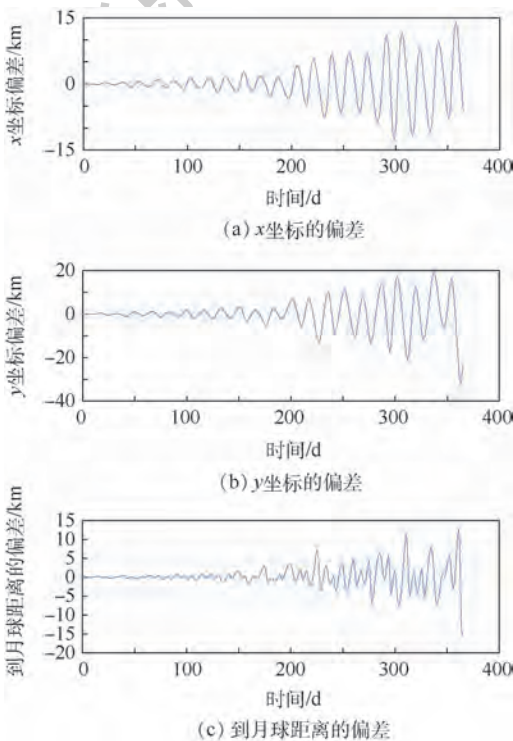


图7 模型1和模型3在x,y坐标及到月球距离的偏差

Fig.7 Deviation of x, y coordinate and distance to the Moon between Model 1 and Model 3

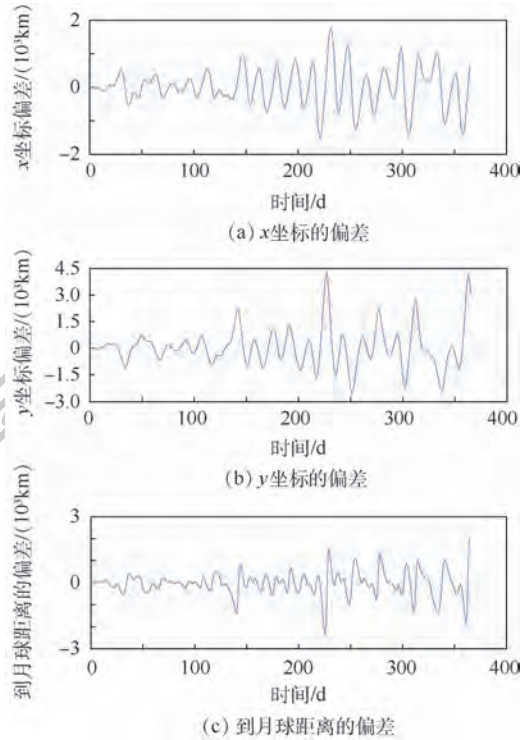


图8 模型1和模型4在x,y坐标及到月球距离的偏差

Fig.8 Deviation of x, y coordinate and distance to the Moon between Model 1 and Model 4

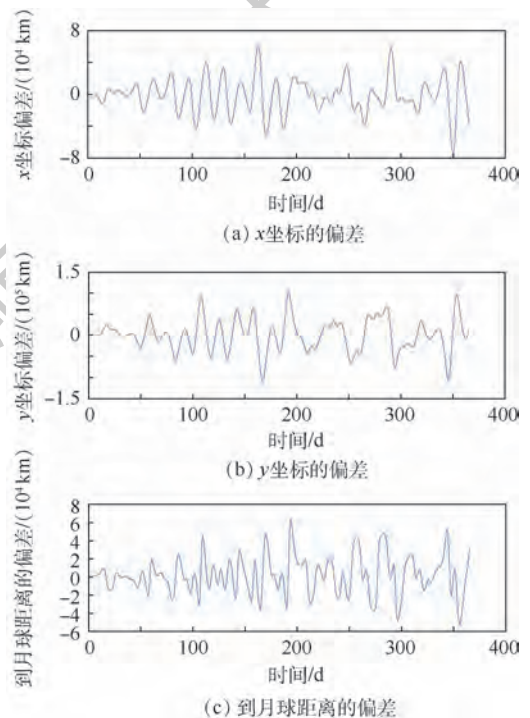


图9 模型1和模型5在x,y坐标及到月球距离的偏差

Fig.9 Deviation of x, y coordinate and distance to the Moon between Model 1 and Model 5

型5的差值,即不考虑太阳引力的动力学模型轨道外推精度。

从图6~图9可以看出,曲线随着积分时间的推进逐渐发散,下面分别对以上积分的前1、2、3个月的均方差进行统计,统计结果如表2所示。

从表2可以看出,不考虑太阳引力的模型误差最大,量级为几千 km,其次是不考虑太阳光压的模型,误差量级为几十到几百 km,再次是不考虑月球非对称引力的模型,误差为 1 km 左右,最后为不考虑金星和木星引力的模型,误差量级不

到 1 km。在实际工程应用时,在一定精度要求下,一些次要的摄动因素可以忽略不计,本文提出了一种结构简单的高精度地月 DRO 动力学模型,下面就该模型的建立和精度进行分析。

对于地月 DRO 飞行器而言,地月会合坐标系相对地月惯性坐标系之间的旋转直接反映了太阳引力和月球轨道偏心率对其运行轨迹的影响。因此可以使用标准星历数据来表示太阳和月球的运动状态,获得星历模型下的拟周期 DRO,从而实现在动力学模型中考虑太阳引力和月球轨道偏心

表 2 不同摄动模型轨道外推精度的均方差统计结果

Table 2 Statistical results of mean square error of trajectory extrapolation precision for different perturbation models

积分时间	偏差方向	轨道外推精度的均方差			
		不考虑月球非对称引力	不考虑木星引力和金星引力	不考虑太阳光压	不考虑太阳引力
前 1 个月	x 坐标	0.3049	0.1605	98.683	1597.5
	y 坐标	0.3704	0.1915	170.10	2859.2
	到月球距离	0.1122	0.0648	82.730	1705.4
前 2 个月	x 坐标	0.6252	0.2861	168.15	1696.5
	y 坐标	0.8993	0.4136	295.72	3161.1
	到月球距离	0.2396	0.1226	161.87	1792.0
前 3 个月	x 坐标	0.9023	0.3744	334.18	2448.4
	y 坐标	1.1833	0.4999	513.36	5126.9
	到月球距离	0.3214	0.1546	254.59	2784.8

率等摄动因素的目的。

为了检验星历模型的精确性。本文在全力模型(考虑了月球轨道偏心率、太阳引力、金星引力、木星引力以及太阳光压 5 种摄动)和只考虑太阳引力和月球轨道偏心率的星历模型下对 STK 中的地月拟周期 DRO 初值进行了积分,积分器为龙格库塔 7~8 阶变步长积分器,行星星历表使用 JPL 的 DE430。图 10 展示了全力模型和星历模型下,航天器坐标 y、坐标 x 以及到月球距离在 3 个月积分时间内 2 种模型差值的均方差随时间的变化情况。

图 10 的仿真结果表明,在前 10 天的积分时间内,星历模型的误差在 km 量级,在前 1 个月的积分时间内,模型误差在几十 km 量级,随着积分时间的增加,模型误差逐渐增大。虽然在轨道外推时,模型误差很快达到 km 量级,但在地月系这样大尺度的空间范围内,仍然可以利用星历模型来分析 DRO 在实际力环境中的运动特性,为任务轨道设计提供理论依据。在工程实用中,导航测量弧段和轨道保持策略的确定要和模型精度统一进行闭环考虑。

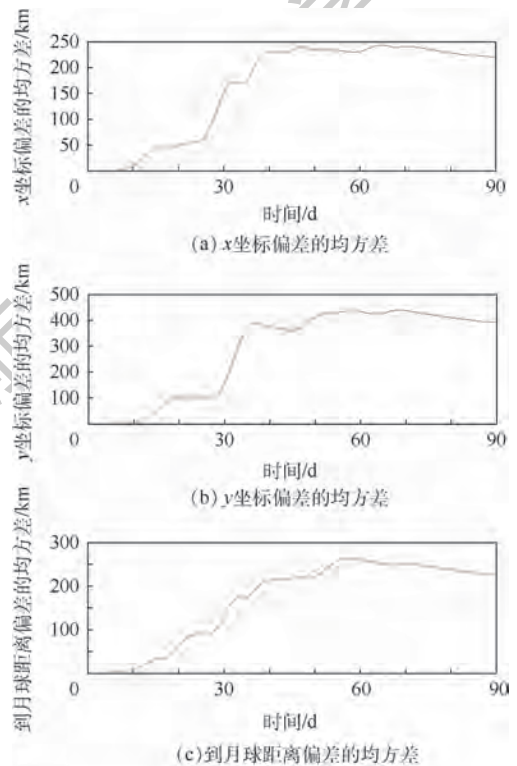


图 10 星历模型和全力模型 x、y 坐标及到月球距离偏差的均方差

Fig. 10 Mean square error of deviation between ephemeris model and full force model of x, y coordinate and distance to the Moon

4 结 论

通过流函数法在圆形限制性三体模型下求解得到 DRO 周期轨道族,并分析了轨道的非开普勒特性以及轨道形状在地月合会坐标系与地月惯性坐标系中随共振比的变化情况。其后分析了在摄动力模型下 DRO 航天器的运动特性以及影响 DRO 的主要摄动因素及其影响程度。仿真分析表明:

1) 利用流函数法可以在近似解析解失效的更广大区域求取周期 DRO 的数值解。

2) 整数共振比 DRO(例如 $1:2$ 、 $1:3$ 、 $1:4$ 等)在地月惯性坐标系中是闭合的非开普勒周期轨道,而非整数共振比 DRO 在地月惯性坐标系中则是不闭合的,看起来像是在月球轨道附近打水漂。这是由于在 CRTBP 模型下,只有整数比的共振轨道航天器在地月惯性坐标系下与月球的相对位置变化呈周期性,即如果共振比为 $1:n$ (n 为正整数),DRO 航天器在旋转系中逆行绕月 n 圈后,在地月惯性坐标系中与月球同时完成绕地球一圈,回到起点位置,从而在地月惯性坐标系中形成一条闭合的轨道。

3) 摄动力模型下,DRO 将演变为拟周期轨道,拟周期 DRO 仍可保持很好的稳定性,并且在地月系中,影响 DRO 轨道稳定性的主要摄动力是太阳引力,其次是太阳光压,接下来是金星、木星等行星引力摄动,分别比前几项摄动小 3~5 个数量级,在实际力模型中可以不予考虑。

4) 在地月系中,只考虑太阳引力和月球轨道偏心率的星历模型能够近似地反映 DRO 在实际力模型中的运动状态,因此在实际工程轨道设计中可以使用星历模型来完成一些任务特性分析,为轨道设计奠定理论基础。

本文不同于以往的研究,针对深空导航和通信应用,得到了不同摄动项对 DRO 动力学模型精度的影响结果,提出了一种结构简单的高精度 DRO 动力学模型,可以用于高精度轨道方案设计,或者作为自主导航和轨道保持在轨道力学使用。但是,本文最后建立的动力学模型没有计入太阳光压摄动,在后续的研究中有待进一步研究探讨,以提高模型的精度。

参考文献 (References)

[1] HENON M. Numerical exploration of the restricted problem. V. Hill's case; Periodic orbits and their stability [J]. *Astronomy and Astrophysics*, 1969, 1: 223-238.

[2] 钱雯婧. 地月空间拟周期轨道上航天器自主导航与轨道保持研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
QIAN Y J. Research on autonomous navigation and stationkeeping for quasi-periodic orbit in the Earth-Moon system [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese).

[3] SZEBEHELY V. Theory of orbits: The restricted problem of three bodies [M]. New York: Academic Press, 1967: 381-442.

[4] HOU X Y, LIU L. On quasi-periodic motions around the triangular libration points of the real Earth-Moon system [J]. *Celestial Mechanics and Dynamics Astronomy*, 2010, 108: 301-313.

[5] HOU X Y, LIU L. On quasi-periodic motions around the collinear libration points of the real Earth-Moon system [J]. *Celestial Mechanics and Dynamics Astronomy*, 2011, 110: 71-98.

[6] BEZROUK C J, PARKER J. Long duration stability of distant retrograde orbits: AIAA-2014-4424 [R]. Reston: AIAA, 2014.

[7] TURNER G. Results of long-duration simulation of distant retrograde orbits [J]. *Aerospace*, 2016, 3(4): 37.

[8] LAM T, WHIFFEN G J. Exploration of distant retrograde orbits around Europa [C] // *Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. San Diego: AAS Publications Office, 2005: AAS05-110.

[9] MAZANEK D D, MERRILL R G, BROPHY J R, et al. Asteroid redirect mission concept: A bold approach for utilizing space resources [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 117: 163-171.

[10] STRANGE N, DAMON L, MCEL RATH T, et al. Overview of mission design for NASA asteroid redirect robotic mission concept [C] // *33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013: 6-10.

[11] BEZROUK C, PARKER J S. Ballistic capture into distant retrograde orbits from interplanetary space [C] // *Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. San Diego: AAS Publications Office, 2015: AAS15-302.

[12] BROPHY J R, FRIEDMAN L, CULICK F, et al. Asteroid retrieval feasibility study [C] // *Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference*. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-16.

[13] OCAMPO C A, ROSBOROUGH G W. Transfer trajectories for distant retrograde orbiters of the Earth [C] // *Proceedings of the 3rd Annual Spaceflight Mechanics Meeting*. Washington, D. C.: NASA, 1993: 1177-1200.

[14] DEMEYER J, GURFIL P. Transfer to distant retrograde orbits using manifold theory [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(5): 1261-1267.

[15] SCOTT C J, SPENCER D B. Calculating transfer families to periodic distant retrograde orbits using differential correction [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(5): 1592-1605.

[16] STRAMACCHIA M, COLOMBO C, BERNELLI Z F. Distant retrograde orbits for space-based near Earth objects detection [J]. *Advances in Space Research*, 2016, 58(6): 967-988.

[17] XU M, XU S J. Exploration of distant retrograde orbits around Moon [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65(5-6): 853-860.

[18] MURAKAMI N, YAMANAKA K. Trajectory design for rendezvous in lunar distant retrograde orbit [C] // *Proceedings of 2015 IEEE Aerospace Conference*. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-13.

- [19] CONTE D, CARLO M D, HO K, et al. Earth-Mars transfers through Moon distant retrograde orbits [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 143:372-379.
- [20] LARA M. Nonlinear librations of distant retrograde orbits; A perturbative approach—The Hill problem case [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2018, 93(4):2019-2038.
- [21] LARA M. Design of distant retrograde orbits based on a higher order analytical solution [C] // *Proceedings of the International Astronautical Congress (IAC)*. Bremen: International Astronautical Federation (IAF), 2018:562-578.
- [22] BEZROUK C, PARKER J S. Long term evolution of distant retrograde orbits in the Earth-Moon system [J]. *Astrophysics and Space Science*, 2017, 362:176.
- [23] 李明涛. 共线平动点任务节能轨道设计与优化 [D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2010.
- LI M T. Low energy trajectory design and optimization for col-linear libration points missions [D]. Beijing: Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, 2010 (in Chinese).
- [24] DICHMANN D J, LEBOIS R, CARRICO J P. Dynamics of orbits near 3 : 1 resonance in the Earth-Moon system [J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2013, 60(1):51-86.
- [25] ANATOLE K, BORIS H. Introduction to the modern theory of dynamical systems [M]. Cambridge: Cambridge University, 1996:451-488.
- [26] CHRISTIAN B, LORENZO J D, MARELO V. Dynamics beyond uniform hyperbolicity: A global geometric and probabilistic perspective [M]. Berlin: Springer, 2005:13-24.

作者简介:

吴小婧 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 卫星导航技术。

曾凌川 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 卫星通信网络技术。

巩应奎 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 计算机仿真技术。

DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system

WU Xiaojing, ZENG Lingchuan, GONG Yingkui*

(Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: For the aerospace engineering application of Distant Retrograde Orbit (DRO), a calculation method and orbit characteristics are studied, and the main perturbation factors of DRO in actual force environment are analyzed to provide a theoretical foundation for DRO's precise modeling and nominal orbit design. Firstly, the effectiveness of the stream function method in calculating the DRO periodic orbit family is verified by simulation examples. Secondly, the DRO periodic orbit family is calculated by adjusting the Jacobi constant, and the DRO orbits with different resonance ratios are obtained. The simulation results show that the trajectory of DRO with an integer resonance ratio in the Earth-Moon inertial coordinate system is a closed curve, while DRO orbits with non-integer resonance ratio are not closed. Finally, the main perturbation factors affecting DRO stability are analyzed by orbit extrapolation. The simulation results show that solar gravitation and lunar orbit eccentricity are the main perturbation factors that affect stability of DRO. In the dynamic model, the standard ephemeris is used to represent the motion state of the planet. When the integration time reaches more than 10 days, the model error is about kilometer-scale. Therefore, in the large spatial scale of the Earth-Moon system, the ephemeris model can be used to analyze the motion state of the DRO approximately in the real force environment, which could provide a basis for mission orbit design.

Keywords: circular restricted three-body problem; stream function; quasi-periodic orbit; Distant Retrograde Orbit (DRO); resonant orbits

Received: 2019-07-03; Accepted: 2019-10-11; Published online: 2019-11-28 14:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191128.1316.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (91438207)

* Corresponding author. E-mail: ykgong@aoe.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0358

基于 M-K 模型的 TA15 钛合金高温成形极限

毕静^{1,2}, 马博林³, 张艳苓^{1,2,4}, 张志^{1,2,4}, 吴向东^{3,*}

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024; 2. 塑性成形技术航空技术重点实验室, 北京 100024;

3. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 4. 数字化塑性成形技术及装备

北京市重点实验室, 北京 100024)



摘 要: 为了探究 TA15 钛合金高温环境下的成形极限, 明确本构方程中参数对成形极限的影响规律, 建立了考虑高温软化效应 TA15 钛合金高温环境下的本构关系, 利用高温成形极限试验平台及 M-K 失稳理论对 TA15 钛合金板高温环境下的成形极限分别进行了试验测试及理论预测。理论预测结果表明当温度从 800℃ 提升至 880℃ 时, 平面应变状态下的极限主应变由 0.18 提升至 0.33。基于 M-K 失稳理论和建立的高温本构模型, 分析了本构方程中的参数对成形极限的影响规律, 结果表明提高加工硬化指数、速率敏感因子及减小软化因子, 均可以提升应变强化率的大小, 进一步延缓沟槽内应变状态趋于平面应变状态, 从而提升理论成形极限曲线在应变空间中的位置。此外, 理论计算结果表明速率敏感因子对成形极限曲线的左侧影响程度要大于其对右侧部分的影响, 该现象主要归因于速率敏感因子对不同应变大小下的应变强化率的影响不同。

关键词: TA15 钛合金; 塑性失稳; 高温成形极限; M-K 失稳理论; 本构模型

中图分类号: V261.3⁺3; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-0893-07

TA15 钛合金属于一种近 α 型钛合金, 由于其在高温条件下具有较好的强度和热稳定性, 在高性能飞机重要构件的制造中得到了广泛的应用^[1-2]。在高温成形工艺中, 温度和应变速率对 TA15 钛合金的微观组织有着明显影响^[3-4], 进一步影响其宏观高温变形行为^[5-7]。对于 TA15 钛合金板料, 其高温环境下的成形极限曲线 (Forming Limit Curve, FLC) 对于衡量 TA15 高温变形能力及优化高温成形工艺参数有至关重要的作用, 因此, 研究温度等工艺参数对 TA15 钛合金高温成形极限曲线的影响有重要实际意义。

金属板料的成形极限曲线由不同应力或应变状态下的应变对构成, 一般情况下通过拉伸处于

不同应力或应变状态下的金属板料可获得其极限应变, 主要试验方法包括 Nakajima 试验法及 M-K 试验法等。此外, 结合失稳理论也可对金属板料成形极限曲线进行理论预测。目前应用最为广泛的失稳理论是 Marciniak 和 Kazimierz 提出的凹槽理论, 简称为 M-K 失稳理论^[8]。考虑到屈服准则及强化规律, 利用该理论可实现金属板料在不同温度及应变速率下的成形极限曲线理论预测。然而该理论预测结果严重依赖于初始厚度不均匀度, 往往需要通过试验数据对比才可获得较为精确的预测结果。

考虑到高温环境下的试验复杂性, 对于金属板料, 特别是钛合金板料, 其高温环境下的成形极

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-09-20; 网络出版时间: 2019-11-04 17:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191104.1647.004.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51875027); 中国博士后科学基金 (2018M630058)

* 通信作者: E-mail: wuxiangdongbuaa@163.com

引用格式: 毕静, 马博林, 张艳苓, 等. 基于 M-K 模型的 TA15 钛合金高温成形极限[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 893-899. BI J, MA B L, ZHANG Y L, et al. Hot forming limit of TA15 titanium alloy based on M-K model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 893-899 (in Chinese).

限研究相对较少。马博林等^[9]利用电磁感应加热原理,搭建了高温环境下的成形极限试验平台,并获得了 TC4 钛合金在 650 ~ 750℃ 下的成形极限曲线。王承鑫^[10]设计了高温成形极限试验模具,从试验角度研究了温度参数对 TC4 及 Bti-6431S 等钛合金成形极限的影响规律。申发兰^[11]从试验角度出发,分析了温度及应变速率等参数对 TA15 钛合金高温力学性能、成形极限及拉伸性能的影响规律。Ma 等^[12]分析了 TA15 钛合金高温胀形过程中的板料温度变化状态,研究了温度分布及变化对高温胀形性能的影响规律,并获得了其高温成形极限数据。Yang 等^[13-14]通过高温单拉试验,分析了流动软化现象对 TA15 钛合金高温力学性能及任性破裂行为的影响,从理论角度分析了不同模型参数其理论成形极限的影响规律。通过上述文献可以看出,目前研究以钛合金高温力学性能研究为主,而针对其高温成形极限研究则以试验研究为主,理论研究方面还需要一定的工作。

本文考虑材料在高温环境下的软化效应,建立 TA15 钛合金高温本构模型,利用 M-K 失稳理论对 TA15 钛合金高温成形极限进行了理论预测。分析了加工硬化指数 n 、速率敏感因子 m 及软化因子 n_1 等因素对理论成形极限曲线的影响,为进一步开展高温环境下板料成形极限的研究奠定了基础。

1 TA15 钛合金高温性能试验

1.1 高温单向拉伸试验

本次试验选用的 TA15 钛合金板料厚度为 1 mm,其微观组织及化学成分分别如图 1 及表 1 所示。试验温度为 800、840、880℃,应变速率为 0.01/s。高温单向拉伸试验用的试样及拉伸后试样如图 2 所示。

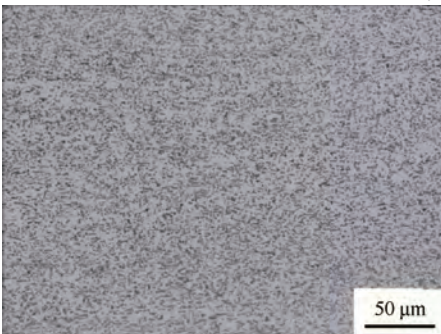


图 1 TA15 钛合金板微观组织

Fig. 1 Microstructure of TA15 titanium alloy plate

表 1 TA15 钛合金板化学成分
Table 1 Chemical compositions of TA15 titanium alloy plate

元素	质量百分比
Al	6.4
Mo	1.3
V	1.8
Zr	1.9
O	0.07
N	0.008
H	0.005

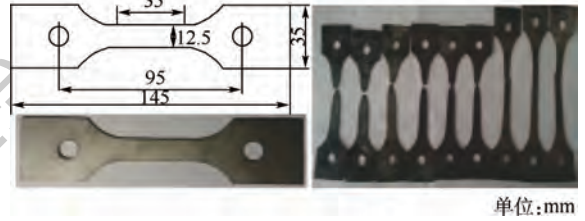


图 2 高温拉伸试样及尺寸

Fig. 2 Hot tensile specimens with its size

考虑到高温软化因素及加工硬化因素,本文选用的高温本构方程为

$$\sigma_i(T) = K(T) \varepsilon_i^{n(T)} \dot{\varepsilon}_i^{m(T)} \exp(-n_1(T) \varepsilon_i) \quad (1)$$

式中: σ_i 为应力; K 为强度因子; T 为温度; ε_i 为应变; $\dot{\varepsilon}_i$ 为应变速率。

在式(1)中,速率敏感因子 m 表征了应变速率变化时材料变形强化的趋势。在本文中,认为该参数只与温度 T 有关,根据文献[15],速率敏感因子 $m(T)$ 的表达式为 $0.431 - 0.345(1000/T)$ 。在此基础上,对试验数据进行拟合,获取不同温度下的加工硬化指数 n 、软化因子 n_1 及强度因子 K 值。根据获得的参数值随温度的变化规律,建立加工硬化指数 $n(T)$ 、软化因子 $n_1(T)$ 及强度因子 $K(T)$ 的表达式为

$$\begin{cases} n(T) = 1.36 - 0.0011T \\ n_1(T) = 11.54 - 0.0116T \\ K(T) = 6274.40 - 6.786T \end{cases} \quad 800^\circ\text{C} \leq T \leq 880^\circ\text{C} \quad (2)$$

拟合曲线与试验数据对比如图 3 所示,可以看出,利用式(1)及式(2)可以较好地描述 TA15 钛合金高温条件下的变形行为。此外,从式(2)及图 3 可以看出,随着温度升高,TA15 钛合金板料的强度下降,变形抗力降低,加工硬化现象得到削弱,高温软化作用加强,板料的成形能力得到进一步提升。

1.2 高温成形极限试验

为了获得不同应变路径下的应变极限,本次高温成形极限试验方法为 Nakajima 试验法,用到

的试样尺寸及试验设备分别如图 4 及图 5 所示。如图 5 所示,该高温试验系统利用感应线圈将石墨板及模具加热至所需温度,随后利用石墨板对板料进行加热。在试验过程中,高温凸模与板料发生接触,两者之间发生接触换热,由高温凸模可保证试验过程中的板料温度。

在高温胀形试验前,将凸模及石墨板升温至 880℃,压边圈及凹模升温至 600℃,温差为 ±10℃。

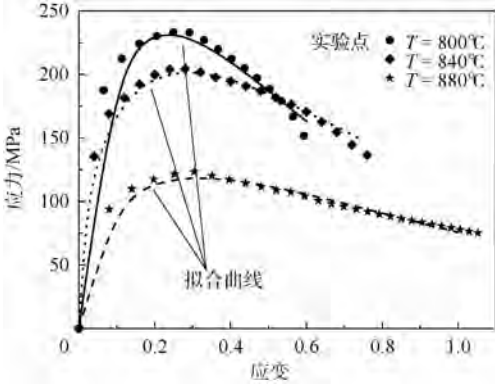


图 3 热单拉试验数据与拟合曲线对比
Fig. 3 Comparison between hot tensile test data and fitted curves

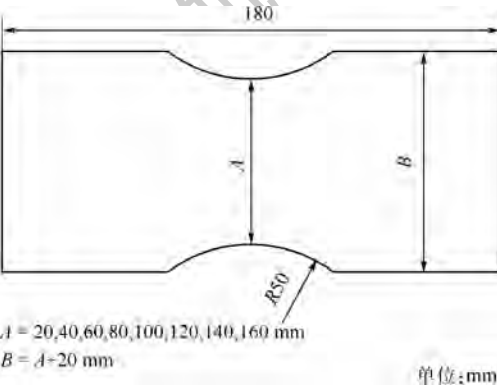


图 4 高温成形极限试样尺寸
Fig. 4 Size of hot forming limit specimens

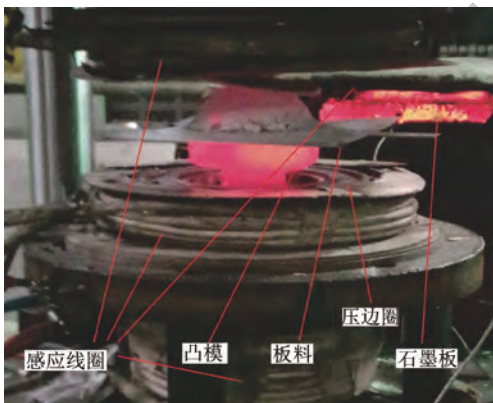


图 5 高温成形极限试验系统
Fig. 5 Hot forming limit test system

同时,在 TA15 钛合金板试样上印制直径 2.5 mm 网格并进行抗氧化处理,随后放置于石墨板上进行加热。在高温成形极限试验过程中,刚性凸模速度为 80 mm/min,压边力保持恒定,其大小为 50 kN。当试样发生破裂时试验停止,随后对试样上网格的长度及宽度进行测量,进一步换算成应变投影于应变空间,即可获得高温成形极限数据。

根据上述试验流程,获得的 TA15 钛合金板料在 880℃下的高温成形极限试样及数据如图 6 所示。可以看出,高温变形情况下 TA15 钛合金变形能力得到了大幅度提升,其平面应变状态下的主应变极限可达 0.4 左右。

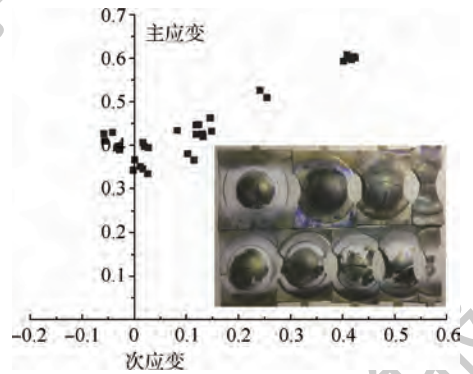


图 6 TA15 钛合金高温成形极限试验结果(880℃)
Fig. 6 Hot forming limit test results of TA15 titanium alloy(880℃)

2 TA15 高温成形极限理论预测

M-K 失稳理论作为一种塑性失稳理论,结合相应的屈服强化规律可对金属板料的成形极限进行理论预测,该模型示意图如图 7 所示。假设板料厚度方向存在一定的不均匀性,即存在一方向与主应力方向夹角为 φ 的沟槽,沟槽法线方向及切线方向分别为 s 与 t ,厚度方向的不均匀度可写为 $f_0 = t^b/t^a$,其中 t^a 及 t^b 分别表示沟槽外及沟槽内的厚度。

当沟槽外主次应力状态及应变状态分别为 (σ_2^a, σ_1^a) 及 $(\varepsilon_2^a, \varepsilon_1^a)$ 时,沿垂直于沟槽角度方向

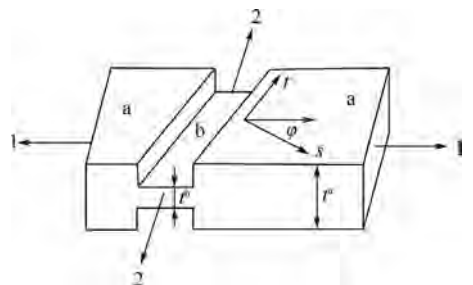


图 7 M-K 失稳理论模型
Fig. 7 M-K instability theory model

的主应力、剪应力及平行于沟槽角度方向的主应变可写为

$$\begin{cases} \sigma_{nn}^a = \sigma_1^a \cos^2 \varphi + \sigma_2^a \sin^2 \varphi \\ \sigma_{nt}^a = (\sigma_2^a - \sigma_1^a) \cos \varphi \sin \varphi \\ d\varepsilon_{nt}^a = d\varepsilon_1^a \sin^2 \varphi + d\varepsilon_2^a \cos^2 \varphi \end{cases} \quad (3)$$

同样,对于沟槽内应力状态及应变状态分别为 $(\sigma_2^b, \sigma_1^b, \sigma_{12}^b)$ 及 $(\varepsilon_2^b, \varepsilon_1^b, \varepsilon_{12}^b)$ 的情况下,沿垂直于沟槽角度方向的主应力、剪应力及平行于沟槽角度方向的主应变可写为

$$\begin{cases} \sigma_{nn}^b = \sigma_1^b \cos^2 \varphi + \sigma_2^b \sin^2 \varphi + \sigma_{12}^b \sin(2\varphi) \\ \sigma_{nt}^b = \sigma_{12}^b \cos(2\varphi) + (\sigma_2^b - \sigma_1^b) \cos \varphi \sin \varphi \\ d\varepsilon_{nt}^b = d\varepsilon_1^b \sin^2 \varphi + d\varepsilon_2^b \cos^2 \varphi - 2d\varepsilon_{12}^b \cos \varphi \sin \varphi \end{cases} \quad (4)$$

在M-K失稳理论的加载过程中,除了沟槽不均匀度之外,还需要满足力平衡条件及变形协调条件,两种边界条件分别可表示为

$$\begin{cases} \sigma_{nn}^a t^a = \sigma_{nn}^b t^b \\ \sigma_{nt}^a t^a = \sigma_{nt}^b t^b \end{cases} \quad (5)$$

$$d\varepsilon_{nt}^a = d\varepsilon_{nt}^b \quad (6)$$

同时,沟槽角度 φ 在计算过程中需按照式(7)更新:

$$\tan(\varphi + d\varphi) = \tan \varphi \frac{1 + d\varepsilon_1^a}{1 + d\varepsilon_2^a} \quad (7)$$

根据上述不均匀性假设,由力平衡方程(5)及变形协调方程(6)为条件,结合相应的屈服函数及材料本构模型,即可实现不同应变状态下的极限应变的预测,具体步骤可描述如下:

步骤1 在特定沟槽外应力状态比 $\alpha^a = \sigma_2^a / \sigma_1^a$ ($0 < \alpha^a < 1$)下给定主应变增量为 $d\varepsilon_1^a$,通过相应的屈服准则及材料流动法则,即可获得沟槽外a区次应变增量 $d\varepsilon_2^a$ 及等效应变增量 $d\varepsilon_i^a$ 。

步骤2 由本构方程获得当前应变 $\varepsilon_i^a + d\varepsilon_i^a$ 下的等效应力 σ_i^a ,利用屈服函数及应力状态比 α^a 即可获得当前应力分量 σ_1^a 及 σ_2^a 。根据上述已知参数计算式(3)中的 σ_{nn}^a 、 σ_{nt}^a 及 $d\varepsilon_{nt}^a$ 。

步骤3 根据式(5)及式(6),利用牛顿迭代法对沟槽外参数 σ_2^b / σ_1^b 、 $\sigma_{12}^b / \sigma_1^b$ 及 $d\varepsilon_1^b$ 进行求解,求解误差小于 1×10^{-10} 。

步骤4 如果沟槽内外应变增量比 $d\varepsilon_1^b / d\varepsilon_1^a$ 大于10时停止计算,当前沟槽外的主次应变即可认为当前应力状态下的极限应变对;否则,继续累加应变增量,重复步骤2及步骤3。

步骤5 在不同沟槽角度下计算极限应变对,选取极限主应变最小的应变对作为成形极限的理论预测结果。

步骤6 更新沟槽外应力状态比 α^a ,继续重复步骤1~步骤5。

在TA15钛合金高温成形极限理论预测过程中,沟槽外主应变增量大小为0.0005,选用Hill48屈服准则,在忽略面内各向异性的情况下,其表达式为

$$\sigma^2 = F\sigma_{22}^2 + G\sigma_{11}^2 + H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + 2N\sigma_{12}^2 \quad (9)$$

式中:参数 F 、 H 、 G 及 N 与各向异性指数 r 有关,其大小分别可表示为 $F = G = 1/(1+r)$, $H = r/(1+r)$, $N = (1+2r)/(1+r)$ 。根据文献[12], r 取值为1.15。

在不同初始沟槽不均匀 f_0 下,通过将理论计算的平面应变状态下的极限主应变与试验数据对比,可获得合理的 f_0 值。针对该TA15钛合金板料,通过不同 f_0 值下平面应变状态下的理论极限主应变大小与试验数据的对比,最终选取 f_0 值为0.99995。预测的整条曲线与试验结果对比如图8所示,可以看出,M-K失稳理论通过调整相应的初始沟槽不均匀度,可以很好地预测TA15钛合金板料在高温环境下的成形极限曲线。

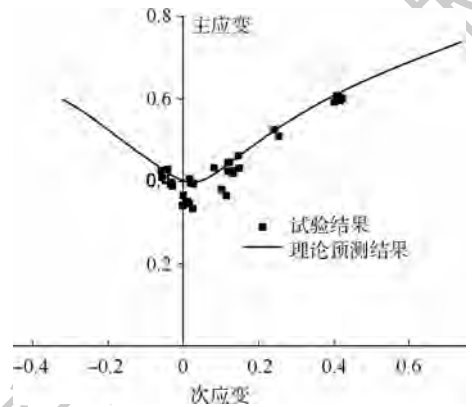


图8 理论预测结果与试验结果对比

Fig. 8 Comparison between theory prediction result and test result

3 本构关系对成形极限的影响

根据式(1),TA15钛合金高温板料的流变应力与温度 T 、速率敏感因子 m 、加工硬化指数 n 及软化系数 n_1 均有关系。因此,分析不同参数对成形极限曲线的影响是十分必要的。

在理论预测计算过程中,首先通过式(2)及速率敏感因子的表达式确定不同温度下的 n 、 n_1 、 K 及 m 值,随后将获得的参数值代入式(1),在 f_0 为0.99995的情况下,利用M-K失稳理论对高温成形极限进行预测,获得的不同温度状态下的理论预测曲线如图9所示。可以看出,板料成形极

限随着温度的升高而升高,当温度由800℃升至880℃时,平面应变状态下主应变由0.18增至0.33,表明提升成形温度有助于改善材料成形性能,获得更大变形量。

根据式(2)可以得出,880℃下TA15钛合金的硬化指数 n 、速率敏感因子 m 及软化因子 n_1 依次为0.392、0.0475及1.332。在此基础之上,通过改变本构模型中的上述参数,研究其对TA15钛合金成形极限的影响规律。

图10给出了不同加工硬化指数 n 值下的M-K失稳理论预测结果,可以看出,随着加工硬化指数的增加,成形极限曲线在应变空间中的位置得到了提升。同时图10表明加工硬化指数的变化对成形极限曲线左右侧的影响基本一致,即整体提升曲线位置。

图11给出了不同速率敏感因子 m 下的M-K失稳理论预测曲线。可以看出,预测的成形极限曲线位置随着速率敏感因子 m 的增加而得到提升。与加工硬化指数 n 不同的是, m 值的变化对成形极限左右两侧影响不一。根据图11可以很清楚地看出,速率敏感因子 m 的增大,对于成形极限曲线左侧的提升幅度远远大于其对曲线右侧的提升程度,即曲线逐渐变平。

不同软化因子 n_1 值(负值)下的理论预测成形极限如图12所示。可以看出,随着 n_1 值的增加,预测曲线位置得到提升。由式(1)及图3可以看出,随着应变的增加,加工硬化指数使得应力提升,而软化因子降低应力,可以认为软化因子与加工硬化指数对应力大小的影响是相互对立。对比图10及图12可以看出,随着 n_1 值趋于0,相当于提升了加工硬化指数 n ,使得理论预测成形极限曲线的位置得到了提升。

由图9~图12分别可以看出,本构关系中的参数对成形极限有着重要影响,提升成形温度,增加加工硬化指数、速率敏感因子及软化因子,均可以使得理论预测成形极限曲线在应变空间的位置得到提升。根据M-K失稳理论,沟槽内外应力状态在不同屈服轨迹上演化,随着沟槽内的应变状态趋于平面应变状态,导致沟槽内外第一应变增量比逐渐增大,最终达到材料失效判据标准。很明显,当采取应力应变关系表达式导致应变强化率不同,当强化率越大时,导致预测的成形极限曲线的位置越高。由式(1)可以得出,应变强化率 $h = d\sigma/d\varepsilon = K\sigma(n/\varepsilon - n_1\varepsilon)$ 。根据应变强化率可

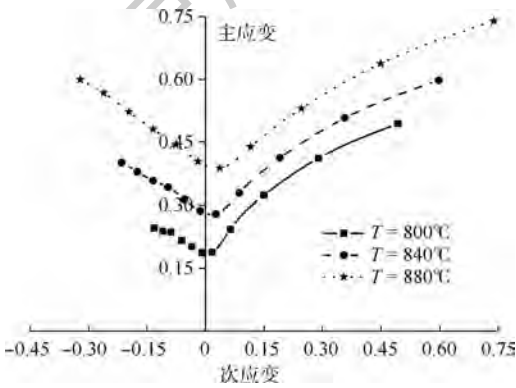


图9 温度对成形极限曲线的影响
Fig.9 Effect of temperature on FLC

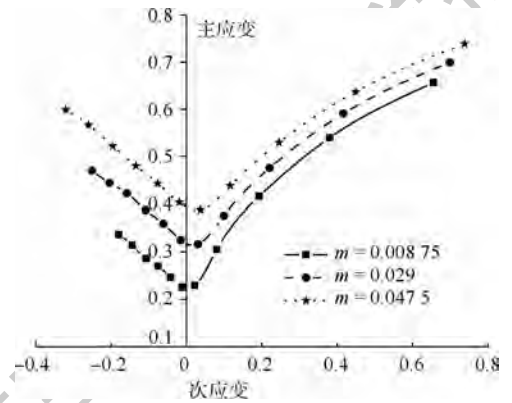


图11 速率敏感因子 m 值对成形极限曲线的影响
Fig.11 Effect of strain rate sensitivity factor m on FLC

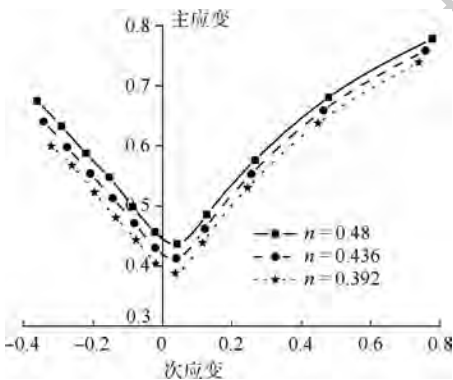


图10 加工硬化指数 n 值对成形极限曲线的影响
Fig.10 Effect of hardening index n on FLC

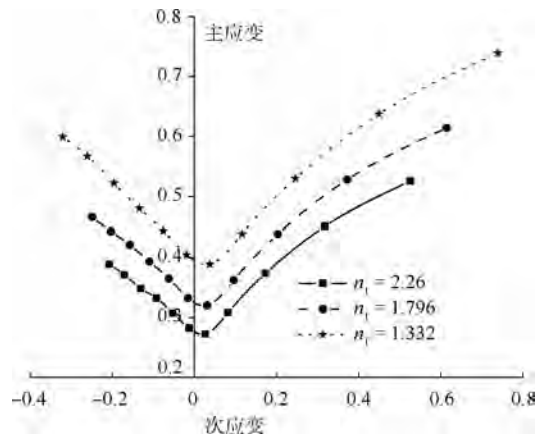


图12 软化因子 n_1 值对成形极限曲线的影响
Fig.12 Effect of softening factor n_1 on FLC

以看出,硬化指数 n 值与软化因子 n_1 值对强化率的影响是相互对立,即提升 n 值或减少 n_1 值均会使得强化率增加,使得图 10 及图 12 中的成形极限曲线位置得到提升。

此外,应变强化率 h 还依赖于应力 σ ,而提升速率敏感因子会使得应力降低,进一步降低应变强化率 h ,因此图 11 中提升速率敏感因子可提高成形极限位置。此外,由图 3 可以看出,由于软化因素使得应力随着应变的增加而逐渐降低,因此,不同变形阶段速率敏感因子对强化率的影响亦不相同。在小变形阶段,如图 11 中的单向应力状态及平面应变状态下,材料失效时等效应变较小,此时应力较大,提升速率敏感因子可显著降低应变强化率 h ,因此使得成形极限曲线得到显著提升;而当等效应变较大时(如图 11 中的双向拉伸应变状),应力值较小,提升速率敏感因子对应变强化率 h 的降低影响较小,因而使得成形极限曲线右侧的提升不如曲线左侧。

4 结 论

本文建立了考虑高温软化效果的 TA15 钛合金高温本构模型,利用高温成形极限试验系统获得了 TA15 钛合金在 880℃ 下的成形极限曲线,并利用 M-K 失稳理论对不同温度及本构参数下的成形极限曲线进行了理论预测,结果表明:

1) TA15 钛合金高温成形性能随温度的提升而得到改进,当温度从 800℃ 升温至 880℃ 时,平面应变状态下的极限主应变由 0.18 升至 0.33,曲线位置得到大幅度提升。

2) 本构关系中的参数对成形极限曲线理论预测结果的影响取决于该参数对强化率的影响,提高加工硬化指数、速率敏感因子及降低软化因子使得强化率增加,进一步提升成形极限曲线在应变空间中的位置。

参考文献 (References)

- [1] 金和喜,魏克湘,李建明,等.航空用钛合金研究进展[J].中国有色金属学报,2015,25(2):280-292.
JIN H X, WEI K X, LI J M, et al. Research development of titanium alloy in aerospace industry[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2015, 25(2): 280-292 (in Chinese).
- [2] 李兴无,沙爱学,张旺峰,等. TA15 合金及其在飞机结构中的应用前景[J].钛工业进展,2003,20(4-5):90-94.
LI X W, SHA A X, ZHANG W F, et al. TA15 titanium alloy and its applying prospects on airframe[J]. Titanium Industry Process, 2003, 20(4-5): 90-94 (in Chinese).
- [3] 李成铭,李萍,赵蒙,等. TA15 钛合金高温压缩变形行为与组织研究[J].航空材料学报,2013,33(3):25-28.
LI C M, LI P, ZHAO M, et al. Mechanical behavior and microstructure of TA15 titanium alloy during hot compressive deformation[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(3): 25-28 (in Chinese).
- [4] 唐泽,杨合,孙志超,等. TA15 钛合金高温变形微观组织演变分析与数值模拟[J].中国有色金属学报,2008,18(4):722-727.
TANG Z, YANG H, SUN Z C, et al. Microstructure evolution and numerical simulation of TA15 titanium alloy during hot compressive deformation[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2008, 18(4): 722-727 (in Chinese).
- [5] 沈昌武,杨合,孙志超,等.基于 BP 神经网络的 TA15 钛合金本构关系建立[J].塑性工程学报,2007,14(4):101-104.
SHEN C W, YANG H, SUN Z C, et al. Based on BP artificial neural network to building the constitutive relationship of TA15 alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2007, 14(4): 101-104 (in Chinese).
- [6] 李森泉,李晓丽,龙丽,等. TA15 合金的热变形行为及加工图[J].稀有金属材料与工程,2006,35(9):1354-1357.
LI M Q, LI X L, LONG L, et al. Deformation behavior and processing map of high temperature deformation of TA15 alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2006, 35(9): 1354-1357 (in Chinese).
- [7] 孙志超,杨合,沈昌武.基于逐步回归法的 TA15 钛合金本构模型的建立[J].锻压技术,2008,33(2):110-115.
SUN Z C, YANG H, SHEN C W. Establishment of TA15 titanium alloy constitutive model based on stepwise regression method[J]. Forging & Stamping Technology, 2008, 33(2): 110-115 (in Chinese).
- [8] MARCINIAK Z, KAZIMIERZ K. Limit strains in the process of stretch-forming sheet metals[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1967, 9(9):609-612.
- [9] 马博林,刘俊雄,王文平,等.钛合金高温 FLD 试验系统[J].锻压技术,2015,40(10):76-81.
MA B L, LIU J X, WANG W P, et al. Hot FLD test system for titanium alloy[J]. Forging & Stamping Technology, 2015, 40(10): 76-81 (in Chinese).
- [10] 王承鑫.钛合金及 Ti₂AlNb 金属间化合物板材热成形极限图[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
WANG C X. Hot forming limit diagram for titanium alloy and Ti₂AlNb intermetallics sheets[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014 (in Chinese).
- [11] 申发兰. TA15 钛合金高温变形规律研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
SHEN F L. Study on hot deformation rule of TA15 titanium alloy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
- [12] MA B L, WU X D, LI X J, et al. Investigation on the hot formability of TA15 titanium alloy sheet[J]. Materials & Design, 2016, 94: 9-16
- [13] YANG L, WANG B Y, LIU G, et al. Behavior and modeling of flow softening and ductile damage evolution in hot forming of TA15 alloy sheets[J]. Materials & Design, 2015, 85: 135-148.

- [14] 杨雷. TA15钛合金板材高温塑性损伤本构建模与成形极限研究[D]. 北京:北京科技大学,2016.
YANG L. Study on ductile damage constitutive model and forming limit of TA15 titanium alloy sheet at elevated temperatures [D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2016(in Chinese).
- [15] SUN Z C, YANG H, TANG Z. Microstructural evolution model of TA15 titanium alloy based on BP neural network method and application in isothermal deformation[J]. Computational Materials Science, 2010, 50(2):308-318.

作者简介:

毕静 女,硕士,工程师。主要研究方向:金属热冲压成形。

马博林 男,博士。主要研究方向:塑性成形理论、热成形工艺技术。

吴向东 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:塑性成形理论、工艺与装备技术。

Hot forming limit of TA15 titanium alloy based on M-K model

BI Jing^{1,2}, MA Bolin³, ZHANG Yanling^{1,2,4}, ZHANG Zhi^{1,2,4}, WU Xiangdong^{3,*}

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technology, Beijing 100024, China;

3. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China;

4. Beijing Key Laboratory of Digital Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

Abstract: In order to investigate the forming limit of TA15 titanium alloy at high temperature and clarify the influence of parameters in the constitutive equation on the forming limit, the constitutive relationship of TA15 titanium alloy in high temperature environment was established considering the high temperature softening phenomenon, and meanwhile, the forming limit of TA15 titanium alloy plate at high temperature was obtained by high temperature forming limit test platform and theoretical predicted through applying the M-K instability theory, respectively. The theoretical results indicate that the major strain under the plane strain state increases from 0.18 to 0.33 when the temperature increases from 800°C to 880°C. Based on the M-K instability theory and the established high temperature constitutive model, the influence of the parameters in the constitutive equation on the forming limit is analyzed. The results show that, increasing the values of hardening index and the rate sensitivity factor, and decreasing the value of the softening factor can increase the strain hardening rate, and consequently the strain state in the groove region is delayed approaching the plane strain state. Therefore the position of the forming limit curve in strain space is improved. At the same time, the theoretical calculation results show that the influence of the strain rate sensitivity factor on the left side of the forming limit curve is greater than that on the right side, and it is attributed to the fact that the effect of the strain rate sensitivity factor on the strain hardening rate under different strain size is different.

Keywords: TA15 titanium alloy; plastic instability; hot forming limit; M-K instability theory; constitutive model

Received: 2019-07-03; Accepted: 2019-09-20; Published online: 2019-11-04 17:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191104.1647.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51875027); China Postdoctoral Science Foundation (2018M630058)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0350

非线性多目标概率约束规划免疫优化算法



张仁崇¹, 张著洪^{2,*}

1. 贵州商学院 计算机与信息工程学院, 贵阳 550014; 2. 贵州大学 大数据与信息工程学院, 贵阳 550025)

摘 要: 针对噪声信息未知的一般非线性多目标概率约束规划(MOPCP)问题, 探讨基于危险理论的多目标免疫优化算法(MOIOA)。算法设计中, 借助自适应采样方法估计机会约束的概率和目标值; 借助危险理论蕴含的应答模式分割进化种群为已感染、易感染和未感染子群; 借助二进制交叉、自适应变异概率、多项式变异策略平衡种群的全局与局部搜索能力。与7种算法相比较获得的数值结果表明, 所提算法的搜索效率有明显优势且搜索效果有一定的优越性, 同时对复杂工程问题有应用潜力。

关键词: 多目标概率约束规划(MOPCP); 免疫优化; 危险理论; 自适应采样; 随机模拟

中图分类号: TP301.6

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-0900-15

工程优化设计中, 诸如水资源调度^[1]、再制造加工^[2]、电网^[3]、养分负荷消减^[4]等问题均可通过性能指标是相互冲突且满足概率约束限制的多目标概率约束规划(Multi-Objective Probabilistic Constrained Programming, MOPCP)加以描述。当随机变量的概率分布信息已知时, 可将此类问题转化为等价的确定性多目标约束规划问题, 进而可利用数学规划方法或静态多目标智能优化算法求解^[5]。可是, 在应用中, 由于随机变量或噪声的分布常是未知的, 导致模型的等价转换变得不可能。一旦赋予随机变量较大的样本容量, 可经由静态多目标智能优化算法求解问题的解, 但计算开销大, 执行效率低。当随机变量的概率分布已知时, 如正态分布或指数分布, 机会约束可通过复杂的转换变为确定性的约束条件^[6-10]; 与此同时, 重要采样^[11]、拉丁超立方采样^[12]能被用于估计机会约束的概率, 但效率低, 估计偏差大。蒙特卡罗

(Monte Carlo, MC)随机模拟是一种易于实现且不受限于噪声先验信息的期望值估计方法。基于此, 静态采样、动态采样^[13]、自适应采样^[14-17]已作为随机规划中估计目标函数值和处理机会约束的代表性方法。静态采样简单且易于应用, 但计算开销大; 动态采样使随机变量的样本大小随迭代次数动态变化, 但个体的优劣辨析难; 自适应采样要求个体的样本大小由其优劣程度决定, 优于动态采样。

从智能优化角度, 极为罕见有一般类型MOPCP的成果报道, 但源于特定领域的MOPCP的研究已取得一定进展; 主要研究集中于模型设计和基于权重系数法的智能优化算法^[2, 18-21]。张国新等^[18]针对空降突破点的决策或供应商的选择问题^[19], 构建MOPCP模型, 并借助权重系数法转化此模型为单目标决策模型, 进而借助随机模拟或双重随机模拟、神经网络获得混合单目标遗传算法。另外, 文献[2, 20-23]借助隶属度函数设

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-09-27; 网络出版时间: 2019-10-16 10:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191015.1739.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(61563009); 贵州省教育厅青年科技人才成长项目(黔教合KY字[2018]276); 贵州省大数据应用工程研究中心(黔教合KY字[2017]022)

* 通信作者. E-mail: zhzhang@gzu.edu.cn

引用格式: 张仁崇, 张著洪. 非线性多目标概率约束规划免疫优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 900-914.
ZHANG R C, ZHANG Z H. Immune optimization algorithm for nonlinear multi-objective probabilistic constrained programming[J].
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 900-914 (in Chinese).

计工程问题的多目标模糊机会约束规划模型,并利用权重系数法或模糊模拟将模型转化为单目标规划模型,进而设计改进型遗传算法或蝙蝠优化算法进行求解。对于 MOPCP 的多目标智能优化研究, Virivinti 和 Mitra^[24] 针对含非线性相关不确定参数的工业磨削加工问题,提出一种基于非支配排序遗传算法(NSGA-II)的多目标模糊机会约束规划方法;谢仕炜等^[3] 针对电网最优负荷削减问题设计多目标多级机会约束规划模型,进而利用拉丁超立方采样处理性能指标和约束条件,并利用 NSGA-II 进行求解。Mehlawat 和 Gupta^[25] 基于可靠性理论,构建表征 COTS 产品选择问题的多目标模糊机会约束规划模型,进而利用顺序偏好近似解方法将该模型转化为双目标规划模型,并利用补偿模糊方法求解此模型的有效解。

综上,探讨执行效率高、寻优效果好、噪声抑制能力强、应用潜力大的新型高性能智能优化算法,是求解 MOPCP 的关键,但研究成果极为匮乏。免疫优化作为人工免疫系统中极为重要的研究分支^[26],因其具有较好的群体多样性且模块设计灵活,使得与几种经典智能算法相比,在解决多模态优化问题中具有独特的优势,且已获得一系列求解静态或动态多目标优化问题的研究成果^[27-29],但很少触及多目标概率约束优化问题。至于免疫理论是否有助于解决 MOPCP 仍需深入探讨。危险理论作为不同于自我和非自我识别的免疫理论,解释了免疫应答如何被触发的过程。虽然可借鉴其设计算法解决异常检测、碰撞回避和动态规划问题^[30-32],且求解不确定多目标期望值规划已呈现一定优势^[14,33-34],但是否有助于解决多目标概率约束优化问题仍是悬而未决的。基于此,本文针对随机变量的概率分布未知的一般 MOPCP 问题,依据危险理论蕴涵的免疫应答机理,探讨多目标免疫优化算法(Multi-Objective Immune Optimization Algorithm, MOIOA)。

1 问题描述与概率估计

1.1 问题描述

一般类型的多目标机会约束规划模型可描述为

$$\min [f_1(x), f_2(x), \dots, f_l(x)]$$

s. t.

$$\begin{cases} \Pr\{f_i(x, \xi) \leq \bar{f}_i(x)\} \geq \alpha_i & 1 \leq i \leq I \\ p_j(x) \equiv \Pr\{G_j(x, \xi) \leq 0\} \geq \beta_j & 1 \leq j \leq J \\ g_k(x) \leq 0, h_l(x) = 0 & 1 \leq k \leq K, 1 \leq l \leq L \\ x \in D = \prod_{i=1}^p [a_i, b_i] \end{cases}$$

式中: x 为决策向量; $D \in \mathbf{R}^p$ 为有界闭区域; a_i 和 b_i 为解向量的分量区间的左右端点; $\xi \in \mathbf{R}^q$ 为分布信息未知的随机向量; $\Pr\{\cdot\}$ 为概率算子; $\alpha_i \in [0, 1]$ 和 $\beta_j \in [0, 1]$ 为置信水平; $f_i(x, \xi)$ 和 $G_j(x, \xi)$ 分别为关于 x 非线性且连续的随机目标和约束函数; $g_k(x)$ 和 $h_l(x)$ 为确定性约束函数; I, J, K 和 L 分别为目标向量维数、概率约束个数、不等式约束个数和等式约束个数。在候选解 x 处,当 ξ 的样本大小 $n(x)$ (简称 x 的样本大小) 给定后,借助 MC 随机模拟可确定子目标函数 $\bar{f}_i(x)$ 的估计值^[35]。满足以上所有约束条件的候选解 $x \in D$ 被称为可信解。引入如下约束违背量函数 $\Gamma(x)$:

$$\Gamma(x) = \frac{1}{J} \sum_{j=1}^J \max\{\beta_j - \hat{p}_j(x), 0\} + \frac{1}{K} \sum_{k=1}^K \max\{g_k(x), 0\} + \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L h_l^2(x) \quad (1)$$

式中:

$$\hat{p}_j(x) = \frac{1}{n(x)} \sum_{k=1}^{n(x)} I\{G_j(x, \xi^k) \leq 0\} \quad (2)$$

其中: $I\{\cdot\}$ 为指示函数,其若条件为真,则取 1, 否则取 0。显然,当 $n(x)$ 较大时,由大数定律可获 x 的经验目标值 $\hat{f}_i(x)$ 和概率估计值 $\hat{p}_j(x)$ 。此时,若 $\Gamma(x) = 0$, 则称 x 为经验可信解,否则称为经验非可信解。借助文献[34],引入适用于经验可信解之间比较的支配概念以及 Pareto 最优解的概念。

定义 1 对于任意经验可信解 $x, y \in D$, 称 x 支配 y (即 $x < y$), 如果:

$$\begin{cases} \hat{f}_i(x) \leq \hat{f}_i(y) & 1 \leq i \leq I, \exists j \\ \text{s. t. } \hat{f}_j(x) < \hat{f}_j(y) & 1 \leq j \leq I \end{cases} \quad (3)$$

定义 2 给定经验可信解 $x^* \in D$, 若在 D 中不存在经验可信解 x 使得 $x < x^*$, 则称 x^* 是 MOPCP 的经验 Pareto 最优解。

1.2 概率估计

机会约束概率估计法是借助候选解 x 的样本下限 M 、样本上限 T_n 及绝对误差幅度^[15] 自适应确定随机变量的样本大小,进而估计约束条件中概率函数的值。算法描述如下:

算法 1 机会约束概率估计法。

步骤 1 输入参数: 候选解 $x \in D$, 样本大小 T_n, M, m , 置信水平 β_j , 参数 J, δ 。

步骤 2 置 $j \leftarrow 1$ 。

步骤 3 置 $s \leftarrow M(m+1)$, 依据样本大小 s , 经由式(2)计算第 j 个机会约束函数的概率估计值 $\hat{p}_j(x)$ 。

步骤 4 计算 $p_j(x)$ 与 $\hat{p}_j(x)$ 的绝对误差幅度:

$$\Delta_j(\mathbf{x}) = u_{1-(1-\delta)/2} \sqrt{\hat{p}_j(\mathbf{x})(1-\hat{p}_j(\mathbf{x}))} / s \quad (4)$$

步骤 5 若 $s > T_n$ 或 $|\hat{p}_j(\mathbf{x}) - \beta_j| > \Delta_j(\mathbf{x})$, 转步骤 6; 否则, 通过随机采样获取 ξ , 计算 $G_j(\mathbf{x}, \xi)$, 依据式(5)更新 $\hat{p}_j(\mathbf{x})$:

$$\hat{p}_j(\mathbf{x}) \leftarrow (s\hat{p}_j(\mathbf{x}) + I\{G_j(\mathbf{x}, \xi) \leq 0\}) / (s + 1) \quad (5)$$

置 $s \leftarrow s + 1$, 转步骤 4。

步骤 6 置 $j \leftarrow j + 1$, 若 $j \leq J$, 则转步骤 3; 否则, 依据式(1)计算并输出 \mathbf{x} 的经验约束违背量。

注: $u_{1-(1-\delta)/2}$ 表示标准正态分布的 $1 - (1 - \delta)/2$ 分位数, $\delta \in (0, 1)$ 为 B 细胞 \mathbf{x} 的可信性判定参数。

算法 1 的算法设计中, T_n 和 M 为指定给随机变量的上下限样本大小, $M \leq T_n$; T_n 与当前时刻 n 有关。算法的计算复杂度由步骤 4、步骤 5 决定, 且在最坏情形下, 计算复杂度为 $O(JT_n + K + L)$ 。在算法初期, 候选解 \mathbf{x} 的采样规模 s 较小, 计算效率高, 此有助于快速确定经验可信区域; 随着 s 的增大, \mathbf{x} 是否为经验可信解能得到有效辨析。

目标值估计法是借助经验可信解 \mathbf{x} 的样本下限 m 和上限 M_n 自适应确定采样大小, 且通过加权方式估计目标值, 算法描述如下:

算法 2 目标值估计法。

步骤 1 输入参数: 经验可信解 \mathbf{x} , 样本大小 M_n , m , 置信水平 α_i , 参数 I 。

步骤 2 置 $i \leftarrow 1$ 。

步骤 3 置 $s \leftarrow m$ 。

步骤 4 依据 m 和 s , 估计第 i 个子目标 $f_i(\mathbf{x})$

的估计值 $\hat{f}_i^s(\mathbf{x})$ 。

$$\hat{f}_i^s(\mathbf{x}) = \hat{f}_i(\mathbf{x}, \xi^v) + \alpha_i (\hat{f}_i(\mathbf{x}, \xi^{v+1}) - \hat{f}_i(\mathbf{x}, \xi^v)) \quad (6)$$

式中: v 在 $\alpha_i > 0.5$ 时取 $\lfloor \alpha_i s \rfloor$, 反之取 $\lceil \alpha_i s \rceil$; $\hat{f}_i(\mathbf{x}, \xi^v)$ 为函数 $f_i(\mathbf{x}, \xi)$ 在样本大小 s 下的观测值升幂排列后的第 v 位置的值。

步骤 5 若 $s = m$, 则 $\hat{f}_i(\mathbf{x}) = \hat{f}_i^s(\mathbf{x})$; 否则 $\hat{f}_i(\mathbf{x})$ 依据式(7)更新:

$$\hat{f}_i(\mathbf{x}) = \frac{s-m}{s-m+2} \hat{f}_i(\mathbf{x}) + \frac{2}{s-m+2} \hat{f}_i^s(\mathbf{x}) \quad (7)$$

步骤 6 置 $s \leftarrow s + 1$; 若 $s \leq M_n$, 转步骤 4; 否则, 转步骤 7。

步骤 7 置 $i \leftarrow i + 1$, 若 $i \leq I$, 则转步骤 3; 否则, 输出 $\hat{f}(\mathbf{x})$ 的估计值。

算法 2 中, 步骤 4 的计算复杂度为 $O(s^3)$ 。结合 $s \leq M_n$ 可知, 该算法的计算复杂度为 $O(IM_n^3)$ 。

在迭代初期, 经验可信解 \mathbf{x} 的样本大小小, 搜索速度快; 随着迭代次数 n 的增加, \mathbf{x} 的目标估计值越逼近理论目标值。

2 危险理论与多目标免疫优化算法

2.1 危险理论

危险理论^[36]是 Matzinger 于 1994 年率先提出的免疫学理论, 其已突破传统的“自我-非自我”免疫应答的束缚。Matzinger 认为启动特异性免疫应答的关键是机体受损或非正常凋亡细胞释放的危险信号, 并非是所有非自我物质。也就是说, 当机体受损细胞或非正常凋亡细胞释放危险信号且抗原呈递细胞 (APC) 被激活后, 免疫系统才进行特异性免疫应答, 但对机体无害的非自我物质不作应答。具体而言, 当机体的细胞因外来病毒物质而受损或者发生非正常凋亡时, 免疫系统向辅助性 T 细胞释放信号 1, 传达危害程度信息; APC 邻近细胞依据其健康状况释放信号 0 来激活 APC; APC 被激活后向辅助性 T 细胞传递信号 2, 促使辅助性 T 细胞完全激活并产生淋巴因子, 致使特异性免疫应答启动。从细胞感染角度, 可将机体细胞分为已感染、易感染和未感染细胞; 一旦有免疫细胞受到感染, 免疫系统启动免疫应答并清除已感染细胞。

2.2 算法设计

鉴于 MOPCP 包含多个性能指标以及目标函数和约束条件存在随机变量, 借助危险理论应答模式, 设计算法 MOIOA 进行求解, 如图 1 所示。

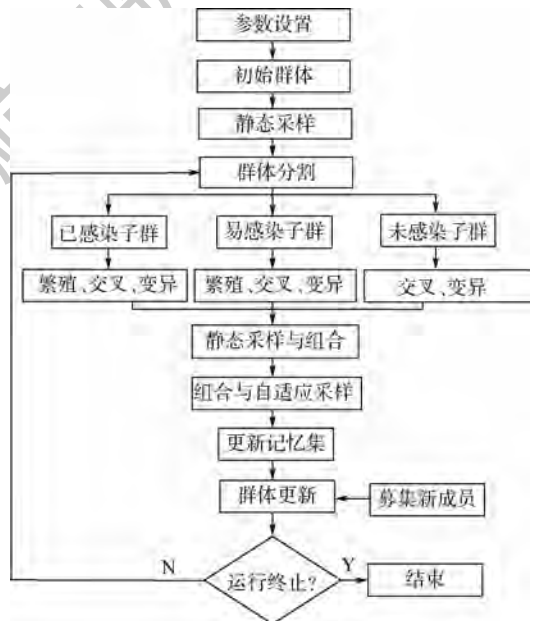


图 1 MOIOA 的流程

Fig. 1 Flowchart of MOIOA

图中,静态采样的作用是在随机变量的样本大小已知下,借助 MC 随机模拟,初步计算所有个体的经验约束违背量,同时估计经验可信个体的目标向量值。进一步,利用危险理论隐含的机理,将进化群体划分为已感染、易感染和未感染子群,其依次保存经验可信非支配个体、经验可信受支配个体和经验非可信个体。已感染、易感染子群经由繁殖、交叉和变异产生新个体,并借助静态采样将经验可信个体送入进化群,进而利用算法 1 重新评估群体中的个体是否是经验可信的,然后利用算法 2 估计个体的目标值。接着,利用群体中经验可信非支配个体更新记忆集;最后,借助记忆集和随机生成的个体更新进化群体。

为便于算法描述,将 MOPCP 视为危险信号,候选解被视为 B 细胞,获得的经验可信且是非支配的 B 细胞被视为记忆细胞。MOIOA 描述如下:

算法 3 多目标免疫优化算法。

步骤 1 输入参数:群体规模 N ,初始样本大小 m 和 M ($m \leq M$),交叉概率 p_c ,记忆规模 m_0 ($N \leq m_0$),最大迭代数 G_{\max} ,参数 η_m, λ 。

步骤 2 置 $n \leftarrow 1$,记忆集 $M_{\text{set}} \leftarrow \emptyset$;随机产生规模为 N 的初始 B 细胞群 $A = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}$, $M_{\text{set}} \leftarrow A$ 。

步骤 3 $T_n \leftarrow M(m+1)((1+n)^{1/2}+1)$, $M_n \leftarrow (m+M+1)(1+e-e^{n/G_{\max}})$;经由算法 1 计算群体 A 中每个 B 细胞的经验约束违背量 $\Gamma(x)$;经由算法 2 估计 A 中经验可信 B 细胞 x 的经验目标函数值 $\hat{f}(x) = (\hat{f}_1(x), \hat{f}_2(x), \dots, \hat{f}_l(x))$ 。

步骤 4 A 中经验可信非支配 B 细胞构成已感染子群 B_1 ,经验可信受支配 B 细胞构成易感染子群 B_2 ,经验非可信 B 细胞构成未感染子群 B_3 。

步骤 5 B_1 中各 B 细胞繁殖 3 个克隆, B_2 中各 B 细胞繁殖 2 个克隆。

步骤 6 B_1, B_2, B_3 中 B 细胞的变异概率如下:

$$p(x) = \begin{cases} 1 - \frac{n}{G_{\max}}(1 - 1/p) & x \in B_1 \\ 1 - \left(\frac{n}{G_{\max}}\right)^2(1 - 1/p) & x \in B_2 \\ 1 - \left(\frac{n}{G_{\max}}\right)^3(1 - 1/p) \cdot \left[1 - \exp\left(\frac{\Gamma(x) - \bar{g}_{\max}}{\bar{g}_{\max} - \bar{g}_{\min}}\right)\right] & \text{其他} \end{cases} \quad (8)$$

式中: p 为决策向量的维数; \bar{g}_{\max} 和 \bar{g}_{\min} 分别表示 B_3

中 B 细胞的最大、最小约束违背量。

步骤 7 B_1, B_2 中克隆 x_i 分别与 M_{set}, B_1 中随机选取的 B 细胞,及 B_3 中 B 细胞 x_i 与 $B_1 \cup B_2$ 中随机选取的 B 细胞,均执行熟知的二进制交叉 (SBX)。 x_i 经 SBX 获得 x'_i ;若 x'_i 的分量 x'_{ij} 越界,则执行如下越界处理:

$$x'_{ij} = \begin{cases} a_j + (x_{ij} - a_j)(1 - 2u) & u < 0.5 \\ x_{ij} + (b_j - x_{ij})(2 - 2u) & \text{其他} \end{cases} \quad (9)$$

式中: x_{ij} 为 x_i 的第 j 个分量; u 服从 $[0, 1]$ 上的均匀分布。进一步, B_1, B_2 中 B 细胞生成的 x'_i 依据变异概率 $p(x_i)$ 执行分布指数为 $\eta_m \sqrt{n/G_{\max}} + 1$ 的多项式变异; B_3 中 B 细胞生成的 x'_i 依据 $p(x_i)$ 执行如下变异^[37]:

$$x''_{ij} = x'_{ij} + (b_j - a_j) \cdot U(-1, 1) \quad (10)$$

x'_i 经变异获得 x''_i 。若 x''_i 的分量越界,则执行以上越界处理。经 SBX、多项式变异获得 B_1, B_2 和 B_3 对应的子群 B'_1, B'_2 和 B'_3 。

步骤 8 依据 T_1, M_1 及步骤 3,评价 B'_1, B'_2 和 B'_3 中 B 细胞。

步骤 9 依据步骤 4,将群体 $B'_1 \cup B'_2 \cup B'_3$ 划分为已感染子群 B''_1 、易感染子群 B''_2 和未感染子群 B''_3 。

步骤 10 依据 T_n, M_n 和步骤 3,评价 A 和 B''_1 中所有 B 细胞;将 $A \cup B''_1$ 中经验非可信 B 细胞加入 B''_3 中。

步骤 11 将 $A \cup B''_1$ 中经验可信非支配 B 细胞加入 M_{set} 中,并仅保留非支配的 B 细胞。

步骤 12 若 $|M_{\text{set}}| > m_0$,则基于快速非支配排序法和传统拥挤距离法^[38]仅保留 M_{set} 中 m_0 个优质 B 细胞。

步骤 13 若 $|M_{\text{set}}| \geq (1 - \lambda)N$,则基于二人联赛选择和拥挤距离法,从 M_{set} 中随机选取 $(1 - \lambda)N$ 个相异的 B 细胞与 λN 个随机生成的 B 细胞组合成规模为 N 的新群体 A ;反之,若 $|B_3 \cup B''_3| + |M_{\text{set}}| \geq (1 - \lambda)N$,则基于约束违背量和二人联赛选择,将 M_{set} 中记忆细胞、 $B_3 \cup B''_3$ 中随机选取的 $(1 - \lambda)N - |M_{\text{set}}|$ 个相异的 B 细胞以及 λN 个随机生成的 B 细胞组合成群体 A ;否则,将 M_{set} 中 B 细胞与 $N - |M_{\text{set}}|$ 个随机生成的 B 细胞组合成群体 A 。

步骤 14 若满足终止条件,则结束,输出 M_{set} 中记忆细胞;否则,置 $n \leftarrow n + 1$,转步骤 4。

以上算法设计中,步骤 4、步骤 5 将进化种群划分为子群,目的在于使不同质量 B 细胞的

繁殖数不同且有区别地参与进化;步骤6、步骤7通过二进制交叉获取多样性较好的B细胞且借助自适应突变概率开采高质量的个体。步骤11搜集进化中产生的优质B细胞,并通过步骤12仅保留分布及多样性均较好的记忆细胞。步骤13经由记忆细胞和随机生成的新B细胞产生下一代进化种群。

2.3 计算复杂度

经由算法3的算法描述,MOIOA的计算复杂度由步骤5~步骤8及步骤10~步骤12确定。步骤5~步骤7中B细胞的克隆执行繁殖、交叉和变异,计算复杂度为 $O(pN)$;步骤8及步骤10~步骤12的计算复杂度依次为 $O(N(IM^3 + JT_1 + K + L))$ 、 $O(N(IM_n^3 + JT_n + K + L))$ 、 $O((4N + m_0)^2)$ 及 $O(I(4N + m_0)^2)$ 。概括起来,MOIOA在最坏情形下的计算复杂度为

$$O_n = O(pN) + O(N(IM^3 + JT_1 + K + L)) + O(N(IM_n^3 + JT_n + K + L)) + O((4N + m_0)^2) + O(I(4N + m_0)^2) = O(N(IM_n^3 + JT_n + K + L + p + IN + Im_0) + m_0^2) \quad (11)$$

经由以上分析获知,MOIOA的计算复杂度由 N 、 I 、 J 、 K 、 L 、 p 、 m_0 、 M_n 和 T_n 确定,其主要依赖于 M_n 和 T_n 。由于 M_n 和 T_n 随着迭代次数的增加逐渐增大,所以该算法的群体规模 N 被限定取较小的值。

3 评价准则与数值实验

3.1 评价准则

为测试MOIOA的搜索性能,在此引用如下3种评价准则^[14,33]。设算法 A' 和 A'' 求解MOPCP获得的经验可信非支配解集依次为 X 和 Y 。

1) 覆盖率CR。CR用于度量解集 X 和 Y 的优劣关系,其定义如下:

$$CR(A', A'') = \frac{|\{y \in Y \mid \exists x \in X, s. t. x < y\}|}{|Y|} \quad (12)$$

此表明, $0 \leq CR(A', A'') \leq 1$;如果 $CR(A', A'') > CR(A'', A')$,则算法 A' 获得的解质量优于算法 A'' 的解质量,即 $CR(A', A'')$ 越大,算法 A' 获得的解质量越好。

2) 覆盖密度CD。CD用于度量解集 X 的分布性,其设计如下:

$$CD = \sqrt{\frac{1}{|X| - 1} \sum_{1 \leq i \leq |X|} (d_i - \bar{d})^2} \quad (13)$$

式中: $d_i = \min\{\|\hat{f}(x_i) - \hat{f}(x_j)\|_1, x_i, x_j \in X, 1 \leq i, j \leq |X| \wedge i \neq j\}$, $\bar{d} = \frac{1}{|X|} \sum_{i=1}^{|X|} d_i$ 。

此表明, $0 \leq CD \leq 1$;若CD越小,则 X 的分布越均匀,反之越分散。

3) 覆盖范围CS。CS用于度量解集 X 在目标空间中覆盖的宽度,其设计如下:

$$CS = \max\{\|\hat{f}(x_i) - \hat{f}(x_j)\|_1, x_i, x_j \in X, 1 \leq i, j \leq |X|\} \quad (14)$$

此表明,若CS越大,则 X 的覆盖范围越宽。

3.2 数值实验

在Windows 7、配置为CPU/3.50 GHz、RAM/4.00 GB的Visual C++环境下展开数值实验。选取7种具有代表性的多目标优化算法AgMOPSO^[39]、MOEA/DD^[40]、CMIGA^[41]、NNIA^[27]、MOPSO^[42]、NSGA-II^[38]和SPEA-II^[43]参与比较。由于NNIA与SPEA-II属于非约束多目标优化算法,因此在本文中,它们利用约束支配准则^[38]执行个体选择。测试算例包括2个理论测试问题和2个工程优化问题。算法的最大迭代次数均设置为300。经由算法调试以及兼顾效率和效果等因素,参与比较的算法的个体样本大小设置为300^[44],其他参数的设置可参见相应的文献。为避免随机变量对算法的搜索效果的评判的影响,各算法对每个测试问题均独立运行100次,获得的解集被用于比较分析,得到的解均在样本大小 10^4 下重新评价,目的在于力求获得解的理论目标值和约束违背量。

MOIOA主要含5个可调参数,即 M 、 N 、 δ 、 η_m 和 λ 。 M 为机会约束中随机变量的样本大小下界,取值在5~10之间。另外,若群体规模 N 偏小,算法所获解的质量偏低;若偏大,则解的质量高,但算法的效率低; N 在记忆规模 m_0 的2/10~3/10之间取值。 δ 为第2节中算法1的可信性判定参数,取值大于或等于0.99。 η_m 为变异幅度调控参数;若 η_m 偏大,则算法易陷入局部搜索;若偏小,则算法的局部搜索能力弱; η_m 取值在20~25之间。 λ 为募集新成员的比例,取值一般在0.05~0.08之间^[45-46]。经算法调试后,MOIOA的参数设置为 $N = 10$, $m = 2$, $M = 10$, $\delta = 0.99$, $p_c = 0.9$, $\eta_c = 20$, $\eta_m = 23$, $\lambda = 0.1$, $m_0 = 50$ 。

3.2.1 性能测试与分析

问题1 TNK问题。

$$\begin{aligned} & \min [\bar{f}_1(\mathbf{x}), \bar{f}_2(\mathbf{x})] \\ & \text{s. t.} \\ & \left\{ \begin{aligned} & \Pr\{x_1 + \varpi_1 \leq \bar{f}_1(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ & \Pr\{x_2 + \varpi_2 \leq \bar{f}_2(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ & \Pr\{-x_1^2 - x_2^2 + 1 + 0.1 \cos \theta + \varpi_3 \leq 0\} \geq \alpha \\ & \Pr\{(x_1 - 0.5)^2 + (x_2 - 0.5)^2 - \\ & \quad 0.5 + \varpi_4 \leq 0\} \geq \alpha \\ & \theta = 16 \arctan(x_1/x_2) \quad 0 \leq x_1, x_2 \leq \pi \\ & \varpi_i = \xi_i - \mu - \sigma \Phi^{-1}(\alpha) \\ & \xi_i \sim N(\mu, \sigma^2), 1 \leq i \leq 4, \mu = 0, \sigma = 0.1 \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

式中: ϖ_1 、 ϖ_2 、 ϖ_3 、 ϖ_4 、 ξ_i 为随机变量; x_1 、 x_2 为决策向量 \mathbf{x} 的分量; $N(\mu, \sigma^2)$ 为正态分布; $\Phi^{-1}(\alpha)$ 为正态分布函数的反函数; μ 、 σ 和 α 分别为均值、标准差和置信水平。

问题 1 经由 TNK^[47] 扩展获之。TNK 的目标函数的取值范围小, 约束函数是非线性的, 非支配面是分段连续的。取 $\alpha = 0.9$ 。在 3.1 节的评价指标下, 各算法获得的统计结果如表 1 所示, 表中: IAE、FR 和 AR 分别为平均约束违背量、可信解所占比例的均值和平均执行时间。各执行一次获得的非支配面和箱线图如图 2 所示, 其中, 图 2(a)~2(d) 为理论非支配面 PF_{true} 和 2 个算法获得的非支配面, 图 2(e)~2(f) 为 CD 和 CS 值的箱线图。

经由表 1 的 IAE、FR 可知, 以上 8 种算法均可找到可信解且平均约束违背量较小, 其中 MOIOA 的平均约束违背量最小, 获得可信解的概率最高(80.21%)。这些算法均能处理以上问题的约束条件, 但 MOIOA 的约束处理能力最强, 原因在于: ① MOIOA 利用自适应采样策略处理约束条件, 这不仅能提高搜索效率, 而且能使优质个体获得的样本大小较大, 差的个体获得的样本大小较小; ② 参与比较的算法均采用静态采样方法处理优化问题的随机因素, 同时一个较大的样本大

小(300)能使个体的评价值接近理论值。由 CD、CS 的均值可知, 各算法的覆盖密度、覆盖范围的均值之间的差值较小, 说明以上算法获得的解分布的差异性较小。由表 1 中 CR 均值可知, 以上算法获得的解质量视乎没有明显差异, 但由平均约束违背量指标 IAE 可知, MOIOA 具有一定的优势。进一步, 由图 2(f) 可知, NNIA、NSGA-II、SPEA-II 的 CS 箱线图出现异常值, 且异常值较小, 因此它们获取的部分解属于局部最优解。

此外, 经由 AR 的均值可知, MOIOA 的执行效率具有明显优势, 且至少是 MOEA/DD、MOPSO、NSGA-II、SPEA-II 的 6 倍, NNIA 的 8 倍, CMIGA 的 8 倍, 以及是 AgMOPSO 的 15 倍。

问题 2 BNH 问题。

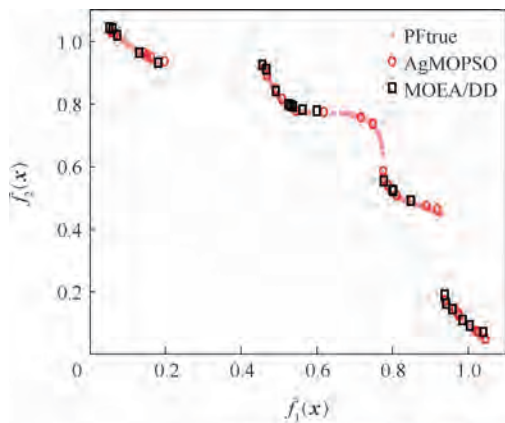
$$\begin{aligned} & \min [\bar{f}_1(\mathbf{x}), \bar{f}_2(\mathbf{x})] \\ & \text{s. t.} \\ & \left\{ \begin{aligned} & \Pr\{4x_1^2 + 4x_2^2 + \varpi_1 \leq \bar{f}_1(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ & \Pr\{(x_1 - 5)^2 + (x_2 - 5)^2 + \varpi_2 \leq \bar{f}_2(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ & \Pr\{(x_1 - 5)^2 + x_2^2 - 25 + \varpi_3 \leq 0\} \geq \alpha \\ & \Pr\{7.7 - (x_1 - 8)^2 - (x_2 + 3)^2 + \\ & \quad \varpi_4 \leq 0\} \geq \alpha \quad -15 \leq x_1, x_2 \leq 30 \\ & \varpi_i = \xi_i - \mu - \sigma \Phi^{-1}(\alpha) \\ & \xi_i \sim N(\mu, \sigma^2), 1 \leq i \leq 4, \mu = 0, \sigma = 1 \end{aligned} \right. \end{aligned}$$

此问题是经扩展 BNH 问题^[47] 而获之, 其可信解存在的区域是非凸的, 部分 Pareto 最优解位于此区域的边界上。加之, 随机变量影响概率约束函数的概率估计和优质解的辨析, 求解难度较大。取置信水平 $\alpha = 0.9$ 。依据以上评价准则, 各算法获得的统计结果和平均运行时间如表 2 所示, 箱线图和一次运行得到的非支配面如图 3 所示。

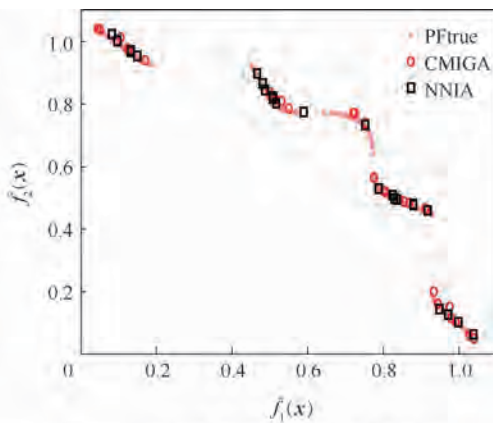
表 1 不同算法在 $\alpha = 0.9$ 下求解问题 1 获得的统计结果比较

Table 1 Comparison of statistical results of different algorithms for Problem 1 with $\alpha = 0.9$

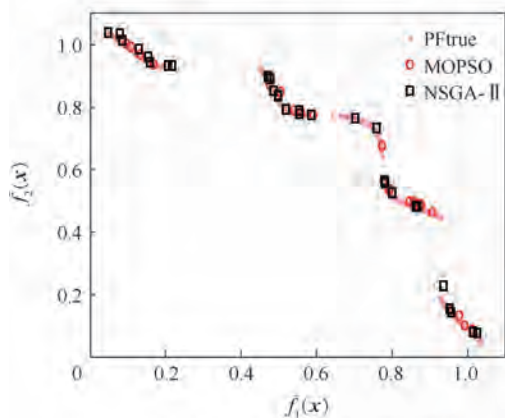
算法	CR 均值/%								CD 均值	CS 均值	IAE 均值/ 10 ⁻³	FR 均值/ %	AR 均值/ s
	AgMOPSO	MOEA/DD	CMIGA	NNIA	MOPSO	NSGA-II	SPEA-II	MOIOA					
AgMOPSO	0	14.69	16.47	14.29	20.49	15.67	15.89	18.68	0.031	1.94	5.59	63.32	19.82
MOEA/DD	14.99	0	16.73	14.44	20.61	14.38	15.72	18.14	0.031	1.94	4.05	69.34	9.24
CMIGA	16.10	17.18	0	15.66	21.02	15.60	15.60	20.69	0.027	1.96	3.98	70.83	15.02
NNIA	13.27	14.13	15.40	0	19.83	13.56	12.77	17.61	0.032	1.82	5.82	59.50	11.13
MOPSO	12.64	13.92	14.11	12.69	0	13.28	12.49	17.57	0.026	1.91	3.90	71.96	8.63
NSGA-II	14.21	15.41	15.89	14.81	21.20	0	14.27	19.68	0.031	1.95	4.82	64.73	8.73
SPEA-II	13.86	14.78	16.55	14.71	20.38	14.11	0	20.00	0.027	1.89	4.03	68.73	9.38
MOIOA	14.46	14.78	15.29	12.05	20.35	13.44	14.24	0	0.021	1.94	2.33	80.21	1.22



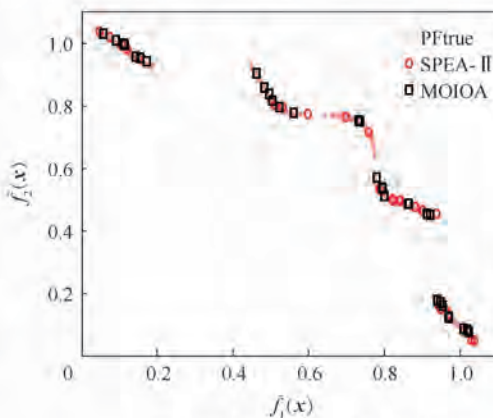
(a) AgMOPSO和MOEA/DD的非支配面



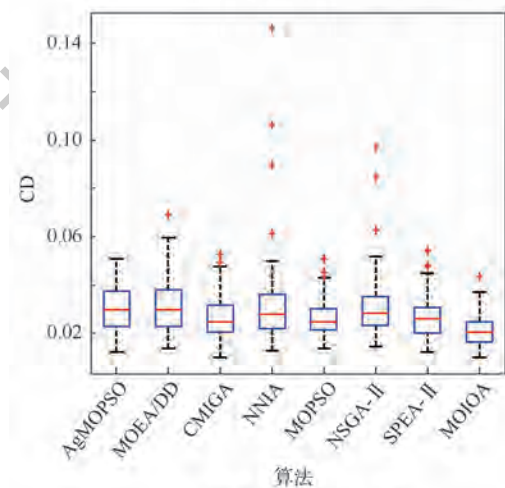
(b) CMIGA和NNIA的非支配面



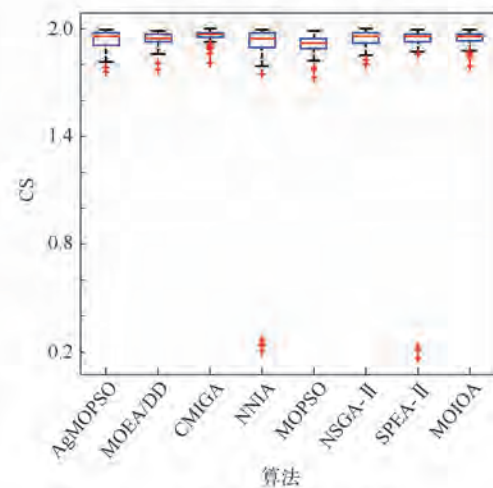
(c) MOPSO和NSGA-II的非支配面



(d) SPEA-II和MOIOA的非支配面



(e) CD值的箱线图($\alpha=0.9$)



(f) CS值的箱线图($\alpha=0.9$)

图2 问题1的非支配面比较与CD、CS值的箱线图比较

Fig.2 Comparison of Pareto fronts and comparison of box plots on CD and CS for Problem 1

经由表2的IAE、FR均值可知,MOIOA和参与比较的算法均能高概率地找到可信解,且平均约束违背量均小,此表明以上算法都能处理该问题的约束条件。由CR的均值可知,AgMOPSO的平均覆盖率最高,NNIA和MOIOA次之,而SPEA-II获得的解最差。由CD、CS的均值及图3(e)~3(f)可知,AgMOPSO、CMIGA、NNIA、NSGA-II、MOIOA获得的解分布较好且覆盖范围较宽,

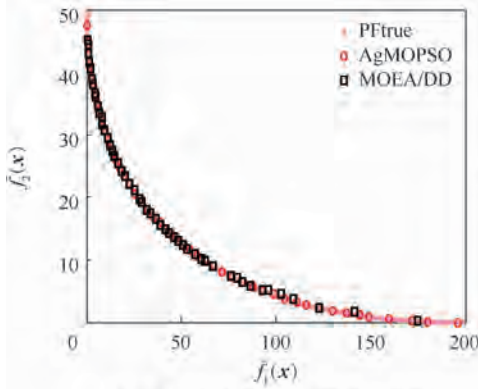
SPEA-II次之。由图3(a)~3(d)可知,各算法均能稳定地获得近似最优解。总之,所有算法均能以较高概率发现可信解,但它们的性能有明显差异。综合解质量、解分布和算法产生的约束违背量,MOIOA具有一定的优势,而SPEA-II求解以上问题的能力较弱。

此外,经由AR的均值可知,MOIOA的执行效率有明显优势且至少是参与比较的算法的

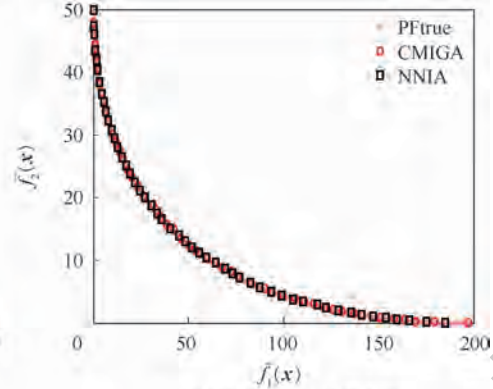
表 2 不同算法在 $\alpha=0.9$ 下求解问题 2 获得的统计结果比较

Table 2 Comparison of statistical results of different algorithms for Problem 2 with $\alpha=0.9$

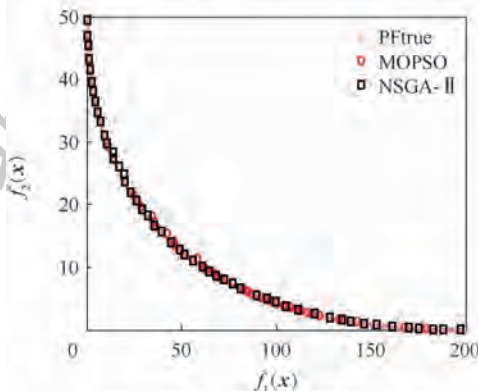
算法	CR 均值/%								CD 均值	CS 均值	IAE 均值/ 10^{-5}	FR 均值/ %	AR 均值/ s
	AgMOPSO	MOEA/DD	CMIGA	NNIA	MOPSO	NSGA-II	SPEA-II	MOIOA					
AgMOPSO	0	11.77	12.99	9.09	12.89	13.01	24.37	9.07	1.92	241.73	0.39	99.96	20.31
MOEA/DD	3.51	0	10.94	7.08	11.51	11.22	21.44	7.01	4.60	206.70	0.33	99.98	11.35
CMIGA	4.85	10.22	0	7.55	10.27	10.69	21.01	7.17	1.86	237.76	0.48	99.98	17.44
NNIA	4.87	10.97	11.22	0	10.85	11.08	21.79	7.62	1.86	241.21	0.84	99.94	12.36
MOPSO	2.76	9.37	8.63	5.80	0	9.09	17.09	5.76	3.30	192.67	0.30	99.96	11.24
NSGA-II	4.49	9.59	9.94	7.39	10.17	0	19.38	7.94	1.91	241.74	0.38	99.96	11.19
SPEA-II	2.66	8.07	7.14	4.73	7.93	7.83	0	4.78	2.93	234.86	0.55	99.98	11.30
MOIOA	4.89	10.75	11.30	7.96	11.02	11.40	22.35	0	1.79	239.55	0	100	1.80



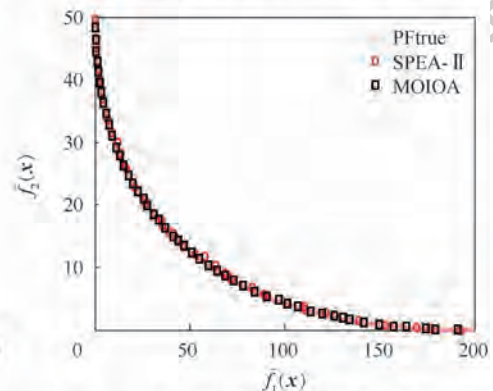
(a) AgMOPSO和MOEA/DD的非支配面



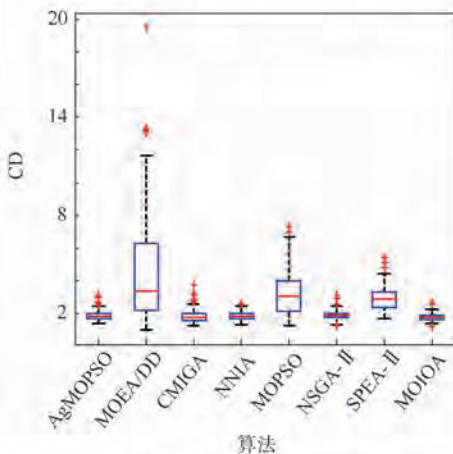
(b) CMIGA和NNIA的非支配面



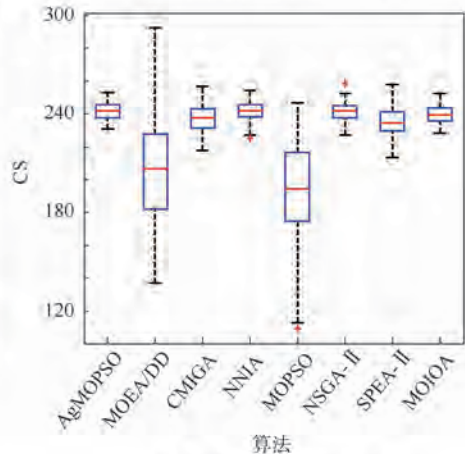
(c) MOPSO和NSGA-II的非支配面



(d) SPEA-II和MOIOA的非支配面



(e) CD值的箱线图($\alpha=0.9$)



(f) CS值的箱线图($\alpha=0.9$)

图 3 问题 2 的非支配面比较与 CD、CS 值的箱线图比较

Fig. 3 Comparison of Pareto fronts and comparison of box plots on CD and CS for Problem 2

5倍;MOEA/DD、MOPSO、NSGA-II和SPEA-II的效率相近且略高于NNIA和CMIGA的效率;Ag-MOPSO的求解所需时间最长。

3.2.2 工程应用

问题3 盘式制动器设计问题。

$$\min [\bar{f}_1(\mathbf{x}), \bar{f}_2(\mathbf{x})]$$

s. t.

$$\left\{ \begin{array}{l} \Pr\{4.9 \times 10^{-5}(x_2^2 - x_1^2)(x_4 - 1) + \xi_1 \leq \bar{f}_1(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ \Pr\{9.82 \times 10^6 [x_3 x_4 \tau(\mathbf{x})]^{-1} + \xi_2 \leq \bar{f}_2(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ \Pr\{20 + x_1 - x_2 + \xi_3 \leq 0\} \geq \alpha \\ \Pr\{2.5(x_4 + 1) - 30 + \xi_4 \leq 0\} \geq \alpha \\ \Pr\left\{\frac{x_3}{3.14(x_2^2 - x_1^2)} - 0.4 + \xi_5 \leq 0\right\} \geq \alpha \\ \Pr\left\{\frac{2.22 \times 10^{-3} x_3 (x_2^3 - x_1^3)}{(x_2^2 - x_1^2)^2} - 1 + \xi_6 \leq 0\right\} \geq \alpha \\ \Pr\{900 - 2.66 \times 10^{-2} x_3 x_4 \tau(\mathbf{x}) + \xi_7 \leq 0\} \geq \alpha \\ \tau(\mathbf{x}) = (x_2^3 - x_1^3)(x_2^2 - x_1^2)^{-1} \\ 55 \leq x_1 \leq 80, 75 \leq x_2 \leq 110, \\ 1000 \leq x_3 \leq 3000, 2 \leq x_4 \leq 20, \\ \xi_i \sim N(0, 1), 1 \leq i \leq 7 \end{array} \right.$$

该问题经扩展盘式制动器设计问题^[48]而获之,其包含4个决策变量(内径、外径、啮合作用力、摩擦表面的个数),5个机会约束函数,目标函数是制动时间、盘式制动器的质量函数。由于此问题的目标函数、约束函数均是高度非线性的,各决策变量的取值范围较大,因此在噪声环境下求解的难度极大。取置信水平 $\alpha = 0.6$ 。各算法获得的统计结果和平均运行时间如表3所示,得到的箱线图和1次运行生成的非支配面如下图4所示,图4(a)~4(d)为MOIOA和比较算法获得的非支配面,图4(e)~4(f)为CD和CS值的箱线图。

经由表3的IAE、FR均值可知,各算法均能高

概率找到可信解,其中CMIGA和MOIOA的平均约束违背量较小。由CR的均值可知,CMIGA平均覆盖率高,MOIOA和MOEA/DD次之。经由CD、CS和图4,以上算法获得的解的覆盖宽度与分布没有明显差异;相对而言,CMIGA的解分布相对较差且出现部分解明显偏离Pareto面。由AR均值获知,MOIOA的搜索效率最高,其是MOEA/DD、MOPSO、NSGA-II、SPEA-II的3.7倍以上;NNIA的运行速度较慢,但快于CMIGA;Ag-MOPSO的搜索效率最低。

问题4 焊接梁设计问题。

$$\min [\bar{f}_1(\mathbf{x}), \bar{f}_2(\mathbf{x})]$$

s. t.

$$\left\{ \begin{array}{l} \Pr\{1.10471h^2l + 0.0481tb(14.0 + t) + \xi_1 \leq \bar{f}_1(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ \Pr\{2.1952/(t^3b) + \xi_2 \leq \bar{f}_2(\mathbf{x})\} \geq \alpha \\ \Pr\{\tau(\mathbf{x}) - 13600 + \xi_3 \leq 0\} \geq \alpha \\ \Pr\{\sigma(\mathbf{x}) - 30000 + \xi_4 \leq 0\} \geq \alpha \\ \Pr\{h - b + \xi_5 \leq 0\} \geq \alpha \\ \Pr\{6000 - P_c(\mathbf{x}) + \xi_6 \leq 0\} \geq \alpha \\ \mathbf{x} = (h, b, l, t) \\ 0.125 \leq h, b \leq 5.0, \\ 0.1 \leq l, t \leq 10.0, \xi_2 \sim N(0, 0.01), \\ \xi_i \sim N(0, 1), i = 1, 3, 4, 5, 6 \end{array} \right.$$

式中:焊缝长度 l 、焊缝厚度 h 、梁的宽度 t 、梁的厚度 b 为决策变量; $P_c(\mathbf{x})$ 为梁的容许屈曲荷载,其表达式为

$$P_c(\mathbf{x}) = 64764.022(1 - 0.0282346t)tb^3$$

$$\tau(\mathbf{x}) = \sqrt{(\tau')^2 + (\tau'')^2 + \frac{l\tau'\tau''}{\sqrt{0.25(l^2 + (h+t)^2)}}$$

$$\tau'' = \frac{6000(14.0 + 0.5l)\sqrt{0.25(l^2 + (h+t)^2)}}{2[0.707hl((l^2/12) + 0.25(l^2 + (h+t)^2))]}$$

$$\tau' = \frac{6000}{\sqrt{2}hl}$$

$$\sigma(\mathbf{x}) = \frac{504000}{t^2b}$$

表3 不同算法在 $\alpha = 0.6$ 下求解问题3获得的统计结果比较

Table 3 Comparison of statistical results of different algorithms for Problem 3 with $\alpha = 0.6$

算法	CR 均值/%								CD 均值	CS 均值	IAE 均值/ 10 ⁻⁴	FR 均值/ %	AR 均值/ s
	AgMOPSO	MOEA/DD	CMIGA	NNIA	MOPSO	NSGA-II	SPEA-II	MOIOA					
AgMOPSO	0	15.61	8.54	18.39	34.82	18.91	21.89	17.39	0.32	13.22	6.61	96.07	26.04
MOEA/DD	24.41	0	9.39	21.02	40.11	21.33	25.70	21.82	0.37	11.26	4.50	97.46	12.20
CMIGA	39.40	30.80	0	34.64	58.93	35.43	41.33	33.28	0.46	13.54	1.70	98.80	20.26
NNIA	25.46	18.23	10.43	0	42.59	21.80	27.97	22.05	0.24	12.06	5.39	96.87	15.19
MOPSO	12.65	7.73	2.75	8.57	0	8.90	11.15	10.12	0.33	12.49	4.80	97.72	11.84
NSGA-II	25.38	17.63	9.61	21.25	41.64	0	26.49	21.43	0.29	12.25	4.65	97.28	11.68
SPEA-II	20.32	14.28	5.97	17.14	34.82	16.37	0	16.95	0.36	12.17	5.09	97.02	12.69
MOIOA	27.48	20.02	11.06	23.03	42.77	23.89	29.08	0	0.31	12.36	2.18	98.58	2.48

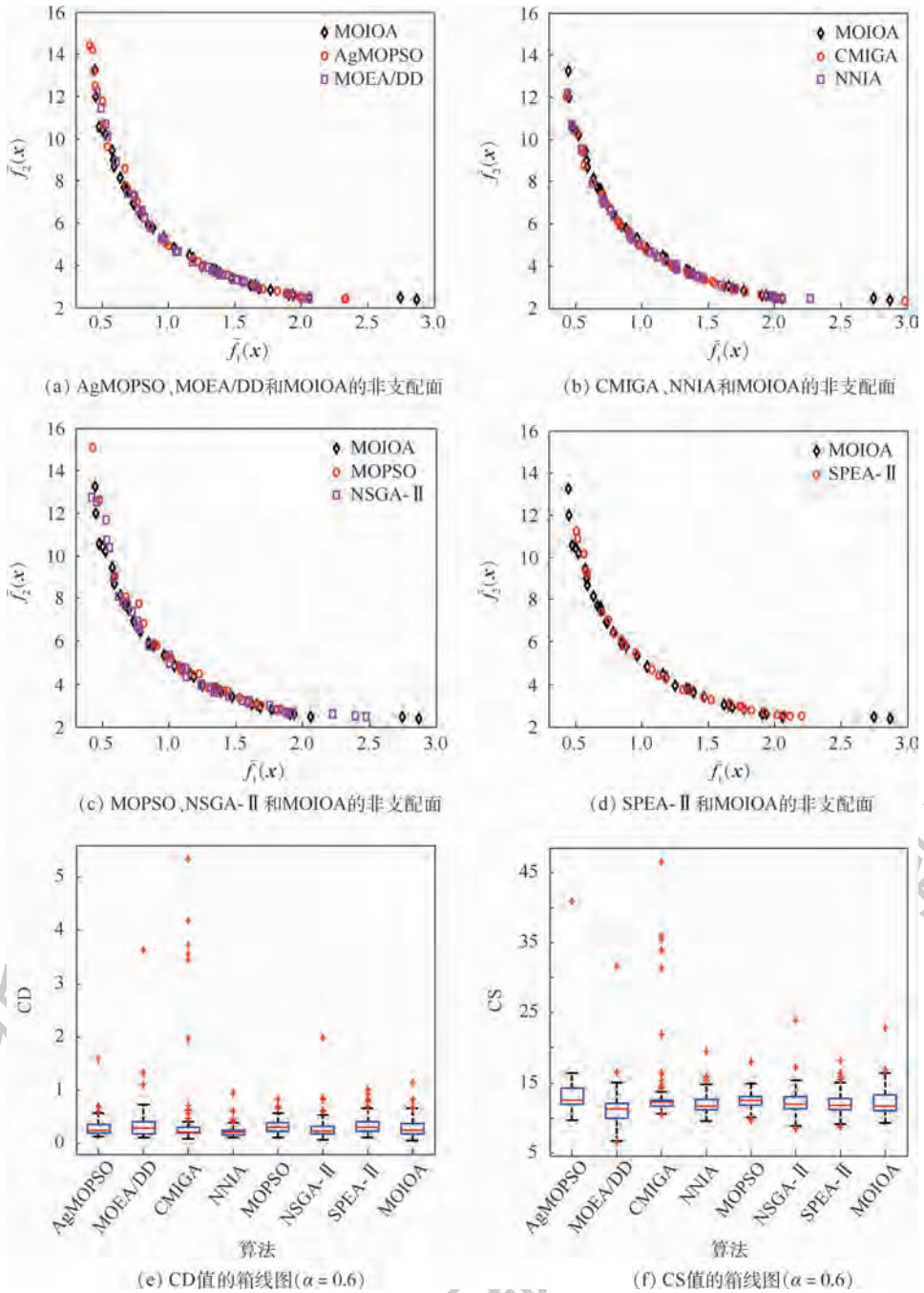


图 4 问题 3 的非支配面与 CD、CS 值的箱线图比较

Fig. 4 Comparison of Pareto fronts and comparison of box plots on CD and CS for Problem 3

此问题经扩展焊接梁设计问题^[48]而获之,其包含 4 个设计变量和 4 个非线性概率约束函数,且以建造费用、端梁的扰度为目标函数;加之第 2 个目标函数的取值较小,对噪声极其敏感,因此求解该问题较难。取置信水平 $\alpha = 0.9$ 。各算法获得的统计结果和平均运行时间如表 4 所示,算法获得的 CD、CS 值箱线图和一次运行产生的非支配面如图 5 所示。

经由表 4 的 IAE 和 FR 值可知,以上算法均能以高概率获得可信解;AgMOPSO 获得可信解的能力相对较弱。由 CR 均值得知,MOIOA 的平均覆盖

率远高于其他算法的平均覆盖率,CMIGA 次之。经 CD、CS 的均值及图 5 可知,各算法获得的解的分布相似;MOIOA 的解分布较宽。因此,MOIOA 获得的解分布较好、覆盖范围较宽且解的质量较好。由 AR 可知,MOIOA 具有较高的运算效率,且至少是参与比较的算法的 5 倍,MOEA/DD、MOPSO、NSGA-II、SPEA-II 次之,AgMOPSO 的效率最低。

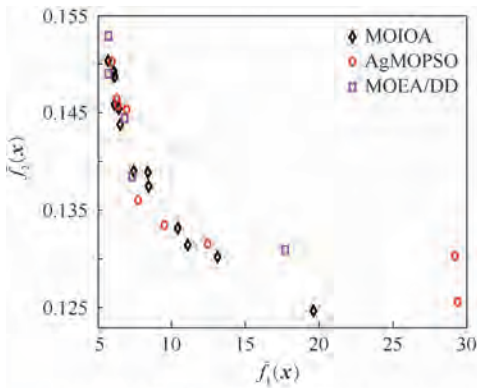
3.2.3 灵敏度分析

选取 TNK 测试问题检测 MOIOA 的搜索性能受参数设置的影响程度。该算法的主要参数包括 N 、 M 、 λ 、 p_c 、 η_m 及 δ 。给定 $\alpha = 0.1$; N 、 M 、 λ 、 p_c 、 η_m

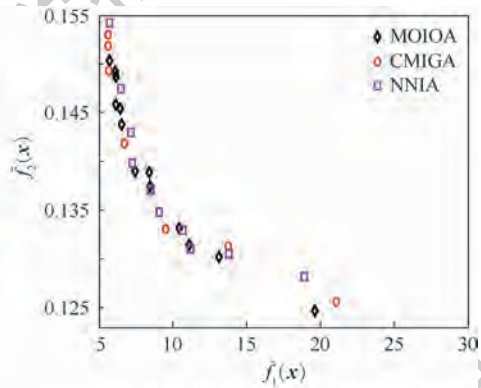
表4 不同算法在 $\alpha=0.9$ 下求解问题4获得的统计结果比较

Table 4 Comparison of statistical results of different algorithms for Problem 4 with $\alpha=0.9$

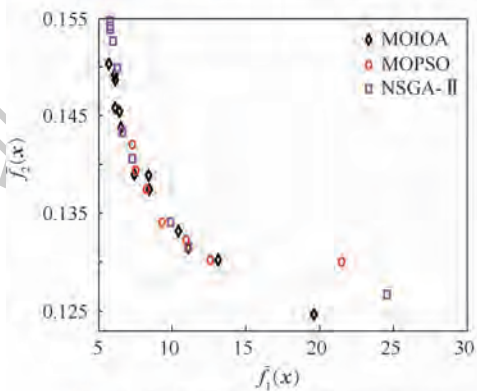
算法	CR 均值/%								CD 均值	CS 均值	IAE 均值/ 10^{-3}	FR 均值/ %	AR 均值/ s
	AgMOPSO	MOEA/DD	CMIGA	NNIA	MOPSO	NSGA-II	SPEA-II	MOIOA					
AgMOPSO	0	25.95	21.47	36.51	36.93	32.80	32.84	18.10	2.82	14.94	4.32	71.46	19.07
MOEA/DD	21.79	0	21.66	35.11	36.69	30.20	31.52	17.44	2.99	13.28	0.72	92.35	8.89
CMIGA	25.36	32.19	0	44.98	40.99	34.27	37.27	21.84	2.69	14.30	0.63	90.18	15.34
NNIA	13.89	22.31	13.93	0	23.90	20.88	20.60	10.41	1.50	8.51	1.13	89.42	10.69
MOPSO	11.42	16.62	11.97	27.90	0	22.47	22.90	11.81	1.85	9.33	1.38	86.03	8.83
NSGA-II	16.58	21.04	15.69	32.40	30.78	0	24.92	15.61	2.77	14.84	0.70	92.61	9.01
SPEA-II	16.00	20.58	18.07	34.25	32.22	28.31	0	15.07	1.66	10.70	0.94	90.15	9.68
MOIOA	29.50	36.62	30.45	49.04	45.93	41.06	40.74	0	3.78	20.12	0.80	90.04	1.30



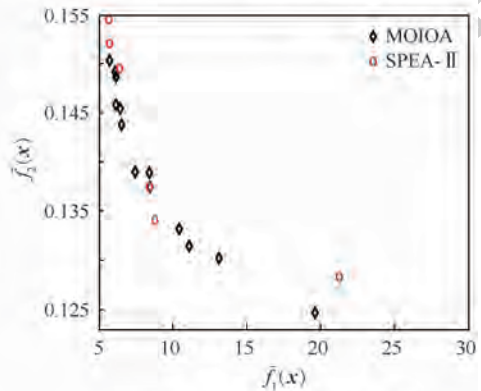
(a) AgMOPSO, MOEA/DD和MOIOA的非支配面



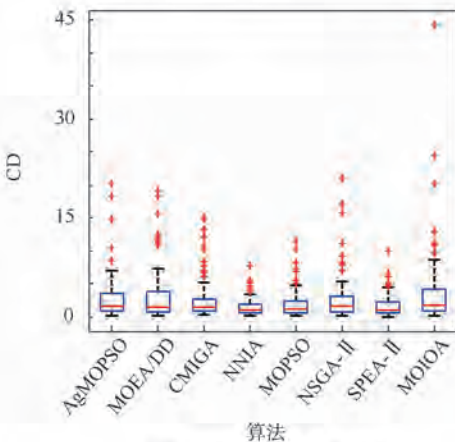
(b) CMIGA, NNIA和MOIOA的非支配面



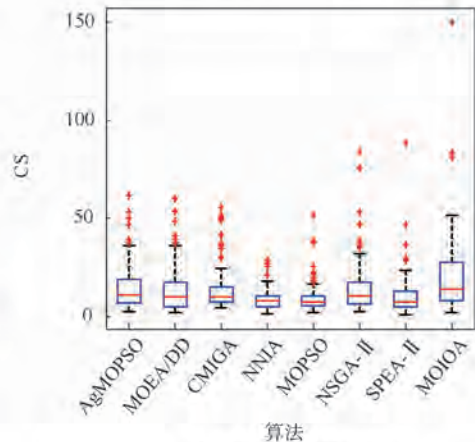
(c) MOPSO, NSGA-II和MOIOA的非支配面



(d) SPEA-II和MOIOA的非支配面



(e) CD值的箱线图($\alpha=0.9$)



(f) CS值的箱线图($\alpha=0.9$)

图5 问题4的非支配面与CD、CS值的箱线图比较

Fig.5 Comparison of Pareto fronts and comparison of box plots on CD and CS for Problem 4

及 δ 的取值的 13 种不同组合如折线图 6(a) 所示。MOIOA 在此每种参数设置下,独立运行 100 次,获得的统计结果如折线图 6(b)~6(c) 所示。图 6(b) 中 CM 表示算法获得的解的目标值与 Pareto 面的距离的均值。

由图 6 可知,MOIOA 的解质量对参数设置的敏感度不高。当群体规模 N 、样本大小 M 增大

时,CM 的均值略小,但运行效率有所下降。算法平均执行时间 AR 均值随 λ 、 ρ_c 的增大而减小,CD、IAE 均值随 δ 增大而减小。因此,尽管参数的设置发生变化,MOIOA 也能得到满意的搜索效果,且得到的解的质量差异较小。但是,群体规模、样本大小的设置影响算法的运行效率;参数 δ 的取值影响算法搜索可信解的性能。

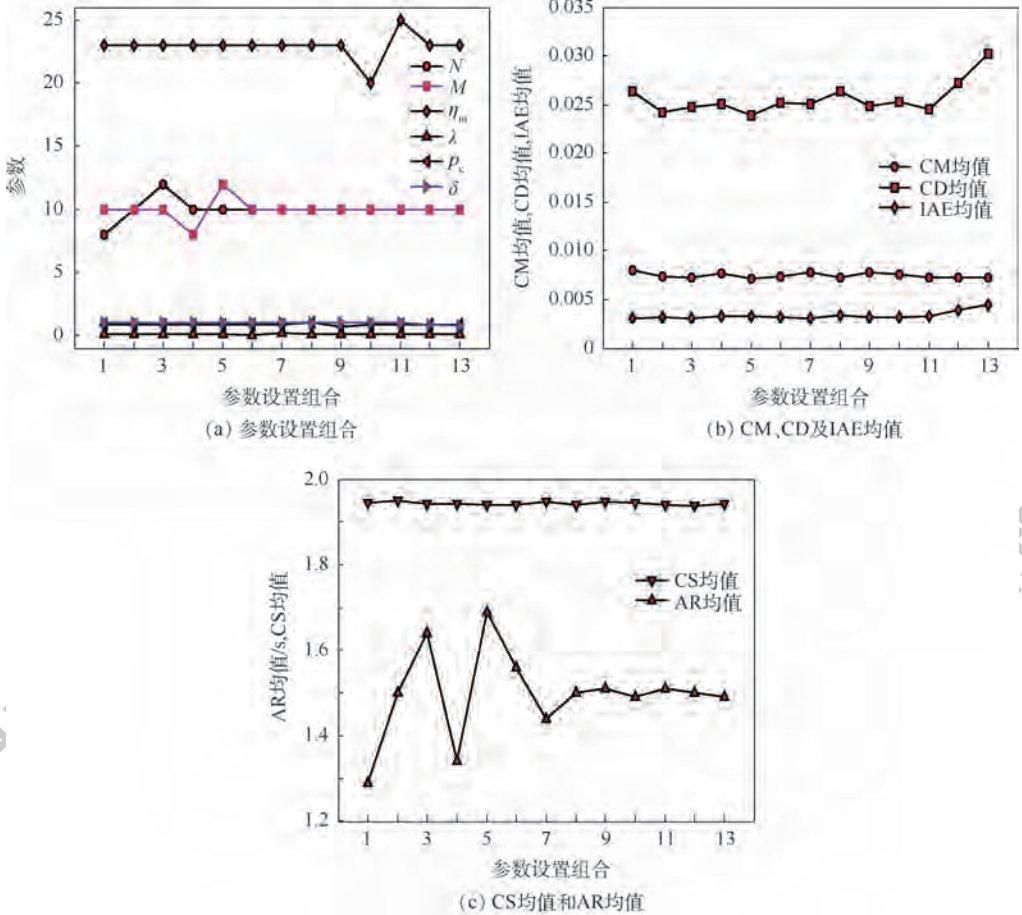


图 6 MOIOA 的不同参数设置及统计结果比较

Fig. 6 Different parameter settings of MOIOA and comparison of statistical results

4 结 论

1) 多目标概率约束规划是一类具有广泛工程应用背景且也是具有挑战性的随机规划问题。基于此,从免疫学界极为关注的危险理论所蕴含的应答机理出发,设计适用于该类问题的 MOIOA。

2) MOIOA 中,机会约束概率估计法和目标值估计法通过自适应获取样本大小,分别被用来检测候选解是否为经验可信解以及估计经验可信解的目标值;基于危险理论,设计算法的进化框架,并借助 SBX、多项式变异、均匀变异产生多样且高质量的解。

3) 计算复杂度分析表明,算法进化初期,个

体采样规模小,搜索速度快,此有助于快速获取可信解所在的区域;算法进化后期,通过使采样大小逐渐增大,提高算法的噪声抑制能力,进而有助于获取 Pareto 最优解。

4) 多种具有竞争性的算法参与比较的数值实验表明,尽管 MOIOA 求解多目标概率约束规划问题在寻优效果方面约占一定的优势,但搜索效率方面有明显优势。

参考文献 (References)

[1] 李晓娜. 不确定环境下城市需水量预测及多水源联合供水调度研究[D]. 邯郸:河北工程大学,2018.
 LI X N. Study on urban water demand forecast and multiple water sources optimization allocation under uncertainty[D]. Handan: Hebei University of Engineering, 2018 (in Chinese).

- [2] 张铭鑫,张玺,彭建刚,等. 不确定环境下再制造加工车间多目标调度优化方法[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版), 2016,39(4):433-439.
ZHANG M X,ZHANG X,PENG J G, et al. Multi-objective optimization method of remanufacturing processing workshop scheduling under uncertain conditions [J]. Journal of Hefei University of Technology(Natural Science), 2016,39(4):433-439(in Chinese).
- [3] 谢仕炜,胡志坚,宁月. 考虑最优负荷削减方向的电网多目标分层随机机会约束规划[J]. 电力自动化设备,2017,37(8):35-42.
XIE S W, HU Z J, NING Y. Multi-objective hierarchical stochastic chance-constrained programming considering optimal load-shedding direction[J]. Electric Power Automation Equipment,2017,37(8):35-42(in Chinese).
- [4] LIU X J,ZHANG M M,SU H, et al. A multi-objective chance-constrained programming approach for uncertainty-based optimal nutrients load reduction at the Watershed Scale[J]. Water, 2017,9(5):322.
- [5] 李整. 基于粒子群优化算法的机组组合问题的研究[D]. 北京:华北电力大学(北京),2016.
LI Z. Unit commitment via particle swarm optimization algorithm [D]. Beijing:North China Electric Power University(Beijing), 2016(in Chinese).
- [6] QIN X S, HUANG G H, LIU L. A genetic-algorithm-aided stochastic optimization model for regional air quality management under uncertainty[J]. Air Repair,2010,60(1):63.
- [7] BISWAL M P, BISWAL N P, LI D. Probabilistic linear programming problems with exponential random variables; A technical note[J]. European Journal of Operational Research,1998,111(3):589-597.
- [8] GOICOECHEA A, DUCKSTEIN L. Nonnormal deterministic equivalents and a transformation in stochastic mathematical programming[J]. Applied Mathematics & Computation,1987,21(1):51-72.
- [9] 韩其恒,唐万生,李光泉. 机会约束下的投资问题[J]. 系统工程学报,2002,17(1):87-92.
HAN Q H, TANG W S, LI G Q. Chance-constrained portfolio problem[J]. Journal of Systems Engineering,2002,17(1):87-92(in Chinese).
- [10] AĞPAK K, GÖKCEN H. A chance-constrained approach to stochastic line balancing problem[J]. European Journal of Operational Research,2007,180(3):1098-1115.
- [11] HESTERBERG T. Weighted average importance sampling and defensive mixture distributions [J]. Technometrics, 1995, 37(2):185-194.
- [12] LOUGHLIN D H, RANJITHAN S R. Chance-constrained genetic algorithms [C] // Proceedings of Genetic and Evolutionary Computation Conference. San Francisco: Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1999:369-376.
- [13] ZHANG Z H. Noisy immune optimization for chance-constrained programming problems[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011,48:740-744.
- [14] YANG K,ZHANG Z H,LU J X. Adaptive racing ranking-based immune optimization approach solving multi-objective expected value programming [J]. Soft Computing, 2018, 22 (7) : 2139-2158.
- [15] ZHANG Z H, WANG L, LIAO M. Adaptive sampling immune algorithm solving joint chance-constrained programming [J]. Journal of Control Theory and Applications,2013,11(2):237-246.
- [16] YANG K,ZHANG Z H. Adaptive sampling detection based immune optimization approach and its application to chance constrained programming[M]//SUN H,YANG C Y,LIIN C W, et al. Genetic and evolutionary computing. Berlin:Springer,2015:19-28.
- [17] ZHANG Z H, YANG K, ZHANG D M. Sample bound estimate based chance-constrained immune optimization and its applications [J]. International Journal of Automation and Computing, 2016,13(5):468-479.
- [18] 张国新,王瑜,沈田双. 空降地面作战突破点决策模型[J]. 火力与指挥控制,2010,35(11):54-57.
ZHANG G X, WANG Y, SHEN T S. A study on breakthrough point decision model of airborne ground operation [J]. Fire Control & Command Control, 2010, 35 (11) : 54-57 (in Chinese).
- [19] XU J P, DING C. A class of chance constrained multiobjective linear programming with birandom coefficients and its application to vendors selection[J]. International Journal of Production Economics,2011,131(2):709-720.
- [20] 白牧可,唐巍,张璐,等. 基于机会约束规划的 DG 与配电网架多目标协调规划[J]. 电工技术学报,2013,28(10):346-354.
BAI M K, TANG W, ZHANG L, et al. Multi-objective coordinated planning of distribution network incorporating distributed generation based on chance constrained programming [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2013, 28 (10) : 346-354 (in Chinese).
- [21] DU H, MA H, LI X. Fuzzy bi-objective chance-constrained programming model for timetable optimization of a bus route [C] // UK Workshop on Computational Intelligence. Berlin: Springer, 2017:312-324.
- [22] 刘文学,梁军,负志皓,等. 基于可信理论的多目标模糊机会约束无功优化[J]. 电工技术学报,2015,30(21):82-89.
LIU W X, LIANG J, FU Z H, et al. Multi-objective chance constrained optimal reactive power flow based on credibility theory [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2015, 30 (21) : 82-89 (in Chinese).
- [23] 裴文杰,汪汎,谭阳红,等. 含光伏分布式电源配电网的电动汽车充电站机会约束规划[J]. 电力系统及其自动化学报, 2017,29(6):45-52.
PEI W J, WANG F, TAN Y H, et al. Chance-constrained programming for electric vehicle charging stations in distribution network containing photovoltaic distributed generations [J]. Proceedings of the CSU-EPSA, 2017, 29 (6) : 45-52 (in Chinese).
- [24] VIRIVINTI N, MITRA K. Intuitionistic fuzzy chance constrained programming for handling parametric uncertainty: An industrial grinding case study [J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2015, 54 (24) : 6291-6304.

- [25] MEHLAWAT M K, GUPTA P. COTS products selection using fuzzy chance-constrained multiobjective programming [J]. *Applied Intelligence*, 2015, 43 (4): 732-751.
- [26] TIMMIS J, HONE A, STIBOR T, et al. Theoretical advances in artificial immune systems [J]. *Theoretical Computer Science*, 2008, 403 (1): 11-32.
- [27] GONG M, JIAO L, DU H, et al. Multiobjective immune algorithm with nondominated neighbor-based selection [J]. *Evolutionary Computation*, 2008, 16 (2): 225-255.
- [28] MARTINEZ-PENALOZA M, MEZURA-MONTES E. Immune generalized differential evolution for dynamic multi-objective environments: An empirical study [J]. *Knowledge-Based Systems*, 2018, 142: 192-219.
- [29] XIA X, ZHOU Y. On the effectiveness of immune inspired mutation operators in some discrete optimization problems [J]. *Information Sciences*, 2018, 426: 87-100.
- [30] SALMON H M, DE FARIAS B C M, LOUREIRO P, et al. Intrusion detection system for wireless sensor networks using danger theory immune-inspired techniques [J]. *International Journal of Wireless Information Networks*, 2013, 20 (1): 39-66.
- [31] XU Q Y. Collision avoidance strategy optimization based on danger immune algorithm [J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2014, 76: 268-279.
- [32] ZHANG Z H, YUE S G, LIAO M, et al. Danger theory based artificial immune system solving dynamic constrained single-objective optimization [J]. *Soft Computing*, 2014, 18 (1): 185-206.
- [33] ZHANG Z H, WANG L, LONG F. Immune optimization approach solving multi-objective chance-constrained programming [J]. *Evolving Systems*, 2013, 6 (1): 41-53.
- [34] ZHANG Z H, TU X. Probabilistic dominance-based multi-objective immune optimization algorithm in noisy environments [J]. *Journal of Computational and Theoretical Nanoscience*, 2007, 4 (7): 1380-1387.
- [35] LIU B D. *Theory and practice of uncertain programming* [M]. 2nd ed. Berlin: Springer, 2009: 50-53.
- [36] MATZINGER P. Tolerance, danger, and the extended family [J]. *Annual Review of Immunology*, 1994, 12 (1): 991-1045.
- [37] LIN Q Z, CHEN J Y, ZHAN Z H, et al. A hybrid evolutionary immune algorithm for multiobjective optimization problems [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2016, 20 (5): 711-729.
- [38] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2002, 6 (2): 182-197.
- [39] ZHU Q L, LIN Q Z, CHEN W N, et al. An external archive-guided multiobjective particle swarm optimization algorithm [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2017, 47 (9): 2794-2808.
- [40] LI K, DEB K, ZHANG Q F, et al. An evolutionary many-objective optimization algorithm based on dominance and decomposition [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2015, 19 (5): 694-716.
- [41] QIAN S Q, YE Y Q, JIANG B, et al. Constrained multiobjective optimization algorithm based on immune system model [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2016, 46 (9): 2056-2069.
- [42] COELLO C A C, PULIDO G T, LECHUGA M S. Handling multiple objectives with particle swarm optimization [J]. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, 2004, 8 (3): 256-279.
- [43] ZITZLER E, LAUMANN S, THIELE L. SPEA2: Improving the strength Pareto evolutionary algorithm [C] // *Evolutionary Methods for Design, Optimization and Control with Applications to Industrial Problems*. Berlin: Springer, 2002: 95-100.
- [44] POOJARI C A, VARGHESE B. Genetic algorithm based technique for solving chance constrained problems [J]. *European Journal of Operational Research*, 2008, 185 (3): 1128-1154.
- [45] 张著洪, 黄席樾. 一种新的免疫算法及其在多模态函数优化中的应用 [J]. *控制理论与应用*, 2004 (1): 17-21.
- ZHANG Z H, HUANG X Y. Novel immune algorithm and its application to multi-modal function optimization [J]. *Control Theory & Applications*, 2004 (1): 17-21 (in Chinese).
- [46] DE CASTRO L N, VON ZUBEN F J. The clonal selection algorithm with engineering applications [C] // *Proceedings of Genetic and Evolutionary Computation Conference*. San Francisco: Morgan Kaufman Publisher Inc., 2000: 36-37.
- [47] DEB K. Constrained multi-objective evolutionary algorithm [M] // BANSAL J C, SINGH P K, PAL N R. *Evolutionary and swarm intelligence*. Berlin: Springer, 2019: 85-118.
- [48] SADOLLAH A, ESKANDAR H, KIM J H. Water cycle algorithm for solving constrained multi-objective optimization problems [J]. *Applied Soft Computing*, 2015, 27: 279-298.

作者简介:

张仁崇 男, 硕士, 助教。主要研究方向: 智能优化算法。

张著洪 男, 教授, 博士, 博士生导师。主要研究方向: 控制理论与计算智能。

Immune optimization algorithm for nonlinear multi-objective probabilistic constrained programming

ZHANG Renchong¹, ZHANG Zhuhong^{2,*}

(1. Computer and Information Engineering College, Guizhou University of Commerce, Guiyang 550014, China;

2. College of Big Data and Information Engineering, Guizhou University, Guiyang 550025, China)

Abstract: This paper investigates a Multi-Objective Immune Optimization Algorithm (MOIOA) based on danger theory to solve the problem of nonlinear Multi-Objective Probabilistic Constrained Programming (MOPCP) with unknown noise information. In the design of the algorithm, adaptive sampling methods are used to estimate each chance constraint's probability and objective values, while each evolving population is divided into infected, susceptible and uninfected sub-populations in terms of one specific immune response mechanism contained by danger theory. The capability of global and local search can be enhanced, relying upon simulated binary crossover, adaptive mutation probability and polynomial mutation strategy. Numerical experiment results show that the proposed multi-objective algorithm has high efficiency and has some advantages over seven comparative methods with regard to solution quality. It has application potential to complex engineering problems.

Keywords: Multi-Objective Probabilistic Constrained Programming (MOPCP); immune optimization; danger theory; adaptive sampling; stochastic simulation

Received: 2019-07-03; **Accepted:** 2019-09-27; **Published online:** 2019-10-16 10:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191015.1739.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61563009); Youth Science and Technology Talent Development Project of Education Department in Guizhou Province (QJH KY Zi[2018] No.276); Guizhou Big Data Application Engineering Research Center in Guizhou Province (QJH KY Zi[2017] No.022)

* **Corresponding author.** E-mail: zhzhang@gzu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0222

基于背景和变化稀疏性的瞬变源图像重建算法

杨宜^{1,2}, 邓丽^{1,*}, 段然¹, 杨震¹

(1. 中国科学院国家空间科学中心 复杂航天系统电子信息技术重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)



摘 要: 针对射电干涉测量通过结合长时间观测的多组可见度数据对静态源进行高空间分辨率成像, 但无法得到时变信息的问题, 提出了一种基于背景和变化稀疏性的稀疏基线综合孔径动态场景图像重建算法。将起始时刻的亮温和相邻时刻的亮温变化作为待求解矢量, 不同时刻的亮温表示为它们的和, 构造测量方程, 并利用起始时刻亮温和相邻时刻亮温的稀疏性进行求解, 重建出不同时刻的瞬变源图像。仿真实验结果表明, 对于小区域背景下的瞬变源, 所提算法与已有方法相当, 对于大区域背景下的瞬变源, 所提算法优于已有方法。

关键词: 瞬变源; 稀疏重建; 射电天文; 综合孔径成像; 干涉测量

中图分类号: V19

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0915-10

从缓慢的行星发射, 周期性的脉冲星发射, 旋转射电暂态源发射, 到快速射电暴 (Fast Radio Burst, FRB), 瞬变源的搜索和观测是射电天文的一个活跃研究领域^[1]。作为射电天文领域的重要观测工具, 综合孔径射电望远镜阵列被大量用于瞬变源的搜索和观测项目。VLA (Very Large Array) 的 VLASS (VLA Sky Survey) 项目的科学目标之一是识别和精确定位暂态源; LOFAR (Low Frequency Array) 的主科学项目之一是暂态源的巡天和观测^[2], 包括进行脉冲星发现的 NenuFAR 项目^[3] 和用于单 LOFAR 站短时间尺度暂态源检测的 ARTEMIS 项目; 建设中的 SKA (Square Kilometre Array) 将具备前所未有的灵敏度以在巡天过程中发现暂态源并对新发现的暂态源进行后续观测。

现有的大部分暂态源检测方法都是从像素域中连续帧之间的变化来检测瞬变源, 而像素域检

测方法需要先得到重建图像。基于目标源在被观测时间段内是静态的假设, 传统综合孔径成像方法借助地球自转累积变化的基线获得足够的采样覆盖, 来进行亮温图像重建^[4]。但对于存在瞬变源的场景, 该假设不再成立。例如, 银心超大黑洞 Sgr A* 最内层轨道变化周期在分钟量级^[5], 传统方法重建出来的图像中源的变化过程被模糊, 丢失了时变信息。另外, 单独对每帧可见度数据进行重建, 虽然保持了时域上变化信息的独立性, 但每帧包含的可见度函数覆盖有限, 由此得到的重建图像中存在混叠。

对于从可见度函数采样数据中重构出一段时间的变化亮温图像问题, 已有文献提出了解决思路, 主要包括逐帧重建方法、时域差分约束重建方法和稀疏重建方法等。逐帧重建方法将各帧图像分开重建, 或在减去时间上的平均值后再逐帧重建^[6], 或假设变化源是时域光滑的, 将时域变化

收稿日期: 2019-05-12; 录用日期: 2019-12-06; 网络出版时间: 2019-12-09 17:41

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191209.1425.001.html

基金项目: 中国科学院前沿科学重点研究计划 (QZDY-SSW-JSC014)

* 通信作者. E-mail: dengli@nssc.ac.cn

引用格式: 杨宜, 邓丽, 段然, 等. 基于背景和变化稀疏性的瞬变源图像重建算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 915-924. YANG Y, DENG L, DUAN R, et al. A image reconstruction algorithm of transient sources based on combined sparsities of background and variation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 915-924 (in Chinese).

展开为泰勒多项式^[7]或傅里叶多项式^[8]。这些方法可解决瞬变源变化缓慢的重建问题。但很多情况下,图像的大部分区域不变,只有几个局部区域变化较大。这种情况下,对瞬变源进行光滑近似的方法存在2个问题:①重建结果不能很好地表示变化较大的瞬变源;②不变的静态区域在重建图中出现了缓慢的变化。时域差分约束重建方法通过对每帧图像和前后帧差分分别添加 ℓ_1 和 ℓ_2 约束,进行变化源的重建^[9]。但该方法中时间上的前后帧之间并未关联起来,且没有考虑前后帧差分本身的稀疏性,并不适用于变基线情况下的瞬变源重建。Wenger等^[10]提出的组稀疏暂态源成像算法属于稀疏重建方法,通过使用单个像素的时域信号满足组稀疏性约束在压缩感知框架下通过 $\ell_{1,\infty}$ 范数正则优化重建图像。由于组稀疏性的限制,该算法只能处理背景和瞬变源均在像素域稀疏的场景。

因此,本文提出了一种基于背景和变化的直和空间上稀疏性的稀疏基线综合孔径动态场景图像重建算法,解决不同变化和背景下瞬变源的综合孔径图像重建问题。

1 干涉成像原理

综合孔径射电干涉测量本质上是通过对空间中不同点收到的信号进行互相关,测出信号源空间分布的傅里叶分量,使用综合孔径成像算法,通过对干涉处理得到的可见度函数的逆傅里叶变换反演出信号的空间分布,得到亮温分布图。

如图1所示,测量傅里叶分量的基本单元是二元干涉仪。二元干涉仪的功能是将2个天线接

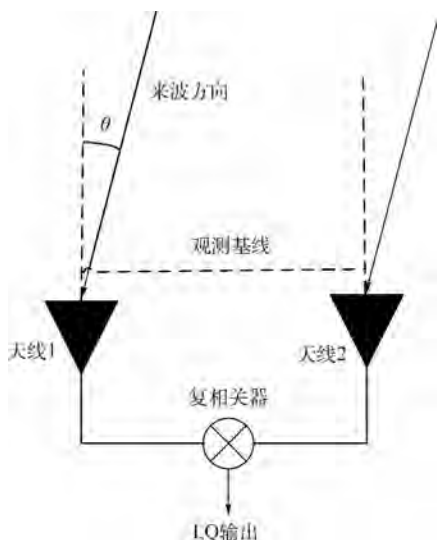


图1 二元干涉仪原理图

Fig. 1 Principle diagram of binary interferometer

收到的信号在保持其原始相位的情况下进行复相乘,不同基线长度的二元干涉仪便可测量出空间频域不同采样点的幅度值。布置多个天线,每2条天线的输出信号都互相干涉,得到多条干涉基线测量的空间频率信息集合,称为可见度函数,其表达式为

$$V(u, v) = \iint d\xi d\eta \frac{I(\xi, \eta)}{\sqrt{1 - \xi^2 - \eta^2}} e^{-2\pi i(u\xi + v\eta)} \quad (1)$$

式中: V 为可见度函数; u 和 v 分别为两天线单元以波长为单位的距离向量的2个分量; ξ 和 η 分别为观测方向余弦; $I(\xi, \eta)$ 为辐射亮温分布。

通过对可见度函数进行完整测量后,作逆傅里叶变换便可得到亮温图像。干涉测量得到的是空间频率域内的一系列离散点,根据傅里叶变换原理,采样点的最大间距决定了观测图像的分辨率,采样点的最小间距决定了观测的无混叠视场。

实际应用中,经常出现天线阵列对可见度函数采样覆盖不完全的情况,造成反演图像中出现混叠伪像。稀疏理论证明,一个非带限信号只要在某组稀疏基下具有稀疏性,即在该稀疏基下信号的大多数系数为零,就可由另一组稀疏基下的少量测量精确重构出来。对欠采样下综合孔径干涉测量过程进行建模,设 \mathbf{x} 为视场内辐射亮温分布 I 的矢量形式, \mathbf{v} 为可见度函数 V 的矢量形式, \mathbf{M} 为部分傅里叶变换矩阵,即 \mathbf{x} 为原始信号, \mathbf{v} 为观测矢量, \mathbf{M} 为观测矩阵,则测量方程可写为

$$\mathbf{v} = \mathbf{M}\mathbf{x} \quad (2)$$

若存在一组稀疏基 \mathbf{B} 满足:

$$\mathbf{s} = \mathbf{B}^T \mathbf{x} \quad (3)$$

测量方程等价于

$$\mathbf{v} = \mathbf{M}\mathbf{B}\mathbf{s} \quad (4)$$

使得 \mathbf{x} 在 \mathbf{B} 下的系数 \mathbf{s} 具有稀疏性,通过寻找满足式(4)的最稀疏矢量 \mathbf{s} ,可将 \mathbf{x} 重构出^[11-13]。

2 背景和变化的稀疏性

本节构造了一个描述瞬变源静态背景和变化的直和空间上的稀疏域变换表示。考虑到典型的包含瞬变的射电图像中大多数像素很少或没有时域变化,可变像素是稀疏的。可将 N 帧图像序列表示为首帧和 $N-1$ 个连续帧间差分:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_1 = \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 = \mathbf{x}_1 + \mathbf{d}_1 \\ \mathbf{x}_3 = \mathbf{x}_1 + \mathbf{d}_1 + \mathbf{d}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{x}_N = \mathbf{x}_1 + \mathbf{d}_1 + \mathbf{d}_2 + \cdots + \mathbf{d}_{N-1} \end{cases} \quad (5)$$

式中: \mathbf{x}_i 为第 i 帧图像; \mathbf{d}_i 为第 $i+1$ 帧与第 i 帧之间的差分。

式(5)可写为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{x}_{N-1} \\ \mathbf{x}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 1 & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 0 \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{d}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{d}_{N-2} \\ \mathbf{d}_{N-1} \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据上述分析,首帧图像与帧间差分图像分别在小波域和像素域不同域上稀疏。图 2 显示了大小为 32×32 、背景强度为 0.1,包含变化点目标的两帧图所分别对应的像素基系数和小波基系数分布。首帧图像包含静态背景,像素域零值系数频次为 0,而小波域零值系数频次很大。帧间差分图像由瞬变源构成,这些瞬变源通常是点源,其像素域零值系数高于小波域。与之对应,表 1 列

出了非零元素的频次即 ℓ_0 范数。首帧图像小波基系数 ℓ_0 范数 $\|\mathbf{B}_1^T \mathbf{x}_1\|_0$ 为 338,远小于像素基系数 ℓ_0 范数 1 024,说明首帧图像在小波域下更稀疏。帧间差分图像像素基系数 ℓ_0 范数 $\|\mathbf{B}_2^T \mathbf{d}_i\|_0$ 为 30,远小于小波基系数 ℓ_0 范数 208,说明帧间差分图像在像素域下更稀疏。其中, \mathbf{B}_1 表示小波基变换矩阵, \mathbf{B}_2 表示像素基变换矩阵。

除首帧可见度函数只包含首帧图像亮温信息外,其他帧可见度函数同时包含首帧和帧间差分的亮温信息。这使得各帧可见度函数的测量方程不独立,无法表示为首帧和帧间差分的单独方程。首帧和帧间差分耦合在多帧测量方程中可写为直和的形式。首帧和帧间差分分别在小波域和像素域上稀疏,则直和空间上的 ℓ_0 范数如下:

$$\|(\mathbf{B}_1^T \oplus \mathbf{B}_2^T \oplus \cdots \oplus \mathbf{B}_{N-1}^T) * (\mathbf{x}_1 \oplus \mathbf{d}_1 \oplus \cdots \oplus \mathbf{d}_{N-1})\|_0 \quad (7)$$

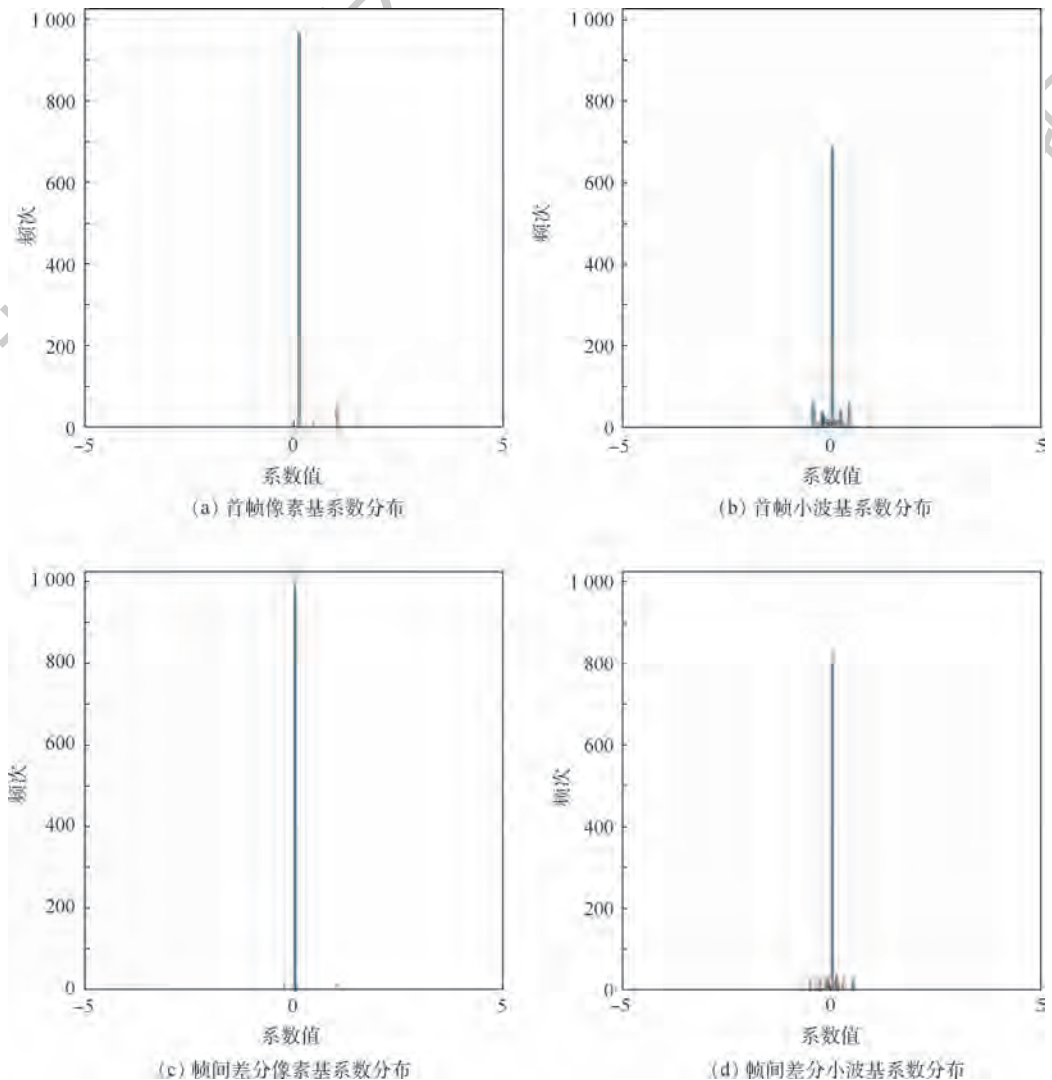


图 2 首帧图像和帧间差分图像的像素基系数、小波基系数的分布

Fig. 2 Distribution of coefficients of the first frame and difference in pixel and wavelet domains

表1 首帧图像和帧间差分图像的像素基系数、小波基系数的 ℓ_0 范数

Table 1 ℓ_0 norm of coefficients of the first frame and difference in pixel and wavelet domains

图像	像素基系数 ℓ_0 范数	小波基系数 ℓ_0 范数
首帧图像	1024	338
第2帧图像与首帧图像差分图像	30	208

3 动态场景图像重建算法

设 N 帧观测数据对应的可见度函数采样矩阵分别为 S_1, S_2, \dots, S_N , 傅里叶变换矩阵为 F , 可见度数据分别为 v_1, v_2, \dots, v_N , 则观测方程可写为

$$\begin{cases} S_1 * F * x_1 = v_1 \\ S_2 * F * x_2 = v_2 \\ \vdots \\ S_N * F * x_N = v_N \end{cases} \quad (8)$$

将式(8)中的直和运算表示为矩阵和矢量运算, 即

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_{N-1} \\ v_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_1 F & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & S_2 F & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & S_{N-1} F & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & S_N F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_1 \\ \vdots \\ x_{N-1} \\ x_N \end{bmatrix} \quad (9)$$

把式(6)代入式(9), 并写成如下矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_{N-1} \\ v_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_1 F & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & S_2 F & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & S_{N-1} F & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & S_N F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ d_1 \\ \vdots \\ d_{N-2} \\ d_{N-1} \end{bmatrix} \quad (10)$$

观测矩阵 M 为

$$M = \begin{bmatrix} S_1 F & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & S_2 F & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & S_{N-1} F & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & S_N F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 1 & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 0 \\ 1 & 1 & \cdots & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

写成直和形式为

$$v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N = M * (x_1 \oplus d_1 \oplus \cdots \oplus d_{N-1}) \quad (12)$$

图像重建过程即通过观测方程(12)求解直和矢量 $x_1 \oplus d_1 \oplus \cdots \oplus d_{N-1}$ 的过程。空间频率域采样不足时, $v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N$ 欠采样, M 为非满秩矩阵, 式(12)为病态方程, $x_1 \oplus d_1 \oplus \cdots \oplus d_{N-1}$ 的解不唯一。常用求解方法是正则化, 通过将病态方程转换为最小平方优化问题, 并增加约束条件, 得到欠定方程的唯一解。本文引入合理性度量函数 $f(s)$ 为约束条件, 将 x 求解过程表达为目标函数的最小化:

$$\arg \min_s \frac{1}{2} \|v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N - MBs\|_2^2 + \lambda f(s) \quad (13)$$

式中: 第1项为数据项, 保证由解 s 测量得到的可见度函数与实际测量结果 $v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N$ 一致; 第2项为正则约束项, 保证重构图像的合理性; λ 为权重系数, 平衡测量数据的真实性和图像的合理性。

$f(s)$ 定义为 s 的 ℓ_1 范数:

$$f(s) = \|s\|_1 = \sum_i |s_i| \quad (14)$$

$f(s)$ 越小, 则 $x_1 \oplus d_1 \oplus \cdots \oplus d_{N-1}$ 在基 B 下的系数 s 越稀疏, 图像越合理。

式(13)的求解可转换为迭代求解如下优化问题 $s_k, k=0, 1, \dots, [14]$ 。

$$s_{k+1} = \arg \min_z \|z - u_k\|_2^2 + \frac{\lambda}{\alpha_k} f(z) \quad (15)$$

式中: z 和 α_k 分别为迭代过程中的中间变量和权重更新比例; u_k 表示如下:

$$u_k = s_k - \frac{1}{\alpha_k} \nabla \|v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N - MBs_k\|_2^2 \quad (16)$$

给定稀疏基 B_1 和 B_2 , B_1 将首帧 x_1 转换为稀疏矢量, B_2 将帧间差分 d_2 转换为稀疏矢量。例如, 最小化小波基非零系数个数要求临近像素具有相近强度, 适用于扩展源, 最小化像素基非零稀疏个数要求最小化非零像素个数, 适用于紧致源^[15]。

重建算法流程如下:

$s = B^T M^T v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N$ (初始化稀疏域系数)
 $\alpha = 1$ (初始化步长)
 repeat
 $r = v_1 \oplus v_2 \oplus \cdots \oplus v_N - MBs$ (更新剩余可见度函数)
 $\lambda = \|B^T M^T r\|_\infty$ (更新正则项系数)

repeat (最小化式(14))

$$e = \frac{1}{2} \|\mathbf{r}\|_2^2 + \lambda f(s) \text{ (更新目标函数值)}$$

$$s' = \arg \min_s \frac{1}{2} \left\| s + \frac{\mathbf{B}\mathbf{M}^T \mathbf{r}}{\alpha} - \hat{s} \right\|_2^2 + \frac{\lambda}{\alpha} f(\hat{s}) \text{ (估计稀疏域系数)}$$

计稀疏域系数)

$$\mathbf{r} = \mathbf{v}_1 \oplus \mathbf{v}_2 \oplus \dots \oplus \mathbf{v}_N - \mathbf{M}\mathbf{B}(s' - s) \text{ (更新剩余可见度函数)}$$

$$\alpha = \frac{\|\mathbf{M}\mathbf{B}^T(s' - s)\|_2^2}{\|s' - s\|_2^2} \text{ (更新步长)}$$

$$s = s' \text{ (更新稀疏域系数)}$$

until $e \leq \varepsilon$

until $\|\mathbf{r}\|_2 \leq \delta$

$$\text{合理性度量项的权重系数 } \lambda = \nabla \left(\frac{\mathbf{r}^2}{2} \right)_{\infty} =$$

$\|\mathbf{B}^H \mathbf{M}^H \mathbf{v}_1 \oplus \mathbf{v}_2 \oplus \dots \oplus \mathbf{v}_N - \mathbf{B}^H \mathbf{M}^H \mathbf{M}\mathbf{B}s\|_{\infty}$ 为剩余量 \mathbf{r} 平方和对 s 导数分量中的最大值,上标 H 表示共轭转置, $\alpha = \frac{\|\mathbf{M}\mathbf{B}^T(s' - s)\|_2^2}{\|s' - s\|_2^2}$ 为 $\mathbf{M}\mathbf{B}$ 的投影距离比平方,随 s 的变化改变权重系数 λ/α 。下文把该算法称为 diff- ℓ_1 算法。

4 实验和结果分析

本节通过仿真实验验证了 3 种不同场景下算法的有效性,对比不同方法的重构准确性。通过相对均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE) 定量评估重建图像的质量,并通过多次随机实验的统计结果来验证本文算法的性能。对比方法中,静态重建方法从全部帧可见度数据中恢复一幅图像, ℓ_1 方法分别在每帧可见度数据上采用 ℓ_1 范数正则优化得到该帧的重建图像, ℓ_2 方法在 ℓ_1 方法的基础上增加了 ℓ_2 正则项来保持时域光滑性, $\ell_{1,\infty}$ 方法在全部帧可见度数据上采用 $\ell_{1,\infty}$ 范数正则优化重建出各帧图像。

实验 1 仿真在小区域背景下瞬变源,见图 3 中第 2 列。通过在变化的随机分布基线上,仿真连续 16 帧不同的 32 像素 \times 32 像素的综合孔径图像,获得每帧 66 个可见度数据(见图 3 中第 1 列)。使用 5 种不同方法重构得到的图像分别对这些可见度数据进行重建,重建图像见图 3 中第 3~7 列。所有方法均选像素基为稀疏基, $\lambda = 0.1$,迭代 10000 次。静态重建方法从全部可见度函数恢复一张图片忽略了不同时刻可见度函数中的时变信息,所以可恢复小区域背景,但丢失了点源的运动信息。 ℓ_1 方法由于使用的单帧可见度数据不足以恢复图像,导致重图中出现一些伪像。 ℓ_2 方法虽然可重建出光滑的时域变化,但正则项中只约束了时域变化的光滑性而没有约束其稀疏性,使得重建图像中静态背景部分也出现了变化。diff- ℓ_1 算法的重建图像质量最高。

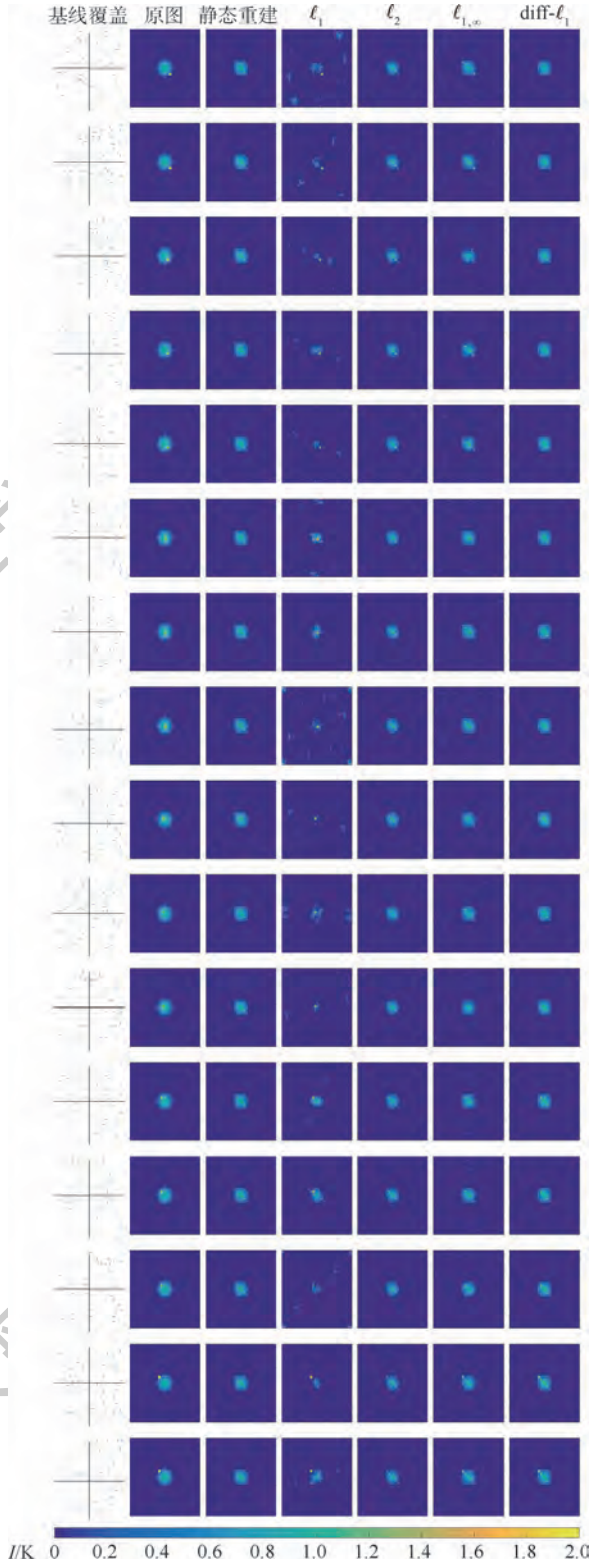


图 3 不同方法对小区域背景下瞬变源的重建结果
Fig. 3 Reconstruction results of a transient source on a small region of background by different methods

ℓ_2 方法虽然可重建出光滑的时域变化,但正则项中只约束了时域变化的光滑性而没有约束其稀疏性,使得重建图像中静态背景部分也出现了变化。diff- ℓ_1 算法的重建图像质量最高。

实验 1 中不同方法的相对均方根误差随迭代

次数的变化曲线如图4所示。可以看到,随着迭代的进行,所有方法的相对均方根误差都收敛到一个较低的值,但diff- ℓ_1 算法具有最小的收敛值,其他方法中静态重建方法具有更小的收敛值。由于 ℓ_1 方法和 ℓ_2 方法只使用单帧可见度函数采样,而静态重建方法和diff- ℓ_1 算法使用多帧的可见度函数采样,包含了更多信息,重构结果具有更小的相对均方根误差。diff- ℓ_1 算法除了使用多帧采样数据外,还建立了帧间亮温变化和可见度函数之间的直接测量方程,并对变化添加了稀疏约束,同时利用了多帧可见度函数的信息和差分的稀疏性,所以其具有最低的相对均方根误差。

在实验1中将瞬变源强度设为随时间变化,通过在每个时刻选择一个0~1之间的随机值进行仿真,得到不同方法的相对均方根误差随迭代次数的变化曲线,如图5所示。与图4对比可以看到,瞬变源运动的同时强度变化,对diff- ℓ_1 算法的重建效果影响不是很大。

实验2使用与实验1相同的观测基线,综合孔径图中包含静态、线性光滑变化、不规则变化3种源。图像具有暗背景,所有瞬变源随机分布在不同位置,其中30个静态源强度为1,15个线性光滑变化源强度从1变化到16,15个不规则变化源强度在0~2之间随机变化。不同方法的重建结果如图6所示。不同方法使用与实验1相同的参数。静态重建方法重建图中瞬变源的变化信息由于平均而丢失, ℓ_1 方法由于基线覆盖不足,重建图像中丢失了大部分瞬变源。 ℓ_2 方法重建图像中只恢复了均匀瞬变源,静态和不规则瞬变源完全丢失。

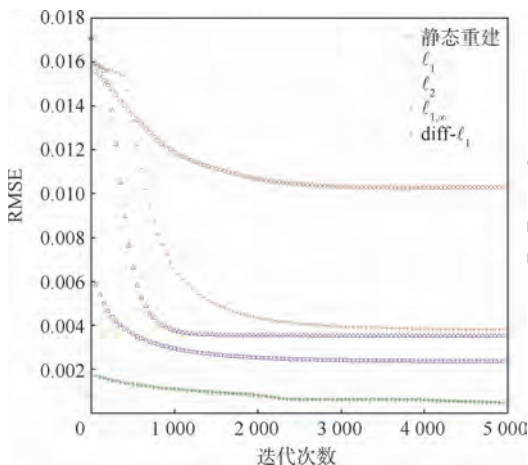


图4 小区域背景下,迭代次数增加时不同方法对瞬变源重建结果相对均方根误差的变化

Fig. 4 RMSE of reconstruction results of transient source on a small region of background by different methods as number of iteration increasing

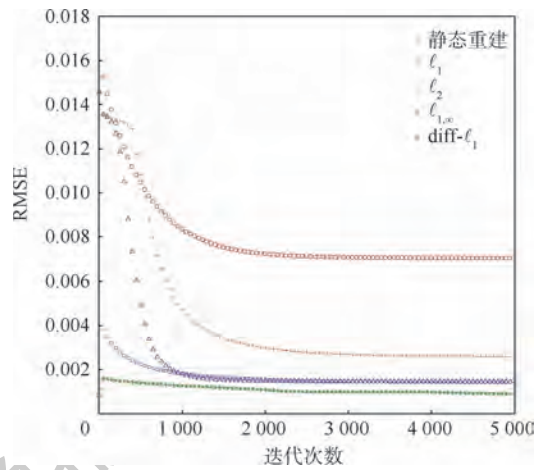


图5 小区域背景下,迭代次数增加时不同方法对运动且强度变化的瞬变源重建结果相对均方根误差的变化
Fig. 5 RMSE of reconstruction results of transient source which is moving and varying in intensity on a small region of background by different methods as number of iteration increasing

diff- ℓ_1 算法的重建图像几乎无法与原图没有差异。

对不同的每帧可见度函数采样数,重复20次实验2,使用相对均方根误差的中位数作为重建质量的评价指标,对比了不同方法在不同每帧可见度函数采样数下的重建性能。如图7所示,随着每帧可见度函数采样数的增加,不同方法重建结果的相对均方根误差先增大,然后逐渐减小并收敛。静态重建方法下降速度最快,但每帧可见度函数采样数达到65后重建质量最差,超过20后,每帧可见度函数采样数的增加对图像重建质量提升效果不大。 ℓ_1 方法的重建质量随着每帧可见度函数采样数的增加持续下降,这是因为 ℓ_1 只使用了单帧可见度数据,每帧可见度函数采样数越多重建效果越好。 ℓ_2 方法介于静态重建方法和 ℓ_1 方法之间,在每帧可见度函数采样数较少时相对均方根误差下降较快,并在每帧可见度函数采样数继续增大时持续下降,这是因为 ℓ_2 方法包含时域上的依赖,可重建出部分变化信息,且随着每帧可见度函数采样数的增加,重建的变化信息更准确。随着每帧可见度函数采样数的增加, $\ell_{1,\infty}$ 方法的下降趋势与 ℓ_2 方法相似,但 $\ell_{1,\infty}$ 方法具有更小的相对均方根误差,这是因为 $\ell_{1,\infty}$ 方法中的组稀疏约束比 ℓ_2 方法的时域光滑约束能更准确地描述变化信息。diff- ℓ_1 算法具有最小的相对均方根误差,这是因为diff- ℓ_1 算法显式要求瞬变源的时变分布具有稀疏性,更符合瞬变源的变化特征。

实验3的实验条件与实验2基本相同,唯一

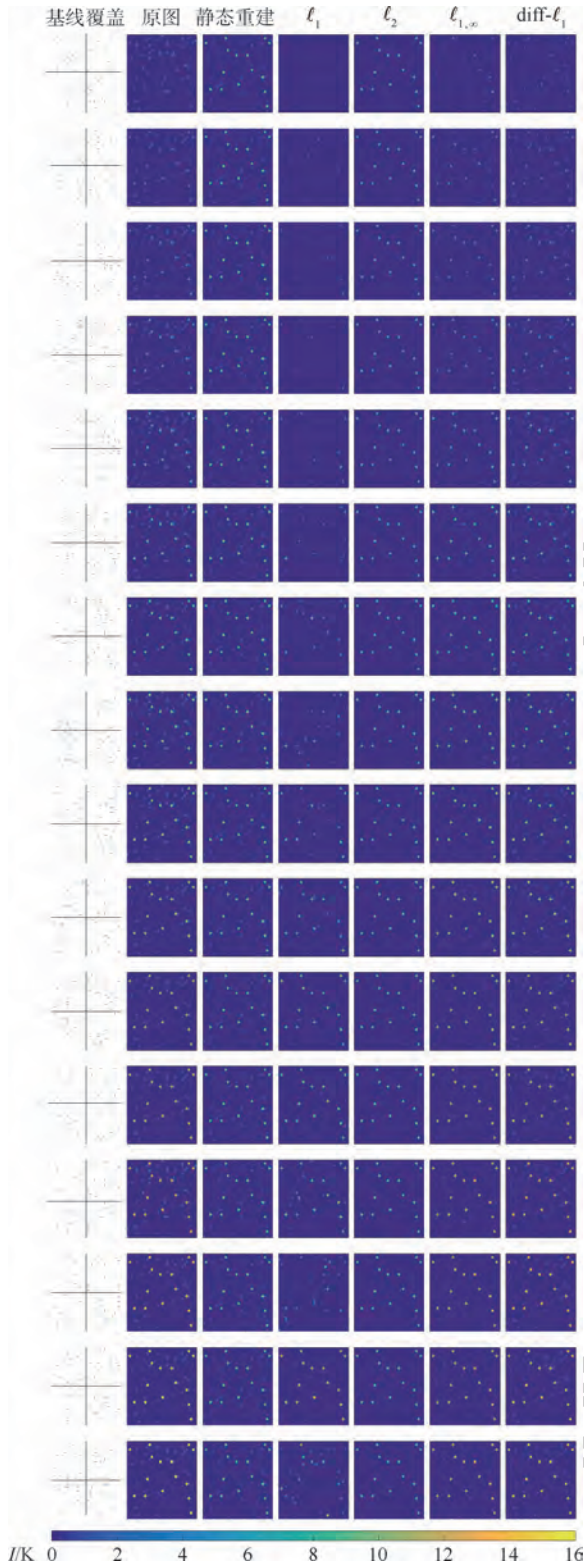


图 6 不同方法对暗背景下瞬变源的重建结果

Fig. 6 Reconstruction results of transient source with dark background by different methods

的变化是图像加上了强度为 0.1 的静态背景。由于像素域不再稀疏,不同方法使用小波基作为稀疏基。不同方法的重建结果如图 8 所示。可以看到,除了 $\text{diff-}\ell_1$ 算法可准确重建出目标信息,其他方法重建图像均失真严重。这是因为图像中背景

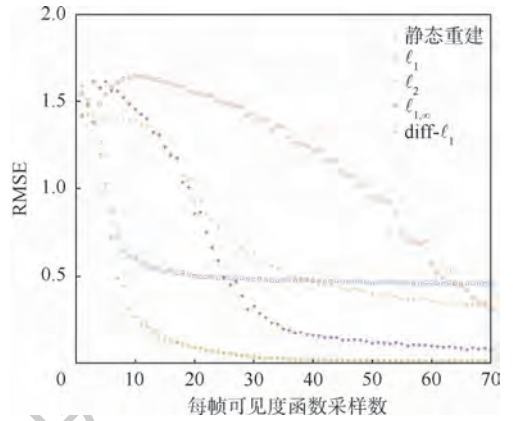


图 7 暗背景下,每帧可见度函数采样数增加时不同方法对瞬变源重建结果相对均方根误差的变化

Fig. 7 RMSE of reconstruction results of transient source with dark background by different methods as number of sampling of visibility increasing

虽是小波域稀疏的,但其中的瞬变源却是像素域稀疏的, $\text{diff-}\ell_1$ 算法通过在首帧和差分上分别使用小波基和像素基作为稀疏基,能准确地描述这种特征,从而得到无失真的重建图像。 ℓ_1 方法使用的数据不足,导致其重建图中静态背景失真和瞬变源缺失。 ℓ_2 方法对变化约束不强,导致重建图像中背景也出现了变化。小波基下, $\ell_{1,\infty}$ 方法的稀疏约束不能准确描述瞬变源变化,重建图像中出现部分瞬变源周围像素强度增加的情况,另一方面组稀疏约束导致重建图像中静态背景部分区域缺失。

对实验 3 进行与实验 2 相同的重复实验,得到不同方法在不同每帧可见度函数采样数下的重建性能。从图 9 中可以看到,所有方法重建结果的相对均方根误差都随着每帧可见度函数采样数的增加而减少。 ℓ_1 方法相对均方根误差最大,主要原因是单帧可见度数据不足够。静态重建方法、 ℓ_2 方法和 $\ell_{1,\infty}$ 方法在大于每帧 60 个可见度函数采样后相对均方根误差接近,在小于 60 的范围内静态重建方法下降最快。 $\text{diff-}\ell_1$ 算法具有最小的相对均方根误差。

在与实验 2 相同的场景下,每帧取固定的 60 个 UV 采样,在强度变化率分别为 0, 0.5, \dots , 5 情况下进行重复实验,得到 $\text{diff-}\ell_1$ 算法在不同强度变化率下的误差曲线。从图 10 中可以看到, $\text{diff-}\ell_1$ 算法重建结果的相对均方根误差都随着强度变化率的增大而增加。

在与实验 2 相同的场景下,每帧取固定的 60 个 UV 采样,在信噪比 (Signal to Noise Rate, SNR) 分别为 1, 2, \dots , 11 dB 情况下进行重复实

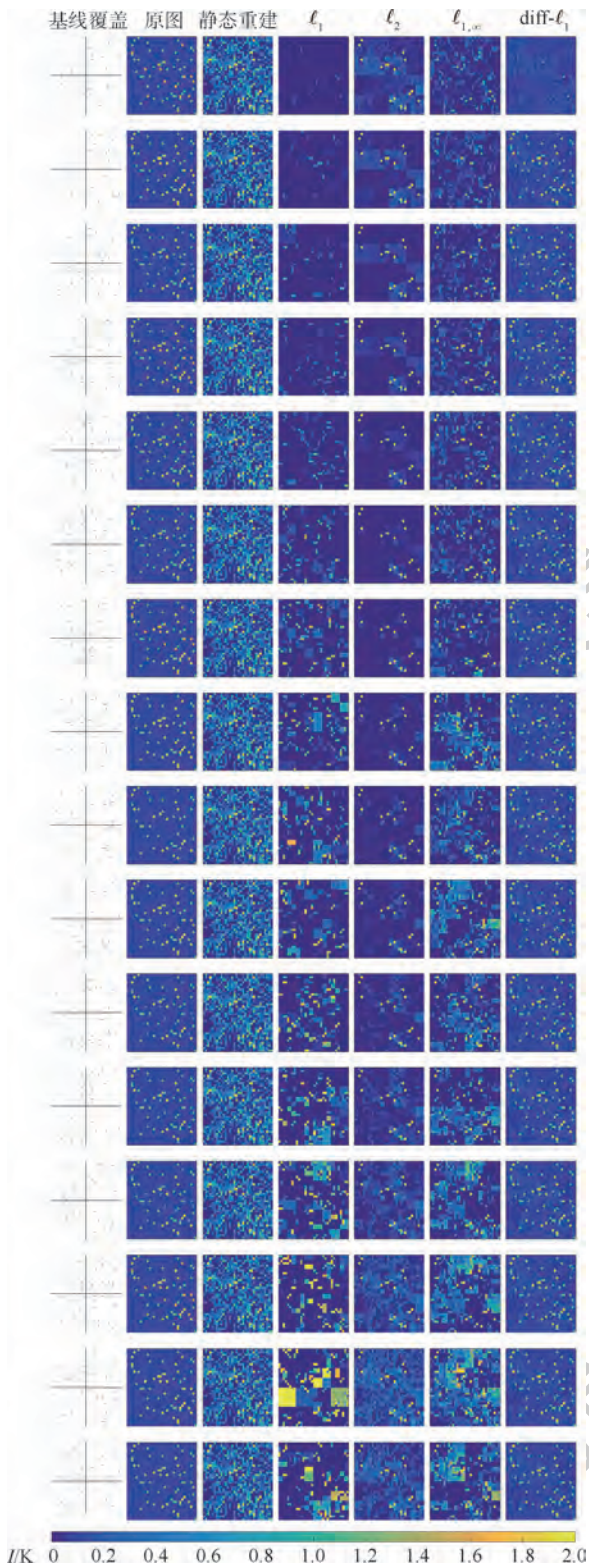


图 8 不同方法对大区域背景下瞬变源的重建结果
Fig. 8 Reconstruction results of transient source on a big region of background by different methods

验,得到 $\text{diff-}l_1$ 算法在不同信噪比下的相对均方根误差曲线。从图 11 中可以看到, $\text{diff-}l_1$ 算法重建结果的相对均方根误差都随着信噪比的增大而减小。

图 12 给出了射电望远镜 VLA 实测数据上不

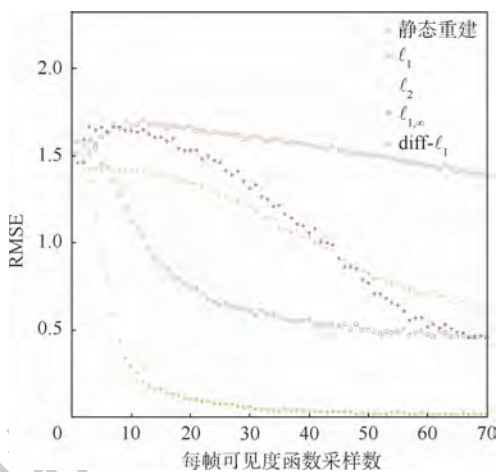


图 9 大区域背景下,每帧可见度函数采样数增加时不同方法对瞬变源重建结果相对均方根误差的变化

Fig. 9 RMSE of reconstruction results of transient source on a big region of background by different methods as number of sampling of visibility increasing

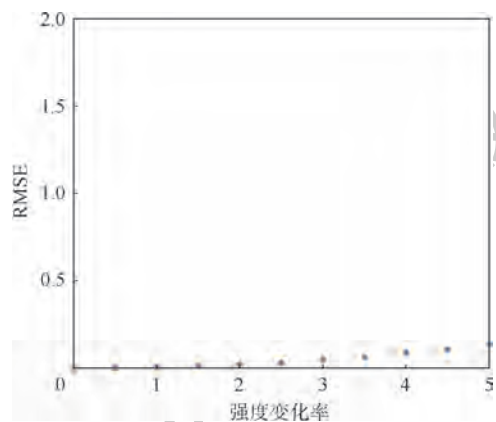


图 10 大区域背景下,强度变化率增加时 $\text{diff-}l_1$ 算法对瞬变源重建结果相对均方根误差的变化

Fig. 10 RMSE of reconstruction results of transient source on a big region of background by $\text{diff-}l_1$ algorithm as intensity varying rate increasing

同方法对瞬变源的成像结果。使用已定标过的可见度数据^[16],场景中第 6 帧存在一个 FRB,图像像素大小为 128 像素 \times 128 像素,单帧 UV 覆盖率约 7.67%。原数据 UV 覆盖固定不随时间变化,各帧具有相同的 UV 覆盖,通过把该覆盖率为 23% 的 UV 覆盖均匀随机划分为 10 个部分,得到每帧覆盖率约 2.3% 的变化 UV 覆盖序列,并取对应的可见度数据序列,从而获得了基线变化的实测数据序列。使用不同方法分别对这些可见度数据进行重建,所有方法均选像素基为稀疏基, $\lambda = 0.1$,迭代 10000 次。图 12 中第 1 列为 UV 覆盖,第 2 列为使用未划分前的完整 UV 测量所得到的重建图像,可以作为参考图像。第 3~7 列分别为

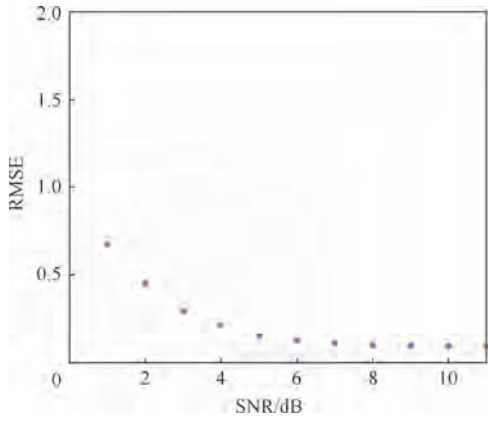


图 11 大区域背景下,信噪比增加时 $\text{diff-}\ell_1$ 算法对瞬变源重建结果相对均方根误差的变化
Fig. 11 RMSE of reconstruction results of transient source on a big region of background by $\text{diff-}\ell_1$ algorithm as SNR increasing

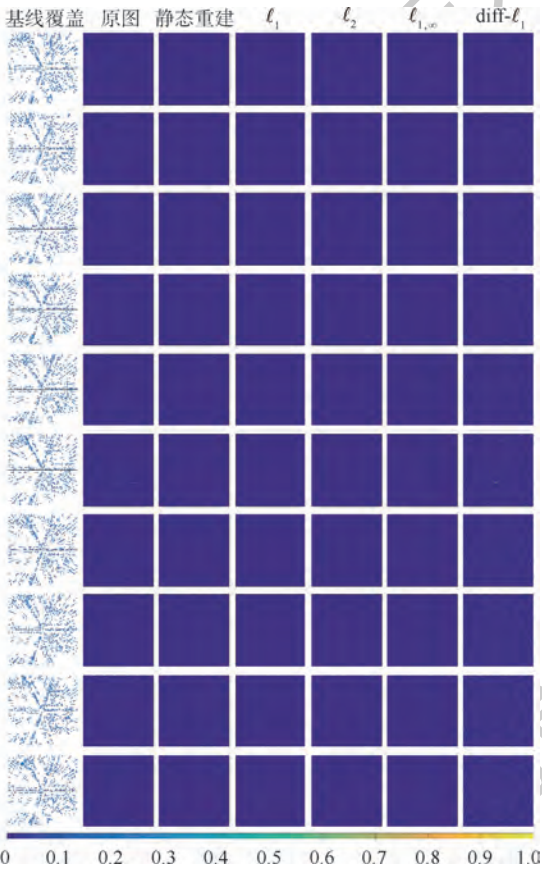


图 12 不同方法对 VLA 的 FRB 测量数据的重建结果
Fig. 12 Reconstruction results of measurement data of FRB on VLA by different methods

静态重建方法、 ℓ_1 方法、 ℓ_2 方法、 $\ell_{1,\infty}$ 方法和 $\text{diff-}\ell_1$ 算法的重建结果。可以看到,静态重建方法从全部可见度函数恢复一张图片忽略了不同时刻可见度函数中的时变信息,完全丢失了瞬变源的信息。 ℓ_1 方法、 ℓ_2 方法、 $\ell_{1,\infty}$ 方法的重建图像中虽

然得到了瞬变源但强度偏低, $\text{diff-}\ell_1$ 算法的重建图像质量最高。

5 结 论

针对时变稀疏基线下瞬变源重建图像中目标模糊和动态信息丢失问题,本文提出了一种基于背景和目标变化的直和空间上稀疏性的 $\text{diff-}\ell_1$ 算法,用于稀疏基线综合孔径瞬变源图像重建。实验结果表明,对于稀疏基线下的观测数据:

- 1) $\text{diff-}\ell_1$ 算法可得到准确的重建图像和动态信息。
- 2) 对于小区域背景下的运动和瞬变源, $\text{diff-}\ell_1$ 算法与已有方法效果相当。
- 3) 对于大区域背景下的运动和瞬变源, $\text{diff-}\ell_1$ 算法优于已有方法。

参考文献 (References)

- [1] LORIMER D R, KARASTERGIOU A, MCLAUGHLIN M A, et al. On the detectability of extragalactic fast radio transients[J]. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2013, 436 (1): L5-L9.
- [2] VAN HAARLEM M P, WISE M W, GUNST A W, et al. LO-FAR: The low-frequency array[J]. Astronomy & Astrophysics, 2013, 556: A2.
- [3] ZARKA P, GIRARD J, TAGGER M, et al. FAR: The LOFAR super station project in Nancy[C]//SF2A-2012: Proceedings of the Annual Meeting of the French Society of Astronomy and Astrophysics, 2012, 687-694.
- [4] THOMPSON A R, MORAN J M. Interferometry and synthesis in radio astronomy[M]. Berlin: Springer, 2017.
- [5] JOHNSON M D, LOEB A, SHIOKAWA H, et al. Measuring the direction and angular velocity of a black hole accretion disk via lagged interferometric covariance[J]. The Astrophysical Journal, 2015, 813(2): 132.
- [6] LAW C J, BOWER G C, BURKE-SPOLAOR S, et al. Realfast: Real-time, commensal fast transient surveys with the very large array[J]. The Astrophysical Journal (Supplement Series), 2018, 236(1): 8.
- [7] RAU U. Radio interferometric imaging of spatial structure that varies with time and frequency[C]//Image Reconstruction from Incomplete Data VII. Bellingham: SPIE, 2012: 1-12.
- [8] STEWART I M, FENECH D M, MUXLOW T W B. A multiple-beam CLEAN for imaging intra-day variable radio sources[J]. Astronomy & Astrophysics, 2011, 535: A81.
- [9] SWINBANK J D, STALEY T D, MOLENAAR G J, et al. The LOFAR transients pipeline[J]. Astronomy and Computing, 2015, 11: 25-48.
- [10] WENGER S, RAU U, MAGNOR M. A group sparsity imaging algorithm for transient radio sources[J]. Astronomy and Computing, 2013, 1: 40-45.
- [11] CANDÈS E J, TAO T. Decoding by linear programming[J].

- IEEE Transactions on Information Theory, 2005, 51(12):4203-4215.
- [12] CANDÈS E J. Compressive sampling[C] // Proceedings of the International Congress of Mathematicians Madrid, 2006: 1433-1452.
- [13] DONOHO D L. Compressed sensing[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4):1289-1306.
- [14] WRIGHT S J, NOWAK R D, FIGUEIREDO M A. Sparse reconstruction by separable approximation[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2009, 57(7):2479-2493.
- [15] LUSTIG M, DONOHO D L, SANTOS J M, et al. Compressed sensing MRI[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2008, 25(2):72-82.
- [16] CHATTERJEE S, LAW C J, WHARTON R S, et al. A direct localization of a fast radio burst and its host[J]. Nature, 2017, 541(7635):58-61.

作者简介:

杨宜 男, 博士研究生。主要研究方向: 图像重建、目标检测与识别。

邓丽 女, 博士, 硕士生导师。主要研究方向: 分布式干涉测量。

A image reconstruction algorithm of transient sources based on combined sparsities of background and variation

YANG Yi^{1,2}, DENG Li^{1,*}, DUAN Ran¹, YANG Zhen¹

(1. Key Laboratory of Electronics and Information Technology for Space Systems, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Radio interferometers can achieve high spatial resolution imaging by combining multiple groups of visibility data measured over long periods of time. However, the variable information of temporally variable source is missing. A image reconstruction algorithm of varied sources by sparse baseline aperture synthesis based on sparse constraint on direct sum of background and inter-frame difference is proposed. The brightness temperature at initial moment and the brightness temperature difference of adjacent moments are taken as the vector of solution to seek, and the brightness temperatures at different moments are the sums of them, which leads to the measuring equation of the brightness temperature at initial moment and the difference. Transient source images at different moments are reconstructed by solving the sparsity of brightness temperature at initial moment and brightness temperature difference of adjacent moments. The results of numerical experiments show that the proposed method matches the best on transient source in a local background and outperforms the existing methods on varying source in a global background.

Keywords: transient source; sparse recovery; radio astronomy; synthetic aperture imaging; interferometer

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0339

基于散射光强度的碳黑团聚体分形结构和粒径分布同时反演

张俊友^{1,2}, 齐宏^{1,2,*}, 王一飞^{1,2}, 任亚涛^{1,2}, 阮立明^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 哈尔滨工业大学 空天热物理工业和信息化部重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 利用散射光信号实现碳黑团聚体分形结构和粒径分布参数的同时反演, 在火焰辐射换热模拟和污染物测定方面有着重要应用价值。反演的正问题基于瑞利-德拜-甘斯多分散分形团聚体(RDG-PFA)散射理论, 研究了2种信号方案, 包括多角度散射及多角度散射-准直透射率。反演前, 对比2种信号方案的残余适应度值分布发现, 散射与透射信号同时使用有效减弱了反问题的病态性。反演过程基于协方差矩阵自适应的演化策略(CMA-ES)算法, 该算法具有很强的局部搜索能力, 为快速且稳定地反演各个目标参数提供了保障。反演结果表明了CMA-ES算法较大搜索空间内的可行性和普适性, 同时也证明了采用多角度散射-准直透射率的组合信号有效提高了目标参数的反演精度。

关键词: 光散射; 碳黑; 团聚体; 分形维度; 反问题; 优化算法

中图分类号: V435⁺.12; TK121

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0925-08

碳黑是一种由碳氢化合物不完全燃烧产生的含碳物质, 纳米级的碳黑初级颗粒会因布朗运动碰撞而互相附着, 通常会形成具有分形结构的团聚体, 即碳黑团聚体^[1]。在航空发动机燃烧室中, 碳氢燃料的燃烧也产生碳黑团聚体。高温高压下, 碳黑团聚体不但会磨损机体, 而且燃烧室内的火焰传热以辐射换热为主, 碳黑团聚体的辐射特性会影响燃烧室的辐射换热^[2-3]。因此, 碳黑团聚体的粒径和辐射特性等性质对于航空发动机燃烧室的寿命和性能有着重要意义。此外, 航空发动机的高空排放也是大气中碳黑团聚体的重要来源之一。大气中的碳黑颗粒吸收太阳辐射, 加热大气并冷却地表, 因此具有碳黑团聚体被认为是工业时代气候变化的第二重要的人类因素^[4]。

同时, 含有有毒物质的碳黑团聚体对人类健康有害, 可能导致慢性肺部疾病、肺癌、哮喘等疾病^[5]。由此可见, 碳黑团聚体对于火焰中辐射换热、气候变化和空气质量都至关重要^[6]。因此, 碳黑团聚体的性质测量研究吸引了大量海内外学者的关注。

本文提出了一种利用光学信号间接测量碳黑团聚体结构特征和光学特性的方法。将光学方法用于火焰中碳黑团聚体的性质测量研究具有以下特点: 高灵敏度, 原位测量, 不对样本产生干扰等。目前, 已有学者开展了利用不同光学信号反演得到火焰中碳黑物理性质的研究工作。其中有代表性成果包括: 1992年 Sorensen等^[7]提出了一种利用光的散射-消光信号实现原位光学测定碳黑团

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-08-14; 网络出版时间: 2019-09-26 15:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190925.1119.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51976044, 51806047)

*通信作者: E-mail: qihong@hit.edu.cn

引用格式: 张俊友, 齐宏, 王一飞, 等. 基于散射光强度的碳黑团聚体分形结构和粒径分布同时反演[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 925-932. ZHANG J Y, QI H, WANG Y F, et al. Simultaneous inversion of fractal morphology and particle size distribution of soot aggregate based on light scattering intensity [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 925-932 (in Chinese).

簇的基本粒子直径、每簇的基本粒子数和分形维数的新方法。2007年 Iyer 等^[8] 同样采用散射-消光信号来实现光学参数的重建。2011年 Link 等^[9] 使用3个角度的散射光信号确定多分散团聚体的参数包括粒子尺寸分布和分形维数。2016年 Amin 和 Roberts^[10] 使用瑞利-德拜-甘斯多分散分形团聚体(RDG-PFA) 散射理论计算2个角度的散射-消光信号, 分别反演碳黑的多种物理性质, 包括碳黑体积分数、基本粒子直径、团聚体平均回转半径和基本粒子数量密度。2017年 Moghaddam 等^[11] 利用多体 T 矩阵(MSTM) 模型的精度和瑞利-德拜-甘斯分形团聚体(RGD-FA) 模型的计算速度, 实现从散射光的角度分布反演气溶胶中碳黑团聚体的粒径分布和结构特征。但是上述研究存在一个共性问题, 就是在精确已知很多物性的前提下进行反演过程, 这大大提高了反演测量准备工作的难度, 使反演方法偏离真实情况。实际上, 很多物性是很难提前获得或者精确测量的, 这些已知参数的不确定度会严重影响反演方法的精度, 使得提出的方法具有很大的局限性, 甚至在实际测量中不具备可行性。本文为了克服这一问题, 使用2种不同类型的光学信号, 增加反问题输入信息, 实现了在关键物性参数都未知和测量误差等诸多干扰下, 碳黑团聚体形状特征参数和光学性质参数精确且稳定的同时反演。

1 正问题

1.1 分形团聚体

本文研究对象为碳黑颗粒系统。如图1所示, 单个碳黑团聚体由许多个近似球形的基本粒子组成, 基本粒子间互相吸附, 形成链状的分形结构。如果假设所有基本粒子为球形且具有相同的粒径, 就可以使用分形理论对单个碳黑团聚体的几何特征进行参数化描述^[12]:

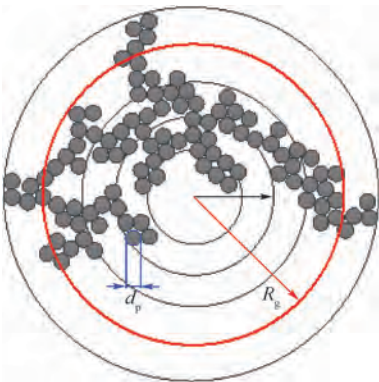


图1 碳黑团聚体分形示意图

Fig. 1 Schematic of fractal morphology of soot aggregate

$$N_p = k_f (2R_g/d_p)^{D_f} \quad (1)$$

式中: N_p 为单个碳黑团聚体中基本粒子总数; k_f 为分形前置因子; R_g 为碳黑团聚体的回转半径; d_p 为碳黑团聚体中基本粒子的直径; D_f 为分形维数。

测量的目标区域内有大量不同的分形碳黑团聚体。如果以回转半径表征不同碳黑团聚体的尺寸, 回转半径的分布函数近似满足对数正态分布^[12]:

$$p(R_g) = \frac{1}{R_g \sqrt{2\pi \ln \sigma_g}} e^{-\left(\frac{\ln(R_g/\mu_g)}{\sqrt{2 \ln \sigma_g}}\right)^2} \quad (2)$$

式中: μ_g 和 σ_g 为分布函数的特征参数, 分别为 R_g 的平均值和标准差。

1.2 RDG-PFA 散射理论

本文需要模拟碳黑团聚体在各个散射角的散射光强度和准直透射率。在过去的几十年中, 已经发展出多种用于计算分形碳黑团聚体散射光的理论, 其中 T 矩阵法和离散偶极近似法(DDA) 比较精确^[13]。但由于这些模型的复杂性和计算团聚散射所需的计算量, 常常使用近似模型。最常见的近似模型是 RDG-PFA 散射理论, 其适用条件满足尺寸参数 $x_p = \pi d_p/\lambda < 0.3$ 并且 $|m-1| < 1$, λ 为入射激光波长, $m = n - ki$ 为颗粒的复折射率, n 和 k 分别为复折射率的实部和虚部。本文设定 $d_p = 50 \text{ nm}$, $\lambda = 806.5 \text{ nm}$, $m = 1.57 - 0.46i$, 显然同时满足 RDG-PFA 模型的2个适用条件, 因此理论上可以采用 RDG-PFA 近似理论。

RDG-PFA 模型中, 基本粒子的微分散射截面为^[12]

$$\frac{d\sigma_{\text{sca}}^p}{d\Omega} = \left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^4 \left(\frac{d_p}{2}\right)^6 F(m) \quad (3)$$

式中: σ_{sca}^p 为基本粒子的散射截面; Ω 为立体角; $F(m) = |(m^2 - 1)/(m^2 + 1)|^2$ 为关于复折射率 m 的函数。

单个碳黑团聚体的微分散射截面为^[12]

$$\frac{d\sigma_{\text{sca}}^{\text{agg}}}{d\Omega} = N_p^2 \frac{d\sigma_{\text{sca}}^p}{d\Omega} S(qR_g) \quad (4)$$

式中: $\sigma_{\text{sca}}^{\text{agg}}$ 为碳黑团聚体的散射截面; $S(qR_g)$ 为结构因子, 参数化的结构因子可以按下式计算^[12]:

$$S(qR_g) = \left(1 + \sum_{i=1}^M C_i (qR_g)^{2i}\right)^{-\frac{D_f}{2M}} \quad (5)$$

其中: $q = (4\pi/\lambda) \sin(\theta/2)$ 为 RDG-PFA 散射理论中一个重要的物理量, 与散射角 θ 和入射激光波长 λ 有关; $M = 4$; $C_1 = 2M/(3D_f)$; $C_2 = C_3 = 0$, $C_4 = 1$ 。

因此, 整个测量体积内所有碳黑团聚体的角度散射光强度为^[12]

$$I_{\text{sca}}(\theta) = \alpha I_{\text{inc}} n_{\text{agg}} \int p(R_g) \frac{d\sigma_{\text{sca}}^{\text{agg}}}{d\Omega} dR_g \quad (6)$$

式中: α 为测量系统的效率,介于0与1之间; I_{inc} 为入射光强度; n_{agg} 为激光探测体积内的碳黑团聚体数量密度,即单位体积内碳黑团聚体的个数。

将式(1)、式(3)和式(4)代入式(6),可以整理成如下形式:

$$I_{sca}(\theta) = c_1 C \int \left(\frac{2R_g}{d_p} \right)^{2D_f} S(qR_g) p(R_g) dR_g \quad (7)$$

式中: C 为一个与复折射率 m 和碳黑团聚体数量密度 n_{agg} 有关的函数, $C = n_{agg} F(m)$; c_1 为多个常数参数的函数, $c_1 = f(\alpha, I_{inc}, d_p, k, k_f)$ 。

此外,单个碳黑团聚体的吸收截面为^[12]

$$\sigma_{abs}^{agg} = N_p \sigma_{abs}^p = N_p 4\pi k \left(\frac{d_p}{2} \right)^3 E(m) \quad (8)$$

式中: σ_{abs}^p 为基本粒子吸收截面; σ_{abs}^{agg} 为碳黑团聚体吸收截面; $E(m)$ 为 $(m^2 - 1)/(m^2 + 1)$ 的虚部。

光谱准直透射率为^[12]

$$\gamma_\lambda = \exp(-Ln_{agg} \int p(R_g) \sigma_{abs}^{agg} dR_g) \quad (9)$$

式中: L 为激光在测量体积内的行程长度。

将式(1)和式(8)代入式(9),可以整理成如下形式:

$$\gamma_\lambda = \exp\left(-c_2 C \int \left(\frac{2R_g}{d_p} \right)^{D_f} p(R_g) dR_g\right) \quad (10)$$

式中: $c_2 = f(r, L, d_p, k, k_f)$, $r = F(m)/E(m)$ 。

1.3 实验装置

如图2所示,本文采用了文献[14]中提出的广角光散射(WALS)测量装置,用于在 $10^\circ \sim 170^\circ$ 的宽角度范围内收集散射光。通过透镜,将散射光成像到ICCD相机检测器的芯片上,并允许以约 0.6° 的角度分辨率同时采集全散射图像^[15],因此通过散射图像可以得到散射光在不同角度上的强度。获取某一散射角强度的具体实验操作请参考文献[14-15]。反射镜上有2条相对的狭缝,保证激光进出,进出的激光都会被束流拘束器收集,因此可以得到光谱准直透射率。本文提出的反演

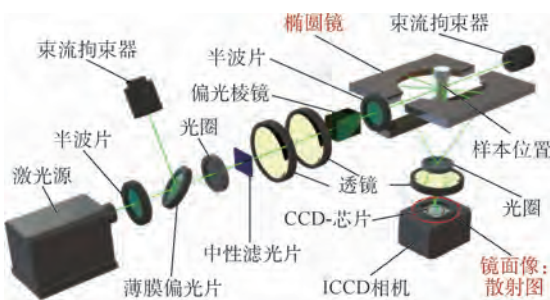


图2 广角光散射测量装置^[14]

Fig.2 Wide angle light scattering measurement system^[14]

方法中,在 $10^\circ \sim 165^\circ$ 范围内每隔 5° 取一个散射角,共计32个散射角,作为反演信号。

2 反问题

反问题的目标是同时反演4个目标参数,分别为 C 、分形维数 D_f 、粒径分布特征参数 μ_g 和 σ_g 。如图3所示,整个反演过程如下:

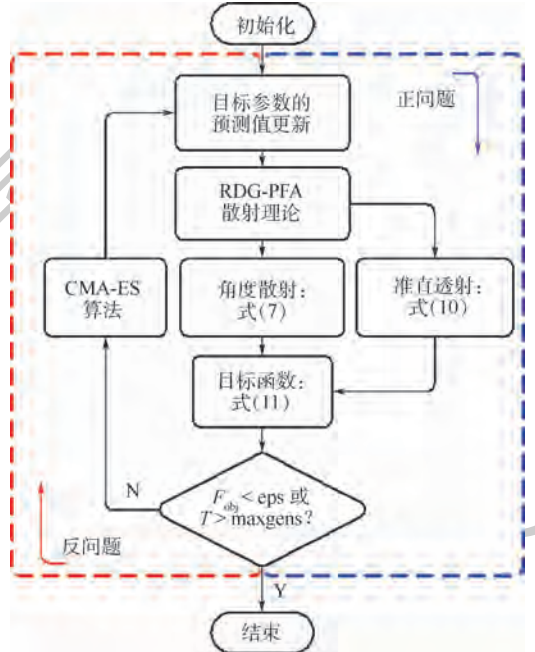


图3 反演过程

Fig.3 Inversion procedure

步骤1 利用图2得到不同角度上的散射光强度的真实测量值 $I_{sca}^{mea}(\theta)$ 。

步骤2 目标参数的预测值更新,代入RDG-PFA模型计算得到不同散射角度的散射光强度的预测值 $I_{sca}^{est}(\theta)$ 。 $I_{sca}^{mea}(\theta)$ 和 $I_{sca}^{est}(\theta)$ 代入适应度函数计算适应度值,根据适应度值反演算法更新目标参数的预测值,使测量值 $I_{sca}^{mea}(\theta)$ 和预测值 $I_{sca}^{est}(\theta)$ 逐渐接近。

步骤3 当适应度值 F_{obj} 小于目标值 ϵps 或者迭代次数 T 达到最大迭代次数 $maxgens$ 时,反演过程停止并输出目标参数的最终预测结果。

解决反问题的过程就是使目标函数值最小化的过程。按照步骤2中描述的过程,可以将目标函数定义为

$$F_{obj} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left[\frac{I_{sca}^{est}(\theta_i) - I_{sca}^{mea}(\theta_i)}{I_{sca}^{mea}(\theta_i)} \right]^2 \quad (11)$$

式中:下标 i 代表第 i 个散射角的散射光强度,共计 n 个散射角。

在最初的反演中,仅仅采用了多角度的散射信号。但随着测量误差的增大,4个目标参数的

反演误差无法同时满足精度要求。因此,需要增加更多的光学信号来反映碳黑团聚体的内部信息,仅仅增加散射角数量效果微弱。加入光谱准直透射信号是一个很好的选择,在已有的设备条件下,光谱准直透射率是方便实现的,并且可以实现与散射信号的同时测量。在后面的分析中也证明了采用散射与透射信号结合的方法要比仅使用散射信号病态性更弱,有利于在有误差干扰下反演过程向全局最优解收敛。此时,目标函数变为

$$F_{obj} = \frac{1}{n+1} \left\{ \sum_{i=1}^n \left[\frac{I_{sca}^{est}(\theta_i) - I_{sca}^{mea}(\theta_i)}{I_{sca}^{mea}(\theta_i)} \right]^2 + \left(\frac{\gamma_{\lambda}^{est} - \gamma_{\lambda}^{mea}}{\gamma_{\lambda}^{mea}} \right)^2 \right\} \quad (12)$$

式中: γ_{λ}^{mea} 和 γ_{λ}^{est} 分别为光谱准直透射率的真实测量值和预测值。

本文中,测量值 $I_{sca}^{mea}(\theta)$ 和 γ_{λ}^{mea} 通过 RDG-PFA 模型计算得到,为了还原实验的真实情况,每个测量值都附加呈高斯分布的测量误差(见图4),本文考虑高斯噪声在 0%~10% 范围内递增的情况。反演算法是协方差矩阵自适应的演化策略(CMA-ES)算法,是一种优秀的、不依赖于梯度信息的随机局部优化算法,对病态的、高度不可分的问题有优秀的求解能力。CMA-ES 算法被认为是实值优化中最具竞争力的演化算法之一。对于非线性优化问题,由于传统的优化方法,如拟牛顿法(BFGS)、共轭梯度下降法等,在非凸和变化剧烈的搜索空间(如存在尖峰、不连续、异常值、噪声和局部最优值)内会搜索失败,所以 CMA-ES 算法在这类问题上是一种非常具有吸引力的选择。

本文使用的 CMA-ES 算法的具体原理和源代

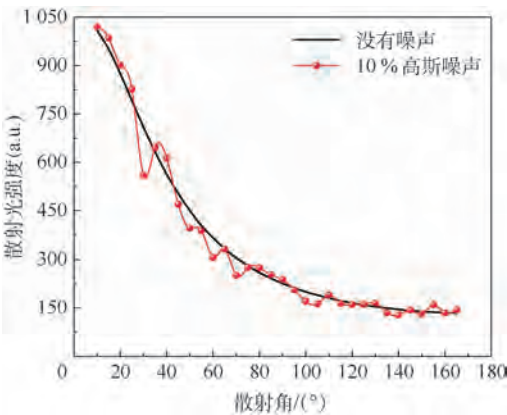


图4 没有噪声与10%高斯噪声下的角度
散射光强度对比

Fig. 4 Comparison of angular light scattering intensity under no noise and 10% Gaussian noise

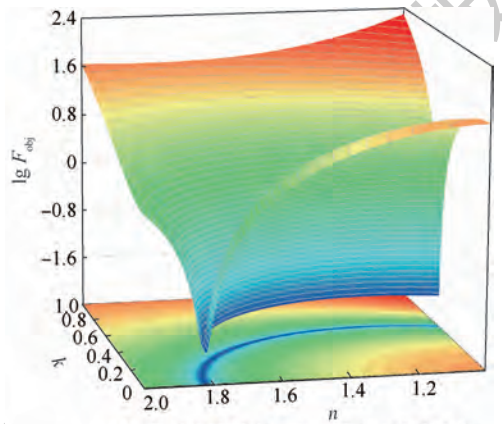
码在文献[16]有详细介绍,不再赘述。

3 结果和讨论

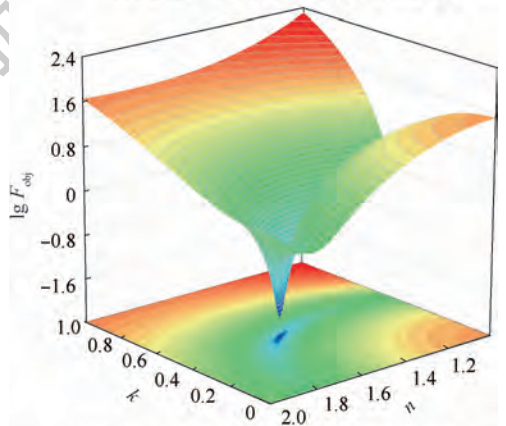
3.1 残余适应度分析

为了说明本文采用的多角度散射-准直透射率组合信号的优势所在,对比目标参数分布范围内的残余适应度分布情况。由于受限于图片表达的维度,最多只能分析2个参数的残余适应度值的分布情况,为了展现问题的收敛特性,图片中采用3D云图与2D投影结合的展示方式。

图5(a)、(b)分别为复折射率 m 采用2种信号组合时的残余适应度分布。可以发现,在仅使用散射信号的情况下,复折射率反演结果不唯一,体现在图5(a)中成谷状的收敛区间,这意味着反演存在严重的多峰情况,使反问题精确求解变得非常困难。加入透射信号后,有效改善了这一现状,使适应度函数收敛于一点,不仅使目标参数的精确反演变得易于实现,也会使反演收敛速度明显提高。



(a) 散射信号下的 (n, k) 面残余适应度分布



(b) 散射+透射信号下的 (n, k) 面残余适应度分布

图5 两种信号方案下的残余适应度分布
Fig. 5 Residual fitness distribution contour under two signal schemes

3.2 碳黑团聚体参数的同时反演结果及分析

本文中入射激光的波长是 806.5 nm,从文献[17]中查得在此波长下乙炔火焰碳黑的复折射率 $m = 1.57 - 0.46i$ 。2 个粒径分布函数的特征参数的真值定为 $\mu_g = 90$ nm 和 $\sigma_g = 1.6$,相应的回转半径范围为 0 ~ 500 nm。目标参数 C 根据所含各个参数计算, $C = 0.8$ 。分形维数 D_f 根据其数学意义应该为 1 ~ 3,本文定义 $D_f = 1.65$,可以产生合理的分形碳黑团聚体。各个参数在反演时需要给定一个搜索范围,为了证明本文方法在大搜索范围的适用性和稳定性,所选取的搜索范围都尽可能得大,初始值就在此范围内线性随机产生。如表 1 所示,每个参数的搜索范围都是远远大于可能存在的区域,如 μ_g 不可能超出最大 500 nm 或小于最小 0 nm 的粒径范围。

实际上,CMA-ES 算法除了初始化过程外并不使用此搜索范围,而是向全域范围扩展式地搜索,因此实际的搜索范围要比给定的搜索范围更大。此外 CMA-ES 算法虽然有许多算法参数,但因为其引入了参数自适应策略,算法参数会在算法进程中自行调整,因此并不需要为寻找合适的算法参数费心。但算法的收敛精度和最大迭代次

数需要声明,如表 2 所示。

eps 是目标收敛精度,设 $\text{eps} = 10^{-10}$,只有在没有噪声的情况下,反演才会因目标函数值满足目标精度而停止。而有噪声存在时,最终的目标函数值都会降到一个相对最低值。maxgens 是最大迭代次数,设为 $\text{maxgens} = 1000$ 。CMA-ES 算法是一种随机算法,具有一定的随机性。因此,每种情况都重复 50 次以减少随机性的影响。限于篇幅,本文只展示了所有算例中的一个,其余基于不同目标参数值的算例都能取得类似精度的反演结果。

评价反演结果的相对误差绝对值定义如下:

$$\varepsilon_{\text{rel}} = \frac{|z_{\text{est}} - z_{\text{ori}}|}{z_{\text{ori}}} \times 100\% \quad (13)$$

式中: ε_{rel} 为相对误差; z_{ori} 为每个参数的真实值; z_{est} 为预测值。相对误差的最大可接受值定为 1%。本文使用标准差来评价反演结果的集中程度,即数据集的标准差越大数据越分散,分布范围越大,反之,数据集越集中,分布范围越小。

表 3 列出了在不同高斯噪声下使用不同信号组合的目标参数反演结果。可以发现,在没有噪声的情况下,2 种信号方案都可以非常准确地反演 4 个参数,每个参数的相对误差都小于 0.005%,而且标准差也都达到很小的数量级,说明 50 次反演结果都很好地收敛到全局最优解

表 1 目标参数的真实值和搜索范围

Table 1 Original value and search range of target parameters

目标参数	真实值	搜索范围
C	0.8	[0, 10]
D_f	1.65	[1, 3]
μ_g/nm	90	[0, 500]
σ_g	1.6	[0, 10]

表 2 CMA-ES 算法的参数设定值

Table 2 Parameter value setting of CMA-ES algorithm

参数	设定值
maxgens	1000
eps	10^{-10}

表 3 不同高斯噪声下使用不同信号方案的目标参数反演结果

Table 3 Inversion results of target parameters obtained by different signal schemes under different Gaussian noise

目标参数	真实值	高斯噪声/%	散射			散射 + 透射		
			平均结果	$\varepsilon_{\text{rel}}/\%$	标准差	平均结果	$\varepsilon_{\text{rel}}/\%$	标准差
C	0.8	0	0.8000	0	6.05×10^{-5}	0.8000	0	1.10×10^{-4}
		6	0.8563	7.03	1.73×10^{-1}	0.7929	0.89	6.19×10^{-2}
		10	0.8323	4.04	1.37×10^{-1}	0.8010	0.12	1.03×10^{-1}
D_f	1.65	0	1.650	0	9.57×10^{-5}	1.600	0	1.58×10^{-5}
		6	1.600	3.06	1.39×10^{-1}	1.654	0.24	5.67×10^{-2}
		10	1.615	2.12	1.49×10^{-1}	1.645	0.29	9.02×10^{-2}
μ_g/nm	90	0	90.00	0	2.25×10^{-2}	90.00	0	1.33×10^{-5}
		6	108.81	20.90	2.99×10^1	90.25	0.28	9.35
		10	109.17	21.30	3.75×10^1	93.38	3.75	1.77×10^1
σ_g	1.6	0	1.600	0	1.10×10^{-4}	1.650	0	2.29×10^{-3}
		6	1.513	5.45	1.48×10^{-1}	1.600	0	3.79×10^{-2}
		10	1.491	6.78	2.05×10^{-1}	1.584	0.97	7.03×10^{-2}

(目标参数真值)。随着噪声的增大,4个目标参数的相对误差都不可避免地增加。仅采用散射信号,4个参数在6%和10%的高斯噪声下都超出可接受范围(1%),其中 μ_g 更是达到了20%以上,而且标准差的数量级对比没噪声的情况骤增。不过对比6%,在10%下误差及标准差变化趋势不是很明显。

采用散射+透射的信号组合,除10%高斯噪声情况下 μ_g 的相对误差超出1%外,其余情况下,各个参数的相对误差都小于1%,达到可接受范围。随着噪声增大,反演结果的相对误差和标准差基本上呈增加趋势,不过此信号组合有效限制了增加的幅度。对比相同噪声下仅采用散射信号的反演结果,可以发现同时采用散射和透射信号明显优化了反演结果,成功地将糟糕的反演结果提升到精确反演的程度,尤其是测量误差不超过6%的情况下。各个参数的反演误差和标准差数量级都显著下降。这说明在噪声干扰下,引入透射信号有效改善了问题的病态性,提高了反演的稳定性与抗噪性。

此外还发现不论什么情况下, μ_g 的参数标准差和相对误差都是4个参数中最大的,这与3.1节的残余适应度云图的分析结论相吻合,换言之就是4个参数中最难实现精确反演的,这也是散射+透射信号在10%高斯噪声下,相对误差唯一超出范围的参数。绘出并对比各个情况下的粒径分布函数后(见图6)发现, μ_g 对分布函数的影响没有 σ_g 大,即使其相对误差达到3.75%,但只要 σ_g 反演结果足够精确,反演得到的分布函数与真实的分布函数也几乎相同。而如果 σ_g 反演结果不够准确(仅使用散射信号的情况),分布函数的曲线就很明显偏离了真实的分布曲线。因此可以认为,在10%高斯噪声下,同时使用散射和透射信号得到的反演结果也达到了精确级别。

值得一提的是,CMA-ES算法为本文方法带来收敛速度上的优势。图7展示了不同高斯噪声下,采用散射+透射信号的反演过程中适应度函数值的下降过程(分别是50次计算中具有代表性的一次,其余49次的下降情况也基本相同)。迭代上限是1000,无高斯噪声的情况下因达到目标精度而提前结束反演过程。而在6%和10%高斯噪声的干扰下,500代之后也基本平稳不再明显下降,因此只展示了前450代的收敛过程。从中可以发现,3种高斯噪声下,250代以内都很迅速地完成任务,250代时平均耗时为3.5s。250代之后,对于无干扰的情况,曲线会迅速降到

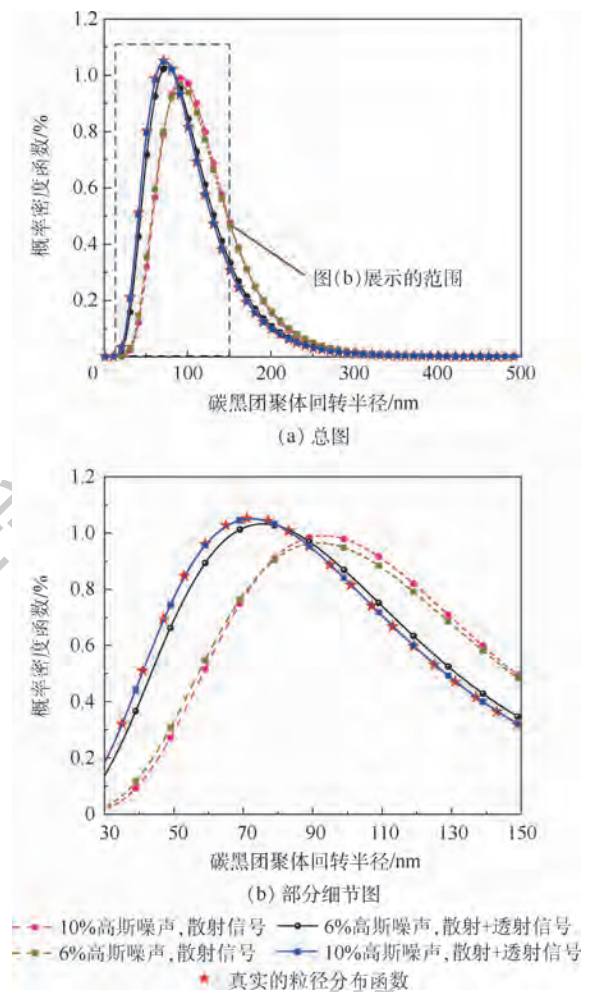


图6 不同高斯噪声下使用不同信号方案反演得到的粒径分布曲线

Fig.6 Particle size distribution profiles obtained by inversion results of different signal schemes under different Gaussian noise

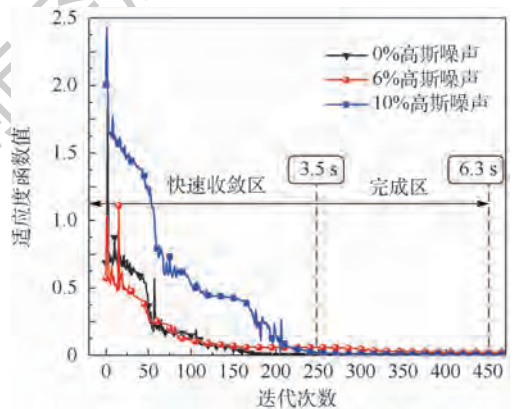


图7 不同高斯噪声下散射-透射组合信号的收敛过程

Fig.7 Convergence process of scattering-transmittance combined signal under different Gaussian noise

目标精度使反演结束。而高斯噪声的存在使另外2种情况只能降到一个相对最小值,并在该值附近微弱地波动,实际上有效的反演过程已经完成,

余下迭代过程只是在等待迭代次数达到上限。由于算法的特点,计算时间是与迭代次数成线性正比,450代时平均计算耗时6.3s。在大量数值模拟的结果基础上,认为可以将最大迭代次数缩小到450代,以减少无效的计算时间提高效率。虽然3.5s的计算用时还不足以到达在线测量的要求,但是也为接下来研究工作提供了良好的基础。

4 结 论

数值计算结果证明了本文提出的在一定高斯噪声下精确并且稳定地用于同时重建碳黑团聚体粒径分布、分形维数和常数参数方法的可行性。这一结论在于:对比在相同高斯噪声下只使用散射信号的4个参数的反演结果,采用散射-透射信号组合的反演结果更好,即4个参数各自的反演相对误差明显降低,各自的标准差缩小。尤其是随着高斯噪声的增加,反演的结果精度达到了可以忽略的范围(小于1%),实现精确反演。

1) 散射-透射信号改善了反问题的病态性,并在10%的高斯噪声下实现碳黑团聚体的形态和粒径分布参数的精确同时反演。

2) 使用CMA-ES算法使得反演过程迅速收敛,初步达到3.5s内基本完成反演过程的效果。

3) 本文得到的数值结果是在很大的目标参数搜索空间下得到的,这些范围在其数学意义和参数自身性质上都足够大,因此该方法的大搜索范围普适性可以得到验证。

参考文献 (References)

- [1] BOND T C, BERGSTROM R W. Light absorption by carbonaceous particles: An investigative review [J]. *Aerosol Science and Technology*, 2006, 40(1): 27-67.
- [2] 李红红. 航空发动机二维模型燃烧室中碳黑颗粒生成数值模拟[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008: 1-3.
LI H H. Research on numerical simulation of soot formation in a 2-D simplified gas turbine combustor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008: 1-3 (in Chinese).
- [3] 张群杰. 航空发动机燃烧室中辐射换热的数值研究[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学, 2012: 1-3.
ZHANG Q J. Numerical study of radiative transfer in aero-engine combustor [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012: 1-3 (in Chinese).
- [4] RAMANATHAN V, CARMICHAEL G. Global and regional climate changes due to black carbon [J]. *Nature Geoscience*, 2008, 1(4): 335-358.
- [5] GRAHAM T J, SCHLESINGER R B. Cardiovascular health and particulate vehicular emissions: A critical evaluation of the evidence [J]. *Air Quality Atmosphere & Health*, 2010, 3(1): 3-27.
- [6] LUO J, ZHANG Y, ZHANG Q, et al. Sensitivity analysis of morphology on radiative properties of soot aerosols [J]. *Optics Express*, 2018, 26(10): A420.
- [7] SORENSEN C M, CAI J, LU N. Light-scattering measurements of monomer size, monomers per aggregate, and fractal dimension for soot aggregates in flames [J]. *Applied Optics*, 1992, 31(30): 6547-6557.
- [8] IYER S S, LITZINGER T A, LEE S Y, et al. Determination of soot scattering coefficient from extinction and three-angle scattering in a laminar diffusion flame [J]. *Combustion & Flame*, 2007, 149(1-2): 206-216.
- [9] LINK O, SNELLING D R, THOMSON K A, et al. Development of absolute intensity multi-angle light scattering for the determination of polydisperse soot aggregate properties [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(1): 847-854.
- [10] AMIN H M F, ROBERTS W L. Soot measurements by two angle scattering and extinction in an N₂-diluted ethylene/air counter-flow diffusion flame from 2 to 5 atm [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2016, 36(1): 861-869.
- [11] MOGHADDAM S T, HADWIN P J, DAUN K J. Soot aggregate sizing through multiangle elastic light scattering: Influence of model error [J]. *Journal of Aerosol Science*, 2017, 111: 36-50.
- [12] SORENSEN C M. Light scattering by fractal aggregates: A review [J]. *Aerosol Science and Technology*, 2001, 35(2): 648-687.
- [13] MISHCHENKO M I, TRAVIS L D, LACIS A A. Scattering, absorption, and emission of light by small particles [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2002: 101-442.
- [14] OLTMANN H, REIMANN J, WILL S. Wide-angle light scattering (WALS) for soot aggregate characterization [J]. *Combustion & Flame*, 2010, 157(3): 516-522.
- [15] OLTMANN H, REIMANN J, WILL S. Single-shot measurement of soot aggregate sizes by wide-angle light scattering (WALS) [J]. *Applied Physics B*, 2012, 106(1): 171-183.
- [16] HANSEN N. The CMA evolution strategy: A tutorial [EB/OL]. (2016-04-04) [2019-06-20]. <http://arxiv.org/abs/1604.00772>.
- [17] DALZELL W H, SAROFIM A F. Optical constants of soot and their application to heat-flux calculations [J]. *Journal of Heat Transfer*, 1969, 91(1): 100-104.

作者简介:

张俊友 男, 博士研究生。主要研究方向: 碳黑团聚体的光学诊断及光散射反问题。

齐宏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 热辐射传输与耦合换热、高温弥散颗粒辐射物性及温度测量、辐射传输逆问题及智能优化算法等。

阮立明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 热辐射传输与耦合换热、高温弥散颗粒辐射物性及温度测量、微藻新能源利用等。

Simultaneous inversion of fractal morphology and particle size distribution of soot aggregate based on light scattering intensity

ZHANG Junyou^{1,2}, QI Hong^{1,2,*}, WANG Yifei^{1,2}, REN Yatao^{1,2}, RUAN Liming^{1,2}

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Key Laboratory of Aerospace Thermophysics, Ministry of Industry and Information Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The use of light scattering signals to achieve the simultaneous inversion of the fractal morphology and particle size distribution parameters of soot aggregates have important application value in flame radiation heat transfer simulation and pollution control. The direct model of inversion is based on the Rayleigh-Debye-Gans Polydisperse Fractal Approximation (RDG-PFA) light scattering theory. Two signal schemes were investigated: multi-angle scattering, multi-angle scattering and collimated transmittance. Before the inversion, by comparing the residual fitness value distributions of the two signal schemes, it is found that the simultaneous use of scattering and transmission signals effectively reduces the ill-posedness of the inverse problem. The inversion process is based on the Covariance Matrix Adaptive Evolutionary Strategy (CMA-ES) algorithm, which has a strong local search capability and provides a guarantee for fast and stable inversion of each target parameter. The final inversion results demonstrate the feasibility and universality of the method in a large search space. And it is also proved that the combination of multi-angle scattering and collimated transmittance effectively improves the inversion accuracy of the target parameters.

Keywords: light scattering; soot; aggregate; fractal dimension; inverse problems; optimization algorithm

Received: 2019-06-28; **Accepted:** 2019-08-14; **Published online:** 2019-09-26 15:03

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190925.1119.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51976044,51806047)

* **Corresponding author.** E-mail: qihong@hit.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0322

丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究

刘成^{1,2}, 谢荣建^{1,*}, 王仕越¹, 吴亦农^{2,3}

1. 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083; 2. 上海科技大学 信息科学与技术学院, 上海 201210;
3. 中国科学院大学, 北京 100049)



摘 要: 通过采用石英补偿器和高速摄像机实现了对丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究,重点研究了补偿器内工质的状态随充装量和传热量的变化及充装量对环路热管传热性能的影响。研究发现,容积为 51.4 mL 的环路热管最佳充装量约为 19.7 g。充装量小于最佳充装量的各工况下,能观察到对应补偿器内工质液面高度低于引流管,蒸发器和补偿器之间相变换热强烈,引流管外壁面明显有工质的冷凝及流动,且工质冷凝和流动的速度随着传热量的增加而加快;随着充装量增加,环路热管传热热阻减小,280 K 工作温度以下的传热量增大。最佳充装量对应的补偿器内液面高度浸没引流管而接近蒸发器核心通道顶端,得到 280 K 以下最大传热量为 40 W,对应的最优传热热阻为 2 K/W。充装量大于最佳充装量的工况下,补偿器内液面高度超过蒸发器核心顶端,随着充装量增加,环路热管传热热阻增大,280 K 以下的传热量减小。补偿器和蒸发器核心通道内的工质分布能影响蒸发器向补偿器的漏热量,这是充装量影响环路热管性能的重要原因。

关键词: 环路热管; 丙烯; 补偿器; 可视化; 充装量; 热阻; 毛细芯

中图分类号: TK124

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-0933-08

环路热管是一种两相传热装置,主要利用工质的气液两相换热及流动来实现高效的热传输^[1-2]。蒸发器内部的毛细芯能够产生毛细力而驱动工质的流动,避免了使用运动部件来提供动力,保证了环路热管的高可靠性和长寿命。气液分离的薄壁传输管线使环路热管拥有强传热能力和高柔性。环路热管众多独特的优势使其在航天器热控及电子散热等领域得到诸多关注^[3-5]。如空间探测器通常利用低温环路热管的柔性和远距离传热能力使空间载荷布局合理,实现高效热控的同时隔离低温制冷机产生的振动和电磁干扰^[6-7],高集成化的电子器件散热系统中也广泛应用了环路热管^[8-9]。

补偿器是调节环路热管工作压力的重要部件,其内部工质的状态能明显影响环路热管的传热性能。补偿器的设计、传热量及工质充装量是影响环路热管补偿器内部工质状态的主要因素,这也吸引诸多学者的研究。如柏立战等^[10]研究了环路热管工质充装量和补偿器容积的确定方法及充装量和补偿器容积的匹配关系。Yan 等^[11]探究了工质充装量对液氮温区低温环路热管的传热性能的影响,得到了样机的最佳充装压力。Du 等^[12]研究了充装压力对小型低温环路热管运行的影响。张红星等^[13]研究了工质充装量对环路热管温度波动的影响。Mo 和 Liang^[14]研究了低充装量下低温环路热管的运行特性。上述研究多限

收稿日期: 2019-06-20; 录用日期: 2019-08-30; 网络出版时间: 2019-09-17 16:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190917.1458.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51776121)

* 通信作者. E-mail: xierongjian@mail.sitp.ac.cn

引用格式: 刘成, 谢荣建, 王仕越, 等. 丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 933-940. LIU C, XIE R J, WANG S Y, et al. Visualization experimental study of compensation chamber of a propylene loop heat pipe [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 933-940 (in Chinese).

于工质充装量和环路热管运行特性之间直接的对应关系,少有对补偿器内部工质状态影响的分析。

环路热管内未参与循环换热的工质多存储于补偿器内,所以充装量不同导致的主要结果是补偿器内的工质量存在较大差异,因此有必要对环路热管的补偿器进行可视化研究以加深充装量对环路热管运行特性影响的认识。对环路热管的可视化研究多集中于常温区域,如 Hossain^[15]采用水作为工质对平板型环路热管进行了可视化实验研究,观察到了启动阶段气体管线内多余液态工质的排出及运行阶段冷凝器和补偿器内气泡的形成。Mo 等^[16]通过对平板型环路热管的可视化研究观察到了不同传热量下气体管线内工质的不同流型及冷凝器内气液界面的运动。另有学者采用间接成像技术对环路热管进行了可视化研究,如 Nemeč 和 Malcho^[17]通过红外热成像技术研究了环路热管从启动到稳定工作各阶段的温度分布情况。Okamoto 等^[18]用中子成像技术对环路热管进行了可视化研究,观察到了毛细芯中的流体在启动阶段和烧干过程中的变化。

由于本文研究背景涉及较低温区,所以可视化部件需要承受较大范围的温度变化,且实验在真空罐内进行,不宜采用间接成像技术。为同时保证可视化效果、耐低温性、连接密封性及承压能力,采用石英材质实现了补偿器的可视化。补偿器与蒸发器之间为法兰结构连接,利用高速摄像机对补偿器内的工质状态进行拍摄,实现了对丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究,直观揭示了补偿器内的工质状态随充装量和传热量的变化及充装量影响环路热管运行特性的内部因素。

1 实验装置

实验采用的环路热管的结构示意及参数分别如图 1 和表 1 所示。该环路热管主要由蒸发器、毛细芯、气体管线、冷凝器、液体管线、补偿器等部分构成,总容积约为 51.4 mL。蒸发器和气液传输

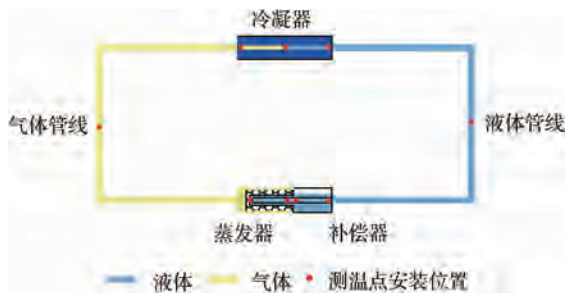


图 1 环路热管结构示意图

Fig. 1 Schematic of loop heat pipe structure

表 1 环路热管参数

Table 1 Parameters of loop heat pipe

部件	尺寸	数值
蒸发器	长度 × 外径/(mm × mm)	90 × 24
	长度 × 内径/(mm × mm)	90 × 20
毛细芯	孔径/ μm	1.75
气体管线	长度 × 外径/(mm × mm)	1030 × 3
	长度 × 内径/(mm × mm)	1030 × 2
冷凝器	长度 × 外径/(mm × mm)	540 × 6
	长度 × 内径/(mm × mm)	540 × 3
液体管线	长度 × 外径/(mm × mm)	1100 × 3
	长度 × 内径/(mm × mm)	1100 × 2
补偿器	长度 × 外径/(mm × mm)	60 × 24
	长度 × 内径/(mm × mm)	60 × 20

管线为 316 L 不锈钢材质,毛细芯材料为烧结氧化锆,冷凝器管线为无氧铜材质。工质为高纯丙烯,充装量分别为 13.7、16.7、19.7、22.7、24.3 g。除补偿器入口与液体管线之间的连接及补偿器出口与蒸发器之间的连接以外,其他部位之间的连接方式为焊接或卡套管连接。

环路热管补偿器为石英材质,其与不锈钢蒸发器和液体管线之间采用法兰结构连接,通过螺栓紧固,中间有 O 形密封圈,如图 2 所示。O 形沟槽在不锈钢一侧,O 形密封圈置于沟槽中,O 形密封圈外层密封圈为改进的聚四氟乙烯,内层为钴镍铬合金蓄能弹簧。当补偿器内承压时,系统压力及弹簧弹力使密封圈外层与两侧连接部件贴合紧密,保证良好的密封性,如图 3 所示,合金弹簧的弹性使该结构能承受因温度变化而带来的形变应力。保压和耐低温测试结果表明,该结构和连接方式能承受 1.5 MPa 压力无泄漏,能承受 1 min 之内从室温到液氮温区的温度剧变无破裂和泄漏,能长时间耐液氮低温,满足丙烯工质从充装到实验的各项要求。

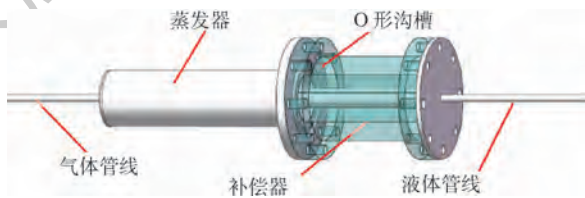


图 2 补偿器与蒸发器连接示意图

Fig. 2 Schematic of connection between compensation chamber and evaporator

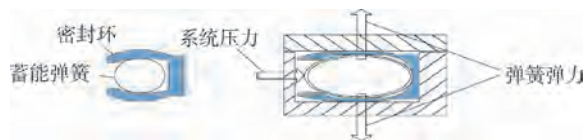


图 3 O 形密封圈横切面示意图

Fig. 3 Schematic of transverse section of O-shaped sealing ring

实验系统如图4所示,主要由真空罐、脉管制冷机、真空泵组、循环水冷、数据采集器、直流电源、高速摄像机、计算机等组成。为减少辐射、对流换热及倾斜角度的影响,除补偿器外的环路热管各部位用30层隔热组件包覆,整体水平置于真空罐内,由真空罐和真空泵组提供真空度优于 4.95×10^{-3} Pa实验环境。蒸发器外壁面贴有直流薄膜加热片以模拟热源,脉管制冷机的“冷头”与环路热管冷凝器耦合以模拟热沉,加热片和制

冷机分别由各自配套电源供电,调节电源输入功率能够模拟不同工作温度和传热量的多种工况。循环水冷用来为制冷机和分子泵散热。环路热管各部件关键位置安装有精度优于 ± 0.5 K的Pt 1000测温电阻以测量各部位温度,安装示意位置见图1,测得的温度由数据采集器采集并传输至计算机记录保存。高速摄像机置于真空罐外,镜头与环路热管补偿器对齐,能通过真空罐端盖的可视化窗口拍摄实验过程中补偿器内工质的变化状况。

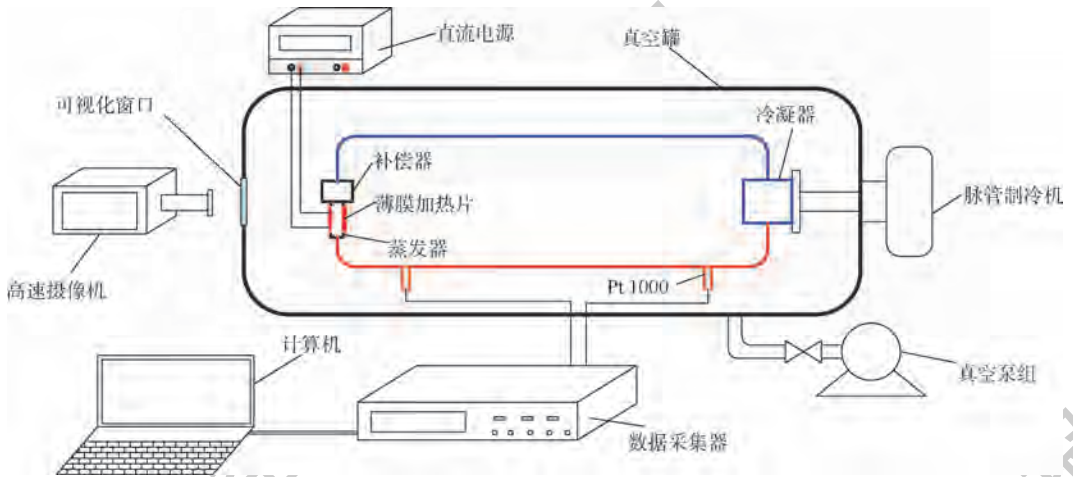


图4 实验系统示意图

Fig. 4 Schematic of experimental system

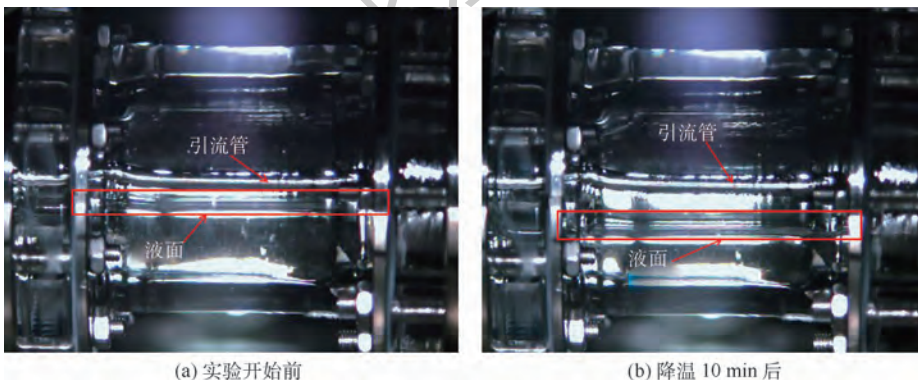
2 实验结果和讨论

2.1 环路热管降温 and 启动过程

待完成各实验设备的检查后开始实验,并实时观察补偿器内工质状态的变化。开启真空泵组对真空罐进行抽真空,当真空罐内真空度达到 1×10^{-2} Pa后开启脉管制冷机对环路热管冷凝器进行降温。由于工质的密度随温度降低而变大,工质向温度较低的冷凝器收缩聚集,导致补偿器内工质液面高度下降。如图5所示,当充装量为

13.7 g时,补偿器内液面高度在实验开始前明显高于降温10 min后。其他充装量下的环路热管补偿器内的液面在降温前后的变化与此类似,都在降温后出现一定的下降。

当冷凝器最低温度接近研究背景设定的200 K目标温度时,开启直流电源对薄膜加热片输入10 W加热功率。蒸发器吸收来自热源的热量导致其温度略有上升,毛细芯外表面处的液态工质吸热蒸发形成气态工质并进入气体管线,随后经过气体管线进入冷凝器并推动其中的冷凝



(a) 实验开始前

(b) 降温10 min后

图5 降温前后补偿器内液面高度变化对比

Fig. 5 Comparison of liquid levels inside compensation chamber before and after cooling

液体进入液体管线,这一过程表现为气体管线和冷凝器入口温度的上升,冷凝器出口和液体管线温度下降,如图6中25 min处温度变化所示。

持续蒸发形成的气态工质继续推动冷凝器中的液态工质经液体管线和引流管进入蒸发器核心和补偿器,导致蒸发器和补偿器的温度开始下降,如图6中28 min处温度变化所示。蒸发器核心内的液体工质再次被毛细力抽吸至毛细芯外表面参与吸热蒸发,至此工质开始在环路热管内部形成循环流动,环路热管开始启动。调节脉管制冷机的输入功以保持冷凝器的最低温度稳定于200 K附近,当环路热管各部位的温度都达到稳定后,以10 W为步长依次增大薄膜加热片的功率以模拟下一个工况,直到蒸发器温度超过应用背景限定的280 K。

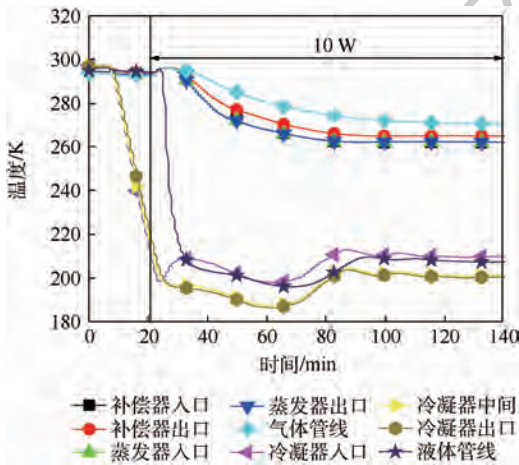


图6 充装量为13.7 g时环路热管的启动过程

Fig. 6 Start-up process of loop heat pipe with a working fluid inventory of 13.7 g

2.2 环路热管稳态传热过程

各充装量下的环路热管均能顺利启动降温,当充装量为13.7、16.7 g时,稳定工况下补偿器内的液面高度明显低于引流管。此时蒸发器的核心通道内大部分空间被气态工质占据,液态工质的蒸发面积大,蒸发器核心内工质与引流管和补偿器之间的相变换热强烈。其换热机理类似于热管的工作过程,即工质在蒸发器核心中蒸发后向补偿器一侧流动并放热给温度较低的引流管和回流到低温工质及补偿器,被冷凝后的液态工质再次进入蒸发器核心内参与蒸发。如图7所示(t 表示拍摄时间, Q 为环路热管传热量),充装量为16.7 g时,20 W和30 W传热量下,引流管外壁面有明显的工质冷凝液滴形成和流动,而且液滴形成和流动的速率随着传热量增加而加快。

由于蒸发器外表面的蒸发界面与补偿器内的工质气液界面均处于饱和状态,存在一定的饱和压力差和对应的温度差。蒸发器向补偿器的漏热量大时,会导致补偿器的温度和压力上升来补偿漏热,而补偿器的温度和压力上升会造成蒸发器的压力及温度上升以产生对应的压力差来平衡工质的流动压降。所以,蒸发器、补偿器及引流管之间强烈的相变换热导致两者之间的漏热量大,会造成补偿器的温度和压力较高,最终导致环路热管蒸发器的工作温度高,传热热阻大。本文涉及的传热热阻定义为

$$R = \frac{T_e - T_c}{Q} \quad (1)$$

式中: R 为传热热阻; T_e 为蒸发器的平均温度; T_c 为冷凝器出口温度。冷凝器进出口温度差异较大,为避免造成较大偏差,采用更接近热沉温度的冷凝器出口温度 T_c 。

随着充装量的增大,蒸发器核心内的空隙变小造成工质蒸发面积变小,蒸发器向补偿器的相变漏热量也会相应减小,环路热管性能得到一定提升。

充装量为19.7 g时,稳定工作的环路热管补偿器内液面高度接近蒸发器核心通道顶端,蒸发器核心内部工质的蒸发面积缩减至最小,蒸发器与补偿器之间的相变换热和漏热量也随之减少,此时热管性能最优。如图8所示,在280 K以下的最大传热量达到40 W,对应的传热热阻为2 K/W。

当充装量为22.7 g和24.3 g时,稳定工作的环路热管补偿器内液面超过蒸发器核心顶端。虽然蒸发器与补偿器之间的相变漏热量随着蒸发面积减小而减小,但两者之间传导和对流漏热量随着液体工质与毛细芯的接触面积增加而增大。另外,工质回流需排开高于引流管的部分工质而克服一定的重力,所以工质回流的阻力增大,导致蒸发器的压力和温度上升以产生足够的压力推动工质回流循环。随着充装量增加,传导漏热量和需要克服的重力都增大,所以充装量超过最优量后,环路热管的蒸发器温度随着充装量的增加而上升,传热性能恶化。

随着传热量的增加,蒸发器向补偿器的漏热量增大。当回流至补偿器和蒸发器核心的液体工质过冷度不足以平衡漏热量时会造成蒸发器和补偿器的温度上升,导致补偿器内液体工质的密度变小及体积变大。另外,随着传热量增加,冷凝器内的气液界面向冷凝器出口移动,更多的工质进入补偿器,所以补偿器内的液面随着传热量增加

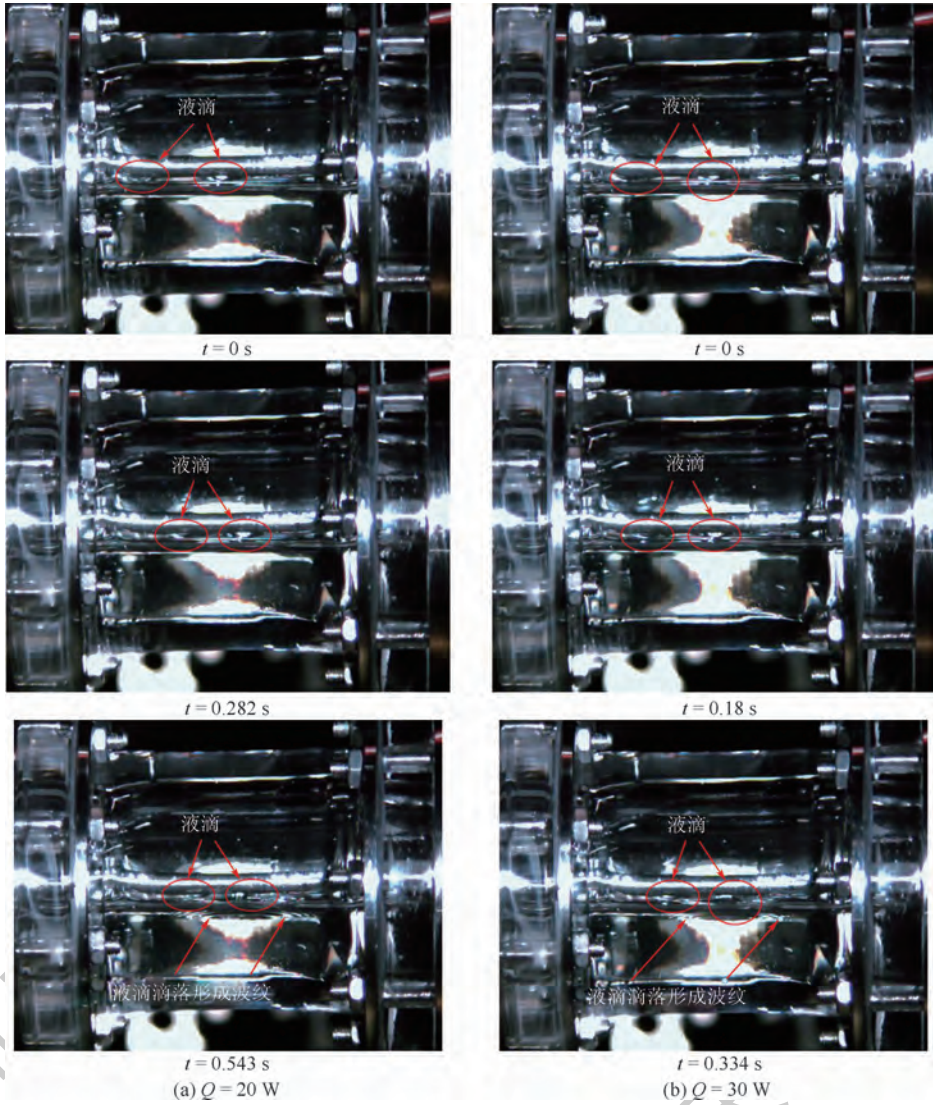


图 7 充装量为 16.7 g 时补偿器内的工质状态

Fig. 7 States of working fluid inside compensation chamber with a working fluid inventory of 16.7 g

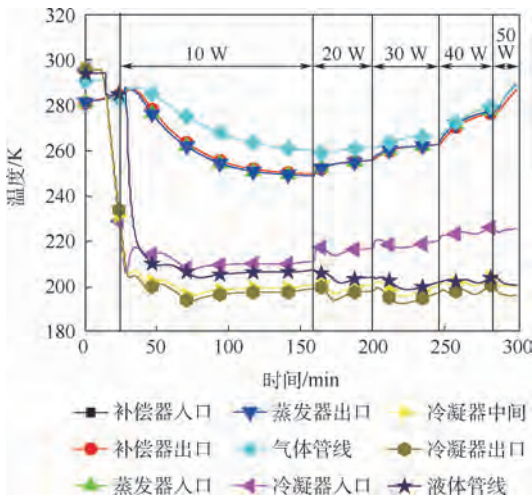


图 8 充装量为 19.7 g 时环路热管启动及运行

Fig. 8 Start-up and operation of loop heat pipe with a working fluid inventory of 19.7 g

而升高,如图 9 所示。

280 K 工作温度以下的环路热管的传热热阻随充装量及传热量的变化如图 10 所示。可以看出,相同传热量下,环路热管的传热热阻随着充装量的增加呈现先减小后增大的趋势;而同一充装量下传热热阻随着传热量的增加而减少。环路热管在 280 K 工作温度以下的最大传热量随着充装量的增加呈现先增大后减小的趋势。当充装量为 19.7 g 时,环路热管在各工况下的传热热阻最小,280 K 工作温度下的传热量达到 40 W。

由于需要顾及在温度较低区域的可视化研究条件,采用了压力较低但不太适用于低温区的丙烯工质,另外在实验过程中补偿器未用多层隔热组件包裹,造成该环路热管受环境漏热的影响较大,所以该环路热管的传热热阻较大。

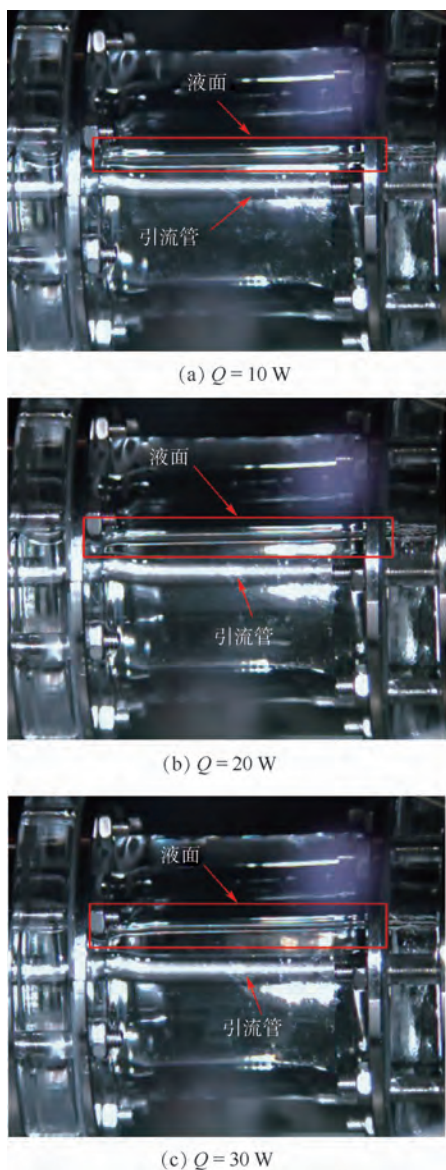


图9 充装量为22.7 g时补偿器内液面高度的变化

Fig.9 Variation of liquid level inside compensation chamber with a working fluid inventory of 22.7 g

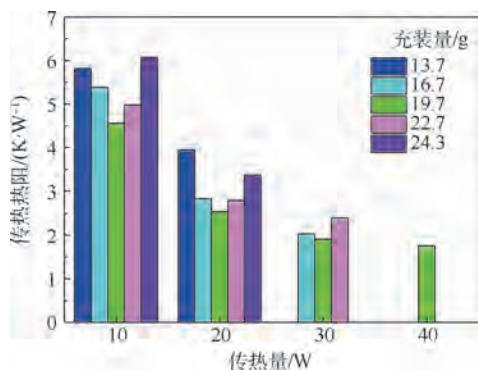


图10 280 K工作温度以下的环路热管传热热阻

Fig.10 Heat transfer thermal resistances of loop heat pipe for operating temperatures below 280 K

3 结论

本文通过采用石英补偿器和法兰连接结构及

高速摄像机实现了对丙烯环路热管补偿器的可视化研究,重点研究了补偿器内工质状态随充装量和传热量的变化及充装量对环路热管传热性能的影响,观察到了不同充装量和传热量下补偿器内工质的状态。通过分析补偿器内工质状态及对应的环路热管传热性能,可得出以下结论:

1) 工质充装量和环路热管传热量能影响补偿器内工质的分布状态。环路热管补偿器内工质液面高度随工质充装量增加而上升,随着传热量增加而升高。工质充装量小于最优量时,稳定工作的环路热管补偿器内工质液面高度低于蒸发器核心通道顶端,引流管外壁面能观察到工质的冷凝及流动,工质冷凝及流动的速率随传热量的增加而加快,蒸发器与补偿器及引流管之间存在较强相变换热。补偿器和蒸发器核心通道内工质分布状态能影响蒸发器向补偿器的漏热量,这是充装量影响环路热管性能的重要原因。

2) 相同传热量下的环路热管传热热阻随着充装量增加呈现先减小后增大的趋势,280 K工作温度以下的最大传热量随着充装量增加呈现先增大后减小的趋势。

3) 实验样机存在最佳充装量19.7 g。在最佳充装量下补偿器内工质液面高度接近蒸发器核心通道顶端。实验环路热管样机在280 K以下的最大传热量为40 W,对应最优传热热阻为2 K/W。

参考文献 (References)

- [1] MAYDANIK Y F. Loop heat pipes[J]. Applied Thermal Engineering,2005,25(5):635-657.
- [2] KU J. Operating characteristics of loop heat pipes[C]//29th International Conference on Environmental System,1999:1999-01-2007.
- [3] GUO Y D,LIN G P,BAI L Z, et al. Experimental study on the supercritical startup of cryogenic loop heat pipes with redundancy design[J]. Energy Conversion and Management,2016,118:353-363.
- [4] 柏立战,林贵平. 环路热管复合芯传热与流动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(12):1446-1450.
BAI L Z,LIN G P. Analysis of heat transfer and flow characteristics of composite wicks of loop heat pipes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(12):1446-1450 (in Chinese).
- [5] VASILIEV L, LOSSOUARN D, ROMESTANT C, et al. Loop heat pipe for cooling of high-power electronic components[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2009,52(1-2):301-308.
- [6] RIEHL R R,DUTRA T. Development of an experimental loop heat pipe for application in future space missions[J]. Applied Thermal Engineering,2005,25(1):101-112.

- [7] HOANG T T. Performance demonstration of hydrogen advanced loop heat pipe for 20-30 K cryocooling of far infrared sensors [C] // Proceedings of SPIE. Bellingham: SPIE, 2005: 1-10.
- [8] PASTUKHOV V G, MAYDANIK Y F. Low-noise cooling system for PC on the base of loop heat pipes [J]. Applied Thermal Engineering, 2007, 27 (5): 894-901.
- [9] LU X Y, HUA T C, LIU M J, et al. Thermal analysis of loop heat pipe used for high-power LED [J]. Thermochemica Acta, 2009, 493 (1): 25-29.
- [10] 柏立战, 林贵平, 张红星. 环路热管稳态建模及运行特性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32 (8): 894-898.
BAI L Z, LIN G P, ZHANG H X. Steady state modeling of loop heat pipes and operating characteristics analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32 (8): 894-898 (in Chinese).
- [11] YAN T, ZHAO Y N, LIANG J T, et al. Investigation on optimal working fluid inventory of a cryogenic loop heat pipe [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66: 334-337.
- [12] DU C H, BAI L Z, LIN G P, et al. Determination of charged pressure of working fluid and its effect on the operation of a miniature CLHP [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 63: 454-462.
- [13] 张红星, 林贵平, 丁汀, 等. 环路热管温度波动现象的实验分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31 (2): 116-120.
ZHANG H X, LIN G P, DING T, et al. Experimental investigation on temperature oscillation of loop heat pipes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31 (2): 116-120 (in Chinese).
- [14] MO Q, LIANG J T. Operational performance of a cryogenic loop heat pipe with insufficient working fluid inventory [J]. International Journal of Refrigeration, 2006, 29 (4): 519-527.
- [15] HOSSAIN M M. Experimental study on thermal performance and visualization of loop heat pipe [D]. Greensboro: North Carolina A&T State University, 2013.
- [16] MO D C, ZOU G S, LU S S, et al. A flow visualization study on the temperature oscillations inside a loop heat pipe with flat evaporator [C] // Proceedings of the ASME 2013 International Technical Conference and Exhibition on Packaging and Integration of Electronic and Photonic MicroSystems. New York: ASME, 2013: 1-6.
- [17] NEMEC P, MALCHO M. Distribution of heat flux by working fluid in loop heat pipe [C] // 10th Anniversary International Conference on Experimental Fluid Mechanics, 2016, 114: 02081.
- [18] OKAMOTO A, HATAKENAKA R, MASE Y, et al. Visualization of a loop heat pipe using neutron radiography [J]. Heat Pipe Science and Technology: An International Journal, 2011, 2 (1-4): 161-172.

作者简介:

刘成 男, 博士研究生。主要研究方向: 环路热管。

谢荣建 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 空间载荷热控技术。

Visualization experimental study of compensation chamber of a propylene loop heat pipe

LIU Cheng^{1,2}, XIE Rongjian^{1,*}, WANG Shiyue¹, WU Yinong^{2,3}

(1. Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;

2. School of Information Science and Technology, ShanghaiTech University, Shanghai 201210, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: By the employment of quartz compensation chamber and high-speed camera, the visualization experimental study on the compensation chamber of a propylene loop heat pipe was implemented, which mainly focused on the variation of state of working fluid in the compensation chamber with the effect of the working fluid inventory and heat transfer capacity, and the effect of working fluid inventory on the heat transfer performance of the loop heat pipe. The results indicate that the optimal working fluid inventory for the loop heat pipe with volume of 51.4 mL is about 19.7 g. The liquid levels inside the compensation chamber are lower than the bayonet when the fluid inventory is less than the optimal one, intense two-phase heat exchange between the evaporator and the compensation chamber is confirmed by the observation of obvious condensation and flow of the liquid on the outer surface of the bayonet, and the condensation rate and flow velocity increase with the rise of heat transfer capacity; the heat transfer thermal resistance of the loop heat pipe decreases and the heat transfer capacity below 280 K increases with the rise of the fluid inventory. With an optimal fluid inventory, the liquid level inside the compensation chamber immerses the bayonet and is close to the top of the evaporator core, and thus the best performance is obtained: a maximum power of 40 W that can be transferred below 280 K and a corresponding thermal resistance of 2 K/W. Liquid levels inside the compensation chamber are higher than the top of the evaporator core when the fluid inventory is more than the optimal one. The heat transfer thermal resistance increases and the heat transfer capacity below 280 K decreases with the rise of the fluid inventory. The liquid distribution inside the compensation chamber and evaporator core has considerable effect on the heat leak between the evaporator and the compensation chamber, which is a significant factor for the influence of working fluid inventory on the performance of loop heat pipe.

Keywords: loop heat pipe; propylene; compensation chamber; visualization; working fluid inventory; thermal resistance; porous wick

Received: 2019-06-20; **Accepted:** 2019-08-30; **Published online:** 2019-09-17 16:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190917.1458.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51776121)

* **Corresponding author.** E-mail: xierongjian@mail.sitp.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0329

基于 CFD/CSD 松耦合的直升机配平分析方法

余瑾, 王松, 刘勇*, 杨卫东

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)



摘 要: 针对直升机配平问题, 基于 CFD/CSD 松耦合策略建立了计入旋翼气弹效应的配平分析方法。旋翼桨叶 CSD 求解器与旋翼 CFD 求解器以桨叶弹性轴和变距轴线为媒介, 通过线性插值方法交换气动载荷和响应数据。CFD 模块和 CSD 模块在时域内推进, 旋翼每旋转一圈交互一次数据, 以 CFD 模块计算的气动力来修正配平计算中气弹分析的气动力输入, 直到配平量和 CFD 气动力在迭代过程中不再变化, 即得到耦合配平解。以 SA349/2“小羚羊”直升机小速度前飞状态为算例, 计算表明所提方法收敛迅速、稳定性良好, 计算结果与飞行实测值的对比分析验证了方法的有效性, 对桨叶气动力曲线及桨涡干扰等现象具有很好的捕捉能力。

关键词: 直升机; CFD/CSD 松耦合; 配平; 气动载荷; 运动嵌套网格; 插值

中图分类号: V249.3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0941-11

在直升机旋翼动力学分析中, 配平计算不仅是飞行力学和操纵品质分析的基础, 旋翼的配平解对旋翼的气弹稳定性和气弹载荷分析也有着至关重要的影响^[1]。直升机旋翼气弹分析是一个具有挑战性的多学科问题, 精确的桨叶气动建模涉及到三维非定常流场、跨声速流、动态失速、桨叶刚体运动和弹性变形等, 这就必须与 CSD 分析相结合进行综合分析。在完全耦合的气弹分析中, 由于桨叶的刚体运动、弹性变形、气动载荷和旋翼配平状态相互影响, 桨叶的气动力计算和结构动力学分析也是相互依赖、相互作用的。为了解决这一复杂问题, 旋翼综合分析代码往往采用基于升力线理论和查表法等简化的空气动力学模型, 然而使用这些快速方法进行载荷预测, 往往会显示出明显的不足, 难以描述细致的流场细节, 无法满足气弹载荷分析的精度要求^[2]。本文的研究目的就是为将 CFD 求解器耦合进气弹综合分析代码中, 以提供高保真的气动模型, 克服气弹综合

分析中气动模型精度不足的缺陷, 而气弹分析模块则依然进行结构动力学和配平分析。

CFD 模块与气弹综合分析模块的耦合有 2 种思路: 松耦合和紧耦合。在松耦合策略中, CFD 模块和 CSD 模块分别在时域内推进, 每隔一段时间(如旋翼旋转一圈)交互一次数据; 在紧耦合策略中, CFD 模块和 CSD 模块集成在一起, 每个时间步长上都要进行数据交换。尽管紧耦合策略更为严密, 但必须要在 CFD/CSD 两个模块间的时间精度控制和数据交换效率上付出更高的代价。另一方面, 配平分析至少包含 2 层循环: 外层配平迭代循环和内层气弹分析响应求解迭代循环。采用紧耦合策略进行配平计算意味着将 CFD 求解器放进了内层的响应求解迭代运算, 为此将付出更大的计算代价。Johnson 等^[2]指出, 就当前的计算能力而言, 是禁止将 CFD 技术直接引入到配平循环内的。因此, 将紧耦合方法用于配平分析是不妥的。而松耦合策略允许采用模块化方法,

收稿日期: 2019-06-25; 录用日期: 2019-09-20; 网络出版时间: 2019-11-13 10:11

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191113.1006.001.html

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程

*通信作者: E-mail: liuyong@nuaa.edu.cn

引用格式: 余瑾, 王松, 刘勇, 等. 基于 CFD/CSD 松耦合的直升机配平分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 941-951. YU J, WANG S, LIU Y, et al. Trim analysis method of helicopter based on CFD/CSD loose coupling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 941-951 (in Chinese).

各学科模块根据需要处理其时间精度,配平解则是综合分析的自然结果。

Tung 等^[3]于 1986 年提出了 CFD/CSD 之间的松耦合方法,其中 CFD 求解器运用小扰动方程,CSD 求解器基于 CAMRAD 平台,通过升力线法修正 CFD 计算的气动力,在该模型中,通过 CSD 模块更新入流角从而修正物面无穿透条件代替驱动网格变形,该方法中 CFD 计算精度不足,故耦合存在收敛的问题。CFD/CSD 松耦合的概念提出之后,被广泛认可和应用。2001 年,Costes 等^[4]基于松耦合方法,运用 WAVES 的 CFD 求解器和 HOST 的 CSD 求解器,进行弹性旋翼桨叶前飞状态的配平计算,研究表明该方法对变距力矩和扭转载荷的预估具有较大的提高。2006 年,Johnson 等^[2]基于 CFD/CSD 松耦合的方法,CSD 求解器使用 CAMRAD 平台,CFD 模块则基于 OVERFLOW 求解器,以 UH-60A 黑鹰直升机为算例,对旋翼不同飞行状态下进行振动载荷的预估,取得较好的成果,并成功捕捉到桨尖涡现象,该方法具有很好的稳定性、收敛性及鲁棒性,并且对法向力和变距力矩的幅值和相位的预测与飞行测试数据具有很好的吻合,且没有使用修正物面无穿透条件代替驱动网格变形,而是通过 OVERFLOW 的动网格和“网格挖洞”技术实现。2006 年,Chopra 等^[5]建立基于 UMARC 的 CSD 综合分析平台和基于雷诺平均的 Navier-Stokes 方程的 CFD 模型,采用松耦合的方法对 UH-60A 直升机旋翼高速前飞状态的振动载荷进行了预估,分析表明二阶精确非线性梁理论对高速前飞状态的结构动载荷具有较好的预估能力,并且准确预估到 1~3 阶扭转谐波载荷。国内基于 CFD/CSD 耦合的方法对飞行器研究相对较晚。2010 年,王海^[6]采用以嵌套网格为基础的 CFD 模块,提出直升机旋翼 CFD/CSD 松耦合分析方法。2013 年,王俊毅、招启军^[7]发展了旋翼稳态前飞状态的 CFD/CSD 耦合分析方法,研究表明,改变剖面的扭转刚度旋翼气动载荷变化较大。2014 年,肖宇、徐国华等^[8]基于非惯性系下的 Navier-Stokes 方程,改进了悬停状态下的 CFD/CSD 耦合研究方法,UH-60A 直升机的算例表明耦合策略具有更好的载荷预估能力。2015 年,李建东^[9]发展了二维翼型的 CFD/CSD 紧耦合策略。2016 年,黄道博^[10]基于 CFD/CSD 耦合方法准确预估了直升机稳态前飞状态旋翼气动载荷和振动载荷。CFD 模块以 FLUENT 商用软件为平台,CSD 模块基于中等变形梁理论,通过 UDF 进行桨叶运动和网格

变形信息的交换。

在本文采用的 CFD/CSD 松耦合策略中,CFD 模块和 CSD 模块分别在时域内推进,以桨叶弹性轴和变距轴线为媒介,通过线性插值方法交换气动载荷和响应数据,旋翼每旋转一圈交互一次。在耦合迭代过程中,随着气动载荷的改变,改变旋翼的操纵量和飞行姿态以满足配平方程组。本文构造了内外两层迭代:内层迭代为配平求解过程,随着气动载荷的改变,以牛顿迭代法改变旋翼的操纵量和飞行姿态,满足配平方程组;外层循环即以 CFD 模块计算的气动力来修正配平计算中气弹分析的气动力输入,直到配平量和 CFD 气动力在外层迭代中不再变化,达到同时收敛,即得到了耦合配平解。

1 旋翼流场 CFD 建模

直升机旋翼 CFD 技术一直以来是计算流体力学领域的热点和较为困难的问题之一,这与直升机旋翼的复杂工作环境及旋翼特有的运动和操纵方式有关。网格是 CFD 计算的基础,就直升机旋翼而言,计算空间生成单一的计算网格是相当困难的,这会使得网格局部存在严重的扭曲或畸变,故目前多采用多个分区对接及重叠嵌套网格避免这一问题。本文基于 OversetGrid 网格前处理软件绘制直升机旋翼嵌套网格,基于 OverCFD 软件,综合考虑旋翼桨叶运动与变形、网格自适应、“网格挖洞”与插值、湍流模型等计算旋翼流场信息。

1.1 适合 CFD 使用的控制方程

流体运动的基本规律需满足物理学三大定律,即质量守恒定律、动量守恒定律及能量守恒定律。

一般局部坐标系下的 Navier-Stokes 方程具有如下形式^[11]:

$$\frac{\partial \underline{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\underline{E} - \underline{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\underline{F} - \underline{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\underline{G} - \underline{G}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

式中: ξ, η, ζ 分别为微元体的一般局部坐标系 3 个方向;守恒变量为

$$\left\{ \begin{aligned} \underline{Q} &= \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_0 \end{bmatrix} \\ e_0 &= e_i + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2) \end{aligned} \right. \quad (2)$$

其中: ρ 为流体密度; u, v, w 分别为笛卡儿坐标 x - y - z 三个方向上的绝对速度分量; e_0 和 e_i 分别为总能量和内能。

无黏通量为

$$\mathbf{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (\rho e_0 + p) U - \xi_i p \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: p 为压强。

$$\mathbf{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (\rho e_0 + p) V - \eta_i p \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (\rho e_0 + p) W - \zeta_i p \end{bmatrix} \quad (5)$$

黏性项为

$$\mathbf{E}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{xz} + \xi_y \tau_{yz} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x b_x + \xi_y b_y + \xi_z b_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中: τ_{xx} 和 b_x 分别为黏性力的切应力项和正应力项,下标表明各自不同方向上的分量。

$$\mathbf{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{xz} + \eta_y \tau_{yz} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x b_x + \eta_y b_y + \eta_z b_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{G}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x b_x + \zeta_y b_y + \zeta_z b_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

J 为笛卡儿坐标与一般坐标系间转换的 Jacobian 矩阵,即

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta, t)}{\partial(x, y, z, t)} \quad (9)$$

逆变速度为

$$\begin{cases} U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w + \xi_t \\ V = \eta_x u + \eta_y v + \eta_z w + \eta_t \\ W = \zeta_x u + \zeta_y v + \zeta_z w + \zeta_t \end{cases} \quad (10)$$

1.2 旋翼桨叶贴体网格

图 1 为 SA349/2 旋翼桨叶贴体网格,其旋翼采用 3 片 OA209 翼型的矩形高速桨叶,并具有一定的负扭转。本文对其桨根位置进行简化处理,在离散具有负扭转区域操作如下:提取三角面元网格的轮廓线得到桨叶叶素(剖面)线网格,对剖面线网格重布后,基于 OversetGrid 软件平移旋转操作,在线性负扭转桨叶段生成结构化面网格,若是非线性负扭转,取多段进行以上操作,对旋翼桨叶结构面网格进行重布,在桨尖和桨根位置加密。因此,桨尖和桨根位置应具有更多的重叠区域。

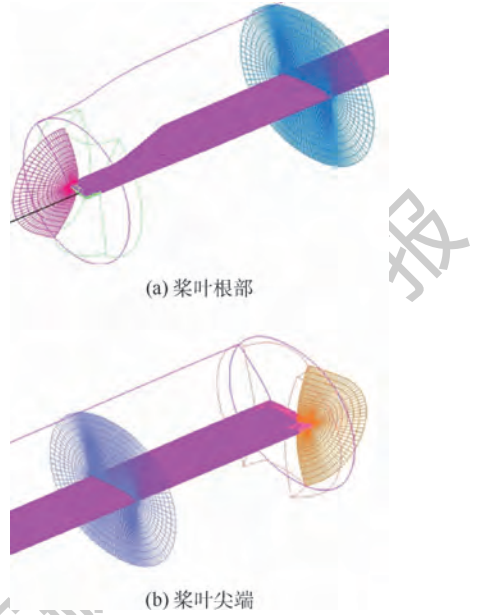


图 1 SA349/2 旋翼桨叶贴体网格

Fig. 1 Body-fitted grid of SA349/2 rotor blade

主体网格生成方法步骤如下:

步骤 1 几何建模软件 CATIA 生成旋翼桨叶的几何模型,进而使用 Icem 或 OversetGrid 离散得到三角元桨叶表面网格。

步骤 2 提取三角元网格的轮廓线,生成桨叶线网格,并重布线网格(重布线网格时,桨根桨尖的展向周向都需加密,以便生成合适的贴体帽子网格)。

步骤 3 通过线网格生成桨叶表面结构化面网格,并在 2 个端面生成重叠嵌套的端面网格,称之为“帽子”网格;在表面网格的基础上采用 Hyp. tangent 体网格推进方法生成近体网格。

两侧帽子网格方法步骤如下:

步骤 1 抽取桨叶主体面网格两端线网格,

从而生成2个端面网格。

步骤2 提取主体面网格前缘后缘网格(提取的前、后缘网格节点数相同)。

步骤3 将步骤1、步骤2提取出的网格进行连接,并提取新生成的端面网格上下的线网格。

步骤4 指定主面网格为翼型结构化网格的参考面,以该参考面生成紧贴主面网格的新的面网格,并将其与新生成的端面面网格连接,从而形成帽子网格。

表1为网格规模,其贴体网格系统总数为1150万。

表1 SA349/2旋翼桨叶贴体网格规模统计

Table 1 Numbers of body-fitted grid of SA349/2 rotor blade

部件	网格规模	网格数
桨叶	237 × 163 × 61	2 356 491
内侧帽子	153 × 75 × 61	699 975
外侧帽子	157 × 81 × 61	775 737

1.3 旋翼桨叶背景网格

对于前飞状态,采用笛卡儿自动背景网格结合网格自适应,应用于动态计算,采用网格自适应功能时,网格数量会随着计算过程增加,故流场和压力系数曲线会更加光滑,对桨尖涡具有很好的捕捉能力,结果更加准确。

笛卡儿自动背景网格系统如图2所示,其部分剖面图如图3和图4所示。此背景网格共有9级,以应用于计算悬停状态。第1级背景网格(L_1)由均匀网格间隔($\Delta = 10\%c_{tip}$)构成,其他“砖网格”(L_2, L_3, \dots)通过逐层增加到 L_1 网格外围,迅速扩展到计算外场。计算外场尺寸为17倍旋翼半径,每一级别背景网格是上一级背景网格间隔的2倍,其中粗网格具有 $\Delta_2 = 2\Delta_1, \Delta_3 = 4\Delta_1, \Delta_4 = 8\Delta_1, \dots$;在网格自适应中,网格间隔具有类似关系式, $\Delta_{-1} = \Delta_1/2, \Delta_{-2} = \Delta_1/4, \dots$ 。对于 L_1 网格,其尺寸和间隔由手动定义,旋翼的展向

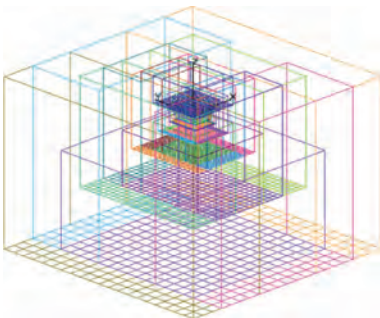


图2 SA349/2旋翼流场笛卡儿自动背景网格

Fig.2 Cartesian automatic background grid of SA349/2 rotor flow field

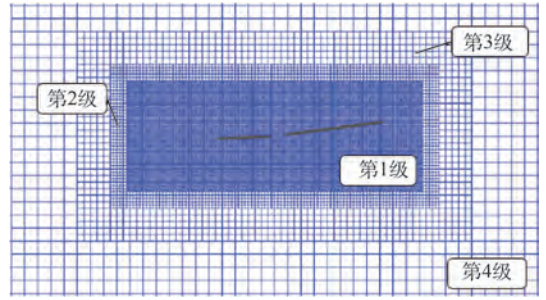


图3 适合前飞状态求解的笛卡儿自动背景网格剖面
Fig.3 Cartesian automatic background grid section for solving in forward flight status

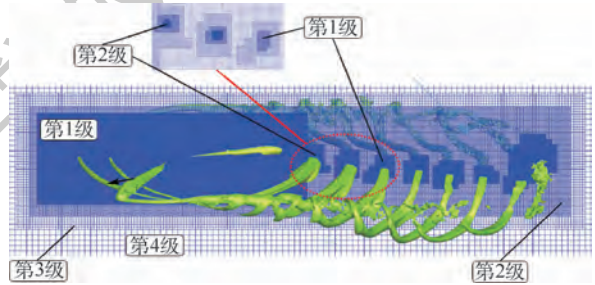


图4 旋翼前飞状态笛卡儿背景网格自适应

Fig.4 Cartesian adaptive background grid of rotor for forward flight

扩展为 $1.25R$ (R 为旋翼半径),旋翼上方和下方扩展为 $0.3R$,其第1级背景网格(L_1)间隔仍取 $\Delta = 10\%c_{tip}$ 。

笛卡儿第9级背景网格之间的间隔关系可表示为

$$\Delta_L = \begin{cases} 2^{L-1} \Delta_1 & L \geq 1 \\ 2^L \Delta_1 & L \leq -1 \end{cases} \quad (11)$$

1.4 旋翼网格运动与变形

对于稳态飞行状态,旋翼桨叶的运动是在配平位置处的稳态周期响应,包括刚体运动和弹性变形。本文在对旋翼网格运动中分别施加旋翼桨叶的刚体运动和弹性变形,两者叠加实现桨叶真实运动。旋翼刚体运动通过GMP定义,弹性变形通过Motion(即旋翼旋转一周弹性变形关于方位角、桨叶展向位置的函数)文件来定义。驱动网格运动,更新网格位置,挖洞插值,循环直到计算模拟收敛,流程如图5所示。

旋翼桨叶刚体运动是指在工作过程中没有发生弹性变形。旋翼在绕旋翼轴旋转运动的同时,具有的挥舞、摆振、扭转运动可以设定为桨叶整体绕不同轴的单自由度转动,即绕挥舞铰的挥舞运动 β_b 、绕摆振铰的摆振运动 ζ_b 及绕变距轴线的扭转运动 θ_b 。

为描述旋翼姿态及桨叶的刚体挥舞、摆振及扭转运动:

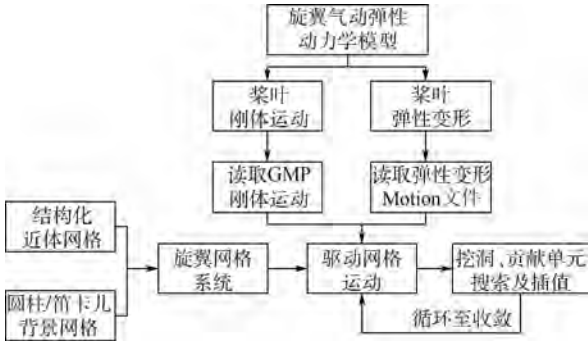


图 5 旋翼网格运动与变形

Fig. 5 Motion and deformation of rotor grid

1) 桨盘平面的姿态角。针对孤立旋翼情况,旋翼轴的几何前倾角与配平得到的机身姿态角可通过前处理软件 OversetGrid 调整网格位置实现,亦可在求解流场时在来流中定义。

2) 单片桨叶组件(包括桨叶表面和 2 个端面网格)。网格刚体运动过程中,通过驱动组件运动实现网格运动,每片桨叶定义为一个组件,实现桨叶绕轴的转动和挥-摆-扭/操纵的运动,先定义铰偏置量,后定义挥-摆-扭/操纵的速率。

3) 旋翼组件。定义旋转的转向和速率。同一旋翼的桨叶组件共同定义在一个“父”组件下。旋翼组件和每个单片桨叶之间存在相对运动,即桨叶组件随“父”组件旋转运动外,还均有自身的运动。

每个组件生成一组重叠网格,根据组件定义的运动更新其所对应的网格位置,再重新进行网格的挖洞和插值,并计算求解新的流场。桨叶的弹性变形处理为一维梁的运动,忽略剖面的翘曲,通过本文 CSD 模块计算桨叶的弹性轴运动,提取每个展向站点处 3 个方向的平动和转动,分别为拉伸位移、摆振位移、挥舞位移、扭转角、挥舞角、摆振角信息,以此表达桨叶剖面的运动;并表示成 Motion 文件,传递给 CFD 模块。

Motion 文件中定义有第一片桨叶变距轴线信息,在 CFD 计算时,通过与网格信息的比较找到第一片桨叶位置,利用这些旋翼桨叶数据表,采用样条插值将数据传递给网格剖面,驱动剖面的变形运动,最终更新桨叶近体网格的位置,实现桨叶的弹性变形。

图 6 为通过 Motion 文件施加旋翼挥舞方向的变形,并与未变形桨叶对比。在网格变形后,仍通过挖洞、贡献单元搜索和插值计算旋翼流场。

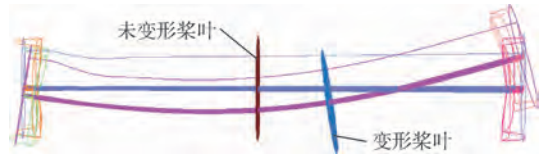


图 6 桨叶弹性变形示意图

Fig. 6 Schematic of blade elastic deformation

2 旋翼气弹综合分析模型和 CFD/CSD 松耦合策略

本文基于 Hodges 和 Dowell^[12]建立的中等变形梁理论,运用 Hamilton 原理推导旋翼桨叶的运动方程,以空间有限元方法^[13]离散旋翼桨叶,运用模态叠加法和直接数值积分法建立直升机旋翼桨叶气弹综合分析模型^[14]。

引入了 CFD 气动力修正的 CSD 模块计算流程如图 7 所示。

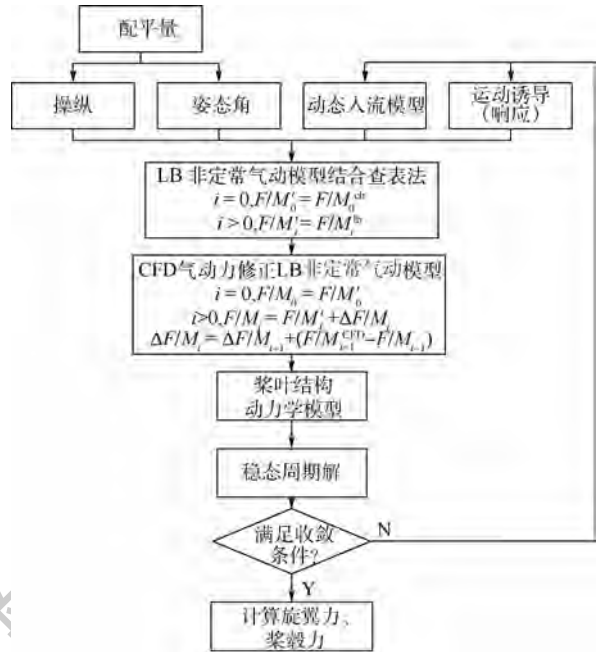


图 7 CSD 模块与 CFD 气动力耦合计算流程

Fig. 7 Flowchart of CSD/CFD aerodynamic force coupling calculation

图 8 为旋翼配平及耦合策略内外两层循环流程,耦合计算以 CSD 模块平台作为主控平台。启动计算,气动力借助查表法获得,计算旋翼力 F/M_0^{ch} 。

$$F/M_0 = F/M_0^{\text{ch}} \quad (12)$$

对于第 1 ($i=1$) 次配平,运用 LB 非定常气动模型计算气动力,并采用上一圈 CFD 计算的气动力修正查表法。

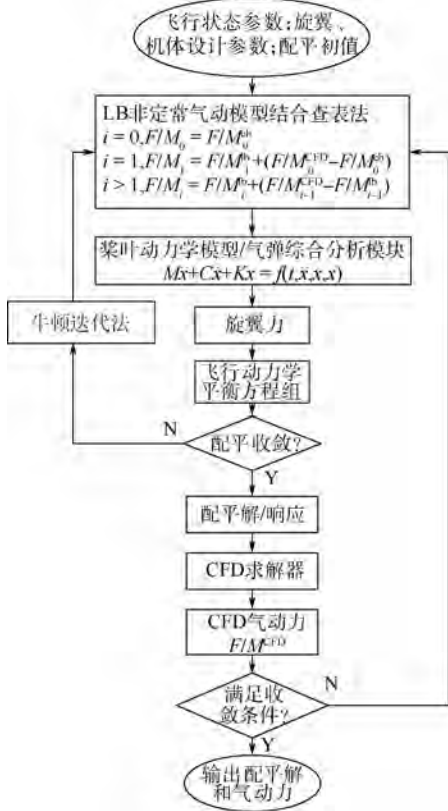


图8 旋翼配平及耦合策略内外两层循环流程

Fig. 8 Circulation flowchart of inner and outer loop for rotor trim and coupling strategy

$$F/M_i = F/M_i^{\text{lb}} + (F/M_{i-1}^{\text{CFD}} - F/M_{i-1}^{\text{lb}}) \quad (13)$$

式中:上标 lb 表示运用 LB 非定常气动模型计算得到的旋翼气动力,CFD 表示采用 CFD 技术得到的旋翼气动力。

对于第 $i(i > 1)$ 次配平,使用上一圈 CFD 计算的气动力修正 LB 非定常气动模型。

$$F/M_i = F/M_i^{\text{lb}} + (F/M_{i-1}^{\text{CFD}} - F/M_{i-1}^{\text{lb}}) \quad (14)$$

式(14)也可理解为第 $i-1$ 次 CFD 气动载荷结果无法满足配平平衡方程组时,通过 LB 非定常气动模型结合查表法修正 CFD 计算结果使其满足配平方程组并求解得到配平解,即

$$F/M_i = F/M_{i-1}^{\text{CFD}} + (F/M_i^{\text{lb}} - F/M_{i-1}^{\text{lb}}) \quad (15)$$

耦合计算通过使用 OverCFD 求解器及 MATLAB 编程的 CSD 综合分析程序进行,基于 Linux 平台,采用 MPI 并行计算协议。数据交换通过 CFD 求解器计算的剖面气动力文件及 CSD 模块计算的配平量和响应进行。为更好地理解整个耦合配平过程,下面将分条目阐述各个计算流程,并对环节中关键点进行阐述说明。详细配平耦合过程如下:

步骤 1 启动计算,使用飞行力学解析配平的配平量为基础,作为 CSD 综合分析模型的初值

来使用,基于动态入流模型、旋翼配平量和运动诱导,通过 LB 非定常气动模型结合查表法计算旋翼气动力 F/M_0' ,结合梁模型和叶素理论,并采用有限元方法求解动力学方程解算结构响应并进一步计算旋翼力,将此旋翼力代入配平平衡方程组,以牛顿迭代法更新配平量,求解动力学方程组。输出旋翼操纵量、姿态角、刚体稳态响应及桨叶弹性变形,并以文件形式输出剖面马赫数分布和剖面力系数,供下次迭代使用。

$$F/M_0 = F/M_0' \quad (16)$$

步骤 2 将旋翼总距、横/纵向周期变距、俯仰角、侧倾角及挥舞摆振的刚体运动通过 GMP 传递给 OverCFD 模块(俯仰角、侧倾角亦可通过来流设定),弹性变形通过 Motion 文件传递给 OverCFD 模块。在 CFD 计算中,数值格式采用 2 阶中心差分格式,湍流模型采用 SA 模型,时间推进选择 ARC3D Diag,限制器选用 Koren,耗散项选择 TLNS3D Diss,每步进行 30 次牛顿内迭代,初次 CFD 计算旋翼桨叶旋转 1 圈,输出旋翼桨叶各剖面的垂直力系数 C_n 、绕变距轴的力矩系数 C_m 、弦向力系数 C_c 在桨盘平面和桨叶展向的分布 (F/M_0^{CFD}) ,供 CSD 综合分析模块调用。

也可进行桨叶旋转 $1/N_b$ 圈(N_b 为桨叶片数)后计算所得各剖面气动力,无需保证每次迭代 CFD 计算气动力收敛,只需保证整个耦合过程是收敛即可。

步骤 3 在 CSD 综合分析程序中,通过读取上次耦合迭代的 CFD 求解器计算气动力和 CSD 模块输出保存的气动力,并将两者做差,引入旋翼沿展向和周向各剖面气动力增量,即 $\Delta F/M_1$ 。

$$F/M_1 = F/M_1' + \Delta F/M_1 \quad (17)$$

$$\Delta F/M_1 = F/M_0^{\text{CFD}} - F/M_0 \quad (18)$$

读取 CSD 综合分析程序上次迭代计算输出的配平量,作为程序启动值,计算新的配平量并输出下次迭代所需要的全部信息。

步骤 4 CFD 中第 2 次启动计算,可以重新启动计算,旋翼桨叶旋转 1 rev(1 rev 即 1 个旋转周期或 1 圈)输出气动力,或使用续算,延续上次迭代流场环境,即 CFD 求解器“恢复现场”,此时旋翼桨叶旋转 $1/N_b$ rev 圈就足够了,并输出得到 F/M_1^{CFD} 。

步骤 5 重复步骤 3 中 CSD 综合分析模块,即可得到

$$F/M_2 = F/M_2' + \Delta F/M_2 \quad (19)$$

$$\Delta F/M_2 = \Delta F/M_1 + (F/M_1^{\text{CFD}} - F/M_1) \quad (20)$$

步骤 6 循环步骤 2 ~ 步骤 5,当 2 次相邻迭

代气动力收敛,即 $\Delta F/M_i \approx 0$, 配平操纵和姿态角收敛,即视为耦合过程收敛。此时 CFD 模块、配平模块与气弹模块同时收敛,且

$$F/M^{CFD} = F/M' \quad (21)$$

以上耦合流程可归纳为:在每次耦合迭代过程中通过 $\Delta F/M_i$ 来修正查表法得到的气动力,归纳式(12)~式(21)可得

$$F/M_i = F/M'_i + \Delta F/M_i \quad (22)$$

$$\Delta F/M_i = \Delta F/M_{i-1} + (F/M_i^{CFD} - F/M_{i-1}) \quad (23)$$

通过 CFD 模块和 CSD 综合分析程序求得气动载荷之差而引入增量 $\Delta F/M_i$,其在每次迭代过程中都做了更新。

3 算例验证

3.1 SA349/2 直升机参数

本文选取 SA349/2 直升机稳态前飞的小速度状态(前进比为 0.14)为算例,此状态具有明显的桨涡干扰现象。通过 CFD/CSD 耦合方法计算旋翼气动力,并观测流场现象,计算旋翼桨叶稳态响应和振动载荷,并将气动载荷和振动载荷计算结果与飞行实测进行对比,验证本文方法的有效性。

SA349/2 直升机为铰接式旋翼构型,翼型采用 OA209,图 9 给出文献[15]及本文使用的桨叶网格负扭转 ψ 分布。图中: r/R 表示归一化半径。

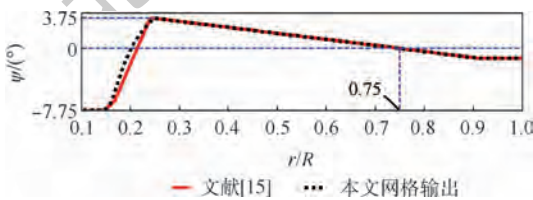


图 9 SA349/2 直升机桨叶负扭转对比

Fig. 9 Comparison of blade twist of SA349/2 helicopter

3.2 CFD/CSD 松耦合计算结果

采用第 2 节阐述的耦合策略进行的配平计算具有较好的收敛速度,CFD 模块与 CSD 综合分析模块耦合 4~5 次,所得气动力即可收敛,得到的垂直力系数与实测值^[15]具有较好的一致性;且输出的气动载荷同样捕捉到了桨涡干扰现象,进一步反映出本文方法的有效性。表 2 为此状态的配平解。

图 10 为桨叶剖面($r/R = 0.75, 0.97$)处的垂直力系数与实测值随配平耦合历程的对比情况。图中:实线为配平迭代过程每次循环 CFD 仿真计算的气动载荷,虚线为通过配平程序在采用第 2 节中阐述的耦合策略输出的气动载荷。

表 2 SA349/2 直升机飞行状态 2^[15] 的配平解

Table 2 Trim solution of SA349/2 helicopter in flight status 2 ^[15] (°)					
配平解	总距 θ_0	横向周期变距 θ_{1c}	纵向周期变距 θ_{1s}	俯仰角 ϑ	侧倾角 γ
数值	4.378 7	1.538 0	-0.630 3	-3.129 1	2.897 5

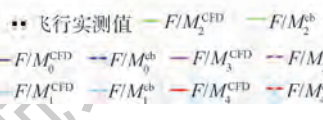
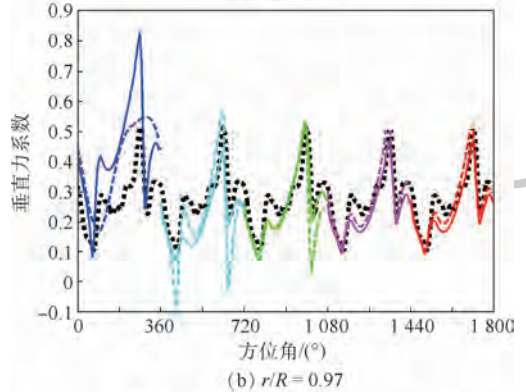
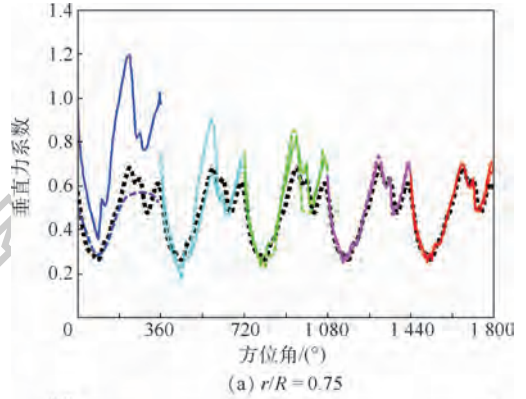


图 10 桨叶剖面配平历程

Fig. 10 Blade section trimming process

图 11 给出了 CFD/CSD 耦合计算收敛后剖面垂直力系数的本文结果、飞行实测值及文献分析结果的对比。图中:基于文献配平解的 CFD 计算是指使用文献[15]给出的配平操纵量及响应计算的刚体模型气动载荷,CFDc81₅ 指第 5 次耦合计算 CFD 输出的气动载荷,配平 c81₅ 指第 5 次耦合计算配平模块输出的气动载荷,均匀入流模型、预定尾迹模型及自由尾迹模型数据取自 CAMRAD^[16] 计算值。

从图 11(a) 可以分析得出,对于 $r/R = 0.75$ 特征剖面,CFD/CSD 耦合计算值与飞行实测值具有很好的一致性。CFD/CSD 耦合计算方法计算的垂直力较 CAMRAD 具有更好的精度,在本文方法中,每次配平计算通过查表法及引入 $\Delta F/M_i$ 增量的方法得到新的配平气动载荷,同样很好地捕

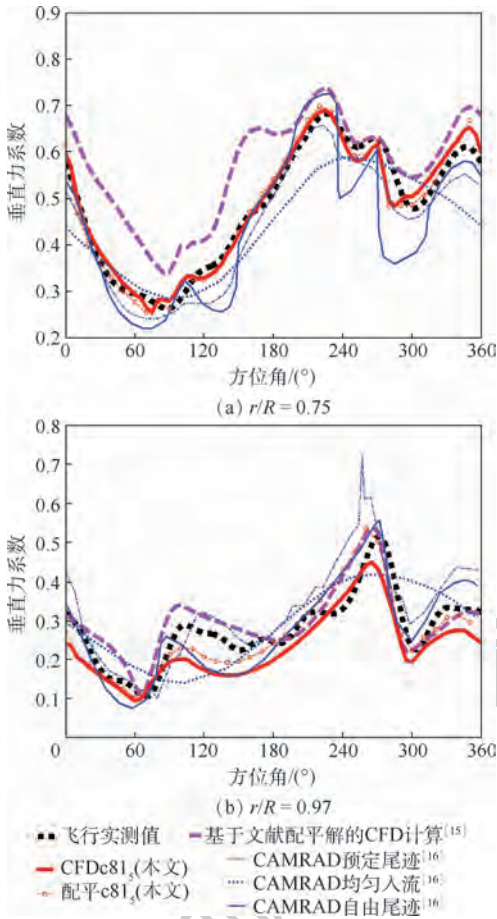


图 11 低速飞行状态桨叶剖面垂直力系数对比
Fig. 11 Comparison of vertical force coefficient of blade section in low-speed forward flight

提到桨涡干扰现象,且与飞行实测值相比具有较好的计算精度。而基于文献[15]配平解得到的 CFD 气动力,配平位置与飞行实测值相比过高。

从图 11(b) 可以分析得出,CFD/CSD 松耦合计算的垂直力系数与飞行实测值有一定的差距,而基于文献配平解的计算与飞行实测值具有较好的吻合度,可能是本文的 CFD 仿真计算未充分考虑机身影响,耦合过程机身和安定面气动载荷取自文献[15]的拟合值,可能存在一定误差。

在低速飞行状态下,旋翼的桨涡干扰效应对气动载荷具有极大的影响。从图 10 和图 11 可以看出,桨尖涡诱导产生的不均匀入流可导致较为突出的气动载荷,其中桨尖位置受桨涡干扰尤为显著。桨尖涡向桨叶内测移动,在前行桨叶 90° 方位附近造成桨尖气动载荷突增,出现“下-上脉冲”;涡向桨尖移动,在后行桨叶 270° 方位附近造成桨尖气动载荷突降,出现“上-下脉冲”。对于桨涡干扰现象,低速飞行状态尾迹涡计算的涡量图可以得到很直观反映。

图 12 给出了 SA349/2 直升机小速度稳态前

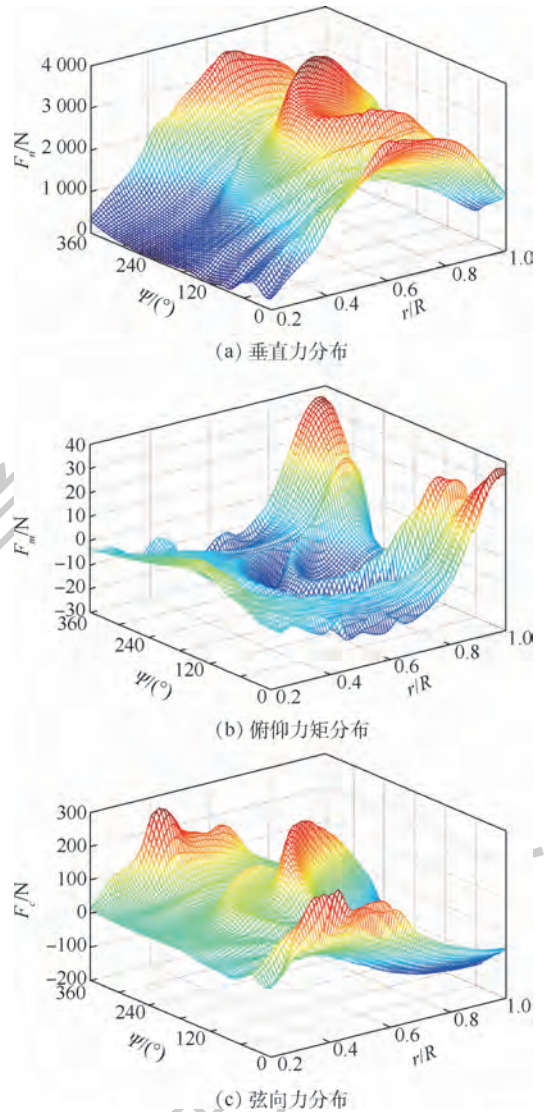


图 12 低速飞行状态桨叶剖面垂直力、俯仰力矩和弦向力分布

Fig. 12 Distribution of blade normal force, pitching moment and in-plane force coefficient in low-speed forward flight

飞状态旋翼桨叶剖面垂直力 F_n 、俯仰力矩 F_m 和弦向力 F_c 随展向和周向的分布情况。从图 12(a) 中可以直观看出,在方位角 ψ 为 90° 和 270° 附近、桨尖段的桨涡干扰现象在桨叶展向 $r/R = 0.75$ 处垂直力达到峰值。

图 13 为小速度稳态前飞状态,通过 CFD/CSD 耦合方法、飞行实测值及基于飞行实测操纵和响应的 CFD 计算值,桨叶剖面处压力系数的对比。图中: $-C_p$ 、 x/c 分别为压力系数负值、归一化弦向位置;基于文献配平解的 CFD 计算指用文献[15]中给出的配平量来进行 CFD 计算所获的结果;CFD/CSD 耦合计算指本文计算值;上/下表面实测值指文献[15]中给出的桨叶表面压力系数实测值。通过曲线对比不难发现,对于下表

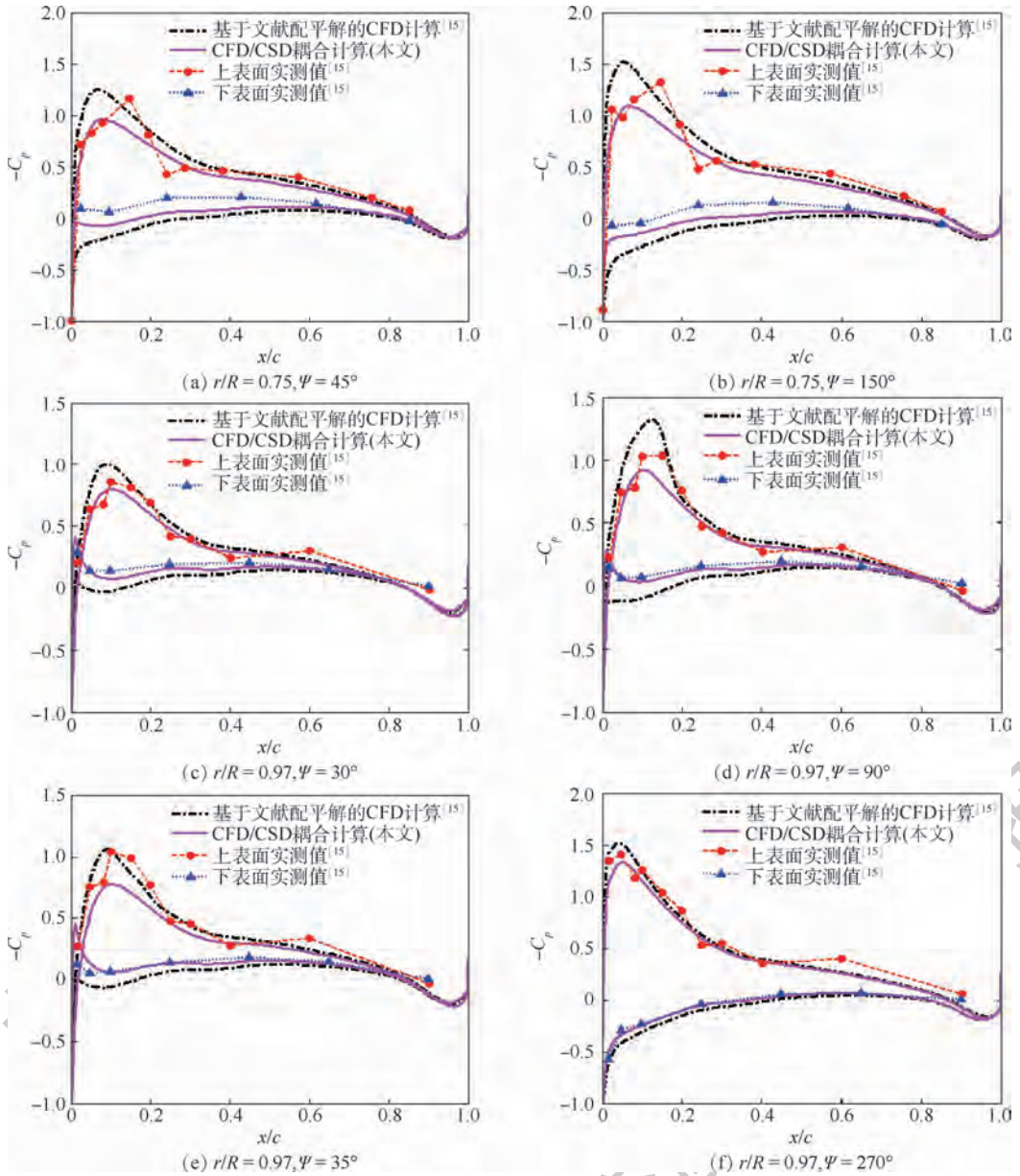


图13 低速飞行状态桨叶剖面压力系数对比

Fig. 13 Comparison of blade surface pressure coefficient in low-speed forward flight

面压力系数,本文方法的计算值明显与飞行实测值吻合更好。对于上表面压力系数,本文方法的计算值略低于飞行实测值,尤其 $r/R=0.97$ 剖面在 90° 和 135° 方位角的计算值,可能是桨涡干扰的影响,造成部分位置计算结果误差。总体来讲,通过本文方法计算的的压力系数分布与实测值具有较好的一致性,验证了本文方法的有效性,且对计算旋翼稳态前飞状态气动力及流场具有很好的精度。对于计算结果的误差,因为本文建立的网格是对真实桨叶的简化,桨叶网格不准确可能带来误差;此外,CFD 求解器未考虑低速预处理也可能导致压力系数不精确。

图14为通过本文方法求得的旋翼涡量图。



图14 低速飞行状态笛卡儿自动背景网格自适应计算旋翼涡量等轴视图

Fig. 14 Rotor vorticity isometric view of Cartesian automatic background grid in low-speed forward flight

可以看出,本文方法对旋翼桨尖涡及桨涡干扰现象具有很好的捕捉能力。

4 结 论

1) 本文建立的 CFD/CSD 松耦合策略能有效将基于 CFD 方法的高保真气动力引入到气弹综合分析模块中,有效提高气动力模型精度的同时兼顾时间效率。

2) 本文建立的 CFD/CSD 松耦合配平计算方法可有效地用于直升机前飞状态下的全机配平分析,并具有良好的精度、收敛性和稳定性。

3) 本文改进的耦合分析策略对计算旋翼稳态前飞状态气动力及流场的计算具有很好的精度,能有效捕捉到桨涡干扰现象等现象,为高精度的气弹响应和载荷分析奠定了良好的基础。

参考文献 (References)

- [1] PETERS D A, BARWEY D. A general theory of rotorcraft trim [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 1996, 2(1): 1-34.
- [2] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(3): 732-742.
- [3] TUNG C, CARADONNA F X, JOHNSON W. The prediction of transonic flows on an advancing rotor [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1986, 31(3): 4-9.
- [4] SERVERA G, BEAUMIER P, COSTES M. A weak coupling method between the dynamics code HOST and the 3D unsteady Euler code WAVES [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2001, 5(6): 397-408.
- [5] DATTA A, SITARAMAN J, CHOPRA I, et al. CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight [J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(6): 1698-1709.
- [6] 王海. 计入桨叶结构弹性的新型桨尖旋翼流场数值模拟研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
WANG H. Numerical simulation of flow field of a new type of propeller tip rotor with structural elasticity [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).
- [7] 王俊毅, 招启军. 基于 CFD/CSD 方法的旋翼载荷预测与结构参数影响研究 [C] // 第二十九届全国直升机年会, 2013: 63-72.
WANG J Y, ZHAO Q J. The rotor load prediction and structural parameter influence study based on CFD/CSD coupling [C] // Proceedings of the 29th Annual China Helicopter Conference, 2013: 63-72 (in Chinese).
- [8] 肖宇, 徐国华, 招启军. 基于非惯性系的悬停状态旋翼 CFD/CSD 耦合气动分析 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32(5): 675-681.
XIAO Y, XU G H, ZHAO Q J. Aerodynamic analysis of rotor in hover state of the non-inertial system based on CFD/CSD coupling [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(5): 675-681 (in Chinese).
- [9] 李建东. 基于 CFD/CSD 耦合的旋翼振动载荷预估方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
LI J D. The rotor vibratory load prediction based on CFD/CSD coupling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).
- [10] 黄道博. 直升机稳态飞行状态旋翼振动载荷的 CFD/CSD 耦合分析方法 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
HUANG D B. The rotor vibratory load prediction based on CFD/CSD coupling in steady flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 (in Chinese).
- [11] 约翰·D·安德森. 计算流体力学基础及其应用 [M]. 吴颂平, 刘赵森, 译. 北京: 机械工业出版社, 2007.
ANDERSON J D. Fundamentals of computational fluid dynamics and its applications [M]. WU S P, LIU Z S, translated. Beijing: China Machine Press, 2007 (in Chinese).
- [12] HODGES D H, DOWELL E. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted nonuniform rotor blades; NASA TN D-7818 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1974.
- [13] BIR G, CHOPRA I. University of Maryland advanced rotor code (UMARC) theory manual; UM-AERO 94-18 [R]. Maryland: University of Maryland, 1994.
- [14] 殷启波. 先进几何外形复合材料旋翼桨叶弹性剪裁方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
YIN Q B. Study on the elastic tailoring of advanced geometric shape composite rotor blade [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese).
- [15] YAMAUCHI G K, HEFFERNAN R M, GAUBERT M. Correlation of SA349/2 helicopter flight test data with a comprehensive rotorcraft model [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1987, 33(2): 31-42.
- [16] YAMAUCHI G, HEFFERNAN R, GAUBERT M. Hub and blade structural loads measurements of an SA 349/2 helicopter; NASA TM 101040 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1988.

作者简介:

余瑾 男, 博士研究生。主要研究方向: 直升机旋翼气动弹性力学。

王松 男, 硕士研究生。主要研究方向: 直升机旋翼气动弹性力学。

刘勇 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 直升机旋翼气动弹性力学。

杨卫东 男, 博士, 教授。主要研究方向: 直升机旋翼气动弹性力学。

Trim analysis method of helicopter based on CFD/CSD loose coupling

YU Jin, WANG Song, LIU Yong*, YANG Weidong

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In this paper, a helicopter trim calculation method based on the CFD/CSD loose coupling strategy is proposed. The CSD solver and rotor CFD solver use the blade elastic axis and pitch axis as media to exchange aerodynamic load and response data through linear interpolation method. In the coupling strategy of this paper, CFD and CSD solver operate in the time domain respectively, and exchange the data once per revolution. The aerodynamic force calculated by CFD solver is used to correct the aerodynamic input of aeroelastic analysis in trim calculation, until the trim parameters and CFD aerodynamic force no longer change in the iterative process, and the coupling trim solutions are obtained. In this paper, the SA349/2 helicopter is taken as an example to calculate the forward flight state. The results show that the coupling method in this paper converges rapidly and has good stability. The comparison between the calculation results and the measured flight values verifies the effectiveness of the proposed method, and it has a good ability to capture the aerodynamic curve of blade and the blade vortex distraction.

Keywords: helicopter; CFD/CSD loose coupling; trim; aerodynamic load; moving nested mesh; interpolation

Received: 2019-06-25; **Accepted:** 2019-09-20; **Published online:** 2019-11-13 10:11

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191113.1006.001.html

Foundation item: Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0337

基于光场成像技术的散射性火焰温度场重建

黄兴^{1,2}, 齐宏^{1,2,*}, 牛志田^{1,2}, 任亚涛^{1,2}, 阮立明^{1,2}

1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 空天热物理工业和信息化部重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 光场成像是一项新兴的非接触式测温技术, 针对传统辐射成像温度场重构效率低的问题, 开展了基于光场成像的散射性火焰温度场重建研究。在火焰光场成像模型的基础上, 以广义源项多流法为正问题模型, 利用 Landweber 算法重构吸收散射性火焰的三维温度场, 同时引入最小二乘 QR (LSQR) 分解算法作为对比以衡量 Landweber 算法的性能。分析了测量误差对于重建精度的影响, 重建结果表明, 即使在添加 5% 测量误差的情况下温度场的平均重建相对误差也仅为 0.91% 和 0.92%, 重建结果仍然是合理的。Landweber 算法和 LSQR 算法具有相当的计算精度, 但 Landweber 算法的计算时间是 LSQR 算法的 1/10, 其计算效率明显优于 LSQR 算法。

关 键 词: 光场成像; 温度测量; 燃烧诊断; 反问题; Landweber 算法

中图分类号: V435+.12; TK121

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0952-08

高温燃烧广泛存在于航空航天、能源动力、钢铁冶金、化工等领域, 发动机、燃气轮机、内燃机等高温设备中均存在燃烧现象。火焰作为燃料燃烧时生成的剧烈的光热现象, 其温度场直接表征了燃烧的状态, 如燃烧的稳定性、燃烧效率、反应速度、火焰三维结构等。准确测量燃烧过程中火焰的温度分布, 不仅可以更好地认识燃烧产物的生成机理与火焰中的热量传递和吸收过程, 还可以为生产设备的安全运行、燃料热能的充分利用及燃烧污染物的有效控制提供数据支撑。如在航空发动机的设计中, 燃烧室出口温度是一项很重要的设计参数, 可作为衡量发动机性能的一项重要指标, 对其温度进行测量可为发动机设计提供参考。因此, 对火焰空间测温技术的研究有十分显著的现实意义。

目前, 常用的测温手段主要分为接触式测量和非接触式测量 2 类。对于接触式测量, 测温元

件需要接触火焰, 这会导致火焰流场受到干扰, 且接触式测量为点测量方式, 无法实现整个温度场的测量。近年来, 基于辐射成像的火焰测温技术受到了国内外学者的广泛关注^[1-3]。该方法具有非侵入式、无需外加激励源等优点, 而且可以通过图像记录整个火焰辐射场的信息, 进而实现场参数的重建^[4-7]。根据成像元件的数量, 辐射成像测温法可以分为单相机和多相机 2 类。单相机系统结构简单、易于实现, 但由于成像角度受限, 难以实现复杂形状火焰温度场的测量; 多相机系统是在火焰周围不同位置和角度布置多个相机进行同时成像, 以获得多个角度的辐射图像^[8-10], 该系统空间分辨率高, 但是系统复杂成本高, 而且操作更为繁琐。2005 年, 斯坦福大学的华裔学者 Ng 等^[11]将光场成像的理论和技术应用于商业化, 也为火焰辐射成像测温法提供了新思路。光场相机内部特有的微透镜阵列结构, 可以通过单相机一

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-08-30; 网络出版时间: 2019-11-22 13:47

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191122.1318.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51976044); 中国博士后科学基金 (2018M630351)

* 通信作者. E-mail: qihong@hit.edu.cn

引用格式: 黄兴, 齐宏, 牛志田, 等. 基于光场成像技术的散射性火焰温度场重建[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 952-959. HUANG X, QI H, NIU Z T, et al. Temperature field reconstruction of scattering flame based on light-field imaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 952-959 (in Chinese).

次曝光记录全场的辐射光场信息,包括辐射强度的大小、位置及角度。该技术具有高的时间和空间分辨率,可以解决单相机采样角度有限及多相机系统复杂操作困难等一系列问题,因此基于光场成像技术的高温火焰温度场测量技术是一种非常有应用前景的测温手段^[12-14]。

基于辐射成像的高温发光火焰温度场重构问题,从本质上是根据边界辐射强度分布求解辐射传输体系中温度场的问题,这是一个典型的辐射反问题。许多学者开展了有关重构模型与方法的研究。2002年,周怀春等^[4]利用改进的 Tikhonov 正则化方法在 CCD 相机获取的火焰图像中重建出三维温度场,并证明了改进的 Tikhonov 正则化方法具有强的抗测量误差能力。2009年,黄群星等^[5]采用立体适配器在一个高分辨率相机成像面上获得不同探测角度的火焰图像,充分利用了相机的分辨率,采用最小二乘 QR (LSQR) 分解算法和双色法实现了非稳态火焰断面二维温度和烟黑颗粒体积分数同时重建计算,得出了火焰断面的重建结果。2010年,刘冬和岑可法等^[15]采用 LSQR 算法结合反向蒙特卡罗法实现二维、三维炉内温度场的反演,基于该方法,进一步采用 8 台 CCD 相机对 300 MW 煤粉炉炉膛的火焰温度分布进行了重建,获得了不同高度截面上温度分布规律^[16]。2012年,刘冬等^[17]在 LSQR 算法与截断奇异值分解算法 (TSVD) 的基础上,结合遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 构造了 2 种混合优化算法,利用 GA 的随机搜索能力减弱非最优正则化参数对于重建精度的影响。2014年,娄春等^[18]利用 Tikhonov 正则化和广义截断奇异值分解的混合算法 (TR-GSVD) 重建了炉内的三维温度分布,并指出在重建过程中需要更新正则化参数。2016年,周怀春等^[10]利用修正的 Tikhonov 正则化方法重建出了超临界锅炉炉膛内部的温度分布。目前,虽然大量学者针对辐射成像温度场重构问题开展了工作,但仍少有关于基于光场成像的火焰温度场重建反问题的报道。本文主要在光场成像及火焰辐射传输模型的基础上,开展吸收散射性火焰温度场重建算法研究,将 Landweber 算法应用到基于光场成像的火焰温度场重建,以具有较高计算精度的广义源项多流法作为正问题模型,采用 Landweber 算法作为反问题求解算法,根据光场成像模型模拟获得吸收散射性介质的辐射强度光场图像,据此重构出其三维温度分布。同时将在辐射成像测温中广泛应用的 LSQR 算法引入到本文研究中,作为对比以检验 Landweber

算法的性能。

1 光场成像及火焰辐射传输模型

1.1 光场成像模型

对于基于光场成像的高温火焰温度场重建问题,首要问题是建立准确可靠的成像模型以从拍摄得到的光场图像中提取全场的辐射强度分布。光场相机的内部结构如图 1 所示。与传统相机不同,在光场相机中,主透镜和传感器之间加装了微透镜阵列。火焰上一点发出的若干采样光线在经过主透镜之后汇聚于主透镜像面上的一点,再被微透镜阵列分散成若干束投射到不同的传感器像素上。每个像素上的采样光线方向信息可由像素和与之对应的微透镜确定,而其强度信息可通过图像的灰度值确定。

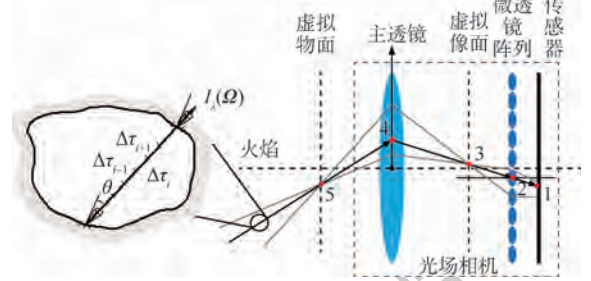


图1 光场成像的射线追踪示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ray tracing of light-field imaging

根据式(1)和式(2)所示的透镜成像公式,可从像素点开始对采样光线进行追踪。

$$\frac{1}{s_v} + \frac{1}{s} = \frac{1}{F} \quad (1)$$

$$\frac{x_v}{x} = -\frac{s_v}{s} \quad (2)$$

式中: s_v 为透镜的物距, s 为透镜的像距, F 为透镜的焦距。对于主透镜来说, s_v 为主透镜与虚拟物面之间的距离, s 为主透镜与虚拟像面之间的距离, x_v 为光源点的坐标, x 为对应的虚拟像点的坐标, F 为主透镜的焦距;对于微透镜来说, s_v 为微透镜阵列与虚拟像面之间的距离, s 为微透镜阵列与探测面之间的距离, x_v 为虚拟像点的坐标, x 为与之对应的像素点的坐标, F 为微透镜的焦距。因此,当光场相机的结构参数已知时,可以根据式(1)和式(2)计算得到光线的位置信息,即光线经过各个平面的坐标。

在获得各点的坐标后,可以根据各点的连线得到光线的方向信息。对于图 1 所示的采样光线,其在火焰内的传输方向可以根据点 4 和点 5 的连线得到。

$$\theta = \arcsin \left(\frac{\sqrt{(x_5 - x_4)^2 + (y_5 - y_4)^2}}{\sqrt{(x_5 - x_4)^2 + (y_5 - y_4)^2 + (z_5 - z_4)^2}} \right) \quad (3)$$

$$\varphi = \begin{cases} \arccos \left(\frac{x_5 - x_4}{\sqrt{(x_5 - x_4)^2 + (y_5 - y_4)^2}} \right) & y_5 - y_4 \geq 0 \\ 2\pi - \arccos \left(\frac{x_5 - x_4}{\sqrt{(x_5 - x_4)^2 + (y_5 - y_4)^2}} \right) & y_5 - y_4 < 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中： θ 和 φ 分别为天顶角和圆周角。

基于上述光场成像模型，可以从光场相机拍摄到的光场图像中获得火焰边界上的出射辐射强度的位置、方向和强度信息，为基于光场成像的火焰温度场重建提供测量信号。

1.2 火焰辐射传输模型及算法

在通过光场图像获得火焰出射辐射强度信号之后，还需要建立出射辐射强度与火焰内部辐射强度之间的联系，才能实现火焰内三维温度场重建。火焰是一种典型的参与性介质，边界上的出射辐射强度是其内部各点辐射强度的累积。火焰内的辐射传输过程可以用如下辐射传输方程来描述：

$$\frac{dI_\lambda(\xi, \Omega)}{d\xi} = -\kappa_{ea}(\xi)I_\lambda(\xi, \Omega) + \kappa_{al}(\xi)I_{bl}(\xi) + \frac{\kappa_{s\lambda}(\xi)}{4\pi} \int_{4\pi} I_\lambda(\xi, \Omega') \Phi(\Omega', \Omega) d\Omega' \quad (5)$$

式中： $I_\lambda(\xi, \Omega)$ 为介质在 ξ 位置处 Ω 方向上的光谱辐射强度， $W/(m^2 \cdot \mu m \cdot sr)$ ； $I_{bl}(\xi)$ 为介质在 ξ 位置处的自身黑体光谱辐射强度， $W/(m^2 \cdot \mu m \cdot sr)$ ； $\kappa_{ea}(\xi)$ 为衰减系数， m^{-1} ； $\kappa_{al}(\xi)$ 为吸收系数， m^{-1} ； $\kappa_{s\lambda}(\xi)$ 为散射系数， m^{-1} ； $\Phi(\Omega', \Omega)$ 为 Ω' 方向入射并向 Ω 方向散射的散射相函数。等号右侧第二项和第三项均可以使辐射强度增强，因此将二者之和定义为广义源项 $S_\lambda(\xi, \Omega)$ ，即

$$S_\lambda(\xi, \Omega) = \kappa_{al}(\xi)I_{bl}(\xi) + \frac{\kappa_{s\lambda}(\xi)}{4\pi} \int_{4\pi} I_\lambda(\xi, \Omega') \Phi(\Omega', \Omega) d\Omega' \quad (6)$$

此时式(5)可以简化为

$$\frac{dI_\lambda(\xi, \Omega)}{d\xi} = -\kappa_{ea}(\xi)I_\lambda(\xi, \Omega) + S_\lambda(\xi, \Omega) \quad (7)$$

可以看出，若源项已知，则可将式(5)所示的积分微分方程简化为式(7)所示的纯微分方程，进而可以通过沿程积分求解出火焰某一方向上的出射辐射强度。广义源项多流法就是在这种求解思路的基础上建立的。强度求解的关键在于对广义源项的求解。本文利用有限体积法(Finite Volume Method, FVM)计算火焰的广义源项。首先采

用FVM求解较少离散方向上的辐射强度，从而根据式(6)获得火焰内的广义源项分布，根据广义源项的不变性^[19]，增加了离散角度之后广义源项的数值不发生改变，因此可以利用计算得到的广义源项计算出更多离散方向上的辐射强度。如图1所示，将 Ω 方向上探测线经过的火焰区域离散为 N 个网格，对式(7)在微元控制体内积分，可以得到

$$I_{i+1}(\Omega) = I_i(\Omega) \exp(-\tau_i) + [1 - \exp(-\tau_i)] S_i(\Omega) \quad (8)$$

$$S_i(\Omega) = \kappa_a I_{bi} + \frac{\kappa_s}{4\pi} \sum_{j=1}^N I_j^i \Phi(s_j, s_i(\Omega)) \Delta\Omega^j \quad (9)$$

式中： κ_a 为介质吸收系数， m^{-1} ； κ_s 为介质散射系数， m^{-1} ； I_{bi} 为控制体 i 自身黑体辐射强度， $W/(m^2 \cdot \mu m \cdot sr)$ ； τ_i 为探测线穿过网格的光学厚度； I_j^i 为控制体 i 在离散方向 s_j 上的辐射强度值； $\Delta\Omega^j$ 为控制立体角； $I_{i+1}(\Omega)$ 为穿过第 i 个网格后的辐射强度。因为火焰温度远高于周围环境温度，所以忽略环境辐射影响。假设每个网格内温度均匀分布，则 Ω 方向上的火焰边界出射辐射强度可由积分得到，其离散形式可表示为

$$I_n(\Omega) = S_n(\Omega) [1 - \exp(-\tau_n)] + \sum_{i=1}^{n-1} \left[\exp\left(-\sum_{j=i+1}^n \tau_j\right) - \exp\left(-\sum_{j=i}^n \tau_j\right) \right] S_i(\Omega) \quad (10)$$

沿不同的探测方向对火焰内的辐射传输过程进行积分，可以得到火焰边界上的出射辐射强度分布，将其写成矩阵形式可表示为

$$A_\lambda S_\lambda = I_\lambda \quad (11)$$

式中： A_λ 为衰减系数矩阵； S_λ 为广义源项向量； I_λ 为出射辐射强度向量，即光场相机最终接收到的辐射强度分布。

2 温度场重建算法

基于光场成像的火焰温度场重建，即根据由光场相机拍摄到的火焰光场图像获得火焰边界上的出射辐射强度分布，进而利用该出射辐射强度分布由火焰内的辐射传输模型重建出火焰的三维温度场。当辐射特性参数已知时，式(11)中的未知数仅为广义源项 S_λ ，可以将其视为线性方程组，通过求解式(11)，可得到火焰内的源项分布。由式(6)，火焰的自身黑体辐射强度包含在广义源项中，当源项已知时，利用FVM可以计算出火焰内各点的辐射强度，进而计算出火焰的自身黑体辐射强度项，根据普朗克定律，待重建的温度场可以由火焰的自身黑体光谱辐射强度 I_{bl} 计算得

到,据此可实现火焰三维温度场的重建。

对于式(11),考虑到其系数矩阵 A_λ 是一个大型的稀疏矩阵,且问题本身具有非适定性,本文利用 Landweber 算法来求解方程组。对于式(11)所示的方程组, Landweber 算法的求解格式如下:

$$S_{\lambda_{n+1}} = S_{\lambda_n} + \alpha A_\lambda^* (I_\lambda - A_\lambda S_{\lambda_n}) \quad (12)$$

式中: α 为松弛因子; A^* 为 A 的转置矩阵。 Landweber 算法适用于求解大规模不适定问题,方法较为稳定,即使在测量值存在噪声的情况下利用该算法也可以得到合理的解。但是传统的 Landweber 算法迭代序列收敛速度很慢,为了加速收敛,本文采用了一种改进的迭代格式^[20]:

$$\begin{cases} M_0 = E - \alpha A_\lambda^* A_\lambda \\ A_{\lambda_0} = E \\ A_{\lambda_{n+1}} = A_{\lambda_n} (E + M_n + \dots + M_n^{a-1}) \\ M_{n+1} = M_n^a \\ S_{\lambda_{n+1}} = A_{\lambda_{n+1}} (\alpha A_\lambda^* I_\lambda) \end{cases} \quad (13)$$

式中: $a \geq 2$ 为给定的正整数; E 为单位矩阵; M 为过渡矩阵; n 为迭代步数。虽然式(13)迭代一步的计算量要大于式(12),但是计算过程中总的迭代步数会大大减少。式(13)迭代 k 步,相当于式(12)迭代 a^k 步,因此该迭代格式会大大提高算法的效率。在本文中取 $a = 4$ 。

基于光场成像与 Landweber 算法的火焰温度场重建流程如图 2 所示。

此外,为了衡量 Landweber 算法性能的优劣,本文还利用 LSQR 算法重建火焰的三维温度场以作为比较。该方法已被广泛应用于基于辐射成像的火焰温度场重建问题中,并被证明具有很高的重建精度。基于 LSQR 算法的火焰温度场重建



图 2 基于光场成像与 Landweber 算法的火焰温度场重建流程

Fig. 2 Flowchart of flame temperature field reconstruction based on light-field imaging and Landweber algorithm

流程与基于 Landweber 算法相似,在此不做赘述。

3 数值模拟结果与分析

在第 1 节成像理论模型的基础上,开展数值模拟计算来检验算法的性能。考虑一圆柱型介质,介质半径为 0.05 m,高度为 0.4 m,假设温度分布为轴对称分布。

$$T(z, r) = -600 \times \frac{2600}{17} (z - 0.4) \times (0.05 - 12.0r^2 + 8.0r^3) + 800 \quad (14)$$

式中: z 和 r 分别为轴向和径向坐标。假设火焰的吸收系数为 3 m^{-1} , 散射系数为 3 m^{-1} 。在圆周角、半径和轴向高度方向上将重建区域划分为 $N_\phi \times N_R \times N_L = 1 \times 20 \times 20$ 个网格。

为了使模拟的辐射强度信号更贴合实际情况,在模拟的强度信号基础上添加随机测量噪声,如下:

$$I_{\text{mea}} = (1 + \sigma \zeta) I_{\text{exa}} \quad (15)$$

$$\sigma = \frac{\gamma\%}{2.576} \quad (16)$$

式中: ζ 为一个满足标准正态分布的随机数; σ 为添加噪声的标准差; I_{mea} 和 I_{exa} 分别为强度信号的测量值和精确值; γ 为测量误差。

$$\varepsilon_{\text{rel},i} = |T_i^{\text{rest}} - T_i^{\text{exact}}| / T_i^{\text{exact}} \quad (17)$$

式中: $\varepsilon_{\text{rel},i}$ 为单元网格温度重建值与真值的相对误差; T_i^{rest} 为单元网格重建值; T_i^{exact} 为单元网格的真实温度值。温度重建结果的平均相对误差为

$$\varepsilon_{\text{rel,mean}} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \varepsilon_{\text{rel},i} \quad (18)$$

利用上述光场成像模型模拟构建了介质边界辐射强度分布的光场图像,如图 3 所示。模拟研究中采用的光场相机结构参数见文献[21]。

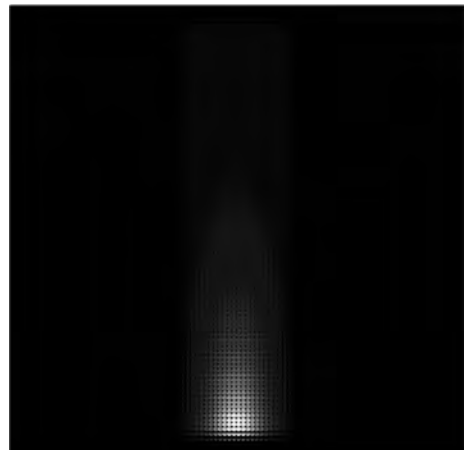


图 3 模拟光场图像

Fig. 3 Simulated light-field image

分别利用 Landweber 算法, LSQR 算法对火焰温度场进行重建。为了研究测量误差对重建精度的影响, 分别添加了 1%、3%、5% 的测量误差 γ 。不同测量误差情况下 2 种算法的重建结果如图 4 和图 5 所示(图中: R 为半径, Z 为高度), 纵截面上的重建相对误差分布如图 6 和图 7 所示, 平均重建相对误差及计算时间对比如表 1 所示。

从图 4 和图 5 中可以看出, 在添加测量误差很小(小于 3%) 的情况下, 采用 2 种算法重建出的温度分布均十分接近于假定的温度场分布; 当测量误差逐渐增大时, 重建结果中出现了抖动, 温度场轮廓逐渐变得不规则, 尤其是在添加了 5% 测量误差的情况下, 在介质顶部位置有了较明显的波动。但从整体上看, 重建的温度分布仍然清晰可见, 且与真值相近, 因而结果仍然是合理的。

进一步从定量的角度分析重建结果的优劣。

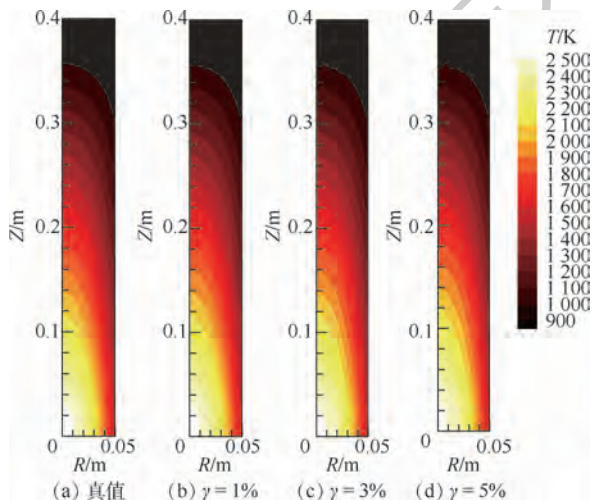


图 4 LSQR 算法三维温度场重建结果
Fig. 4 Reconstructed 3D temperature field distribution using LSQR algorithm

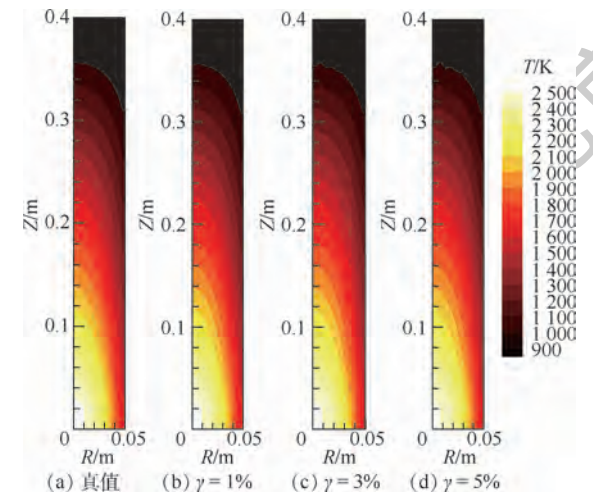


图 5 Landweber 算法三维温度场重建结果
Fig. 5 Reconstructed 3D temperature field distribution using Landweber algorithm

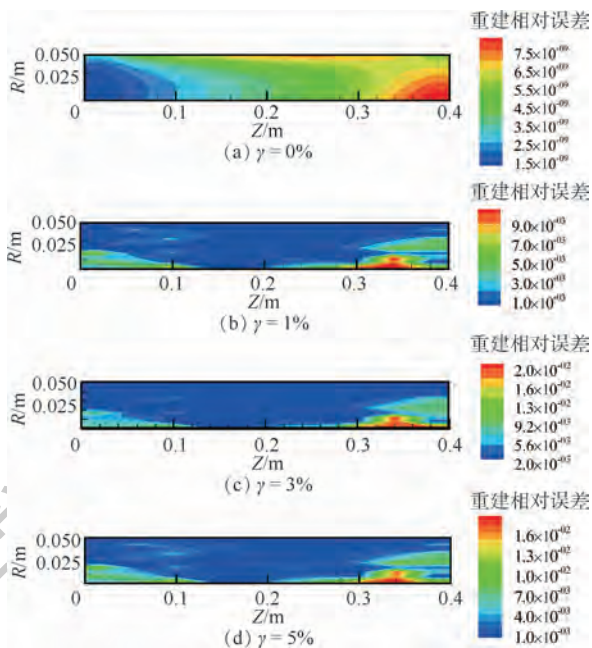


图 6 LSQR 算法重建相对误差分布

Fig. 6 Reconstruction relative error distribution of LSQR algorithm

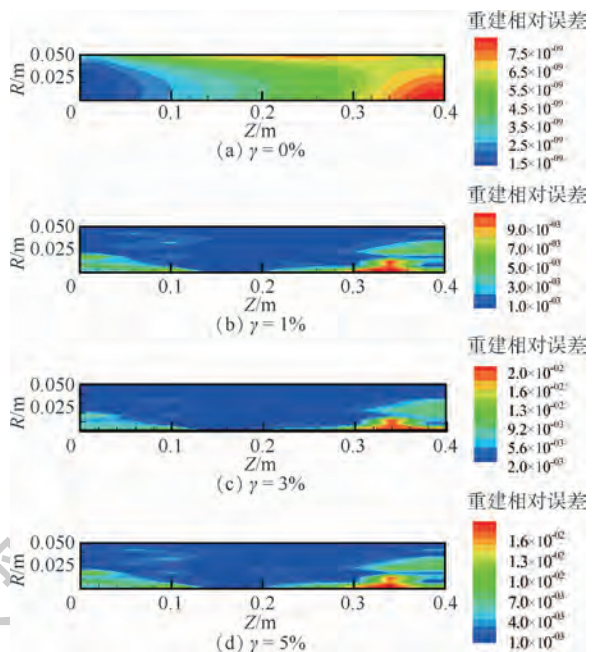


图 7 Landweber 算法重建相对误差分布

Fig. 7 Reconstruction relative error distribution of Landweber algorithm

表 1 LSQR 算法与 Landweber 算法计算结果对比
Table 1 Comparison of calculation results between LSQR algorithm and Landweber algorithm

算法	测量误差/%	平均重建相对误差/%	计算时间/s
LSQR	1	0.21	23.13
	3	0.71	24.31
	5	0.91	22.87
Landweber	1	0.22	2.50
	3	0.71	2.50
	5	0.92	2.50

从重建相对误差中可以看出,无论有无测量误差,利用2种算法都可以得到比较合理的温度场重建结果。在没有测量误差时,2种算法温度场的重建结果精度很高,平均重建相对误差均在 10^{-9} 量级;随着测量误差的增大,重建相对误差也随之增大;但即使在添加5%的测量误差的条件下,其温度场重建相对误差平均值也分别只有0.91%和0.92%。因此可以看出,2种算法都具有很高的计算精度,且计算结果精度相当。

从图6和图7中可以看出,火焰温度场重建相对误差较大的区域主要发生在火焰径向中心处的轴向两端位置,尤其是顶端区域误差很明显。对于温度场轴对称分布的火焰,由于内部强度的沿程衰减作用,其中心位置的网格单元的自身辐射信号到达相机过程中衰减得最严重,从而导致信息的缺失;并且由于探测线的分布导致穿过轴向两端位置的单元的探测线数量少,从而测量数据中携带轴向两端位置单元的信息相对较少。此外,结合图4和图5所示的温度场真值及图3所示的光场图像可以看出,顶端位置处的介质单元温度较低,其本身测量信号强度较弱,在添加了测量噪声之后,测量信号更容易受到噪声的干扰而失真,因此在这些位置的介质单元的温度场重建相对误差较大。

计算效率是衡量算法优劣的另一个重要指标。本文比较了2种算法在重建温度场时所消耗的时间,如表1所示。可以看出,基于Landweber算法重建温度场所需时间均短于LSQR算法所需时间。当2种算法达到相同的计算精度时,利用LSQR算法需要24s左右的计算时间,而利用Landweber算法仅需要2.5s,计算效率差距明显。这主要是由于改进的迭代格式使得Landweber算法的迭代步数大大减少,从而缩短了计算时间。事实上,对于本算例,在存在测量误差的情况下,Landweber算法仅计算了10步,而LSQR算法计算了5000步,要远多于Landweber算法。因此,在计算效率方面Landweber算法更胜一筹。综合考虑计算效率与计算精度,Landweber算法更适用于基于光场成像的吸收散射性火焰三维温度场重建问题。

4 结 论

1) 本文提出了基于光场成像技术的吸收散射性火焰三维温度场重建算法,构建了光场成像模型,采用广义源项多流法作为正问题计算方法,将Landweber算法引入到火焰三维温度场重建问

题中,利用Landweber算法计算广义源项分布进而重建出火焰的三维温度分布。同时引入LSQR算法作为对比,以衡量Landweber算法的性能。

2) 在理论模型的基础上开展数值模拟研究,计算结果表明无论有无测量误差,利用2种算法均可以很好地重建出介质的三维温度场。随着测量误差的增大,2种算法的重建相对误差均有增大,但使在添加5%的测量误差的条件下,温度场平均重建相对误差也分别只有0.91%和0.92%,仍在可接受范围内。

3) 对比结果表明,2种算法具有相当的计算精度,但Landweber算法的计算效率要明显优于LSQR算法,在相同重建精度条件下,Landweber算法的计算时间为2.5s,而LSQR算法需要24s,因而Landweber算法要更适用于火焰三维温度场重建问题。结果表明,提出的基于光场成像与Landweber算法的吸收散射性火焰温度场重建方法是可行的,在辐射成像测温领域具有很广阔的应用前景。

参考文献 (References)

- [1] 王飞,马增益,严建华,等.利用火焰图像同时重建温度场和浓度场的试验研究[J].动力工程,2003,23(3):2404-2408. WANG F, MA Z Y, YAN J H, et al. Experimental study of temperature and concentration distribution measurement based on flame image[J]. Power Engineering, 2003, 23(3): 2404-2408 (in Chinese).
- [2] LUO Z X, ZHOU H C. A combustion-monitoring system with 3-D temperature reconstruction based on flame-image processing technique[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2007, 56(5): 1877-1882.
- [3] CHENG Q, ZHANG X Y, WANG Z C, et al. Simultaneous measurement of three-dimensional temperature distributions and radiative properties based on radiation image processing technology in a gas-fired pilot tubular furnace[J]. Heat Transfer Engineering, 2014, 35(6-8): 770-779.
- [4] ZHOU H C, HAN S D, SHENG F, et al. Visualization of three-dimensional temperature distributions in a large-scale furnace via regularized reconstruction from radiative energy images: Numerical studies[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2002, 72(4): 361-383.
- [5] HUANG Q X, WANG F, LIU D, et al. Reconstruction of soot temperature and volume fraction profiles of an asymmetric flame using stereoscopic tomography[J]. Combustion and Flame, 2009, 116(3): 565-573.
- [6] XU C L, ZHAO W C, HU J H, et al. Liquid lens-based optical sectioning tomography for three-dimensional flame temperature measurement[J]. Fuel, 2017, 196: 550-563.
- [7] LIU H W, ZHENG S, ZHOU H C. Measurement of soot temperature and volume fraction of axisymmetric ethylene laminar flames using hyper-spectral tomography[J]. IEEE Transactions

- on Instrumentation and Measurement, 2017, 66(2):315-324.
- [8] ZHOU H C, LOU C, CHENG Q, et al. Experimental investigations on visualization of three-dimensional temperature distributions in a large-scale pulverized-coal-fired boiler furnace [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1):1699-1706.
- [9] HOSSAIN M M, LU G, SUN D, et al. Three-dimensional reconstruction of flame temperature and emissivity distribution using optical tomographic and two-colour pyrometric techniques [J]. Measurement Science and Technology, 2013, 24(7):074010.
- [10] ZHANG X Y, ZHENG S, ZHOU H C, et al. Simultaneously reconstruction of inhomogeneous temperature and radiative properties by radiation image processing [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 107:121-130.
- [11] NG R, LEVOY M, BREDIF M, et al. Light field photography with a hand-held plenoptic camera [R]. [S. 1]: Stanford Tech Report CTSR, 2005.
- [12] SUN J, XU C L, ZHANG B, et al. Three-dimensional temperature field measurement of flame using a single light field camera [J]. Optics Express, 2016, 24(2):1118-1132.
- [13] SUN J, HOSSAIN M M, XU C L, et al. A novel calibration method of focused light field camera for 3-D reconstruction of flame temperature [J]. Optics Communications, 2017, 390:7-15.
- [14] ZHAO W C, ZHANG B, XU C L, et al. Optical sectioning tomographic reconstruction of three-dimensional flame temperature distribution using single light field camera [J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(2):528-539.
- [15] LIU D, YAN J H, WANG F, et al. Inverse radiation analysis of simultaneous estimation of temperature field and radiative properties in a two-dimensional participating medium [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(21):4474-4481.
- [16] LIU D, YAN J H, WANG F, et al. Experimental reconstructions of flame temperature distributions in laboratory-scale and large-scale pulverized-coal fired furnaces by inverse radiation analysis [J]. Fuel, 2012, 93:397-403.
- [17] LIU D, YAN J, CEN K F. On the treatment of non-optimal regularization parameter influence on temperature distribution reconstruction accuracy in participating medium [J]. International Journal of Heat and Mass transfer, 2012, 55(5):1553-1560.
- [18] QIU S R, LOU C, XU D D. A hybrid method for reconstructing temperature distributions in a radiant enclosure [J]. Numerical Heat Transfer Part A-Applications, 2014, 66(10):1097-1111.
- [19] ZHANG B, XU C L, WANG S M. Generalized source finite volume method for radiative transfer equation in participating media [J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2017, 189:189-197.
- [20] 宗志雄, 高飞. Landweber 迭代正则化的加速 [J]. 武汉理工大学学报, 2008, 30(10):178-180.
ZONG Z X, GAO F. Acceleration of Landweber method of iterated regularization [J]. Journal of Wuhan University of Technology, 2008, 30(10):178-180 (in Chinese).
- [21] HUANG X, QI H, ZHANG X L, et al. Application of Landweber method for 3D temperature field reconstruction based on the light-field imaging technique [J]. Journal of Heat Transfer, 2018, 140(8):082701.

作者简介:

黄兴 男, 博士研究生。主要研究方向: 高温发光火焰温度场及辐射物性测量。

齐宏 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 热辐射传输与耦合换热、高温弥散颗粒辐射物性及温度测量、辐射传输逆问题及智能优化算法等。

Temperature field reconstruction of scattering flame based on light-field imaging

HUANG Xing^{1,2}, QI Hong^{1,2,*}, NIU Zhitian^{1,2}, REN Yatao^{1,2}, RUAN Liming^{1,2}

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Key Laboratory of Aerospace Thermophysics, Ministry of Industry and Information Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Light field imaging technology is an emerging non-contact temperature measurement technology. Aiming at the important role of light field imaging reconstruction algorithm for flame temperature field measurement, the flame temperature field reconstruction algorithm based on light field imaging was studied. A flame temperature field reconstruction method based on the light-field imaging technique is proposed, the generalized sourced multi-flux method is used as the calculation method of direct problem, and Landweber algorithm is applied to reconstruct the 3D temperature field of absorbing and scattering flame based on the flame light-field imaging model. The Least-Square QR (LSQR) decomposition algorithm is also introduced to our study as a comparison to verify the performance of Landweber algorithm. Effect of measurement errors on the computational accuracy is studied. The reconstruction results demonstrate that the temperature field can be reconstructed reasonably by these two methods, and even with 5% measurement error, the mean reconstruction relative errors are 0.91% and 0.92% respectively, which are acceptable. The comparative results show that the Landweber algorithm has the similar calculation precision as LSQR algorithm, but the calculation time of the Landweber algorithm is one tenth of that of LSQR algorithm, and thus the Landweber algorithm is much more efficient than LSQR algorithm.

Keywords: light-field imaging; temperature measurement; combustion diagnostics; inverse problems; Landweber algorithm

Received: 2019-06-28; **Accepted:** 2019-08-30; **Published online:** 2019-11-22 13:47

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191122.1318.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51976044); China Postdoctoral Science Foundation (2018M6300351)

* **Corresponding author.** E-mail: qihong@hit.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0359

二阶多智能体系统自抗扰编队跟踪与避撞控制

姚辉, 席建祥*, 王成, 胡来红

(火箭军工程大学 导弹工程学院, 西安 710025)



摘 要: 在多智能体编队的目标跟踪任务中, 智能体受环境中的障碍物的遮挡作用会丢失目标, 而外部扰动会影响系统的时变编队跟踪的控制效果。为此, 研究了这两种因素同时存在情况下的二阶多智能体系统时变编队跟踪和避撞控制。采用基于目标跟踪优先级的切换拓扑控制策略以实现在障碍物遮挡环境中对目标的持续跟踪, 根据自抗扰理论设计包含扰动补偿项的编队跟踪控制器。首先, 基于一致性方法提出切换拓扑下自抗扰时变编队跟踪控制协议, 并给出一种基于跟踪微分器的编队指令生成方法; 其次, 设计了求解控制参数的算法并给出协议作用下系统的稳定性分析和证明; 然后, 基于人工势场法设计避撞控制协议; 最后, 提出障碍物遮挡环境下自抗扰时变编队跟踪控制协议。仿真实验结果表明: 所设计的控制协议在上述两种因素存在时仍具有良好的控制效果。

关键词: 时变编队跟踪; 避撞; 自抗扰; 目标跟踪优先级; 切换拓扑

中图分类号: TP273

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0960-18

编队控制是多智能体协同控制的重要分支, 编队控制的基本问题是队形控制问题, 即通过控制使得多个智能体形成和保持期望的相对状态。实际上, 很多编队任务不仅要求智能体之间保持期望的队形, 还需要考虑编队整体的参考轨迹, 即编队跟踪控制。编队整体的参考轨迹可以是预先设定的, 也可以是未知的。在环境信息已知的前提下, 预先设定的编队参考轨迹通常由全局路径规划获取^[1-3]。在参考轨迹为未知的编队跟踪问题中, 一种典型的应用是多个智能体以编队的形式跟踪运动目标。对运动目标的编队跟踪应用非常广泛, 如空地协同控制、敌后目标搜寻和协同火力打击等^[4-6]。

一致性是协同控制的基本问题, 随着一致性理论的发展, 基于一致性的控制策略被用来解决

多智能体协同问题^[7-11]。近年来, 学者们对基于一致性方法的编队跟踪控制开展了大量研究。Dong等^[12]针对单领航者的二阶多智能体系统的分布式编队跟踪问题设计了控制协议。Han等^[13]研究了二阶多智能体系统的编队跟踪问题, 并考虑了时延对控制的影响。Xiong等^[14]基于一致性方法提出同时考虑有限时间收敛和切换拓扑的时变编队跟踪控制协议。上述研究为进一步解决多智能体系统的编队跟踪控制问题提供重要理论成果, 但均没有考虑外部扰动对控制效果的影响。文献[15]中关于编队跟踪的研究考虑了环境噪声的干扰作用。Niu和Geng^[16]针对外部未知恒定扰动设计了一种指数抗干扰控制律, 利用该控制律实现对参考轨迹的跟踪。在实际应用中, 环境约束复杂, 避撞控制是编队控制和编队跟踪控制必

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-08-30; 网络出版时间: 2019-09-06 10:04

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.0858.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61867005, 61763040, 61703411, 61503009, 61574049)

*通信作者: E-mail: xijx07@mails.tsinghua.edu.cn

引用格式: 姚辉, 席建祥, 王成, 等. 二阶多智能体系统自抗扰编队跟踪与避撞控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 960-977. YAO H, XI J X, WANG C, et al. Active disturbance rejection based formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 960-977 (in Chinese).

须考虑的问题^[17-18],上述研究^[15-16]均没有讨论编队的避撞问题。同时,现有的研究编队跟踪的文献很少有考虑障碍物对目标跟踪的遮挡作用。

本文研究了在外部扰动作用和障碍物遮挡作用下二阶多智能体系统以编队的形式跟踪运动目标的问题,其中目标的运动轨迹和环境中的障碍物分布信息都不是先验信息。很多运动物体的动力学模型都可以被简化为位置-速度-加速度的二阶模型,因此研究和解决二阶多智能体系统的协同控制问题具有较强的现实意义。本文基于一致性方法设计了时变编队跟踪控制协议和确定控制系数矩阵的算法,并给出了控制协议下系统稳定性分析和证明。基于人工势场法设计了避撞控制器,通过仿真实验检验了所设计控制器的性能。

与现有的相关研究相比,本文主要有如下创新点:①针对多智能体系统受到的外部扰动设计一种自抗扰时变编队跟踪控制器,通过系统的控制输入和输出直接实现对扰动的估计,相比基于模型的抗扰控制更适应于工程应用^[19,20]。②同时考虑了多智能体系统对运动目标的时变编队跟踪控制、编队在在线避障和智能体之间的避撞控制。③针对障碍物的遮挡作用,采用基于目标跟踪优先级的切换作用拓扑的策略,提高系统对目标的持续跟踪能力。另外,本文还设计了一种包含过渡过程的编队向量生成方法,能够结合智能体的最大速度和加速度和时变编队的期望轨迹生成最速编队指令。

1 模型准备和问题描述

1.1 图论的相关知识

多智能体系统中各智能体及其相互之间的作用拓扑可以用加权的有向图来表示,一个 N 阶的加权的有向图可以用 $G = \{V, E, W\}$ 来表示,其中: $V = \{v_1, v_2, \dots, v_N\}$ 表示图 G 中所有节点的集合, $E \subseteq \{(v_i, v_j) : v_i, v_j \in V\}$ 表示图 G 中所有边的集合, $W = [w_{ij}] \in \mathbf{R}^{N \times N}$ 为图 G 的邻接加权矩阵。连接节点 v_i 和 v_j 且作用信息由 v_i 流向 v_j 的边表示为 $e_{ij} = (v_i, v_j)$,可以看出这条边是有向的,称 v_i 为父节点, v_j 为子节点。如果 $e_{ij} \in E$,说明在图 G 中边 $e_{ij} = (v_i, v_j)$ 存在,则边 $e_{ij} = (v_i, v_j)$ 的权值 $w_{ij} > 0$,否则 $w_{ij} = 0$ 。节点 v_i 的邻居的集合定义为 $N_i = \{v_j \in V : e_{ji} \in E\}$ 。定义节点 v_i 的入度为 $\text{deg}_{in}(v_i) = \sum_{j=1}^N w_{ji}$,则矩阵 $D = \text{diag}\{\text{deg}_{in}(v_i)\}$ ($i = 1, 2, \dots, N$) 为图 G 的入度矩阵。图 G 的 Laplacian 矩阵定义为 $L = D - W$ 。图 G 中一条从

节点 v_{i_1} 出发,依次经过节点 v_{i_2}, v_{i_3}, \dots ,到达节点 v_{i_k} 的有向路径可以用有限的一组边的序列 $(v_{i_1}, v_{i_2}), (v_{i_2}, v_{i_3}), \dots, (v_{i_{k-1}}, v_{i_k})$ 表示。如果图 G 中存在一个节点 v_m ,从 v_m 出发存在有向路径能到达其他任意节点,则称图 G 包含生成树。

如果图 G 的拓扑结构会随时间发生变化,则称其为切换拓扑结构。假设有一个均匀有界不重叠的时间间隔的无限序列 $[t_k, t_{k+1})$ ($k \in \mathbf{N}$), $t_0 = 0, 0 < \tau_0 \leq t_{k+1} - t_k, \tau_0$ 为驻留时间。图 G 的拓扑结构在驻留时间内保持不变,在切换时刻序列 t_k ($k \in \mathbf{N}$) 发生变化。切换信号表示为 $\sigma(t) : [0, +\infty) \rightarrow \{1, 2, \dots, p\}$,其中 $p \in \mathbf{N}$ 表示拓扑图的编号, $\sigma(t)$ 表示 t 时刻系统作用拓扑的标号。在标号为 $\sigma(t)$ 的拓扑图 $G_{\sigma(t)}$ 中,令 $w_{\sigma(t)}^{ij}$ ($i, j \in \{1, 2, \dots, N\}$) 表示由节点 v_j 到节点 v_i 的边对应的权值, $N_{\sigma(t)}^i$ 表示节点 v_i 的邻居的集合, $L_{\sigma(t)}$ 表示 $G_{\sigma(t)}$ 的 Laplacian 矩阵。

1.2 模型建立

本文研究多个智能体以编队形式跟踪运动目标的问题,认为智能体已具备目标检测、识别和定位能力,即在目标信息可获取的基础上开展研究。目标和其他智能体的区别在于:目标独立于智能体运动,不考虑其控制输入的设计;其他智能体是受控制的,控制量与目标、障碍和其他智能体的状态以及外部扰动有关。

考虑一个由 $N - 1$ 个同构的二阶智能体组成的多智能体系统,在研究其跟踪一个运动目标时,将目标看作系统中的一员,即系统是由 N 个二阶智能体组成的多智能体系统。不失一般性,将目标编号为 1,其他智能体依次编号为 $2 \sim N$,令 $F = \{2, 3, \dots, N\}$ 表示这些智能体的编号集合。由于目标不接收其他智能体的状态信息,而其他智能体需要跟踪目标的运动,故目标为领航者,其他智能体为跟随者。

目标的动力学模型可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = v_1(t) \\ \dot{v}_1(t) = \alpha_x x_1(t) + \alpha_v v_1(t) \end{cases} \quad (1a)$$

式中: $x_1(t) \in \mathbf{R}^n$ 和 $v_1(t) \in \mathbf{R}^n$ 分别表示目标的位置和速度, n 为空间维度; α_x 和 α_v 为阻尼系数。在后面的分析和推导过程中,为便于描述,若没有特别强调,令空间维度 $n = 1$ 。令 $n = 1$ 时得出的结论通过 Kronecker 积运算可扩展至高维空间。故目标位置和速度可表示为: $x_1(t) \in \mathbf{R}, v_1(t) \in \mathbf{R}$ 。

智能体 i ($i \in F$) 的动力学模型表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_i(t) = v_i(t) \\ \dot{v}_i(t) = \alpha_x x_i(t) + \alpha_v v_i(t) + u_i(t) + d_i(t) \end{cases} \quad (1b)$$

式中: $x_i(t) \in \mathbf{R}, v_i(t) \in \mathbf{R}, u_i(t) \in \mathbf{R}$ 和 $d_i(t) \in \mathbf{R}$ 分别表示智能体 i 的位置、速度、控制输入和受到的外部扰动。分系统(1a)、(1b)组成系统(1), 系统(1)为一个领航-跟随结构的多智能体系统。系统(1)中智能体 k 的状态向量用 $\eta_i(t) = [x_i(t), v_i(t)]^T (i \in \{1, 2, \dots, N\})$ 表示。对于任何控制系统, 其受到的扰动输入应当是有界的。

跟随者在跟踪领航者的同时需要形成特定的队形, 因此需要施加期望的编队指令, 令 $f_F(t) = [f_2^T(t), f_3^T(t), \dots, f_N^T(t)]^T$ 表示跟随者的编队向量, 其中 $f_i(t) = [f_{ix}(t), f_{iv}(t)]^T$ 。

实际的多智能体系统的编队运动任务中, 障碍物是广泛存在的, 其会阻碍智能体运动、威胁智能体安全或干扰智能体执行任务。结合实际, 本文把智能体分为实体类障碍物和区域类障碍物, 实体类障碍物会阻碍智能体运动, 并会遮挡障碍物对目标的跟踪, 且通常遮挡半径略大于安全半径; 区域类障碍物表示一类特殊的区域, 如军事背景下的敌方无线探测或干扰区域, 该类区域本身不易被探测且不阻碍智能体运动。因此本文不考虑对区域类障碍物的避障控制, 但其存在的电磁场等会严重干扰智能体对目标的跟踪。本文把实体类障碍物和区域类障碍物对智能体跟踪目标的干扰作用统称为障碍物的遮挡作用。

实际的应用场景中, 障碍物都有一定形状和体积。本文中, 障碍物 k 的三维空间位置用 $O_k(t)$ 表示, 其遮挡作用范围的半径用 r_{ok} 表示, 智能体进入该范围时会丢失目标。用 d_k^{scol} 表示智能体对实体类障碍物 k 的感知距离, d_k^{safe1} 表示障碍物 k 的安全距离, 即当智能体与实体类障碍物的距离小于 d_k^{scol} 时会产生避障控制力, 并认为距离等于或小于 d_k^{safe1} 时智能体会与障碍物碰撞。障碍物的模型如图1所示, 实体类障碍物建模见图1(a)和图1(b), 区域类障碍物建模见图1(a)。

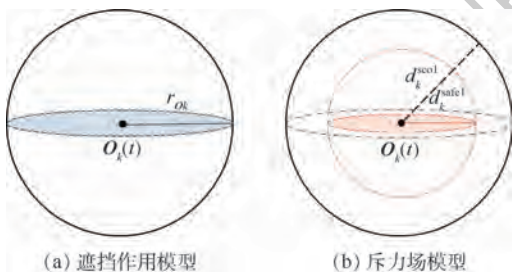


图1 障碍物模型

Fig. 1 Models of obstacles

1.3 编队跟踪的定义

多智能体编队实现目标跟踪是指: 多智能体

系统中每个个体按照编队指令相互之间形成和保持期望的相对位置关系, 同时编队整体跟踪目标的运动。如果把多智能体编队和目标看作整体, 则编队实现目标跟踪即该整体实现编队跟踪。基于一致性理论, 给出多智能体系统(1)的编队跟踪的定义如下:

定义1 对于多智能体系统(1), 如果对任意有限的初始状态, 有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\eta_i(t) - f_i(t) - \eta_1(t)) = 0 \quad \forall i \in F \quad (2)$$

则称系统(1)可实现时变编队跟踪。

可以看出, 多智能体系统(1)实现编队跟踪控制是指系统中跟随者与目标之间的相对状态收敛至期望值, 该期望值通过编队向量给出, 从而使系统中各跟随者之间形成和保持期望的相对状态, 同时跟随者形成的编队整体跟踪目标状态。

2 切换拓扑条件下的自抗扰时变编队跟踪控制

本节研究扰动作用下多智能体系统对运动目标的时变编队跟踪控制。后文针对障碍物遮挡作用下系统丢失目标提出切换拓扑的控制策略。考虑到该策略会影响编队跟踪控制, 因此这里需要研究切换拓扑下自抗扰时变编队跟踪控制问题。

2.1 控制协议设计

构造如下时变编队跟踪控制协议:

$$u_i^*(t) = \mathbf{K} \sum_{j=2}^N w_{\sigma(t)}^{ij}(t) [((\eta_i(t) - f_i(t)) - (\eta_j(t) - f_j(t)))] + \mathbf{K} w_{\sigma(t)}^{i1}(t) [(\eta_i(t) - f_i(t)) - \eta_1(t)] - \alpha f_i(t) + \dot{f}_i(t) - z_i(t) \quad (3)$$

式中: $w_{\sigma(t)}^{ij}$ 表示标号为 $\sigma(t)$ 的拓扑图中智能体 i 与智能体 j 的作用权重; 系数矩阵 $\alpha = [\alpha_x, \alpha_v]$ 由系统动力学模型可以确定; $\mathbf{K} = [k_{11}, k_{12}]$ 为常系数矩阵, 需要设计算法进一步确定; $z_i(t)$ 为对智能体 i 受到的外部扰动的补偿量, 设计如下—阶扩张状态观测器确定扰动补偿量 $z_i(t)$:

$$\begin{cases} \dot{z}_{i0}(t) = z_i(t) + \alpha_x x_i(t) + \alpha_v v_i(t) + u_i(t) - \beta_{i1}(z_{i0}(t) - v_i(t)) \\ \dot{z}_i(t) = -\beta_{i2}(z_{i0}(t) - v_i(t)) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $z_{i0}(t)$ 为中间量; β_{i1} 和 β_{i2} 为观测器的参数。在许多实际应用中, 通常取 $\beta_{i1} = 2\omega_{i0}$ 和 $\beta_{i2} = \omega_{i0}^2$, 其中 ω_{i0} 为状态观测器的采样频率, 为保证估计结果的精度, 通常要求采样频率 ω_{i0} 不小于系统外部

扰动变化的频率 ω_{id} 。

时变编队向量 $f_F(t)$ 描述了智能体之间的队形分布、变换和运动信息,设计和给出编队向量是独立于编队跟踪控制协议的另一项重要工作。本文通过设计如下的跟踪微分器给出一种编队指令的设计方法:

$$\begin{cases} \dot{x}_i^*(t) = v_i^*(t) \\ \dot{v}_i^*(t) = -a_{\max} \operatorname{sgn}\left(x_i^*(t) - H + \frac{v_i^*(t) |v_i^*(t)|}{2a_{\max}}\right) \\ v_i^*(t) = \operatorname{Limit}(v_i^*(t), -V_{\max}, V_{\max}) \end{cases} \quad (5)$$

式中: H 为期望位置与初始位置之间沿期望轨迹的距离; a_{\max} 为智能体的最大加速度; V_{\max} 为智能体最大速度; $x_i^*(t)$ 为智能体 i 在 t 时刻期望的位置; $v_i^*(t)$ 为智能体 i 在 t 时刻期望的速度; 函数 $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数; 函数 $\operatorname{Limit}(y, a, b)$ 定义为

$$\operatorname{Limit}(y, a, b) = \begin{cases} a & y \leq a \\ y & a < y < b \\ b & y \geq b \end{cases}$$

上面设计的跟踪微分器(5)实际上是编队指令生成器,通过其设计的编队向量具有以下特点:

1) 面向实际应用。实际编队任务中系统的期望轨迹是已知的,同时实际的多智能体的动力学性能是有上界的,包括速度和加速度。跟踪微分器(5)的设计充分考虑了上述实际约束。

2) 速度最优性。跟踪微分器(5)实际上描述了一种直线运动最速过程,根据 H 的大小可分为以下2种情况:① $H \leq V_{\max}^2/a_{\max}$ 时,被控运动物体先以 a_{\max} 加速运动至速度 $v (v \leq V_{\max})$,再以 $-a_{\max}$ 减速运动至静止状态;② $H > V_{\max}^2/a_{\max}$ 时,被控运动物体先以 a_{\max} 加速运动,达到 V_{\max} 后匀速运动一段时间,再以 $-a_{\max}$ 减速运动至静止状态。这种运动控制策略使得物体能以最短时间由起始点运动至目标点,且保证物体在初始时刻和终止时刻都是静止状态。

3) 包含过渡过程。通过跟踪微分器给控制输入提供过渡过程,从控制的角度看,其给系统提供的编队指令速度信号是斜坡信号而非阶跃信号,使系统的控制输入由零平滑增大,系统能基本无超调跟踪输入指令^[21],有利于系统的稳定。

需要注意的是,如果要通过编队指令使多智能体系统保持期望队形沿直线运动,则可以直接通过跟踪微分器(5)给出编队指令,即 $f_{ix}(t) = x_i^*(t), f_{iv}(t) = v_i^*(t)$ 。对于曲线运动编队指令,需要做进一步的变换。以绕圆编队指令为例,需

要先计算绕圆轨迹的长度 L ,即圆周长和绕圆圈数的乘积。根据跟踪微分器(5)得到 $x_i^*(t)$ 和 $v_i^*(t)$,再通过坐标转换得到圆周运动控制指令,该设计过程在仿真部分进一步给出。

2.2 稳定性分析与证明

系统(1)是一个领航-跟随结构的系统,其作用拓扑的 Laplacian 矩阵具有如下形式:

$$L_{\sigma(t)} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ L_{\sigma(t)}^{\text{lf}} & L_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \end{bmatrix}$$

式中: $L_{\sigma(t)}^{\text{lf}} \in \mathbf{R}^{(N-1) \times 1}$ 表示跟随者与领航者之间的作用关系; $L_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \in \mathbf{R}^{(N-1) \times (N-1)}$ 表示跟随者之间的作用关系; $\mathbf{0}$ 表示任意行数和列数的零矩阵,其行数和列数根据具体使用来确定。令 $\boldsymbol{\eta}_F(t) = [\boldsymbol{\eta}_2^T(t), \boldsymbol{\eta}_3^T(t), \dots, \boldsymbol{\eta}_N^T(t)]^T$, $\mathbf{d}_F(t) = [d_2^T(t), d_3^T(t), \dots, d_N^T(t)]$, $\mathbf{z}_F(t) = [z_2^T(t), z_3^T(t), \dots, z_N^T(t)]^T \dots, z_N^T(t)]^T$, $\mathbf{B}_1 = [1, 0]^T$, $\mathbf{B}_2 = [0, 1]^T$ 。在控制协议(3)的作用下,系统(1)的动力学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\eta}}_1(t) = (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \boldsymbol{\eta}_1(t) \\ \dot{\boldsymbol{\eta}}_F(t) = [\mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) + (\mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K})] \boldsymbol{\eta}_F(t) + (\mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{lf}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K}) \boldsymbol{\eta}_1(t) + (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T) \mathbf{f}_F(t) - (\mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} + \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \mathbf{f}_F(t) + (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2) (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) \end{cases} \quad (6)$$

式中: \mathbf{I}_N 表示 N 阶单位矩阵; \otimes 表示矩阵之间的 Kronecker 积运算。

假设 1 在标号为 $\sigma(t)$ 的作用拓扑 $\mathbf{G}_{\sigma(t)}$ 中,对于每一个跟随者,至少存在一条由领航者通往该跟随者的路径。

如果假设 1 成立,那么称 $\mathbf{G}_{\sigma(t)}$ 包含一个以领航者为根的生成树。

引理 1^[22] 如果假设 1 成立,则 Laplacian 矩阵 $L_{\sigma(t)}$ 有且仅有一个零特征值,对应的特征向量为 $\mathbf{1}_N$ ($\mathbf{1}_N$ 表示元素均为 1 的 N 维列向量),其他 $N-1$ 个特征值的实部和矩阵块 $L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}$ 的特征值实部一样,均大于零。

引理 2^[23] 对任何正定矩阵 $\boldsymbol{\Phi}_1 \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 和对称矩阵 $\boldsymbol{\Phi}_2 \in \mathbf{R}^{n \times n}$,存在矩阵 $\boldsymbol{\xi}(t)$ 使得如下不等式成立:

$$\boldsymbol{\xi}^T(t) \boldsymbol{\Phi}_2 \boldsymbol{\xi}(t) \leq \lambda_{\max}(\boldsymbol{\Phi}_1^{-1} \boldsymbol{\Phi}_2) \boldsymbol{\xi}^T(t) \boldsymbol{\Phi}_1 \boldsymbol{\xi}(t) \quad (7)$$

令 $\lambda_i(L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}) (i = 1, 2, \dots, N-1)$ 表示 $L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}$ 的特征值,令 $\gamma_{\sigma(t)}^{\min} = \min\{\operatorname{Re}(\lambda_i(L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}))\}$ 。如果假设 1 成立,则 $\gamma_{\sigma(t)}^{\min} > 0$ 。根据文献[24]中的引理 3 可知,对任意的 $\gamma_{\sigma(t)} \in (0, \gamma_{\sigma(t)}^{\min})$,存在一个对称

正定矩阵 $\Gamma_{\sigma(t)} \in \mathbf{R}^{(N-1) \times (N-1)}$, 该矩阵满足:

$$(\mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}})^T \Gamma_{\sigma(t)} + \Gamma_{\sigma(t)} \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} - 2\gamma_{\sigma(t)} \Gamma_{\sigma(t)} > \mathbf{0} \quad (8)$$

令 $\boldsymbol{\eta}(t) = [\boldsymbol{\eta}_1^T(t), \boldsymbol{\eta}_F^T(t)]^T$, 则式(6)可以表示为

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\eta}}(t) = & \left(\begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \end{bmatrix} + \right. \\ & \left. \mathbf{L}_{\sigma(t)} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} \right) \boldsymbol{\eta}(t) - \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} + \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T \end{bmatrix} \dot{\mathbf{f}}_F(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) \end{aligned} \quad (9)$$

定义 $\boldsymbol{\psi}_i(t) = \boldsymbol{\eta}_i(t) - \mathbf{f}_i(t) (i \in F)$, 令 $\boldsymbol{\psi}_F(t) = [\boldsymbol{\psi}_2^T(t), \boldsymbol{\psi}_3^T(t), \dots, \boldsymbol{\psi}_N^T(t)]^T$, $\boldsymbol{\psi}(t) = [\boldsymbol{\eta}_1^T(t), \boldsymbol{\psi}_F^T(t)]^T$. 在此基础上, 有

$$\boldsymbol{\eta}(t) = \boldsymbol{\psi}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{2(N-1)} \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) \quad (10)$$

将式(10)代入式(9), 可得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\psi}}(t) = & \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \end{bmatrix} \boldsymbol{\psi}(t) - \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} + \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T \end{bmatrix} \dot{\mathbf{f}}_F(t) - \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{2(N-1)} \end{bmatrix} \dot{\mathbf{f}}_F(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) + \\ & (\mathbf{L}_{\sigma(t)} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K}) \boldsymbol{\psi}(t) \end{aligned} \quad (11)$$

根据 Laplacian 矩阵 $\mathbf{L}_{\sigma(t)}$ 的结构, 可得

$$(\mathbf{L}_{\sigma(t)} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K}) \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{2(N-1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} \end{bmatrix} \quad (12)$$

由 $\mathbf{B}_1 = [1, 0]^T$, $\mathbf{B}_2 = [0, 1]^T$ 可得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{2(N-1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T \end{bmatrix} \quad (13)$$

将式(12)和式(13)代入式(11), 得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\psi}}(t) = & \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \end{bmatrix} \boldsymbol{\psi}(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) - \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) + \\ & (\mathbf{L}_{\sigma(t)} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K}) \boldsymbol{\psi}(t) \end{aligned} \quad (14)$$

由引理 1 可得 $\mathbf{L}_{\sigma(t)} \mathbf{1}_N = \mathbf{0}$, 即

$$\mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} + \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \mathbf{1}_{N-1} = \mathbf{0} \quad (15)$$

$$\text{令 } T = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{1}_{N-1} & \mathbf{I}_{N-1} \end{bmatrix}, \text{ 则 } T^{-1} =$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ -\mathbf{1}_{N-1} & \mathbf{I}_{N-1} \end{bmatrix}, \text{ 结合式(15), 得}$$

$$T^{-1} \mathbf{L}_{\sigma(t)} T = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \end{bmatrix}$$

定义 $\boldsymbol{\varsigma}(t) = (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{I}_2) \boldsymbol{\psi}_F(t) - (\mathbf{1}_{N-1} \otimes \mathbf{I}_2) \cdot \boldsymbol{\eta}_1(t)$ 和 $\boldsymbol{\zeta}(t) = [\boldsymbol{\eta}_1^T(t), \boldsymbol{\varsigma}^T(t)]^T$. 可得 $\boldsymbol{\zeta}(t) = (T^{-1} \otimes \mathbf{I}_2) \boldsymbol{\psi}(t)$, 即

$$\boldsymbol{\psi}(t) = (T \otimes \mathbf{I}_2) \boldsymbol{\zeta}(t) \quad (16)$$

将式(16)代入式(14), 再在等式两边同时左乘 $T^{-1} \otimes \mathbf{I}_2$, 可得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\zeta}}(t) = & \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \end{bmatrix} \boldsymbol{\zeta}(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) - \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T \end{bmatrix} \mathbf{f}_F(t) + \\ & \left(\begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \end{bmatrix} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K} \right) \boldsymbol{\zeta}(t) + \\ & \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) \end{aligned}$$

由 $\boldsymbol{\zeta}(t) = [\boldsymbol{\eta}_1^T(t), \boldsymbol{\varsigma}^T(t)]^T$, 可得

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_1(t) = (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \boldsymbol{\eta}_1(t) \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\varsigma}}(t) = & (\mathbf{I}_{N-1} \otimes (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) + \\ & \mathbf{L}_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes \mathbf{B}_2 \mathbf{K}) \boldsymbol{\varsigma}(t) + (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T) \mathbf{f}_F(t) - \\ & (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_1 \mathbf{B}_1^T) \mathbf{f}_F(t) + (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2) \cdot \\ & (\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) \end{aligned} \quad (18)$$

完成控制协议(3)的设计还需要确定系数矩阵 \mathbf{K} . 在给出定理 1 前先给出相应的算法流程。

算法 1 切换拓扑条件下自抗扰时变编队跟踪控制协议系数矩阵设计算法。

步骤 1 判断系统中跟随者的编队指令 $\mathbf{f}_F(t)$ 是否满足如下编队可行条件:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (f_{ix}(t) - f_{iv}(t)) = 0 \quad \forall i \in F \quad (19)$$

步骤 2 对给定的参数 $\varepsilon > 0$, 求解不等式 $(\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha}) \mathbf{P} + \mathbf{P} (\mathbf{B}_1 \mathbf{B}_2^T + \mathbf{B}_2 \boldsymbol{\alpha})^T - \mathbf{B}_2 \mathbf{B}_2^T + \varepsilon \mathbf{P} < \mathbf{0}$, 得到对称正定矩阵 \mathbf{P} .

步骤 3 选择一个参数 δ , 要求 $\delta > 1/(2\bar{\gamma})$, 其中 $\bar{\gamma} = \min\{\gamma_{\sigma(t)}, \sigma(t) \in \{1, 2, \dots, p\}\}$.

步骤 4 令 $\mathbf{K} = -\delta \mathbf{B}_2^T \mathbf{P}^{-1}$.

定理 1 若假设 1 成立, 在控制协议(3)的作用下, 如果编队可行条件(19)满足, 系统初始状态和扰动均有界, 切换拓扑的驻留时间 $\tau_0 > \ln \mu /$

ε , 其中, $\mu = \max \{ \lambda_{\max}(\Gamma_i^{-1} \Gamma_j), \tilde{i}, \tilde{j} \in \{1, 2, \dots, p\} \}$, $\lambda_{\max}(\Gamma_i^{-1} \Gamma_j)$ 为 $\Gamma_i^{-1} \Gamma_j$ 的最大特征值。

则系统(1)可实现切换拓扑下自抗扰时变编队跟踪。

证明 令

$$\psi_T(t) = (T \otimes I_2) [\eta_1^T(t), \mathbf{0}]^T \quad (20)$$

$$\psi_T(t) = (T \otimes I_2) [\mathbf{0}, \zeta^T(t)]^T \quad (21)$$

令 $[\eta_1^T(t), \mathbf{0}]^T = e_1 \otimes \eta_1(t)$, 其中单位矩阵 $e_1 \in \mathbf{R}^N$ 的第 1 个元素为 1, 其他元素为 0。则由式(20)可得

$$\psi_T(t) = T e_1 \otimes \eta_1(t) = \mathbf{1}_N \otimes \eta_1(t) \quad (22)$$

联立式(17)、式(20)和式(21), 可得

$$\psi(t) = \psi_T(t) + \psi_T(t) \quad (23)$$

式中: $\psi_T(t)$ 和 $\psi_T(t)$ 线性独立。由式(22)和式(23)可得

$$\psi_T(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \eta_F(t) - f_F(t) - \mathbf{1}_{N-1} \otimes \eta_1(t) \end{bmatrix}$$

如果 $\lim_{t \rightarrow \infty} \psi_T(t) = \mathbf{0}$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\eta_F(t) - f_F(t) - \mathbf{1}_{N-1} \otimes \eta_1(t)) = \mathbf{0}$, 即式(2)成立。因此, 如果 $\lim_{t \rightarrow \infty} \psi_T(t) = \mathbf{0}$

则称系统(1)实现编队跟踪。由于 $T \otimes I$ 是非奇异的, 由式(21)可知, 通过 $\lim_{t \rightarrow \infty} \psi_T(t) = \mathbf{0}$ 可以得到

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \zeta(t) = \mathbf{0}$$

如果编队可行条件(19)成立, 那么

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (B_1 B_2^T f_i(t) - B_1 B_1^T f_i(t)) = \mathbf{0} \quad i \in F$$

即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} ((I_{N-1} \otimes B_1 B_2^T) f_F(t) -$$

$$(I_{N-1} \otimes B_1 B_1^T) f_F(t)) = \mathbf{0}$$

下面, 首先考虑在切换拓扑下的如下系统的稳定性问题。

$$\dot{\phi}(t) = (I_{N-1} \otimes (B_1 B_2^T + B_2 \alpha) + (L_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes B_2 K)) \phi(t) \quad (24)$$

构造如下的分段 Lyapunov 函数:

$$V(t) = \phi^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes P^{-1}) \phi(t) \quad (25)$$

式中: $\Gamma_{\sigma(t)}$ 由不等式(8)限定; P 通过算法 1 确定。由于系统(1)的作用拓扑在所有时间间隔 $[t_k, t_{k+1})$ ($k \in \mathbf{N}$) 上是不变的, 故函数 $V(t)$ 是分段连续的, 即可在 $[t_k, t_{k+1})$ 上对 $V(t)$ 求导, 即

$$\dot{V}(t) = \phi^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes \Omega_B + \Omega_L) \phi(t) \quad (26)$$

其中: $\Omega_B = (B_1 B_2^T + B_2 \alpha)^T P^{-1} + P^{-1} (B_1 B_2^T + B_2 \alpha)$; $\Omega_L = (L_{\sigma(t)}^{\text{ff}})^T \Gamma_{\sigma(t)} \otimes (B_2 K)^T P^{-1} + \Gamma_{\sigma(t)} \cdot L_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes P^{-1} B_2 K$ 。将 $K = -\delta B_2^T P^{-1}$ 代入式(26), 得

$$\dot{V}(t) = \phi^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes \Omega_B + \bar{\Omega}_L) \phi(t)$$

其中:

$$\bar{\Omega}_L = -\delta ((L_{\sigma(t)}^{\text{ff}})^T \Gamma_{\sigma(t)} + \Gamma_{\sigma(t)} L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}) \otimes P^{-1} B_2 B_2^T P^{-1}。$$

令 $\phi(t) = (I_{N-1} \otimes P) \tilde{\phi}(t)$, 则

$$\dot{V}(t) = \tilde{\phi}^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes \tilde{\Omega}_B + \tilde{\Omega}_L) \tilde{\phi}(t) \quad (27)$$

式中: $\tilde{\Omega}_B = P (B_1 B_2^T + B_2 \alpha)^T + (B_1 B_2^T + B_2 \alpha) P$; $\tilde{\Omega}_L = -\delta ((L_{\sigma(t)}^{\text{ff}})^T \Gamma_{\sigma(t)} + \Gamma_{\sigma(t)} L_{\sigma(t)}^{\text{ff}}) \otimes B_2 B_2^T$ 。由算法 1 中 P 满足的不等式, 结合式(6)和式(27), 可得

$$\dot{V}(t) \leq \tilde{\phi}^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes (B_2 B_2^T - \varepsilon P)) \tilde{\phi}(t) -$$

$$\tilde{\phi}^T(t) (2\delta \gamma_{\sigma(t)} \Gamma_{\sigma(t)} \otimes B_2 B_2^T) \tilde{\phi}(t)$$

因为 $\delta > 1/(2\bar{\gamma})$ 且 $\bar{\gamma} = \min \{ \gamma_{\sigma(t)}, \sigma(t) \in \{1, 2, \dots, p\} \}$, 故

$$\dot{V}(t) < \tilde{\phi}^T(t) (-\varepsilon \Gamma_{\sigma(t)} \otimes P) \tilde{\phi}(t) \quad (28)$$

由 $\phi(t) = (I_{N-1} \otimes P) \tilde{\phi}(t)$ 可得 $\phi(t) = (I_{N-1} \otimes P)^{-1} \phi(t)$, 代入式(28), 可得在 $[t_k, t_{k+1})$ 上, 有

$$\dot{V}(t) < -\varepsilon \phi^T(t) (\Gamma_{\sigma(t)} \otimes P^{-1}) \phi(t)$$

即

$$\dot{V}(t) < -\varepsilon V(t)$$

已知系统的作用拓扑在任一时间间隔 $t \in [t_k, t_{k+1})$ 上是固定不变的, 因此, 有

$$V(t) < e^{-\varepsilon(t-t_k)} V(t_k) \quad (29)$$

由于 $\phi(t)$ 是连续的, 即 $\phi(t_k) = \phi(t_k^-)$ 。由式(7)和式(25)可得

$$V(t_k) < \mu V(t_k^-) \quad (30)$$

由式(29)和式(30)可得

$$V(t) < \mu e^{-\varepsilon(t-t_k)} V(t_k^-) \quad (31)$$

因为 $V(t_k^-) < e^{-\varepsilon(t_k-t_{k-1})} V(t_{k-1})$, 结合式(31)可得

$$V(t) < \mu e^{-\varepsilon(t-t_{k-1})} V(t_{k-1})$$

同理, 可得

$$V(t) < \mu^k e^{-\varepsilon(t-t_0)} V(t_0) \quad (32)$$

因为 $0 < \tau_0 \leq t_{k+1} - t_k$, 所以

$$t - t_0 \geq k\tau_0 \quad (33)$$

因为 $\mu = \max \{ \lambda_{\max}(\Gamma_i^{-1} \Gamma_j), \tilde{i}, \tilde{j} \in \{1, 2, \dots, p\} \}$, 所以 $\mu \geq 1$, 结合式(32)和式(33)可得

$$V(t) < \exp \left[\left(\frac{\ln \mu}{\tau_0} - \varepsilon \right) t \right] V(0)$$

如果驻留时间 $\tau_0 > \ln \mu / \varepsilon$, 则 $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) = 0$, 即系统(24)是渐近稳定的。令 $C_{N-1} = I_{N-1} \otimes (B_1 B_2^T + B_2 \alpha) + (L_{\sigma(t)}^{\text{ff}} \otimes B_2 K)$ 。

接下来考虑如下系统的稳定性问题:

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}(t) = \mathbf{C}_{N-1} \boldsymbol{\phi}(t) + (\mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2)(\mathbf{d}_F(t) - \mathbf{z}_F(t)) \quad (34)$$

对式(4)和 $\dot{v}_i(t) = \alpha_x x_i(t) + \alpha_v v_i(t) + u_i(t) + d_i(t)$ 进行 Laplacian 变换,得

$$\begin{cases} u_i(s) - s v_i(s) = -d_i(s) - \alpha_x x_i(s) - \alpha_v v_i(s) \\ z_i(s) = (\beta_{i1} + s) z_{i0}(s) - u_i(s) - \alpha_x x_i(s) - \alpha_v v_i(s) - \beta_{i1} v_i(s) \\ s z_i(s) + \beta_{i2} z_{i0}(s) - \beta_{i2} v_i(s) = 0 \end{cases} \quad (35)$$

由式(35)可得

$$z_i(s) = G_i(s) d_i(s) \quad (36)$$

式中: $G_i(s) = \beta_{i2} / (s^2 + \beta_{i1}s + \beta_{i2})$ 。取 $\beta_{i1} = 2\omega_{i0}$ 和 $\beta_{i2} = \omega_{i0}^2$, 则

$$G_i(s) = \left(\frac{\omega_{i0}}{s + \omega_{i0}} \right)^2 \quad (37)$$

由式(37)可得

$$\mathbf{d}_F(s) - \mathbf{z}_F(s) = \text{diag} \{ (1 - G_2(s)), (1 - G_3(s)), \dots, (1 - G_N(s)) \} \mathbf{d}_F(s) \quad (38)$$

给出 1-范数和 H_∞ 范数的定义分别为

$$\begin{cases} \|\mathbf{Q}(s)\|_1 = \|\mathbf{q}(t)\|_1 = \max_i \left(\sum_j \int_0^\infty |q_{ij}(t)| dt \right) \\ \|\mathbf{y}(t)\|_\infty = \max_i \sup_{t \geq 0} |y_i(t)| \end{cases}$$

式中:

$$\mathbf{q}(t) = \mathcal{L}^{-1}[\mathbf{Q}(s)] = \begin{bmatrix} q_{11}(t) & q_{12}(t) & \dots & q_{1m}(t) \\ q_{21}(t) & q_{22}(t) & \dots & q_{2m}(t) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ q_{n1}(t) & q_{n2}(t) & \dots & q_{nm}(t) \end{bmatrix}$$

表示一个 n 行 m 列的函数矩阵;

$$\mathbf{y}(t) = [y_1(t), y_2(t), \dots, y_n(t)]^T$$

表示一个 n 维函数向量。

定义

$$\begin{cases} \gamma = \| (s\mathbf{I}_{2(N-1)} - \mathbf{C}_{N-1})^{-1} \mathbf{B}_{N-1} \mathbf{F}_{N-1}(s) \|_1 \\ \chi_{\phi(0)} = \| e^{\mathbf{C}_{N-1}t} \boldsymbol{\phi}(0) \|_\infty \\ \mathbf{B}_{N-1} = \mathbf{I}_{N-1} \otimes \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{F}_{N-1}(s) = \text{diag} \{ (1 - G_2(s)), (1 - G_3(s)), \dots, (1 - G_N(s)) \} \end{cases} \quad (39)$$

由式(34)、式(36)、式(38)和式(39)可得

$$\|\boldsymbol{\phi}(t)\|_\infty \leq \chi_{\phi(0)} + \gamma \|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty \quad (40)$$

若外部扰动有界,则存在正实数 α_{ϕ_i} 和 $\delta_{d_{\phi_i}}$ 使得

$$\|d_i(t)\|_\infty \leq \alpha_{\phi_i} \|u_i(t)\|_\infty + \delta_{d_{\phi_i}} \quad (41)$$

在式(41)的基础上,存在正实数 α_ϕ 和 δ_{d_ϕ} , 满足:

$$\|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty \leq \alpha_\phi \|\mathbf{u}_F(t)\|_\infty + \delta_{d_\phi} \quad (42)$$

根据式(3)、式(4)、式(18)和式(38),存在正实数 $\delta_{u_{\phi 1}}$ 、 $\delta_{u_{\phi 2}}$ 和 $\delta_{u_{\phi 3}}$, 使得

$$\|\mathbf{u}_F(t)\|_\infty = \delta_{u_{\phi 1}} \|\boldsymbol{\phi}(t)\|_\infty + \delta_{u_{\phi 2}} \|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty + \delta_{u_{\phi 3}} \quad (43)$$

将式(43)代入式(42),则存在实数 χ_ϕ 和 χ_f 使得

$$\|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty \leq \chi_\phi \|\boldsymbol{\phi}(t)\|_\infty + \chi_f \quad (44)$$

如果 ω_{i0} 充分大,且 $\|\mathbf{B}_{N-1}\|_1$ 有界,则式(39)的 γ 足够小。进一步地,由式(40)和式(44)可得

$$\begin{cases} \|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty \leq \frac{\chi_\phi \chi_{\phi(0)} + \chi_f}{1 - \chi_\phi \gamma} \\ \|\boldsymbol{\phi}(t)\|_\infty \leq \frac{\chi_{\phi(0)} + \chi_f \gamma}{1 - \chi_\phi \gamma} \end{cases} \quad (45)$$

由式(45)可知存在正实数 χ_{md} 和 $\chi_{m\phi}$ 使得

$$\begin{cases} \|\mathbf{d}_F(t)\|_\infty \leq \chi_{md} \\ \|\boldsymbol{\phi}(t)\|_\infty \leq \chi_{m\phi} \end{cases} \quad (46)$$

由式(34)、式(39)和式(46)可得

$$\max_i |\boldsymbol{\phi}_i(t)| \leq \max_i |\mathbf{c}_{N-1,i}^\top e^{\mathbf{C}_{N-1}t} \boldsymbol{\phi}(0)| + \gamma \chi_{md}$$

式中: $\mathbf{c}_{N-1,i}$ 表示一个维数为 $N-1$ 且第 i 行元素为 1,其他行为 0 的列向量。由上述分析可知,如果系统(24)渐近稳定,外部扰动和初始状态 $\boldsymbol{\phi}(0)$ 有界,则系统(34)渐近稳定。

综上,对于式(17)和式(18),若假设 1 成立,在控制协议(3)的作用下,如果编队可行条件(19)满足,外部扰动和系统初始状态有界,且切换拓扑的驻留时间 $\tau_0 > \ln \mu / \varepsilon$, 则可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\zeta}(t) = \mathbf{0}$, 即系统(1)可实现切换拓扑下自抗扰时变编队跟踪。

证毕

3 障碍物遮挡下的自抗扰时变编队跟踪与避撞控制

3.1 基于目标跟踪优先级的切换拓扑控制策略

在很多实际应用中,多智能体系统以编队的形式跟踪目标的同时会执行其他重要任务,例如,无人机编队跟踪敌方地面运动目标,通常会携带打击设备或环境感知设备以执行火力打击任务和情报搜集任务。即对目标的跟踪通常是其他重要任务保障的,在实现目标跟踪的前提下,要求将更多资源分配在其他任务中。本文将编队中直接对目标进行识别和跟踪的智能体称为跟踪主体,为了给其他特定任务节省资源,要求在任意时刻编队中只存在一个跟踪主体。而根据前面建立的障碍物模型,进入障碍物遮挡作用范围时,跟踪主体会丢失目标。由于同一时刻只存在一个跟踪主

体,一旦跟踪主体丢失,编队整体就会丢失目标。针对该问题,本文提出如下的控制策略:当跟踪主体进入障碍物作用范围时,按预先设定的规则会有另一个智能体接替其作为跟踪主体。该策略既解决了目标丢失问题,又能保证同一时刻只有一个跟踪主体。该策略具体设计如下:

以系统(1)为研究对象,假设 2 号智能体为初始的跟踪主体,当 2 号智能体进入障碍物作用范围时,需根据某种规则确定另一个智能体作为跟踪主体,为此本文提出一种划分目标跟踪优先级的方法。

为 $N-1$ 个编队成员划分优先级,不失一般性,假设从 2 号到 N 号智能体优先级依次降低。优先级高的智能体进入障碍物遮挡范围时,如果下一优先级智能体未进入障碍物遮挡范围,则下一优先级智能体替代其成为跟踪主体;若下一优先级智能体也进入了障碍物遮挡范围,则继续按照由高到低的优先级重复上述过程。一旦优先级高的智能体离开障碍物遮挡范围,则立即重新成为跟踪主体。

在上述控制策略的基础上,多智能体系统在障碍物遮挡环境中的编队的目标跟踪问题就转换为一种切换拓扑下的编队的目标跟踪问题,而拓扑切换过程由障碍物的分布、编队运动以及目标跟踪优先级划分标准等共同决定。

3.2 编队避撞控制

多智能体系统的避撞问题包括智能体之间的避撞和避障问题。在环境信息预先未知的情况下,全局路径规划算法无法应用于编队避障控制和智能体之间的避撞控制,需要使用动态路径规划算法^[3,25]。人工势场法是一种经典的在线路径规划算法,具有良好的动态规划性能。下面以系统(1)为研究对象,基于势场法设计编队避撞控制器。

经典的人工势场法的基本思想是:认为实体类障碍物和邻近智能体对进入其作用范围的受控智能体存在斥力场作用,目标点对受控智能体存在引力场作用,引力场与斥力场的合力场作用于受控智能体,控制其运动。在编队跟踪问题中,编队整体对目标的跟踪是通过编队跟踪控制协议(3)实现的,因此只需要考虑斥力场作用。需要注意的下,下面考虑三维空间中的编队跟踪与避撞,即 $n=3$ 。

3.2.1 障碍物对智能体的斥力

实体类障碍物 k 对智能体 i 产生的斥力场 $U_1^{i,k}(t)$ 构造如下:

$$U_1^{i,k}(t) = \begin{cases} \frac{\rho_1}{2} \left(\frac{1}{\Delta d_{ik}(t)} - \frac{1}{\Delta d_1} \right)^2 & d_{ik}(t) \leq d_k^{sco1} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (47)$$

式中: ρ_1 为避障增益系数; $\Delta d_{ik}(t) = d_{ik}(t) - d_k^{safe1}$; $\Delta d_1 = d_k^{sco1} - d_k^{safe1}$; $d_{ik}(t)$ 为障碍物 k 和智能体 i 之间的距离。根据式(47)可以得到障碍物 k 对智能体 i 产生的斥力表达式为

$$F_1^{i,k}(t) = \begin{cases} \left(\frac{1}{\Delta d_{ik}(t)} - \frac{1}{\Delta d_1} \right) \frac{\rho_1}{\Delta d_{ik}^2(t)} \mathbf{n}_{ik}(t) & d_{ik}(t) \leq d_k^{sco1} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (48)$$

其中: $\mathbf{n}_{ik}(t)$ 为由障碍物 k 指向智能体 i 的单位向量。假设障碍物的数量为 M ,则智能体 i 受到所有障碍物的斥力的合力为

$$F_1^i(t) = \sum_{k=1}^M F_1^{i,k}(t) \quad (49)$$

3.2.2 编队成员之间的斥力

考虑多智能体系统编队成员之间的避撞时,对于受控智能体,其他智能体相当于移动的障碍物。考虑实际上智能体的尺寸和惯性问题,与障碍物模型类似,用 d_j^{sco2} 表示智能体 j 的斥力场作用范围, d_j^{safe2} 表示智能体 j 的安全距离,即当其他智能体与智能体 j 的距离小于 d_j^{sco2} 时会受到斥力作用,距离等于 d_j^{safe2} 时斥力大小为 ∞ 并认为小于 d_j^{safe2} 时两智能体会碰撞。智能体 j 对智能体 i 的斥力场作用会使得智能体 i 受到由智能体 j 指向智能体 i 的斥力。智能体 j 对智能体 i 产生的斥力场 $U_2^{i,j}(t)$ 构造如下:

$$U_2^{i,j}(t) = \begin{cases} \frac{\rho_2}{e^{\Delta d_{ij}^*(t)} - e^{\Delta d_2}} & d_{ij}(t) \leq d_j^{sco2} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (50)$$

式中: ρ_2 为编队成员之间的避撞增益系数; $\Delta d_{ij}^*(t) = d_{ij}(t) - d_j^{safe2}$; $\Delta d_2 = d_j^{sco2} - d_j^{safe2}$; $d_{ij}(t)$ 为智能体 i 与智能体 j 之间的距离。智能体 j 对智能体 i 产生的斥力表达式为

$$F_2^{i,j}(t) = \begin{cases} \rho_2 \left(\frac{1}{e^{\Delta d_{ij}^*(t)} - e^{\Delta d_2}} \right)^2 e^{\Delta d_{ij}^*(t)} \mathbf{n}_{ij}(t) & d_{ij}(t) \leq d_j^{sco2} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (51)$$

其中: $\mathbf{n}_{ij}(t)$ 为由智能体 j 指向智能体 i 的单位向量。

智能体 i 受到的其他智能体的斥力的合力为

$$\mathbf{F}_2^i(t) = \sum_{j=2, j \neq i}^{N-1} \mathbf{F}_2^{i,j}(t) \quad (52)$$

3.3 时变编队跟踪与避撞控制

在障碍物位置分布预先未知的情况下,考虑外部环境的扰动和障碍物对跟踪主体对目标跟踪的遮挡作用,研究多智能体系统对运动目标的编队跟踪和避撞控制问题。在第2节控制器设计研究的基础上,提出如下障碍物遮挡环境中自抗扰时变编队跟踪与避撞控制协议,即

$$\mathbf{u}_i(t) = \mathbf{u}_i^*(t) + \mathbf{F}_1^i(t) + \mathbf{F}_2^i(t) \quad (53)$$

式中: $\mathbf{F}_1^i(t)$ 和 $\mathbf{F}_2^i(t)$ 分别由式(49)和式(52)确定; $\mathbf{u}_i^*(t)$ 由控制协议(3)扩展至三维空间得到。

控制协议(49)由编队跟踪控制项和避撞控制项组成,当避撞控制项不为零时, $\mathbf{u}_i(t) \neq \mathbf{u}_i^*(t)$,即在避撞过程中编队跟踪控制的效果是得不到保证的。实际由于障碍物分布情况复杂多样,强调始终保持固定队形与实时、灵活避撞相冲突,即避撞过程中编队服从避撞需要而临时偏离编队队形是合理的。综上,多智能体系统完成编队跟踪和避撞任务需要满足两点要求:一是智能体之间、智能体与实体障碍物之间距离必须时刻大于对应的安全距离,即避撞能够实现;二是避撞过程中不严格要求队形控制效果,但避撞结束后应能够满足编队跟踪控制要求。

在系统(1)避撞过程结束后, $\mathbf{u}_i(t) = \mathbf{u}_i^*(t)$ 成立,智能体在后续运动过程中无需考虑与实体类障碍物的避撞问题,但仍可能存在区域类障碍物的遮挡作用。这里给出如下假设。

假设2 系统(1)避撞过程结束后,在后续运动过程中如下两种情况之一成立:

1) 系统(1)不会受到障碍物遮挡作用。

2) 系统(1)会受到区域障类障碍物遮挡作用,但障碍物的分布使得系统在该作用下系统切换拓扑的驻留时间 $\tau_0 > \ln \mu / \varepsilon$ 。

定理2 如果假设1和假设2成立,在控制协议(53)作用下,如果编队可行条件(19)满足,外部扰动和系统初始状态有界,那么系统(1)能够实现避撞,且在避撞结束后能够实现编队跟踪控制。

证明 首先考虑避撞问题,基于势场理论,用能量守恒的方法分析系统的避撞控制。

将系统(1)中所有跟踪目标的多智能体看作一个子系统,记为系统(a)。根据控制协议(53),扰动可补偿的情况下,认为系统(a)只受3种外力:目标的引力、实体障碍物的斥力和队形控制力,系统(a)的内力为智能体之间的斥力,由协议(51)

确定。根据势场理论,进入实体障碍物斥力作用范围的智能体会具备对应的势能。

设初始时刻,系统(a)不在实体障碍物作用范围,智能体*i*的速度为 $\mathbf{v}_i(t_0)$,则系统(a)的总

动能为 $E_v(t_0) = \frac{1}{2} \sum_{i=2}^N m |\mathbf{v}_i(t_0)|^2$,因障碍物斥

力场具备的势能为 $E_q(t_0) = 0$ 。设智能体*i*受到

目标的引力为 $\mathbf{F}_r^i(t)$,障碍物的斥力 $\mathbf{F}_1^i(t)$,队形

控制力为 $\mathbf{F}_f^i(t)$,其中 $\mathbf{F}_r^i(t)$ 和 $\mathbf{F}_f^i(t)$ 由协议(3)

确定,实体障碍物的斥力由协议(48)确定。具体地,

$\mathbf{F}_1^i(t)$ 由 $\mathbf{K}w_{\sigma(i)}^i(t) [(\boldsymbol{\eta}_i(t) - \mathbf{f}_i(t)) - \boldsymbol{\eta}_1(t)]$

项确定, $\mathbf{F}_f^i(t)$ 由 $\mathbf{K} \sum_{j=2}^N w_{\sigma(i)}^j(t) [(\boldsymbol{\eta}_i(t) - \mathbf{f}_i(t)) -$

$(\boldsymbol{\eta}_j(t) - \mathbf{f}_j(t))] - \alpha \mathbf{f}_i(t) + \mathbf{f}_{iw}(t)$ 确定。在 t_0 时

刻后,外力做功会改变系统(a)的能量,其中 $\mathbf{F}_1^i(t)$ 做功

会转变为智能体*i*的斥力场势能。设任意有限时刻 $t_1 (t_1 \geq t_0)$,智能体*i*的速度为 $\mathbf{v}_i(t_1)$,此时系统(a)的总动能表示为 $E_v(t_1) =$

$\frac{1}{2} \sum_{i=2}^N m |\mathbf{v}_i(t_1)|^2$,势能为 $E_q(t_1)$ 。由能量守恒

定律,有

$$E_v(t_0) + E_q(t_0) + W_{F_{\text{sum}}} = E_v(t_1) + E_q(t_1) \quad (54)$$

式中: $W_{F_{\text{sum}}}$ 为在 $t_0 \sim t_1$ 这段时间内所有智能体目

标牵引力和队形控制力做的总功。对于任何实际系统,

$\mathbf{F}_r^i(t)$ 和 $\mathbf{F}_f^i(t)$ 必然有界,故 $W_{F_{\text{sum}}}$ 为有界常量。由式(54)可知,势能 $E_q(t_1)$ 有界,即智能体*i*

的势能有界,即

$$0 \leq \frac{\rho_1}{2} \left(\frac{1}{\Delta d_{ik}(t_1)} - \frac{1}{\Delta d_1} \right)^2 \leq D \quad (55)$$

式中: D 为一个有界正数。由式(48)、式(49)和式(55)可得, $\Delta d_{ik}(t_1) < \Delta d_1$ 且 $\Delta d_{ik}(t_1) > 0$,即

$d_{ik}(t_1) > d_k^{\text{safe}1}$,即智能体*i*在任意有限时刻 t_1 不会与实体障碍物*k*碰撞。

类比上面分析过程简要下面分析智能体之间的避撞。智能体*i*受到的外力除了 $\mathbf{F}_1^i(t)$ 、 $\mathbf{F}_r^i(t)$ 和 $\mathbf{F}_f^i(t)$,还有其他智能体斥力 $\mathbf{F}_2^i(t)$ 。智能体*i*的动能用 $E_v^i(t)$ 表示,根据势场理论,认为当它进入其他智能体斥力作用范围时,就具备对应的势能 $E_{q1}^i(t)$ 。在任意有限时刻 $t_2 (t_2 \geq t_0)$,根据能量守恒定律,有

$$E_v^i(t_0) + E_{q1}^i(t_0) + W_{F_{\text{sum}1}}^i = E_v^i(t_2) + E_{q1}^i(t_2) \quad (56)$$

式中: $W_{F_{\text{sum}1}}^i$ 为智能体*i*受到的外力做的总功,通过前面的分析,可知 $W_{F_{\text{sum}1}}^i$ 有界。同理,由

式(50)、式(51)和式(56)可得 $d_{ij}(t_2) > d_j^{safe2}$, 即智能体 i 在任意有限时刻 t_2 不会与智能体 j 碰撞。

避撞过程结束后, $u_i(t) = u_i^*(t)$, 由定理 1, 如果假设 1 和假设 2 成立, 在控制协议(53)作用下, 若编队可行条件(19)满足, 外部扰动和系统初始状态有界, 则系统(1)可实现时变编队跟踪。

证毕

4 仿真实验

本节拟设计两组仿真实验检验所设计的控制器的性能。仿真实验 1 的目的是检验自抗扰编队跟踪控制器的编队跟踪效果和抗扰动效果, 仿真实验 2 的目的是检验基于目标跟踪优先级的切换拓扑策略对于目标跟踪控制的改善效果。

考虑一个由 3 架四旋翼无人机组成的机群系统, 要求该机群在三维空间内以期望的时变编队队形跟踪一个运动目标, 其经过区域散布有 3 个实体类障碍物和 3 个区域类障碍物, 依次编号为 1~6。规定 XOY 平面表示水平面, OZ 方向表示高度方向, 长度单位默认为 m。将机群系统和目标看作一个多智能体系统, 其动力学模型可用系统模型(1)表示。目标为领航者, 3 架无人机为跟随者, 依次编号为 1~4。初始状态下, 2 号无人机为跟踪主体, 系统通信拓扑如图 2 所示。

假设目标和各无人机的初始状态向量如表 1 所示, 障碍物的分布如表 2 所示。

考虑编队指令为绕圆编队, 下面根据跟踪

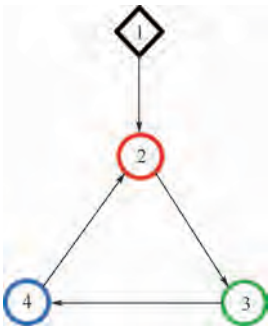


图 2 系统初始作用拓扑

Fig. 2 Initial interaction topology of system

表 1 目标和无人机的初始状态向量

Table 1 Initial state vectors of target and UAVs

智能体	位置向量/m	速度向量/(m·s ⁻¹)
目标	(0,0,0)	(0,0,0.1)
2号无人机	(0,6,0)	(0,0,0)
3号无人机	(-3√3, -3,0)	(0,0,0)
4号无人机	(3√3, -3,0)	(0,0,0)

表 2 障碍物位置向量

Table 2 Position vectors of obstacles

实体类障碍物	位置向量/m
1号障碍物	(0, -6, 1)
2号障碍物	(-3√3, 3, 6)
3号障碍物	(3√3, 3, 6)
4号障碍物	(0, -6, 11)
5号障碍物	(-3√3, 3, 18)
6号障碍物	(3√3, 3, 18)

微分器(5)设计该指令, 要求 3 架无人机在水平面 XOY 内围绕初始圆心做半径为 6 的圆周运动。实际应用中目标的运动轨迹和速度等信息预先未知, 因此机群飞行的时长未知。通过前面对跟踪微分器(5)的描述可知, 所设计的绕圆指令的特点是: 机群由静止状态以 a_{max} 沿预期圆形轨迹加速至 v , 若机群编队飞行的时长足够大, 则无人机加速至 V_{max} 后匀速运动, 最后减速至静止状态。在仿真中为保证无人机由静止加速到最大绕圆速度后保持该速度跟踪目标, 将绕圆圈数设置为足够大的数值 50, 使得在仿真时长较短时无人机不会出现减速状态。无人机 i 的编队向量设计如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_i^*(t) = v_i^*(t) \\ \ddot{x}_i^*(t) = -a_{max}^{XY} \operatorname{sgn}\left(x_i^*(t) - 2M_c \pi r + \frac{v_i^*(t) |v_i^*(t)|}{2a_{max}^{XY}}\right) \\ v_i^*(t) = \operatorname{Limit}(v_i^*(t), -V_{max}^{XY}, V_{max}^{XY}) \\ C_0 = \frac{2}{3} \pi (i-1) \\ C_i(t) = C_0 + x_i^*(t)/r \\ f_{ix}^Y(t) = r \cos C_i(t) \\ f_{iv}^X(t) = -v_i^*(t) \sin C_i(t) \\ f_{iv}^X(t) = -v_i^*(t) \sin C_i(t) - [(v_i^*(t))^2/r] \cos C_i(t) \\ f_{ix}^Y(t) = r \sin C_i(t) \\ f_{iv}^Y(t) = v_i^*(t) \cos C_i(t) \\ f_{iv}^Y(t) = v_i^*(t) \cos C_i(t) - [(v_i^*(t))^2/r] \sin C_i(t) \end{cases} \quad (57)$$

式中: $M_c = 50$ 为绕圆圈数; $r = 6$ m 为半径; $V_{max}^{XY} = 2$ m/s 为 XOY 平面内无人机合速度最大值; $a_{max}^{XY} = 10$ m/s² 为 XOY 平面内无人机合加速度最大值。 α_x 和 α_v 的取值会直接影响目标的运动, 这里取 $\alpha_x = 0.01$ m/s², $\alpha_v = -0.1$ m/s², 在此条件下, 目

标会沿高度方向做变速直线运动,目标的高度差随时间变化曲线如图3所示。此外,通过式(57)不难得出 $f_{ix}(t) = f_{iv}(t)$,即满足编队可行条件(19)。

避障控制参数选取情况如下: $\rho_1 = 5, d^{safe1} = 0.35, d^{sco1} = 5$,无人机之间避撞参数选取情况如下: $\rho_2 = 1, d^{safe2} = 0.45, d^{sco2} = 5$ 。实体类障碍物遮挡半径为0.6,区域类障碍物遮挡半径为4。扩张状态观测器参数 $\beta_{i1} = 40, \beta_{i2} = 400$ 。假设无人机受到的外部扰动输入包含线性项和非线性项,三维空间中无人机 i 扰动输入如下:

$$\begin{cases} d_{ix}(t) = (4.8 + 1.2i) \sin t + 4.4i - 1.9 \\ d_{iy}(t) = (2.23 + 1.29i) \sin t + 4.4i - 1.9 \\ d_{iz}(t) = (2.58 + 1.3i) \sin(t + 0.4\pi) + 3.2i \end{cases} \quad (58)$$

根据算法1,取 $\varepsilon = 0.1, \delta = 20$,求得

$$P = \begin{bmatrix} 1.1803 & -0.4512 \\ -0.4512 & 0.4095 \end{bmatrix}$$

$$K = I_3 \otimes [-32.2576, -84.3878]$$

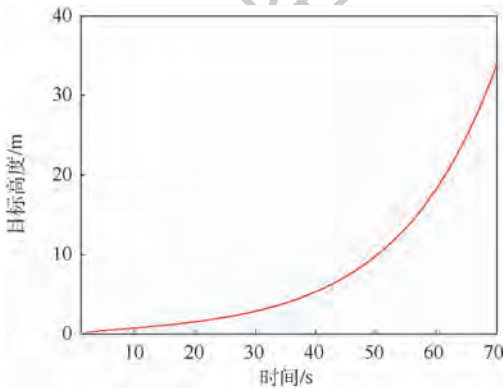


图3 目标高度变化曲线
Fig.3 Altitude curve of target

4.1 仿真实验1

仿真实验1侧重于检验自抗扰时变编队跟踪控制器的编队跟踪效果和抗扰动效果,暂不研究切换拓扑对目标跟踪的影响。基于控制变量的思想,人为忽略障碍物对目标跟踪的遮挡作用。在这种情况下,编队的跟踪主体一直是2号无人机。设置两组对比实验1-1和1-2,区别在于实验1-2中无人机控制协议中不包含扰动补偿项,而实验1-1控制协议中包含扰动补偿项。仿真时长均为70s,实验结果如图4~图11所示。

图4和图8分别为实验1-1和实验1-2中无人机与目标位置轨迹,图中曲线颜色和无人机编号的对应关系和图2统一,即黑色、红色、绿色和

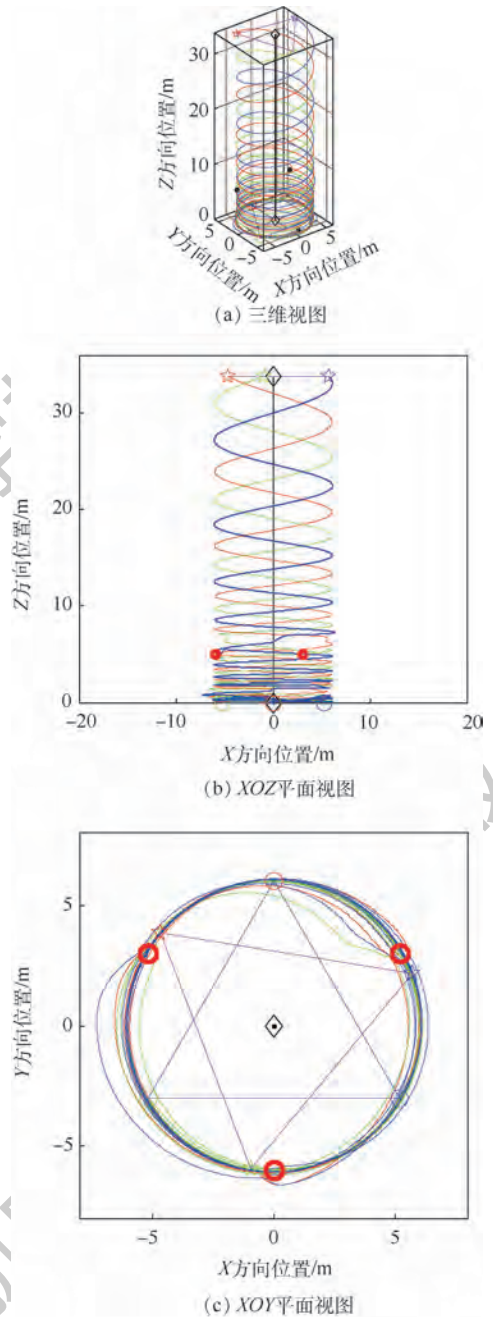


图4 实验1-1中无人机与目标位置轨迹
Fig.4 Position trajectories of UAVs and target in experiment 1-1

蓝色分别对应1、2、3和4号无人机,图5、图9、图13、图14、图18和图19均采用这种对应关系。由图8(c)可以看出,在外部扰动(58)作用下,3架跟随者无人机的轨迹明显不重合并且与编队指令描述的同心圆轨迹相差较大;对比之下,图4(c)中机群的轨迹重合度较好且贴近于编队指令描述的轨迹,说明在扰动作用下机群的编队控制会受到影响,但通过所设计的抗扰控制器可以有效抑制这种影响。

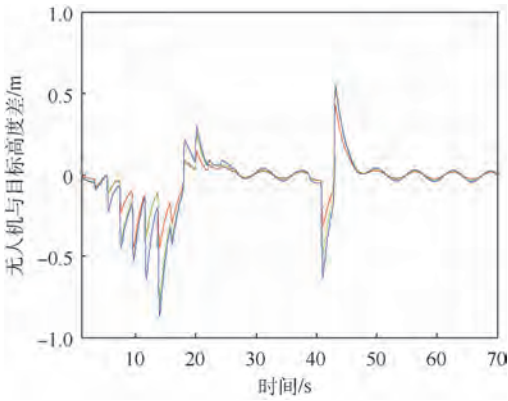


图5 实验 1-1 中无人机与目标高度差曲线

Fig. 5 Curves of altitude difference between UAVs and target in experiment 1-1

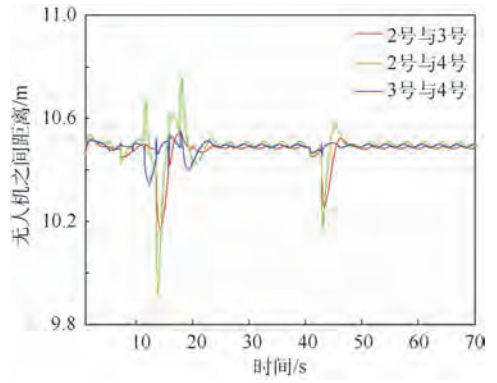
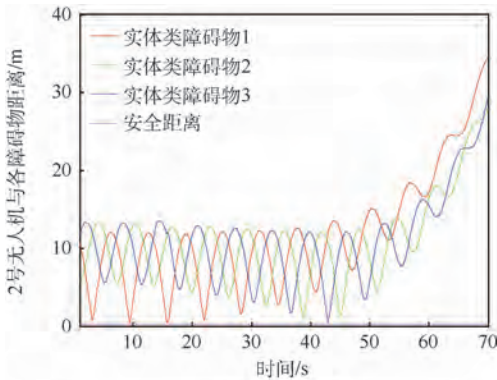
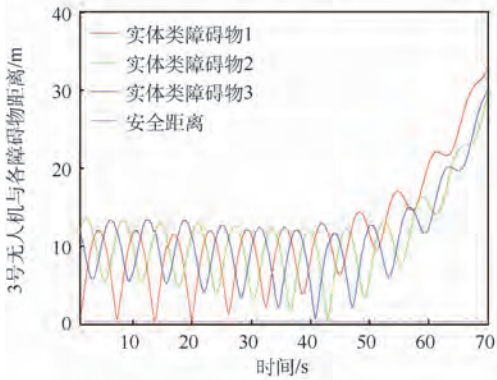


图7 实验 1-1 中无人机之间距离曲线

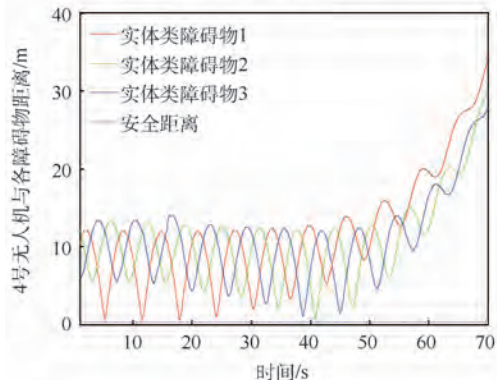
Fig. 7 Curves of distance between UAVs in experiment 1-1



(a) 2号无人机



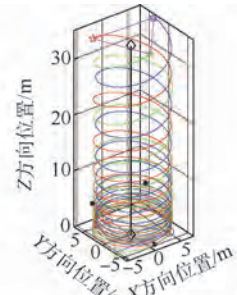
(b) 3号无人机



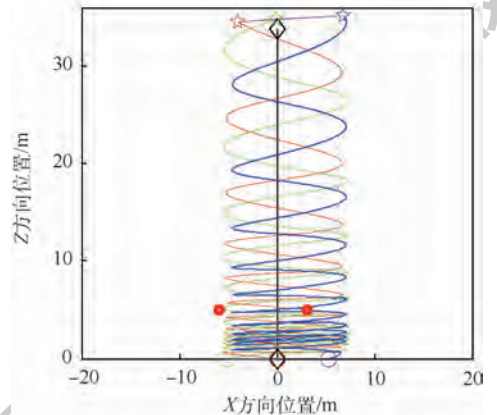
(c) 4号无人机

图6 实验 1-1 中无人机与障碍物距离曲线

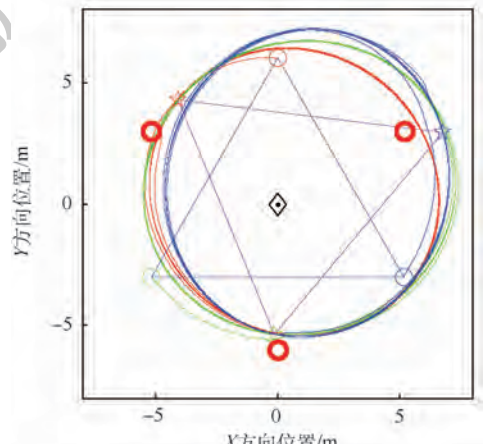
Fig. 6 Curves of distance between UAVs and obstacles in experiment 1-1



(a) 三维视图



(b) XOZ平面视图



(c) XOY平面视图

图8 实验 1-2 中无人机与目标位置轨迹

Fig. 8 Position trajectories of UAVs and target in experiment 1-2

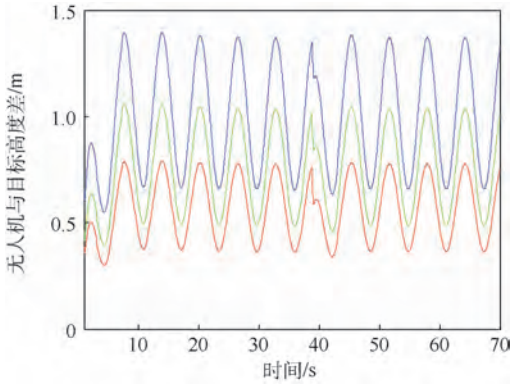


图9 实验1-2中无人机与目标高度差曲线

Fig. 9 Curves of altitude difference between UAVs and target in experiment 1-2

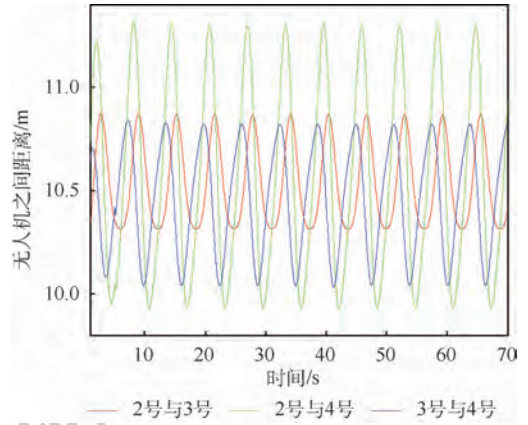


图11 实验1-2中无人机之间距离曲线

Fig. 11 Curves of distance between UAVs in experiment 1-2

通过图4(b)和图8(b),可初步看出实验1-1中跟随者无人机对目标的跟踪效果优于实验1-2中的跟踪效果,而图5和图9进一步描述了机群编队跟踪控制效果。图9中曲线全程处于明显的振荡状态,并且振荡曲线的中值明显不为零,即无人机在扰动作用下无法正常跟踪目标。对比之下,图5中曲线在部分时间段内有比较明显的振荡,这是由避撞导致的正常现象,但在避撞结束(约50s)后,无人机与目标高度差保持在很小的范围,说明无人机编队对目标跟踪效果良好。

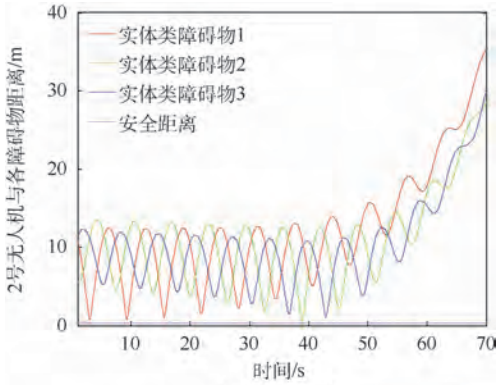
图6和图10分别为实验1-1和实验1-2中无人机与障碍物距离实时图,可以看出整个过程中无人机与实体类障碍物的距离始终大于安全距离。图7和图11分别为实验1-1和实验1-2中无人机之间距离实时图,可以看出机间距离明显大于机间安全距离。两组对比结果检验了所设计的控制协议中避撞部分的有效性。

通过上述对实验1-1和实验1-2结果的对比分析,在不考虑障碍物对目标跟踪的遮挡作用的情况下,所设计的控制器体现出良好的编队跟踪控制、避撞控制和抗扰动控制效果。

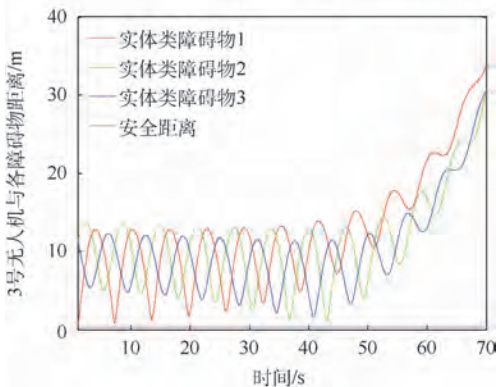
4.2 仿真实验2

考虑障碍物对无人机跟踪目标的遮挡作用,采取基于目标跟踪优先级的切换拓扑策略使得机群能够持续跟踪目标。首先针对本文仿真实验中的多智能体系统确定如下目标跟踪优先级:2号~4号无人机的优先级依次下降。根据该优先级,多智能体系统切换拓扑规则如表3所示,对应拓扑如图12(a)~(c)所示。

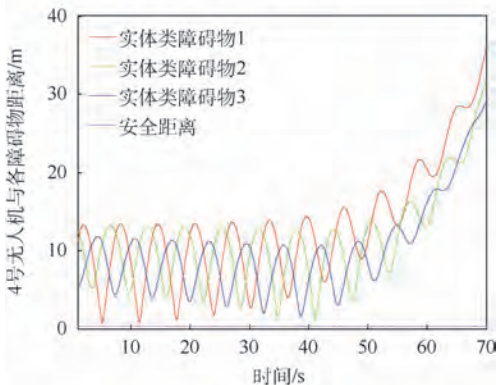
设计一组对比实验2-1和2-2。实验2-1采用上述切换拓扑控制策略;实验2-2不采用该策略,即当2号无人机被遮挡后,其他无人机不会替代其成为跟踪主体,此时系统的拓扑图如图12(d)



(a) 2号无人机



(b) 3号无人机



(c) 4号无人机

图10 实验1-2中无人机与障碍物距离曲线

Fig. 10 Curves of distance between UAVs and obstacles in experiment 1-2

表 3 作用拓扑的切换规则

Table 3 Switching rule of interaction topologies

障碍物对无人机的遮挡情况	通信拓扑
2号无人机未被遮挡,其他无人机被遮挡或未被遮挡	A
2号无人机被遮挡,3号无人机未被遮挡,4号无人机被遮挡或未被遮挡	B
2号和3号无人机均被遮挡,4号无人机未被遮挡	C

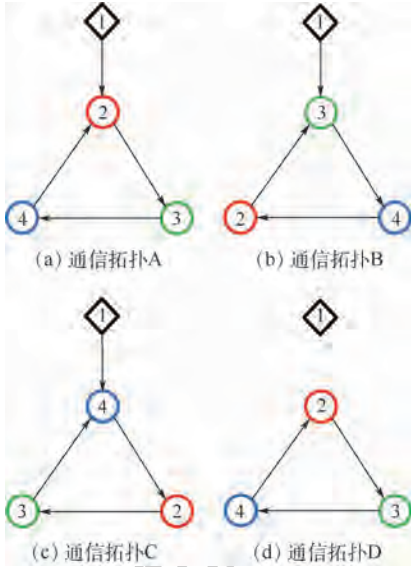


图 12 作用拓扑的集合

Fig. 12 Set of interaction topologies

所示,只有当 2 号无人机脱离遮挡范围后,编队整体才有可能恢复对目标的跟踪。实验 2-1 和 2-2 中无人机受到外部扰动(58)的作用,控制协议中包含扰动补偿项。仿真时长均为 70 s,实验结果如图 13 ~ 图 22 所示。

图 13 和图 18 分别为实验 2-1 和实验 2-2 中无人机与目标位置轨迹。由图 18 可以看出,如果跟随者无人机对 1 号无人机的跟踪受障碍物遮挡,机群的编队控制效果同样受到间接影响而变差;对比图 13 和图 18 可以看出,通过采用切换拓扑策略,这种影响会得到抑制;实际上对比图 4 和图 13 可发现,后者的编队控制效果与前者很接近。

图 14 和图 19 分别为实验 2-1 和实验 2-2 中无人机与目标高度差实时图,图 14 与图 5 类似,避撞过程会引起目标跟踪效果变差,但避撞结束后跟踪效果较好。实验 2-2 中,在机群避撞结束后,2 号无人机进入区域障碍物遮挡范围就会丢失目标,导致编队整体也丢失了目标,从图 19 可以看出,50 s 后的编队跟踪目标的效果相对图 14 明显变差。

通过图 15 和图 20、图 16 和图 21 可以看出,

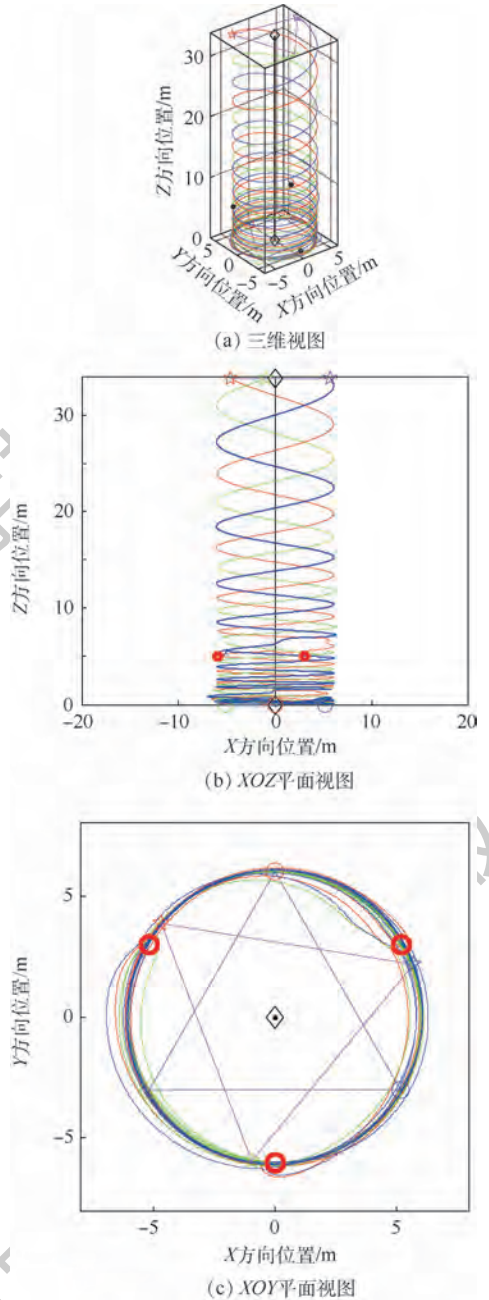


图 13 实验 2-1 中无人机与目标位置轨迹

Fig. 13 Position trajectories of UAVs and target in experiment 2-1

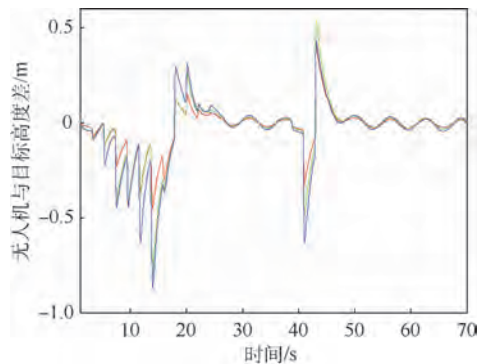
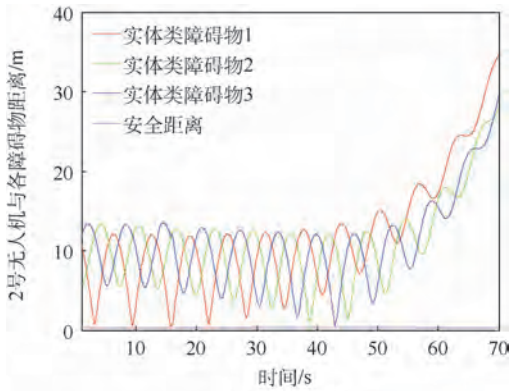
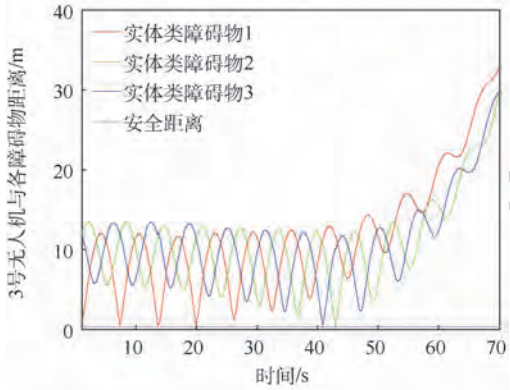


图 14 实验 2-1 中无人机与目标高度差曲线

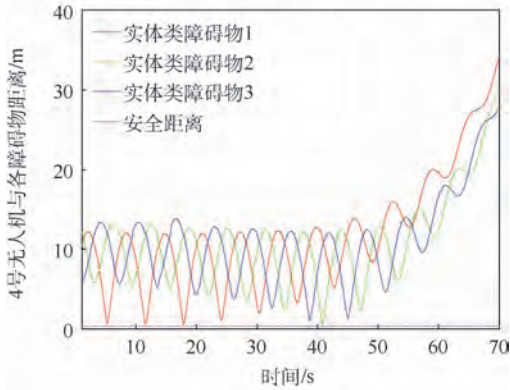
Fig. 14 Curves of altitude difference between UAVs and target in experiment 2-1



(a) 2号无人机



(b) 3号无人机



(c) 4号无人机

图 15 实验 2-1 中无人机与障碍物距离曲线

Fig. 15 Curves of distance between UAVs and obstacles in experiment 2-1

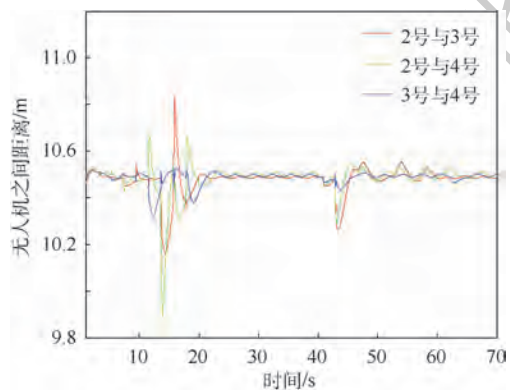


图 16 实验 2-1 中无人机之间距离曲线

Fig. 16 Curves of distance between UAVs in experiment 2-1

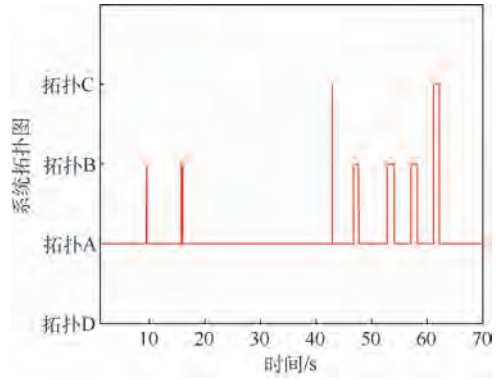
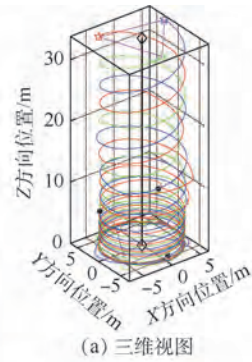
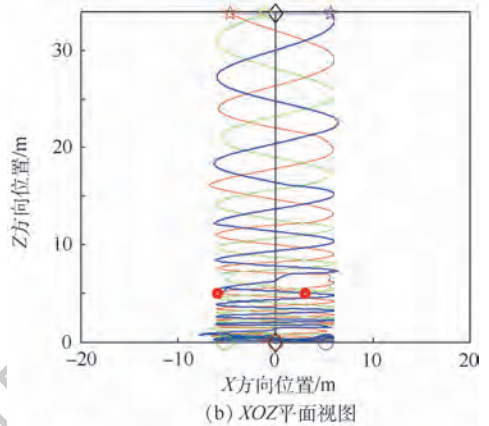


图 17 实验 2-1 中作用拓扑切换过程

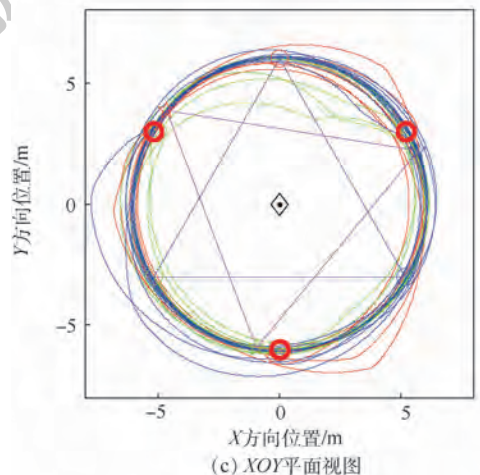
Fig. 17 Switching process of interaction topologies in experiment 2-1



(a) 三维视图



(b) XOZ平面视图



(c) XOY平面视图

图 18 实验 2-2 中无人机与目标位置轨迹

Fig. 18 Position trajectories of UAVs and target in experiment 2-2

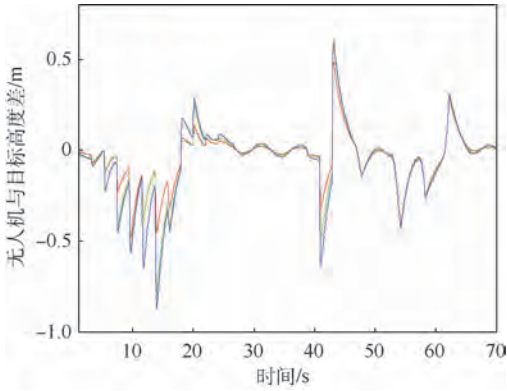
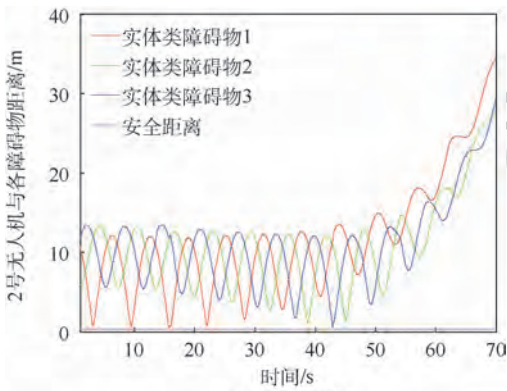
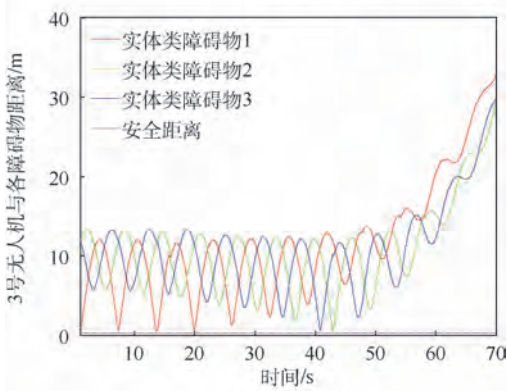


图19 实验2-2中无人机与目标高度差曲线

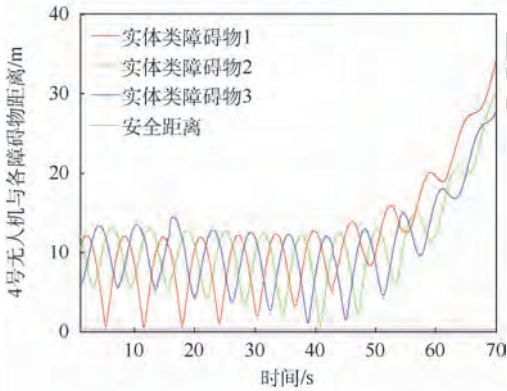
Fig. 19 Curves of altitude difference between UAVs and the target in experiment 2-2



(a) 2号无人机



(b) 3号无人机



(c) 4号无人机

图20 实验2-2中无人机与障碍物距离曲线

Fig. 20 Curves of distance between UAVs and obstacles in experiment 2-2

在两组实验中避撞控制效果均比较理想,机间距离以及无人机与障碍物距离均大于安全值。

图17和图22分别展示了实验2-1和实验2-2中系统的通信拓扑切换情况。通过上述结果对比分析可知,障碍物的遮挡作用会使编队跟踪控制效果变差,尤其会对目标跟踪产生显著影响。通过采取基于目标跟踪优先级的切换拓扑控制策略可以抑制上述影响,所设计的控制器体现出良好的编队跟踪控制、避撞控制和抗扰动效果。

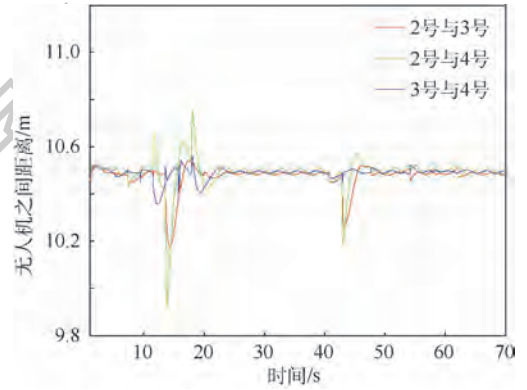


图21 实验2-2中无人机之间距离曲线

Fig. 21 Curves of distance between UAVs in experiment 2-2

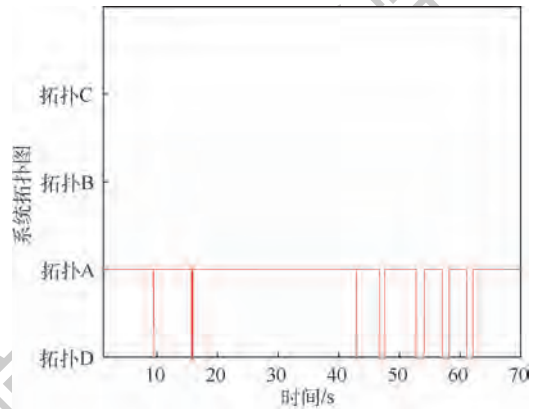


图22 实验2-2中作用拓扑切换过程

Fig. 22 Switching process of interaction topologies in experiment 2-2

5 结论

本文研究了障碍物遮挡环境中存在外部扰动时多智能体系统对运动目标的自抗扰时变编队跟踪与避撞控制。在设计控制器时,分别利用自抗扰理论和基于目标跟踪优先级的切换拓扑策略削弱外部扰动影响和障碍物遮挡的影响。对运动目标的编队跟踪在军民领域应用广泛,而本文考虑的外部扰动作用和障碍物遮挡作用在实际编队任务中十分常见,因此研究成果具有较强的理论意

义和应用价值。仿真结果表明,本文设计的控制器具有良好的控制性能。

本文针对相关问题进行了理论方面的初步探索,实际的多智能体系统编队成员间的通信数据和对目标、障碍的探测数据均为离散量,因此将本文形成的理论成果应用到工程当中还需要做离散化处理,并结合应用要求和硬件特点进一步改进算法。同时,在后续理论研究中需要进一步考虑系统的时延、丢包等通信问题对控制效果的影响,使研究成果更好地面向实际应用。

参考文献 (References)

- [1] ZHANG X Y, DUAN H B. An improved constrained differential evolution algorithm for unmanned aerial vehicle global route planning [J]. *Applied Soft Computing*, 2015, 26: 270-284.
- [2] 罗京, 刘成林, 刘飞. 多移动机器人的领航-跟随编队避障控制 [J]. *智能系统学报*, 2017, 12(2): 202-212.
LUO J, LIU C L, LIU F. Piloting-following formation and obstacle avoidance control of multiple mobile robots [J]. *CAA Transactions on Intelligent Systems*, 2017, 12(2): 202-212 (in Chinese).
- [3] 刘洋, 章卫国, 李广文, 等. 动态环境中的无人机路径规划方法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(2): 252-256.
LIU Y, ZHANG W G, LI G W, et al. Path planning of UAV in dynamic environment [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(2): 252-256 (in Chinese).
- [4] GAZI V, FIDAN B. Adaptive formation control and target tracking in a class of multi-agent systems: Formation maneuvers [C] // 2013 13th International Conference on Control, Automation and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2013: 78-85.
- [5] LEE Y H, KIM S G, KUC T Y, et al. Virtual target tracking of mobile robot and its application to formation control [J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2014, 12(2): 390-398.
- [6] DONG X W, XIANG J, HAN L, et al. Distributed time-varying formation tracking analysis and design for second-order multi-agent systems [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2017, 86(2): 277-289.
- [7] 连克非, 董云峰. 电磁航天器编队位置跟踪自适应协同控制 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43(10): 2154-2162.
LIAN K F, DONG Y F. Adaptive cooperative control for electromagnetic spacecraft formation flight position tracking [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(10): 2154-2162 (in Chinese).
- [8] TAN Z Y, CAI N, ZHOU J, et al. On performance of peer review for academic journals: Analysis based on distributed parallel system [J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 19024-19032.
- [9] CAI N, DENG C L, WU Q X. On non-consensus motions of dynamical linear multiagent systems [J]. *Pramana*, 2017, 91(2): 16.
- [10] XI J, YANG J, LIU H, et al. Adaptive guaranteed-performance consensus design for high-order multiagent systems [J]. *Information Sciences*, 2018, 467: 1-14.
- [11] JI Z J, YU H S. A new perspective to graphical characterization of multi-agent controllability [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2017, 47(6): 1471-1483.
- [12] DONG X W, HAN L, LI Q D, et al. Time-varying formation tracking for second-order multi-agent systems with one leader [C] // 2015 Chinese Automation Congress. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1046-1051.
- [13] HAN L, DONG X W, LI Q D, et al. Formation tracking control for second-order multi-agent systems with time-varying delays [C] // 2016 35th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 7902-7907.
- [14] XIONG T, PU Z, YI J, et al. Time-varying formation finite-time tracking control for multi-UAV systems under jointly connected topologies [J]. *International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics*, 2017, 10(4): 478-490.
- [15] LAI J G, CHEN S H, LU X Q, et al. Formation tracking for nonlinear multi-agent systems with delays and noise disturbance [J]. *Asian Journal of Control*, 2015, 17(3): 879-891.
- [16] NIU H, GENG Z Y. Almost-global formation tracking control for multiple vehicles with disturbance rejection [J]. *IEEE Access*, 2018, 6: 25632-25645.
- [17] 邵壮, 祝小平, 周洲, 等. 三维动态环境下多无人机编队分布式保持控制 [J]. *控制与决策*, 2016, 31(6): 1065-1072.
SHAO Z, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Distributed formation keeping control of UAVs in 3-D dynamic environment [J]. *Control and Decision*, 2016, 31(6): 1065-1072 (in Chinese).
- [18] 胡春鹤, 王健豪. 多运动体分布式最优编队构型形成算法 [J]. *控制与决策*, 2018, 33(11): 87-91.
HU C H, WANG J H. Distributed optimal formation shaping algorithm for multi-agent [J]. *Control and Decision*, 2018, 33(11): 87-91 (in Chinese).
- [19] CHEN M, SHI P, LIM C. Robust constrained control for MIMO nonlinear systems based on disturbance observer [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2015, 60(12): 3281-3286.
- [20] XIONG Y, SAIF M. Sliding mode observer for nonlinear system: Theory and application [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2001, 46(12): 2012-2017.
- [21] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 56-75.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique—the Technique for estimating and compensating the uncertainties [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 56-75 (in Chinese).
- [22] REN W, BEARD R W. Consensus seeking in multiagent systems under dynamically changing interaction topologies [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2005, 50(5): 665-671.
- [23] 黄琳. 系统与控制理论中的线性代数 [M]. 北京: 科学出版社, 1984: 92-101.
HUANG L. Linear algebra in system and control theory [M]. Beijing: Science Press, 1984: 92-101 (in Chinese).
- [24] SABOORI I, KHORASANI K. H_∞ consensus achievement of multi-agent systems with directed and switching topology networks [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2014, 59

(11):3104-3109.

[25] 朱大奇,颜明重. 移动机器人路径规划技术综述[J]. 控制与决策,2010,25(7):961-967.

ZHU D Q, YAN M Z. Survey on technology of mobile robot path planning[J]. Control and Decision, 2010, 25(7):961-967 (in Chinese).

作者简介:

姚辉 男,硕士研究生。主要研究方向:多无人机编队控制。

席建祥 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂系统控制、切换系统控制、群系统控制。

Active disturbance rejection based formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent system

YAO Hui, XI Jianxiang^{*}, WANG Cheng, HU Laihong

(College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In target tracking task for multi-agent formation, the agent will lose the target when it is blocked by obstacles in the environment and external disturbances can affect the time-varying formation tracking control for multi-agent systems. This paper studies the time-varying formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent systems under the simultaneous existence of these two factors. A switching topology control strategy based on target tracking priority is adopted to achieve continuous tracking of the target in the obstacle occlusion environment. A formation tracking controller including the disturbance compensation term is designed based on active disturbance rejection theory. First, an active disturbance rejection time-varying formation target tracking control protocol is proposed for multi-agent systems with switching topologies based on consensus methods, and a formation command generation method based on tracking differentiator is presented. Then, an algorithm is designed to determine the control coefficient matrix, and the stability of the system under the protocol is analyzed and proved. Moreover, a collision avoidance control protocol is designed based on artificial potential field method. Finally, the active disturbance rejection time-varying formation target tracking and collision avoidance control protocol is proposed considering the occlusion of target tracking by obstacles in the environment. The simulation results show that the control protocol designed in this paper still has good control effect when the above two factors exist.

Keywords: time-varying formation tracking; collision avoidance; active disturbance rejection; target tracking priority; switching topologies

Received: 2019-07-03; Accepted: 2019-08-30; Published online: 2019-09-06 10:04

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190906.0858.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61867005,61763040,61703411,61503009,61574049)

* Corresponding author. E-mail: xijx07@mails.tsinghua.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0282

一种基于图论的机场空域无人机流量控制方法

崔恺¹, 曾国奇^{2,3,*}, 林伟¹, 全权⁴

1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 无人系统研究院, 北京 100083;

3. 北京航空航天大学 杭州创新研究院, 杭州 310051; 4. 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: 城市物流无人机机场需具有同时起降多架无人机的能力, 针对中小型垂直起降无人机设计了一种单入口单出口、航路交叉、多停机坪的机场模型, 提出了一种基于图论的飞行安全优先的流量控制方法。根据机场内无人机飞行状态, 控制无人机进离场时间, 规划出机场内飞行航路, 保证无人机飞行安全。仿真结果表明: 该流量控制方法可以确保无人机在机场空域内安全有序飞行; 分别测试了面积不同的机场进场与进离场运行容量, 在单个停机坪面积一定时, 停机坪数量越多进场容量越大, 但进离场容量反而越小; 因此在设计机场时, 在给定的机场面积情况下, 需要合理规划停机坪数量。

关键词: 城市物流无人机; 机场; 流量控制; 容量评估; 图论

中图分类号: V351.21

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0978-10

近年来, 国内外快递业务量剧增与人力成本的飙升, 无人配送技术具有广阔的应用前景。无人机配送直线距离最短、运输效率高, 对复杂服务场景有较好的适应能力, 无人机投递包裹的能力已经在多次实验中得到了证实^[1], 因此用无人机解决“最后一公里”的问题, 是未来的有效选择^[2-3]。

美国是无人机物流的先驱阵地, 无人机物流始于美国亚马逊公司, 2013年亚马逊公司公布无人机计划 Prime Air, UPS、谷歌等公司与美国邮政等对无人机物流进行了大量研究与测试; 欧洲各国发展迅速, 自2013年起不断进行相关布局与测试。亚马逊公司在英国完成了从仓库直接向用户家中传递产品的测试^[4], DHL 使用其 Parcelcopter 无人机交付紧急医疗用品^[5], 瑞士邮政的无人机为医院提供实验室样本等^[6]。

中国无人机物流从追赶到领跑, 2013年顺丰

进行无人机测试并进入试运行, 2017年起顺丰与京东相继获得空域批文^[7-8], 苏宁、中通等企业实现了物流无人机的试飞以至首次派送^[9]。

无人机应用于城市物流前景广阔, 能够有效处理城市物流“最后一公里”难题。城市内物流要求无人机具有更高的灵活性与安全性, 多旋翼无人机与垂直起降无人机均可实现悬停与垂直起降, 机动性能优异, 转向灵活, 对机场要求较低, 适合中短距物流配送, 是城市物流的极佳选择。

当前中国市面上的无人机机场, 如一飞智控的“梧桐”自动化无人机机场、讯蚁的无人枢纽站 RH1 与顺丰无人机快递接驳机场等^[10], 均能实现单次单架无人机的起降。但上述无人机机场实际上只是无人机的自动接收设备, 前一架无人机离开机场之后, 后续无人机才能降落。在真实的物流场景中, “机场”将是物资库存区、中转站或配送站, 需具有同时起降多架无人机的能力。在机

收稿日期: 2019-06-10; 录用日期: 2019-12-06; 网络出版时间: 2019-12-27 13:45

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191226.1751.003.html

基金项目: 国家重点研发计划(SQ2017YFGX040110); 北京市科技计划(Z181100003218015)

* 通信作者: E-mail: zengguoqi@buaa.edu.cn

引用格式: 崔恺, 曾国奇, 林伟, 等. 一种基于图论的机场空域无人机流量控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 978-987. CUI K, ZENG G Q, LIN W, et al. Flow control method for UAV airport airspace based on graph theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 978-987 (in Chinese).

场区域无人机密度较大时,需要设计应用于城市物流场景的机场与合理的流量控制方法,保证无人机在机场区域的飞行安全并提高通行效率。

文献[11]提出了一种单入口单出口、航路交叉、多停机坪的机场模型。机场中使用无约束的停机坪基本模型^[12],即任意一架无人机可以进入任意一座停机坪,机场中各停机坪面积相等。针对该类机场模型提出了一种保证安全、效率优先的无人机机场流量控制方法,实现了无人机在机场的安全有序飞行。但该方法对无人机的控制精度要求较高,实际情况下可能因干扰因素影响存在安全隐患,同时文献[11]没有考虑需要紧急降落的无人机的调度问题。

本文是对笔者课题组研究成果^[11]的改进和拓展。在文献[11]的基础上提出一种基于图论安全优先的机场空域流量控制方法,可实现同时段多架次垂直起降无人机的起降^[13],并为需要紧急降落的无人机设计了降落通道和流量控制方法。通过测试机场运行容量与机场内飞行无人机之间最小距离评估了所提方法的有效性。

1 问题描述

对一个可同时停放多架垂直起降无人机的机场,若任意时刻只有一架无人机起飞或降落,只需使无人机从机场入口沿直线飞行至停机坪上方或从停机坪上方沿直线飞行至机场出口。但若有一架以上无人机在机场中飞行,则存在无人机相撞的风险。因而需要预先设置可用航道,令无人机在机场中沿规划出的航道飞行,并设计无人机模型,模拟无人机在机场航路的飞行。

1.1 机场航路图模型设计

本文涉及到的无人机起降方式为垂直起降,机场航路中确定存在节点包括出口、入口、停机坪节点与停机坪上方节点。仅靠上述节点的连接来组成机场内部航路无法保证无人机的飞行安全,因此需要设置一部分节点作为连接停机坪上方节点与出入口的中间节点。

机场区域整体呈矩形,每块停机坪区域为正方形,无人机停放于停机坪中心。设机场有 6 个停机坪,机场航路图设计如图 1 所示^[11]。机场只有 1 个入口、1 个出口,机场内有多个停机坪,且航路交叉。图 1 中实心点表示机场节点;空心点表示停机坪与停机坪上方节点;实线表示机场中的航路;虚线表示停机坪区域的航路。

上述机场航路图可视为由线连接的点集,可

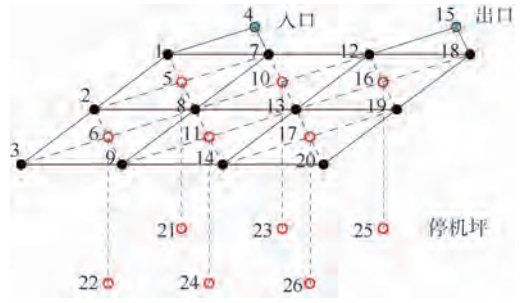


图 1 机场航路示意图^[11]

Fig. 1 Schematic diagram of airfield route^[11]

采用图论模型^[14]来表示。用无向图 $\Gamma = (N, E)$ 表示机场航路图模型, N 表示机场所有节点, $E \subseteq N^2$ 表示 N 中各节点之间是否有路径直接相连,即表示机场所有航段。

机场节点数量为 n_n , 机场航段数量为 n_e , 则图 Γ 节点可枚举表示为 $[N(i)]_{i=1}^{n_n}$, 其中 $1 < n_n \in \mathbf{Z}_+$; 图 Γ 航段可表示为 $[E(i)]_{i=1}^{n_e}$, 其中 $1 < n_e \in \mathbf{Z}_+$ 。任意航段均可以其两侧节点表示为 $E(j) = \{N_s(j), N_e(j)\} \in E$, 其中 $N_s(j), N_e(j) \in N$ 。

令机场航路图图论模型为 Γ , 则得到 Γ 中航路图步骤如下:

步骤 1 获取所有机场节点坐标, 设共有 n_n 个节点 ($1 < n_n \in \mathbf{Z}_+$), 编号为 i 的节点为 $N(i)$, 坐标为 $p_{wp,i}$ 。

步骤 2 获取 Γ 的邻接矩阵 A , A 为 n_n 阶对称方阵, $E(G)$ 是图 Γ 中航路的集合, A 的值可表示为

$$A(i, j) = \begin{cases} 1 & (N(i), N(j)) \in E(G) \\ 0 & (N(i), N(j)) \notin E(G) \end{cases} \quad (1)$$

步骤 3 将距离作为航路图的权值。根据节点坐标位置与节点之间连通关系, 计算得到带距离权值的邻接矩阵 G_A , G_A 为 n_n 阶对称方阵, 其值如下所示:

$$G_A(i, j) = \begin{cases} \|p_{wp,i} - p_{wp,j}\| & A(i, j) = 1 \\ 0 & A(i, j) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

该矩阵包含了各节点之间的相对位置及连通关系, 通过对 G_A 进行处理可实现对机场空域进行流量控制。

1.2 无人机模型

若能保证无人机飞行安全, 则无人机的飞行与其大小、形状无关, 即可将无人机视为一个质点。假定机场空域有 M 架无人机, 满足如下模型:

$$\begin{cases} \dot{p}_{U,i} = v_i \\ \dot{v}_i = -l_i(v_i - v_{d,i}) \end{cases} \quad (3)$$

式中： $l_i \in \mathbf{R}_+$ ； $p_{U_i} \in \mathbf{R}^3$ 与 $v_i \in \mathbf{R}^3$ 分别表示第 i 架无人机的位置与速度； $v_{d,i}$ 为第 i 架无人机的期望速度， $i = 1, 2, \dots, M$ 。

2 流量控制方法设计

要实现无人机在机场内有序飞行，需要对进场与离场的无人机进行流量控制，规定无人机何时可以进入机场空域。无人机在进场或离场飞行前，应规划出航路后沿航路飞行。为保证无人机飞行安全，在为无人机规划航路应需避开可能发生冲突的航段。规避这部分航段之后，可能无法规划出有效航路，起降延误，无人机需要在入口或停机坪处等待。

本文的流量控制方法主要包括航路规划方法、延时策略与航路图更新 3 个部分，以得到无人机的进离场时间与路径。从无人机准备进场或离场到飞行结束，流量控制方法整体流程如图 2 所示。

即在规划出有效航路后对航路图进行更新，航路无效时延时等待；在无人机飞行过程中，在满足一些条件时继续对航路图进行更新。本文设计的流量控制方法还要为需要紧急降落的无人机提供降落的方案。

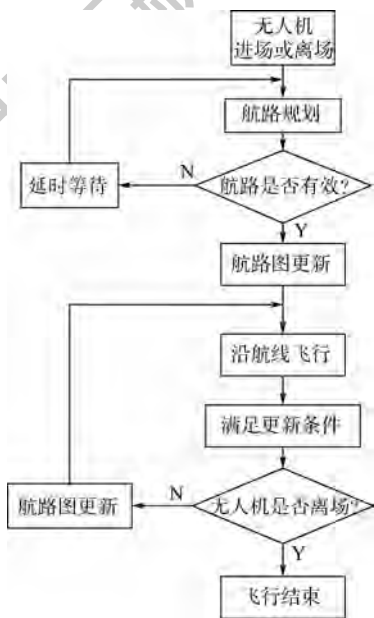


图 2 流量控制流程图

Fig. 2 Flowchart of flow control

2.1 航路规划方法设计

本文中采用基于 Dijkstra 算法^[15]的方法规划路径。Dijkstra 算法是一种使用广度优先搜索解决赋权有向图的单源最短路径问题的优化方法，可以满足需求。机场航路不存在负权边，满足 Dijkstra 算法使用条件。

机场中航路由无向图 Γ 中的边组成，设无人机 U_k 的航路中第 i 航段表示为 $E_k(i)$ ，则航路可表示为 $R_{E,k} = [E_k(1), E_k(2), \dots, E_k(n_x)]$ ， n_x 为航路中边的数量。但使用航路中的节点序列比使用边表示航路更加方便。对于航路中前后相接的航段，前方航段起点即为后方航段终点。沿无人机飞行方向，航段 $E_k(j)$ 前方为 $E_k(j+1)$ ，设 $E_k(j)$ 的起点为 $N_s(E_k(j))$ ，终点为 $N_e(E_k(j))$ ，则 $N_e(E_k(j)) = N_s(E_k(j+1))$ ，其中 $1 \leq j \leq n_x \in \mathbf{Z}_+$ 。设使用节点编号表示的 U_k 航路为 $R_{N,k}$ ， $R_{N,k} = N(R_{E,k}) = [N_s(E_k(1)), N_e(E_k(1)), N_e(E_k(2)), \dots, N_e(E_k(n_x))]$ 。

在设计机场时采用无约束的停机坪模型，进场规划时，以入口节点为起点，以各个停机坪节点为终点。用 Dijkstra 算法逐个计算出在无向图 Γ 中从入口到每一座停机坪的最短路径，所有路径中最短的一条为进场路径 $R_{N,k}$ ；若有多条路径长度相等且最短，选择航路序列中同等位置但节点编号最小的一条。如图 3 所示的加粗实线，在机场中没有其他无人机时，无人机 U_1 进场路径 $R_{N,1} = [N(4), N(1), N(5), N(21)]$ ； U_2 进场路径 $R_{N,2} = [N(4), N(7), N(10), N(23)]$ 。

离场航路规划以当前所处停机坪节点为起点，以机场出口为终点，直接利用 Dijkstra 算法得出离场路径。

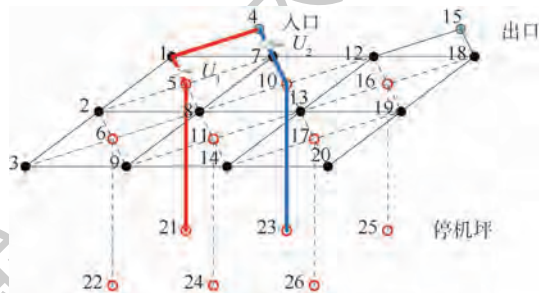


图 3 机场进场航路规划示意图

Fig. 3 Schematic diagram of airfield arrival route planning

2.2 飞行延时策略设计

设 U_k 接收到进场或离场指令的时间为 $t_{s,k}$ ，并在该时间点为无人机规划路径。若无可用路径，起降延时，并在一段后再次规划航路，直到航路可用。设 T 为当前时刻， U_k 在当前时刻总延时为 $T_{d,k}$ ，每次增加的延时时间为 $t_{step,k}$ ，从开始等待到飞行流程如下所示。

```

 $T \leftarrow t_{s,k}$ 
 $T_{d,k} \leftarrow 0$ 
while 航路无效 do
    if  $T = t_{s,k}$  then

```

```

 $t_{s,k} \leftarrow t_{s,k} + t_{step,k}$  // 延时起降
 $T_{d,k} \leftarrow T_{d,k} + t_{step,k}$  // 总延时增加
 $T \leftarrow T + 1$ 
end while
print  $T_{d,k}$  // 记录总延时
 $T_{d,k} \leftarrow 0$  // 规划完毕, 延时归零

```

设计延时策略目的如下:

- 1) 禁止进场时后方无人机超越前方等待的无人机。
- 2) 使延时等待最久的无人机尽早进场或离场。

上述目的通过改变无人机每次延时 $t_{step,k}$ 来实现。设置一个较小的 t_{step1} , 一个较大的 t_{step2} , 令 $t_{step2} \geq 2t_{step1}$ 。当存在多架无人机进场延时或离场延时, 延时最久的无人机 $t_{step,k} = t_{step1}$, 其余无人机 $t_{step,k} = t_{step2}$ 。设在当前时刻进场延时或离场延时的无人机数量为 $n_{U,d}$, 机场中全部的无人机数量为 $n_{U,tot}$ 。无人机处于进场延时还是离场延时可通过判断 U_k 实时位置 $p_{U,k}$ 得出。判断进场或离场时 U_k 实时 $t_{step,k}$ 策略如图4所示。

无人机规划出航线后延时时间 $T_{d,k}$ 清零, 因此 $T_{d,k} > 0$ 即表示 U_k 处于延时状态。在确定 U_k 为进场或离场之后通过图4所示策略确定所有处于延时状态 U_k 的 $t_{step,k}$ 。注意进场与离场无人机之间的延时计算互不影响, 将两类无人机的延时时间分开比较。

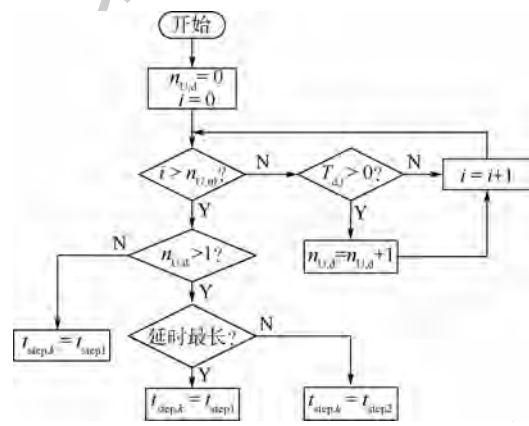


图4 $t_{step,k}$ 实时计算策略

Fig.4 Real-time computing strategy of $t_{step,k}$

2.3 机场航路图更新方法设计

机场航路图更新根据无人机的飞行状态、实时位置等信息, 将机场中部分航段中断或恢复。如机场中已有无人机 U_1 飞行, 后续进场的 U_2 规划航路时受 U_1 影响不能经过一部分航路, 则对于 U_2 该部分航路被中断。被中断的航路在满足某些条件下(如 U_1 降落或离场)应被恢复, 使该部

分航路能够重复使用。本节为全文重点研究内容。与文献[11]中的方法不同, 本文设计的航路图更新方法确保无人机在机场空域的飞行安全。

若 $G_A(i, j) = 0$, 说明航点 $N(i)$ 与 $N(j)$ 之间不存在航路。航路图更新仅指对原有的航路变化, 不允许产生新的航路。设去掉中断的航路后, 剩余机场航路矩阵为 $G_{A,r}$, $G_{A,r}$ 也是对称矩阵。中断航路时 $G_{A,r}$ 对应位置归零, 恢复航路时 $G_{A,r}$ 对应位置恢复原值。则无人机经过机场, 不断更新航路图的过程实质上是将 $G_{A,r}$ 中的值不断归零与恢复原值。

为保证无人机的飞行安全, 规定任意时刻同航段上最多只有1架无人机, 不考虑无人机间纵向安全距离。因此在为无人机规划完成航路之后, 规划出的航路应被中断。但若2架无人机航线存在公共节点, 且可能在相近的时间到达该公共点, 仍旧存在安全隐患。

文献[11]中为了防止在公共节点处发生冲突, 先规划出一条航线, 预估无人机按当前速度沿航线飞行时在公共节点是否发生冲突。若并无冲突, 则这条航线就是在空域内的航路; 否则重新规划航路。一旦无人机没有按照当前速度飞行或受其他因素干扰, 便可能发生意料之外的冲突。

为进一步提高飞行安全性能, 在规划有效航路后, 本文将 $G_{A,r}$ 中所有已规划出航路中节点为端点的航段全部中断, 可以保证所有无人机的航路不存在公共点, 使2架无人机的航路不存在交集。可以在无人机 U_k 飞过整条航路后恢复因 U_k 被中断的所有航路。但上述策略飞行效率较低, 因此规定 U_k 每经过一个节点, 在 $G_{A,r}$ 中恢复以该节点为端点的航段, 前方航段除外。在规划完成航路后中断航路, 无人机在机场内飞行过程中恢复航路。

若有多架无人机在机场内飞行, 可能有部分航段被重复中断, 若不进行处理, 任意一架无人机经过该航段端点节点后, 会将该航段恢复。该航段此时可能不应恢复, 仍旧存在安全隐患。用标志位矩阵 G_F 记录航段被中断的次数, G_F 将与邻接矩阵 A 共同判断各个航段是否可以中断或恢复, 令初始值 $G_F = A$ 。 $G_F(i, j) = 1$ 表示节点 i, j 之间航路为通, 否则说明该航路不存在或已中断。

整个机场运行过程中, 在 G_F 满足一定条件下, 对 $G_{A,r}$ 进行更新。无人机规划出有效航路之后, 若 $G_F(i, j) = 1$, 则中断航路, 且使 $G_F(i, j) = 0$; 若 $G_F(i, j) \leq 0$ 且原本存在航路(即 $A(i, j) = 1$), 说明该航路已被中断, 只需使 $G_F(i, j) =$

$G_F(i, j) - 1$ 。无人机飞过一个航点时,若以该节点为端点的航段对应的 $G_F(i, j) = 0$,则恢复航路,且使 $G_F(i, j) = 1$;若 $G_F(i, j) < 0$ 且原本存在航路,只需使 $G_F(i, j) = G_F(i, j) + 1$ 。注意 G_F 为对称矩阵,在更新 $G_F(i, j)$ 时需要同步更新 $G_F(j, i)$ 。

为防止无人机通过停放有无人机的停机坪上方航点,停机坪区域航路需进行特殊处理。

无人机进场航路图更新步骤如下:

步骤 1 设 U_k 的进场航路为 $R_{N,k} = [N(i_1), N(i_2), \dots, N(i_r)]$, 在 G_F 对应值满足条件时,

$$G_{A,r}(i_m, i_n) = \begin{cases} 0 & N(i_m) \in [N(j)]_{j=i_1}^{i_r}, \\ & N(i_n) \in [N(j)]_{j=1}^{n-1}, \\ & G_F(i_m, i_n) = 1 \\ G_{A,r}(i_m, i_n) & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

$G_{A,r}$ 对称,将 $G_{A,r}(i_n, i_m)$ 一同修改,并对 G_F 同时进行更新。规划出有效航路后,将所有以 $R_{N,k}$ 中节点为端点的航段中断,并进行标记。

步骤 2 无人机飞至停机坪区域航路前,每经过一个节点,恢复以该节点为端点的航段,该节点沿飞行方向前方航段不恢复。 U_k 经过航点 $N(i_a)$ 时($N(i_a) \in [N(i)]_{i=i_2}^{n-2}$, $\|p_{U,k} - p_{wp,i_a}\| < v_k/2$), $G_{A,r}$ 表达式如下:

$$G_{A,r}(i_a, i_n) = \begin{cases} \|p_{wp,i_a} - p_{wp,i_n}\| & n \neq a + 1, i_n \in [N(j)]_{j=1}^{n-1}, \\ & G_F(i_a, i_n) = 0, \\ & A(i_a, i_n) = 1 \\ G_{A,r}(i_a, i_n) & \text{其他} \end{cases} \quad (5)$$

同理,将 $G_{A,r}(i_n, i_a)$ 一并修改并对 G_F 进行更新,恢复的航路不包括 $N(i_a)$ 到下一航点的航段。若无人机 U_1 与 U_2 位置如图 3 所示,剩余航路图如图 5 所示。

步骤 3 为避免后续无人机进入已被占据的停机坪,规定无人机到达航路中的停机坪节点

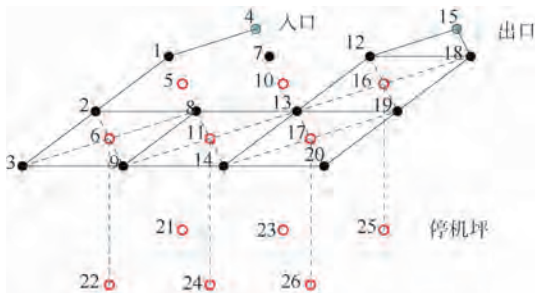


图 5 机场剩余航路示意图

Fig. 5 Schematic diagram of airfield remaining route

$N(i_{r-1})$ 与 $N(i_r)$ 时不恢复停机坪区域航路,也不改变停机坪区域航段的标志位。

停机坪与停机坪上方航点在进场航路中为最后两位,在无人机进场直到起飞离开停机坪的过程中均需保持航路中断的状态,直到无人机起飞后才会恢复。进场航路图更新流程如图 6 所示。

离场航路图更新与进场时类似。但在规划航路前,需先将无人机所在停机坪区域航路全部恢复,否则无法规划出可用航路。若规划出航路无效,则需再次中断该停机坪区域所有航段,到下个离场时间点再次恢复。更新过程中需符合 G_F 矩阵的限制,并对 G_F 进行更新。航路图更新步骤与进场时步骤 1、2 相同,但在步骤 2 时可以一直飞离出口节点。离场时航路图更新流程如图 7 所示。

与入口相连的航段有两条,虽然两条航段在航路规划时被中断,但无人机进场后在规划航路之外的航段会立即恢复,因此无人机可以连续进场;但与出口相连的航段直到无人机离场才能恢复,因此同时段只能实现 1 架无人机起飞离场。

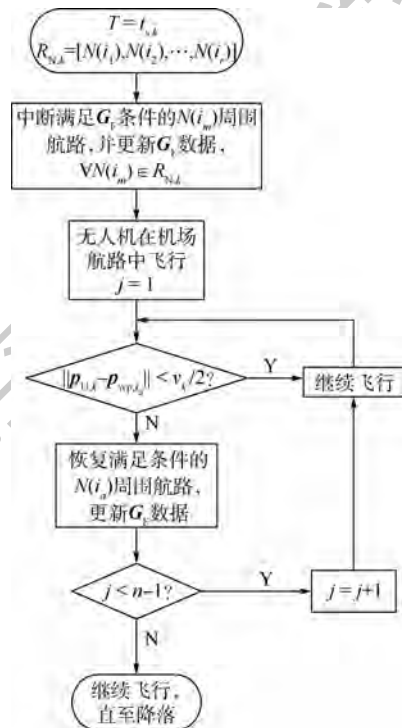


图 6 进场航路图更新流程图

Fig. 6 Flowchart of airfield arrival route map update

2.4 无人机紧急降落方法设计

在正常飞行以外,若无人机运输的是需要紧急处理的物品或者无人机自身状态不佳,无人机需要紧急降落,机场应设计降落通道。对于此类无人机,需要遵循如下原则:

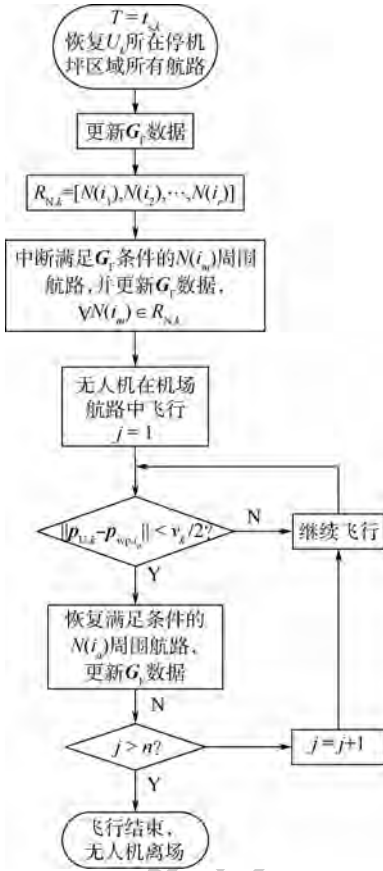


图 7 离场航路图更新流程图

Fig. 7 Flowchart of airfield departure route map update

- 1) 确保无人机飞行安全。
- 2) 使无人机尽快降落。

因此,无人机紧急降落航路应沿最短路径飞行至停机坪区域。无人机在机场以外的空域飞行时高度高于机场航路,因此设计紧急航路高度高于正常飞行航路,且航线从入口直接飞行至停机坪上方。

在入口及各停机坪上方航点上方增加一个航点作为紧急降落航路,如图 8 所示。

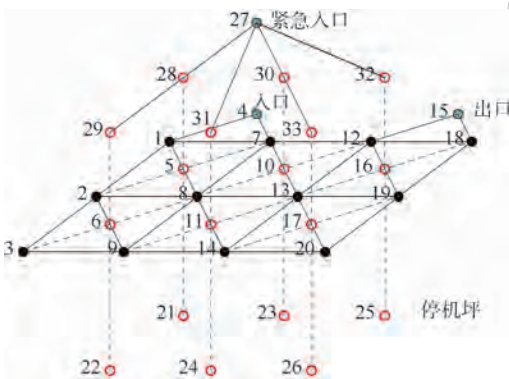


图 8 紧急降落机场航路示意图

Fig. 8 Schematic diagram of airfield route for emergency landing

当无人机需要紧急降落时,从紧急入口进入。航路规划方法与进场时的航路规划方法相同。由于部分紧急降落的航路夹角较小,若有无人机连续紧急降落,紧急入口附近存在安全隐患。因此规定前一架无人机从紧急入口进入时,将以紧急入口为端点的航段全部中断,在该无人机飞过安全距离后恢复该部分航路。

3 性能测试

3.1 评估指标

对于有人机,扇区容量评估在空域安全与空域设计等方面非常重要^[16],是影响空中交通系统安全和效率的核心因素^[17]。本文方法虽针对可垂直起降的无人机设计,与有人机差别很大,但空域容量仍是机场性能的重要指标。

实验中通过测试机场的运行容量^[18]来评估机场性能,运行容量是指在可接受的延误水平下,空域系统单位时间所能服务的最大航空器架次。仿真时使用无人机进场间隔,即每隔多长时间进场 1 架无人机来表示机场容量。在确保无人机飞行安全时,通过调整无人机的进场间隔时间,得到可接受平均延误时长(以下简称平均延时)时的间隔,该间隔对应机场运行容量。测量进场与离场间隔时间与平均延时的曲线,并找出对应机场运行容量的进场间隔时间。

无人机之间的距离可以最直观地表示空域系统的安全性能,机场运行时场内无人机的最小距离是机场安全性能的重要指标。在本文设计的流量控制方法中,一段航路同时段最多只有 1 架无人机经过,不需要设计纵向安全距离,令安全距离为无人机直径的 2 倍即可。

实验通过测试任意时刻场内飞行的无人机之间距离的最小值来评估流量控制方法的安全性能,若任意时刻的无人机重心最小距离均大于安全距离,则该方法可以确保无人机飞行安全。

测试机场性能时只针对正常飞行的无人机进行实验。因为机场性能的测试是在无人机流量很高的极端情况下进行的测量,而无人机紧急降落是在机场实际运行时的功能。在机场内有空闲停机坪时,需要紧急降落的无人机降落延时可以忽略不计,只需要测试此种情况下无人机之间的安全性能。

3.2 仿真实验

实验分别对拥有 3 座、6 座与 12 座停机坪的机场进行测试。每座停机坪为边长 10 m 的正方形区域,停机坪节点位于区域中心。3 种机场的

停机坪排布分别为一行三列、二行三列、三行四列。航路高 10 m,入口与出口节点与左上方、右上方的 2 座停机坪正对(6 座停机坪机场示意图见图 1)。无人机在机场内匀速飞行,速度为 0.4 m/s,进场间隔均匀。无人机处于等待状态时每次延时时间为 10 s;若有多架无人机处于延时状态,后进入等待状态的无人机每次延时时间为 20 s。入口处在前一架无人机飞出 10 s 后,方允许后续无人机进场。停机坪上方航点到四周航段距离为 5 m,该距离需要能够确保无人机之间的飞行安全,因此设无人机直径为 1.5 m,无人机之间安全距离为 3 m。仿真开始时,机场中没有无人机。

测试紧急降落的安全性能时,用少数紧急降落无人机与多数正常飞行无人机按照一定进场间隔在图 8 所示的机场中进行测试。

3.2.1 进场容量测试

无人机只进场不离场,不考虑停机坪承载量的情况下,每座停机坪在无人机降落后恢复停机坪区域航线,等待后续无人机降落。

分别在 3 座、6 座、12 座停机坪的 3 种机场通过 20 架、50 架、100 架无人机,调整无人机进场间隔并计算每架无人机平均延时。设进场时允许的平均延时为 25 s。进场间隔时间-平均延时关系如图 9 所示。

图 9 中横虚线为允许的延误水平(25 s),与 3 条曲线交点的横坐标即为对应运行容量的进场间隔时间。3 种机场无人机进场间隔时间分别在大于 23 s、16 s 与 14 s 时可以满足允许的延误。

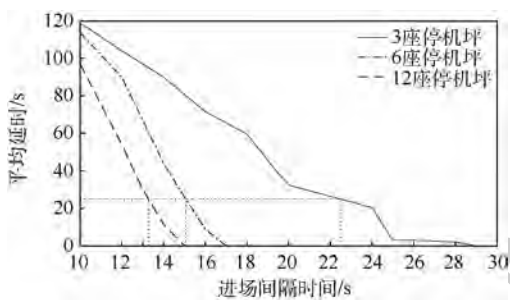


图 9 间隔时间-平均延时(进场)

Fig.9 Interval versus average delay graph of arrival

3.2.2 进离场容量测试

分别在 3 种机场通过 15 架、30 架、60 架无人机,调整进场间隔时间并分别计算进场平均延时、离场平均延时与平均总延时,无人机在降落 40 s 后准备起飞。设允许的平均总延时为 50 s。3 种机场进离场间隔时间-平均延时关系如图 10 所示。

3 种机场进场间隔时间-平均总延时如图 11 所示。

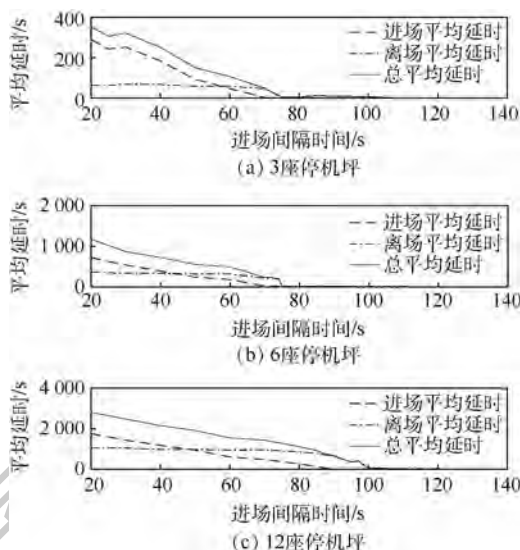


图 10 间隔时间-平均延时(进离场)

Fig.10 Interval versus average delay of arrival and departure

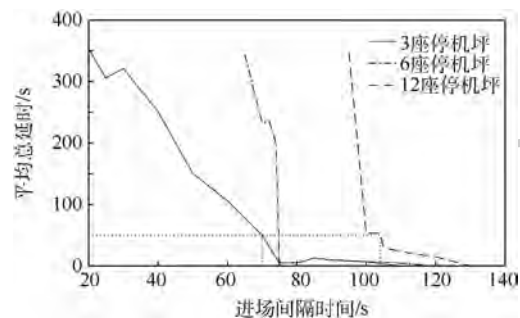


图 11 间隔时间-平均总延时(进离场)

Fig.11 Interval versus average total delay of arrival and departure

3 种机场无人机进场间隔时间分别在大于 70、75 与 105 s 时可以满足允许的延误。对于有 12 座停机坪的机场,在平均延时可接受的情况下,对机场中停机坪的利用率非常低。

3.2.3 进场安全性能测试

分别使用达到 3 种机场运行容量时的进场间隔时间与 10 s 的间隔时间,使用与测试运行容量时相同数量的无人机流,测试进场时无人机之间的最短相距距离,结果如图 12 所示。

图 12 纵坐标为仿真各个时刻所有机场内飞行中的无人机最短相距距离。图 12 (a) 和图 12 (b) 分别为进场间隔时间达到进场容量时和间隔时间为 10 s 时各个机场内所有飞行中的无人机不同时刻的最短相距距离。2 组数据中任意时刻最短相距距离均大于 4 m,大于安全距离。

3.2.4 进离场安全性能测试

分别使用达到 3 种机场运行容量时的进场间隔时间与 20 s 的间隔时间,使用与测试运行容量

时相同数量的无人机流,测试进离场时无人机之间的最短相距距离,结果如图13所示。

图13(a)为间隔时间达到进场运行容量时各个机场内所有飞行中的无人机不同时刻的最短相距距离,图13(b)为间隔时间为20s时不同时刻的最短相距距离。2组数据中任意时刻最短相距距离均大于4m,大于安全距离。

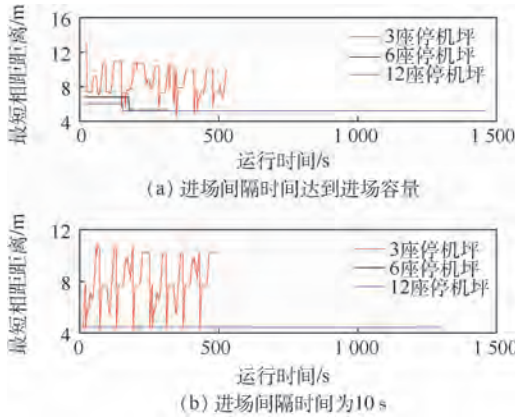


图12 运行时间-无人机最短相距距离(进场)
Fig. 12 Arrival running time versus the shortest distance between drones

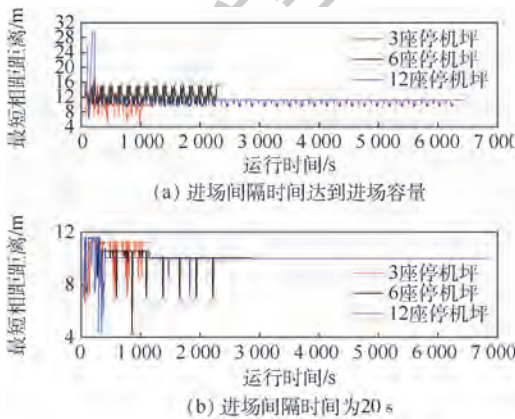


图13 运行时间-无人机最短相距距离(进离场)
Fig. 13 Arrival and departure running time versus the shortest distance between drones

3.2.5 紧急降落安全性测试

保持正常飞行的无人机进场间隔时间为100s,一共通过10架正常飞行的无人机,紧急降落的无人机数量从1架增加到5架,分别在第1、3、5、7、9架正常飞行的无人机之后从紧急入口进场,计算仿真过程中的最小距离。测试结果如表1所示。

表1 紧急降落最小距离

Table 1 Minimum distance during emergency landing

紧急降落架次	1	2	3	4	5
最小距离/m	11.9	10.6	10.6	10.6	10.6

表1表明紧急降落时的最小距离均远大于安全距离。

3.3 结果说明

图9结果表明,在保证无人机飞行安全时,机场内停机坪数量越多,其进场运行容量越大。

图10结果表明,无人机进离场时增大进场间隔时间,进场平均延时会快速降低,但对离场平均延时影响不大。这是由于在设计的流量控制策略下,同时刻只允许1架无人机起飞,此时其他准备离场的无人机被迫延时等待。在进场平均延时趋向于0s时,离场平均延时快速降低,这是由于此时无人机进场频率很低,机场内同时存在的无人机数量较少,对需要离场的无人机限制大幅减小,使离场平均延时快速降低。

图11结果表明,在确保飞行安全时,机场内停机坪数量越多,其进离场运行容量越小。其结果与进场相反,分析后发现,任意1架无人机规划离场航路后,会阻塞住出口节点直到离开机场,同时刻只允许1架无人机离场,影响了离场效率,且机场越大,在机场中等待的无人机数量越多,无人机在机场内飞行时间越长,使平均延时越高。

图12与图13结果表明,所有机场中,无论是进场或者进离场,无人机之间的最短相距距离均超过安全距离,说明本文所设计的流量控制方法能够保证无人机的飞行安全。

表1表明本文设计的紧急降落方法是安全可行的,在机场正常使用时,能够为需要紧急降落的无人机提供通道。

4 结论

1) 本文针对城市物流场景设计了一种单入口单出口、航路交叉、多停机坪的无人机机场模型,并就此模型提出一种基于图论的中小型垂直起降无人机的流量控制方法,实现了同时段多架次无人机在机场中安全起降,并为需要紧急降落的无人机提供降落通道。

2) 所提方法能够实现对垂直起降固定翼无人机与多旋翼无人机在设计机场区域的流量控制,保证无人机在机场空域的飞行安全,算法鲁棒性较高。

3) 设计机场时应设计较大的停机坪,不宜使机场内停机坪数量过多。较小的停机坪会降低机场的安全性能,过多的停机坪会影响无人机进离场效率,降低机场容量。

4) 安全优先的流量控制方法能够确保无人机的飞行安全,但由于同时刻只允许1架无人机

起飞,影响了无人机飞行效率,降低机场运行容量。因此,在后续工作中,应实现同时段多架无人机的离场飞行,进一步提高机场运行容量。

5) 所提方法与文献[11]设计的效率优先的流量控制方法均能实现无人机在机场的安全飞行。2种方法在无人机离场时都会在出口发生阻塞,因而运行容量相接近。安全优先的方法最小距离要大于效率优先的方法,且对无人机控制精度要求较低,安全性能优于效率优先的方法。

6) 所提方法在规划航路时就保证了机场内无人机的飞行安全。若无人机机场规划时,采用本文设计的机场模型,均可使用本文提出的流量控制方法。无论机场大小与出入口数量,都可以保证机场内无人机的飞行安全。若存在多个出口,需要判断无人机从哪个出口离场;若出入口数量较多,在从机场出入口到外部航路的飞行过程中需要进行更加缜密的防冲突判断,后续研究将考虑存在多个出入口的情况中机场和空中的流量调度。

参考文献 (References)

- [1] MCKINNON A C. The possible impact of 3D printing and drones on last-mile logistics: An exploratory study [J]. Built Environment, 2016, 42(4): 617-629.
- [2] KUNZE O. Replicators, ground drones and crowd logistics a vision of urban logistics in the year 2030 [J]. Transportation Research Procedia, 2016, 19: 286-299.
- [3] ASMA T, ADDOUCHE S, DELLAGI S, et al. Logistics support approach for drone delivery fleet [C] // International Conference on Smart Cities. Berlin: Springer, 2017: 86-96.
- [4] Amazon Prime Air. Revising the airspace model for the safe integration of small unmanned aircraft systems, 2015 [EB/OL]. (2015-07-01) [2019-06-02]. https://images-na.ssl-images-amazon.com/images/G/01/112_715/download/Amazon_Revising_the_Airspace_Model_for_the_Safe_Integration_of_sUAS.pdf.
- [5] DIETER M. DHL Parcelcopter research flight campaign 2014 for emergency delivery of medication [EB/OL] // Montreal: RWTH Aachen University, 2015 (2015-03-24) [2019-06-02]. https://www.icao.int/Meetings/RPAS/RPASSymposiumPresentation/Day%20%20Workshop%20%20Technology%20Dieter%20Moormann.pdf.
- [6] KORATOWSKI P M, BHASKARAN A, HEITZ G M, et al. Last-centimeter personal drone delivery: Field deployment and User Interaction [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2018, 3(4): 3813-3820.
- [7] KAUFFMAN C. CAAC grants first commercial drone operation license to SF subsidiary [J]. Cargo Facts, 2018, 38(4): 19.
- [8] 搜狐网. 顺丰京东先后获空域批文: 满天无人机送货时代要

来了 [EB/OL]. (2017-09-07) [2019-06-02]. http://www.sohu.com/a/190388853_393779.

SOHU.com. SF and JD have won approval airspace: The sky drone delivery era to come [EB/OL]. (2017-09-07) [2019-06-02]. http://www.sohu.com/a/190388853_393779 (in Chinese).

- [9] 梁璐莉, 吕文红, 葛家丽, 等. 无人机物流发展综述 [J]. 物流技术, 2018, 37(12): 41-45.
- LIANG L L, LV W H, GE J L, et al. Overview of development of UAV logistics [J]. Logistics Technology, 2018, 37(12): 41-45 (in Chinese).
- [10] 搜狐网. 市面上露脸的那几款无人机自动化机场 [EB/OL]. (2018-11-17) [2019-06-02]. http://www.sohu.com/a/276174344_464087.
- SOHU.com. Several drone automation airports appearing on the market [EB/OL]. (2018-11-17) [2019-06-02]. http://www.sohu.com/a/276174344_464087 (in Chinese).
- [11] ZENG G Q, CUI K, QUAN Q, et al. An airport airspace flow control method for drones [C] // 2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS). Piscataway: IEEE Press, 2019.
- [12] HORONJEFF R. Planning and design of airport [M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2010: 250-255.
- [13] QUAN Q. Introduction to multicopter design and control [M]. Berlin: Springer, 2017: 31-32.
- [14] DIESTEL R. Graph theory [J]. Mathematical Gazette, 2000, 173(502): 67-128.
- [15] DIJKSTRA E W. A note on two problems in connexion with graphs [J]. Numerische Mathematik, 1959, 1(1): 269-271.
- [16] ZHAO Z, YANG L, HU M H, et al. Method for evaluating instantaneous sector capacity [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 32(5): 571-578.
- [17] ZHANG J P, ZHANG P, LI Z, et al. A sector capacity assessment method based on airspace utilization efficiency [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2018, 976(1): 012014.
- [18] 周雄飞, 胡明华. 空域容量评估研究综述 [J]. 中国民航飞行学院学报, 2016, 27(6): 37-40.
- ZHOU X F, HU M H. An overview on airspace capacity evaluation [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2016, 27(6): 37-40 (in Chinese).

作者简介:

崔恺 男, 硕士研究生。主要研究方向: 无人机任务规划、无人机流量调度。

曾国奇 男, 博士, 高级实验师。主要研究方向: 无人机低空航路网规划与流量调度、无人机测控与指挥控制、无人机任务规划与飞行模拟训练。

林伟 男, 硕士研究生。主要研究方向: 无人机航路规划系统、多无人机协同任务规划。

全权 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 可靠飞行控制。

Flow control method for UAV airport airspace based on graph theory

CUI Kai¹, ZENG Guoqi^{2,3,*}, LIN Wei¹, QUAN Quan⁴

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Institute of Unmanned Systems, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Hangzhou Innovation Institute, Beihang University, Hangzhou 310051, China;

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

Abstract: The logistics drone airport in the city needs the ability to take off and land multiple UAVs at the same time. An airport model with single inlet and single exit, route crossing and multiple aprons is designed for small and medium sized vertical takeoff and landing UAVs, and a flow control method based on graph theory to ensure flight safety is proposed. According to the flight status of drones in the field, arrival and departure time of drones are controlled, and flight routes within the airport are planned to ensure the flight safety of drones. The simulation results show that the flow control method can ensure safe and orderly flight of UAVs in the airport airspace. Arrival and departure operating capacity of airports with different sizes were tested separately. When the area of a single apron is fixed, the greater the number of aprons the larger the arrival capacity, but the smaller the arrival and departure capacity. Therefore, when designing an airport, it is necessary to properly plan the number of tarmac in a given airport area.

Keywords: logistics drone in city; airport; flow control; capacity evaluation; graph theory

Received: 2019-06-10; **Accepted:** 2019-12-06; **Published online:** 2019-12-27 13:45

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191226.1751.003.html

Foundation items: National Key R&D Program of China (SQ2017YFGX040110); Beijing Municipal Science and Technology Project (Z181100003218015)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0341

单频 RTK 动态精度检测法及实验验证

孙艺轩¹, 蔚保国², 杨东凯^{1,*}, 杜毅¹, 汉牟田¹

¹航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; ² 卫星导航系统与装备技术国家重点实验室, 石家庄 050000



摘 要: 单频 RTK 技术在高精度测绘、无人驾驶等领域有着广泛应用, 针对单频 RTK 的动态定位精度量化问题, 提出了一种易于操作、适用地域广、不需要额外辅助设备的单频 RTK 动态精度检测法。首先, 在地面建立基准直线; 然后, 沿基准直线以走停模式测量 RTK 静态、动态组合数据, 将静态数据利用整体最小二乘法拟合得到检核直线, 并以此为参考评定动态定位精度; 最后, 进行可靠性检验。精度评定时, 以动态点到检核直线的平均偏离作为动态精度指标, 采用间距误差作为检验所提方法可靠性的指标。实验结果表明, 所提方法具有较高的可靠性, 可以准确量化单频 RTK 约 2~5 cm 的动态定位精度。

关键词: 卫星导航; 单频 RTK; 定位精度; 低成本; 精度分析

中图分类号: P228

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0988-06

随着全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 的发展, 单频 RTK (Real-Time Kinematic) 技术在高精度测绘、精密农业、变形监测、无人驾驶等领域逐渐得到广泛应用^[1-2]。单频 RTK 采用载波相位差分技术, 静态定位可以达到厘米级的精度^[3]。而对于动态定位精度的量化判定, 大多采用高精度仪器组合验证低精度模块的方法, 或借助辅助设施, 或与网络 RTK 结果进行比较。例如, 文献[4]利用战术级 GNSS + INS 组合导航系统 POS310, 将 GNSS RTK/INS 双频紧组合结果与其中单频数据解算结果进行对比求解精度, 得到常规固定解三维精度约 5 cm。文献[5]采用 Piksi 定位模块, 借助铁轨与旋转支架进行实验求解 RTK 精度, 判定三维动态精度约 3~5 cm。文献[6]利用实验场地附近 IGS 站数据后处理解算的位置为标准, 判定单频 RTK 平面定位精度在 3 cm 以内, 高程定位精度低于 10 cm。上述做法一般需要的仪器设备较多, 覆盖范围较局限。针对上述问题, 本文提出一种无需额外辅

助设备、适用地域较广的单频 RTK 动态精度检测法。该方法仅利用 2 台 GNSS 接收机构成 RTK 系统, 无需惯性导航设备等进行辅助测量。动态定位精度的评定借助实验流程中部分静态数据的计算结果, 因此不必在 CORS 站、IGS 站附近场地进行测试。实验证明, 本文方法具有较高的可靠性, 可以准确量化单频 RTK 动态厘米级的定位精度。

1 单频 RTK 定位模型

基于高精度载波相位观测量, 单频 RTK 技术是一种实时动态高精度定位技术^[7]。常用双差观测模型, 其卫星轨道、钟差等残余误差可以忽略不计^[8]。对于短距离用户, 可以不考虑电离层、对流层等大气残差^[9]。RTK 单频双差观测原理如图 1 所示。

流动站 u 和基准站 r 同时追踪卫星 i 和卫星 j , 定义这 2 个站在同一时刻对卫星 i 、卫星 j 的单差载波相位测量值为 $\phi_{ur}^{(i)}$ 、 $\phi_{ur}^{(j)}$, 由它们所组成的

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-10-28; 网络出版时间: 2019-11-25 09:07

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191122.1707.002.html

基金项目: 新技术研究高校合作项目 (KX162600040); 地理信息工程国家重点实验室开放基金 (SKLGIE2017-Z-2-3)

* 通信作者. E-mail: edkyang@buaa.edu.cn

引用格式: 孙艺轩, 蔚保国, 杨东凯, 等. 单频 RTK 动态精度检测法及实验验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 988-993. SUN Y X, YU B G, YANG D K, et al. Method and experimental verification of dynamic accuracy detection of single-frequency RTK [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 988-993 (in Chinese).

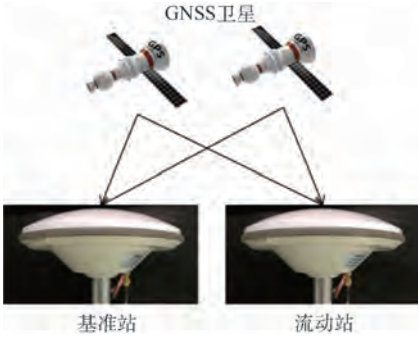


图1 RTK 单频双差观测原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of RTK single-frequency double-difference observation principle

双差载波相位测量值定义为

$$\phi_{ur}^{(ij)} = \phi_{ur}^{(i)} - \phi_{ur}^{(j)} \quad (1)$$

双差载波相位观测方程与双差伪距观测方程分别为^[10]

$$\phi_{ur}^{(ij)} = \lambda^{-1} r_{ur}^{(ij)} + N_{ur}^{(ij)} + \varepsilon_{f,ur}^{(ij)} \quad (2)$$

$$\rho_{ur}^{(ij)} = r_{ur}^{(ij)} + \varepsilon_{\rho,ur}^{(ij)} \quad (3)$$

式中: $\phi_{ur}^{(ij)}$ 为双差载波相位测量值; λ 为卫星信号的载波波长; $r_{ur}^{(ij)}$ 为卫星到接收机的几何距离差; $N_{ur}^{(ij)}$ 为双差整周模糊度; $\varepsilon_{f,ur}^{(ij)}$ 为双差载波测量值噪声; $\rho_{ur}^{(ij)}$ 为双差伪距测量值; $\varepsilon_{\rho,ur}^{(ij)}$ 为双差伪距测量值噪声。

在地心地固坐标系 (ECEF) 中,接收机的位置坐标及状态参数表示为^[4]

$$\mathbf{x} = (\mathbf{r}_{ur}^T, \mathbf{N}_{ur}^T)^T \quad (4)$$

$$\mathbf{y} = (\boldsymbol{\phi}_{ur}^T, \boldsymbol{\rho}_{ur}^T)^T \quad (5)$$

式中: \mathbf{r}_{ur} 为接收机三维坐标向量; \mathbf{N}_{ur} 为北斗/GPS 对应的双差整周模糊度。

以编号为 1 的卫星作为双差运算中的参考卫星,则 $\boldsymbol{\phi}_{ur}^T$ 与 $\boldsymbol{\rho}_{ur}^T$ 分别为

$$\boldsymbol{\phi}_{ur}^T = (\phi_{ur}^{12}, \phi_{ur}^{13}, \dots, \phi_{ur}^{1m})^T \quad (6)$$

$$\boldsymbol{\rho}_{ur}^T = (\rho_{ur}^{12}, \rho_{ur}^{13}, \dots, \rho_{ur}^{1m})^T \quad (7)$$

由上述公式计算 Kalman 滤波的初始状态向量 \mathbf{x}_0 和观测向量 \mathbf{y} 。采用 Kalman 滤波方法,计算滤波浮点解。在状态向量更新后进行双差整周模糊度固定,从而获取更高精度的固定解,加快收敛时间^[11]。本文采用 LAMBDA 方法进行模糊度的固定^[12],用 ratio 值衡量模糊度固定可靠性,判断求得的整数解是否满足要求。

2 单频 RTK 动态精度检测法

为了准确得到量化的动态 RTK 精度,本文设计了一种单频 RTK 动态精度检测法用于实际测试,进一步提出了相应的定位精度的计算方法与

可靠性检验方法。

2.1 建立基准直线

本文方法首先需要在地面建立基准直线,作为具有一定高度的 RTK 终端的底部运动轨迹的基准值。为了保证实验数据充足,便于后续对方法的可靠性检验,往往需要在地面建立多条平行的基准直线。在每条基准直线上选取至少 4 个参考点进行静态测试,取每个参考点的静态数据的平均值作为该点的参考值,再利用整体最小二乘法^[13]将上述参考值拟合,得到该基准直线 L 的三维表达式。整体最小二乘法将空间直线方程所需的 6 个参数简化为 4 个,将空间直线拟合问题转化为整体最小二乘的参数求解问题,最终得到三维表达式为

$$\frac{x - x_0}{A_0} = \frac{y - y_0}{B_0} = \frac{z - z_0}{C_0}$$

式中:该基准直线经过点 (x_0, y_0, z_0) ,其方向向量为 $\mathbf{n}_0 = [A_0, B_0, C_0]$ 。

2.2 测量组合数据

在基准直线上等间隔选取 q 个静态点,令具有一定高度的 RTK 终端沿基准直线按如下运动方式采集数据:将首尾 2 个静态点分别作为运动的起点与终点,在起点进行 t 时长的静态测试,再匀速运动至下一个静态点进行 t 时长的静态测试,重复上述运动直至终点。定义上述过程得到的静态数据与动态数据集合为组合数据。处理时分离静态数据与动态数据,可以求得动态过程的平均速度。

2.3 精度计算

对组合数据中的静态数据进行上述整体最小二乘拟合,得到检核直线 l 的三维表达式,作为具有一定高度的 RTK 终端运动轨迹的基准值;再与组合数据中的动态数据一起代入式(8),计算动态点到检核直线的距离 d_i 。

$$d_i = \frac{|(x_i - x_1, y_i - y_1, z_i - z_1) \times (A_1, B_1, C_1)|}{\sqrt{A_1^2 + B_1^2 + C_1^2}} \quad (8)$$

式中: (x_i, y_i, z_i) 为动态点的坐标; $\frac{x - x_1}{A_1} = \frac{y - y_1}{B_1} =$

$\frac{z - z_1}{C_1}$ 为拟合得到的检核直线 l 三维表达式,该检核直线经过点 (x_1, y_1, z_1) ,其方向向量 $\mathbf{n}_1 = [A_1, B_1, C_1]$ 。分析 d_i 的均方根误差 $\text{RMS}(d)$ 、最大偏离 d_{\max} ,并以平均偏离 \bar{d} 作为单频 RTK 动态定位精度的指标。

2.4 可靠性检验
为了验证数据的准确性,进一步判断实验可

靠性,针对多条平行的直线运动轨迹,可以通过计算间距误差 τ 进行可靠性检验。此时,以基准直线为参考,以检核直线为检测对象。设基准直线间距为 Q_i ,与其对应的检核直线间距为 q_i ,以2种间距之差绝对值的平均值作为间距误差 τ ,即

$$\tau = \frac{\sum_{i=1}^n |Q_i - q_i|}{n} \quad (9)$$

式中: n 为间距数量。若该可靠性指标的数量级低于动态定位精度 \bar{d} 的数量级,认为组合数据准确,由此计算得到的精度可信,本次实验具有较高可靠性;若不符合条件,认为本次实验不可靠,需要重新测量组合数据。

上述单频 RTK 动态精度检测法的流程如图 2 所示。

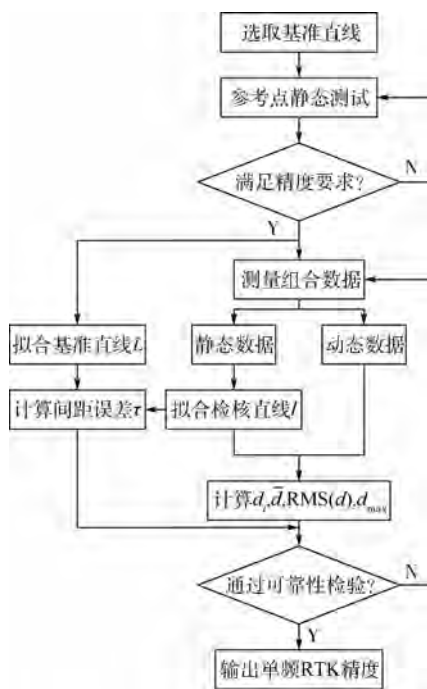


图2 单频 RTK 动态精度检测法流程

Fig. 2 Flowchart of single-frequency RTK dynamic accuracy detection method

3 实验验证和分析

3.1 实验系统搭建

本文单频 RTK 系统由测试系统和数据处理系统组成,系统组成模块如图 3 所示。

测试系统主要分为两部分:基准站系统与流动站系统,2 个系统硬件组成结构一致。基准站系统与流动站系统均由高精度天线、GNSS 单频接收板卡及无线通信模块组成。本文采用深圳华大北斗科技有限公司 HD9100 系列的 GNSS 单频板卡^[14],该板卡支持北斗 B1 频点和 GPS L1 频



图3 系统组成模块

Fig. 3 Block diagram of system composition

点,支持 RTCM3.2 格式数据传输,实验采样率为 1 Hz。

数据处理系统由连接 2 个无线通信模块的计算机与处理软件组成。电脑通过无线通信模块接收来自测站的原始观测数据,并通过不同频点区分基准站和流动站的数据。利用单频 RTK 定位软件进行位置求解并输出结果,得到测量点的坐标。

3.2 实验与结果分析

本文利用北京航空航天大学操场跑道的白色直线设计实验,分析单频 RTK 精度。单频 RTK 动态精度检测法先建立基准直线,再测量组合数据,最后进行精度求解与可靠性判断。

3.2.1 基准直线的建立

1) 实验内容

在北京航空航天大学操场取 16 m 长的直线跑道作为基准直线,在其上等间隔选取包括轨迹起点与终点的 5 个地面参考点。本次实验共测量 4 条 16 m 直线跑道,共计 20 个地面参考点。在每个参考点处进行约为 90 s 的静态 RTK 测量,将每个点处测量值的均值作为其真实坐标。

2) 精度分析

在观测时段内,静态定位结果的位置偏差在一定程度上可以反映出定位结果的优劣^[15]。由于三维静态误差分布未知,适宜用 RMS 衡量观测值与真实值之间的偏差^[16],计算公式为

$$\text{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_i - \mu)^2} \quad (10)$$

式中: e_i 为静态测试 E 方向的坐标; $\mu = \frac{\sum_{i=1}^N e_i}{N}$ 为 E 方向的坐标均值; N 为实验数据总量。N、U 方向公式同理。

表 1 列出了 20 个地面参考点 E(东)、N(北)、U(天)3 个方向上 RMS 的最大值与最小值。可见,高程(U)误差相对较大,RMS 最大为

1.9 cm,平面上东(E)、北(N)方向较小,RMS 最大不足 1 cm。定位精度较高,满足实验要求,可以用于拟合基准直线 L_1 、 L_2 、 L_3 、 L_4 。

表 1 东北天方向的 RMS 最值

Table 1 Maximum and minimum RMS in E-N-U

方向	RMS _{max} /cm	RMS _{min} /cm
E	0.72	0.19
N	0.75	0.19
U	1.90	0.33

3.2.2 测量组合数据

1) 实验内容

如图 4 所示,将流动站系统架设在小车上,推动小车沿基准直线运动。先等间隔选取 5 个静态点,以第一个静态点作为轨迹起点,在起点进行 90 s 的静态测量,再匀速运动至下一个静态点进行等时长的静态测试,重复上述运动直至终点。实验轨迹如图 5 所示。

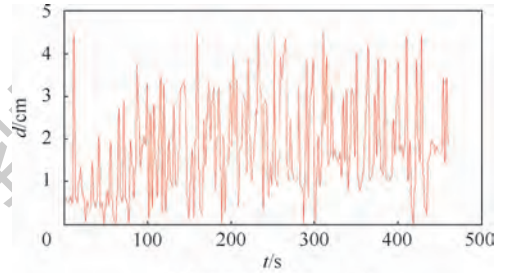
2) 精度分析

本文共进行了 2 次速度不同的实验测量,平均速度分别为 0.13 m/s 和 0.35 m/s。在每次实验中,根据组合数据中每条直线上的 5 个静态点数据拟合得到检核直线 l ,与组合数据中相应的动态数据一起代入式(8)得到动态点到相对应的检核直线 l 的距离 d 。每次实验得到 4 条检核直线 l_1 、 l_2 、 l_3 、 l_4 ,2 次实验的动态定位坐标误差 d 的时间序列分别如图 6(a)、(b)所示。

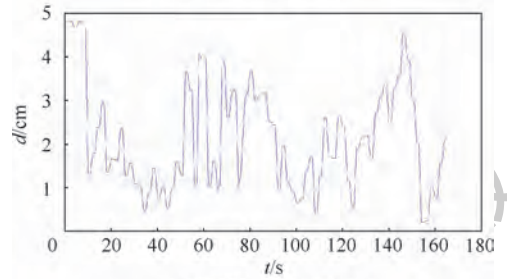
2 次实验坐标误差 d 的 RMS、最大值 d_{\max} 和平均值 \bar{d} 列于表 2。可以看出,2 次实验速度不同,误差离散程度随速度提升而略微增大,但平均

偏离相差不大,均在 2 cm 左右,最大偏离均不超过 5 cm。初步认为单频 RTK 系统在直线运动下通过该方法评定的动态定位精度约为 2 cm。

图 7 展示了平均速度为 0.35 m/s 实验的动态点与检核直线。由于直线拟合得出的是点到直线的最短距离,整体误差偏小,考虑到实际运用中测量点与真实值的对应关系^[2],据此判定单频 RTK 系统的动态误差为 2 ~ 5 cm。



(a) 平均速度为 0.13 m/s



(b) 平均速度为 0.35 m/s

图 6 动态定位坐标误差的时间序列

Fig. 6 Time series of coordinate errors in dynamic positioning

表 2 动态实时定位实验精度分析

Table 2 Accuracy analysis of dynamic real-time positioning experiment

实验次数	平均速度/ (m · s ⁻¹)	平均偏离 \bar{d} /cm	最大偏离 d_{\max} /cm	误差离散程度 RMS(d)/cm
1	0.13	1.6764	4.5676	1.18
2	0.35	2.1517	4.8554	2.29



图 4 实验实拍图

Fig. 4 Real shot of experiment



图 5 实验轨迹图

Fig. 5 Trace diagram of experiment

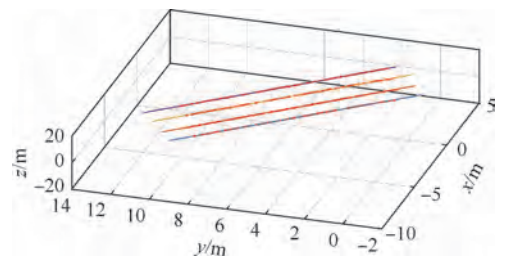


图 7 平均速度为 0.35 m/s 时实验的动态点与检核直线

Fig. 7 Dynamic point and checking line of experiment with average speed of 0.35 m/s

3.2.3 可靠性检验

针对平均速度为 0.13 m/s、0.35 m/s 的 2 次

实验,分别将基准直线间距 Q_1, Q_2, Q_3 与检核直线间距 q_1, q_2, q_3 代入式(9)计算间距误差,得到 $\tau_1 = 0.004 \text{ m}, \tau_2 = 0.005 \text{ m}$,均在毫米级别,表明本次实验组合数据准确,精度可信,初步表明单频 RTK 动态精度检测法可用,具有较好的可靠性。

4 结 论

1) 针对静态 RTK 定位,用 RMS 衡量数据精度,得到东北天(E-N-U)3个方向定位精度。其中高程(U)误差相对较大,约为2cm,平面上东(E)、北(N)方向较小,约为1cm。

2) 针对单频 RTK 动态定位精度的量化,基于 RTK 动态、静态实验组合数据,提出了以动态相对静态的平均偏离 \bar{d} 的动态精度衡量方法,实验结果表明,在不同平均速度下单频 RTK 实时动态定位精度约为2~5cm。

3) 提出间距误差 τ 作为可靠性检验指标,验证单频 RTK 动态精度检测法的可靠性,证明了空间直线的整体最小二乘法的可适用性。初步表明单频 RTK 动态精度检测法贴合实际,可以准确地评估实时动态单频 RTK 精度。

4) 本文方法理论上可以用于双频 RTK 动态精度检测,但有待于进一步实验验证。

参考文献 (References)

- [1] THEVENON P, VEZINET J, ESTRADÉ P. Estimation of the base station position error in a RTK receiver using state augmentation in a Kalman filter[C]//2018 9th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-7.
- [2] HENKEL P, SPERL A. Real-time kinematic positioning for unmanned air vehicles[C]//2016 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-7.
- [3] 张小红,李星星,郭斐,等. GPS 单频精密单点定位软件实现与精度分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2008, 33(8): 783-787.
ZHANG X H, LI X X, GUO F, et al. Realization and precision analysis of single-frequency precise point positioning software [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2008, 33(8): 783-787 (in Chinese).
- [4] 苏景岚,章红平. 城市环境下 BDS/GPS 单频 RTK 定位算法研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2018, 38(10): 1033-1037.
SU J L, ZHANG H P. Performance analysis of RTK algorithm for single-frequency combination of GPS and BDS in urban environments[J]. Journal of Geodesy and Geodesy and Geodynamics, 2018, 38(10): 1033-1037 (in Chinese).
- [5] 潘冉冉,蒋浩,张洪,等. 低成本实时动态载波相位差分 GPS 的定位精度研究[J]. 浙江大学学报(农业与生命科学版), 2018, 44(4): 414-422.
PAN R R, JIANG H, ZHANG H, et al. Research on positioning accuracy of low cost real time kinematic-global positioning system (RTKGPS) [J]. Journal of Zhejiang University (Agriculture and Life Sciences), 2018, 44(4): 414-422 (in Chinese).
- [6] 徐彦田,程鹏飞,蔡艳辉,等. 单频 RTK 动态解算的卡尔曼滤波算法研究[J]. 测绘科学, 2012, 37(4): 43-44.
XU Y T, CHENG P F, CAI Y H, et al. A Kalman filter algorithm for single-frequency RTK solution [J]. Science of Surveying and Mapping, 2012, 37(4): 43-44 (in Chinese).
- [7] ODOLINSKI R, TEUNISSEN P J G. Single-frequency, dual-GNSS versus dual-frequency, single-GNSS: A low-cost and high-grade receivers GPS-BDS RTK analysis [J]. Journal of Geodesy, 2016, 90(11): 1255-1278.
- [8] 李金龙. 北斗/GPS 多频实时精密定位理论与算法[D]. 郑州:解放军信息工程大学, 2014.
LI J L. BDS/GPS multi-frequency real-time kinematic positioning theory and algorithms [D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2014 (in Chinese).
- [9] HENKEL P, BANJARA B. Precise positioning in alpine areas with troposphere and multipath estimation [J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(20): 8397-8409.
- [10] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版社, 2017.
XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017 (in Chinese).
- [11] 陈健,岳东杰,朱少林. BDS/GPS 组合单历元相对定位性能分析[J]. 现代测绘, 2017, 40(4): 15-20.
CHEN J, YUE D J, ZHU S L. Performance assessment of BDS/GPS single-epoch positioning [J]. Modern Surveying and Mapping, 2017, 40(4): 15-20 (in Chinese).
- [12] ZHANG S G, CHENG N P, NI S Y. Analysis and simulations of LAMBDA integer ambiguity resolution algorithm [C]//2018 3rd International Conference on Control, Automation and Artificial Intelligence (CAAI 2018), 2018: 131-133.
- [13] 姚宜斌,黄书华,孔建,等. 空间直线拟合的整体最小二乘算法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, 39(5): 571-574.
YAO Y B, HUANG S H, KONG J, et al. Total least squares algorithm for fitting spatial straight lines [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2014, 39(5): 571-574 (in Chinese).
- [14] 杜聪慧,高星伟,马元,等. BDS/GPS 双系统单频 RTK 定位性能分析[C]//第九届中国卫星导航学术年会, 2018: 76-81.
DU C H, GAO X W, MA Y, et al. Performance analysis of RTK positioning for single-frequency combination of BDS and GPS [C]//The 9th China Satellite Navigation Conference, 2018: 76-81 (in Chinese).
- [15] 张艳红,张鹏,吴辉,等. 基于 RTK 的低成本 GPS + BDS 接收机设计与性能分析[J]. 测绘通报, 2018(11): 1-6.
ZHANG Y H, ZHANG P, WU H, et al. Design and performance analysis of low cost GPS + BDS receiver based on RTK [J].

Bulletin of Surveying and Mapping, 2018 (11): 1-6 (in Chinese).

- [16] CHAI T, DRAXLER R R. Root mean square error (RMSE) or mean absolute error (MAE)? — Arguments against avoiding RMSE in the literature[J]. Geoscientific Model Development, 2014, 7(3): 1247-1250.

作者简介:

孙艺轩 女, 硕士研究生。主要研究方向: 导航定位及 GNSS-R 应用。

杨东凯 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 导航定位及 GNSS-R 应用。

Method and experimental verification of dynamic accuracy detection of single-frequency RTK

SUN Yixuan¹, YU Baoguo², YANG Dongkai^{1,*}, DU Yi¹, HAN Mutian¹

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. State Key Laboratory of Satellite Navigation System and Equipment Technology, Shijiazhuang 050000, China)

Abstract: Single-frequency RTK technology is widely used in high-accuracy mapping, unmanned driving and other fields. A single-frequency RTK dynamic accuracy detection method is proposed to accurately quantify the dynamic positioning accuracy. It is easy to operate, suitable for a wide area and does not need additional auxiliary equipment. Using this method, we first establishes some reference lines on the ground, then measures RTK static and dynamic combined data along the reference lines in the run-stop mode. The static data are fitted by the total least squares algorithm to get the called checking lines, which are then used as the references for evaluating the dynamic positioning accuracy. The reliability of the proposed method is also checked using the same sets of the test data. During accuracy assessment, the average deviation from the dynamic point to the checking lines is used as the dynamic accuracy index, and the reliability index of the method is characterized by the difference between the distances of two reference lines and those of two checking lines. The experimental results show that the proposed method has high reliability and can accurately quantify the dynamic positioning accuracy of single-frequency RTK of about 2 – 5 cm.

Keywords: satellite navigation; single-frequency RTK; positioning accuracy; low cost; accuracy analysis

Received: 2019-06-28; Accepted: 2019-10-28; Published online: 2019-11-25 09:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191122.1707.002.html

Foundation items: University Cooperative Project on New Technology Research (KX162600040); Funded by State Key Laboratory of Geo-Information Engineering (SKLGIE2017-Z-2-3)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0342

基于深度学习的大型陨石坑识别方法研究

郑磊¹, 胡维多^{1,*}, 刘畅²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中国科学院深圳先进技术研究院, 深圳 518055)

摘 要: 陨石坑是天体表面最为显著的地形特征,传统陨石坑识别方法主要是对小陨石坑正负样本的二分类问题研究,且效率和精度均不高。以星体宏观视角下的大型陨石坑作为研究对象,结合图像处理 and 神经网络等方面的知识,创建了来自不同数据源的陨石坑样本数据库,研究了数据源对网络模型泛化能力的影响,提出了一种效率更高的陨石坑多分类识别方法。在非极大值抑制(NMS)算法基础上,提出了一种精度更高的陨石坑检测算法。经过参数优化和实验验证,构建的基于深度学习的多尺度多分类陨石坑自动识别网络框架取得了较高的准确率,在同源验证集上识别率可达 0.985,在异源验证集上识别率可达 0.863,并且有效改善了目标检测时检测框冗余及误检测的问题。

关键词: 深度学习; 卷积神经网络; 陨石坑识别; 非极大值抑制(NMS)算法; 目标检测

中图分类号: TP391.4; V448.25⁺¹

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-0994-11

人类对月球及更远的天体或空间环境开展的探测活动,是如今航天活动的重要方向和空间科学与技术创新的重要途径,是当前和未来航天领域的发展重点之一。陨石坑作为反映星体地表情况及地质年龄的重要参考对象,为安全登陆地球以外的其他星球并展开实地考察研究提供了可靠的依据,因此近年来关于月球、火星等星体表面陨石坑情况的研究越来越多。

陨石坑是陨石体高速运动并撞击到天体表面或天体内部熔岩喷发后所形成的坑穴。这种坑穴蕴含着丰富的信息,如陨石坑大小和个数的统计形成了月球和火星的地质地层学,并且陨石坑的数目已成为衡量遥远行星地质形成年龄的唯一工具;陨石坑形态学促进了自然降解过程、地质的区域性差异、地下挥发物质的分布等大量的行星地质问题的研究^[1-2];陨石坑因其显著的地形特征,

常常作为深空星体探测时的地面标志物和导航路标,用于探测器的位置定位及着陆避障任务中^[3]。陨石坑在星际探测多个方面都得到了广泛的研究和应用,因此,如何识别星体表面的各种陨石坑,为星际任务提供应用基础,已成为航天领域研究的热点和难点。

近年来,国内外学者对星体表面陨石坑的识别方法进行了深入的研究。美国喷气推进实验室(JPL)的 Cheng 等^[3]将光照方向与陨石坑边缘信息相结合,通过陨石坑边缘锚点之间的几何相关性实现了陨石坑的识别;Sawabe^[4]和 Kim^[5]等根据陨石坑的特定形状,构造相对应的陨石坑模板,通过模板匹配实现陨石坑的检测;冯军华等^[6]基于 Canny 方法及边缘配对完成陨石坑检测;丁萌等^[7]利用基于弦中点 Hough 变换的方法,有效结合 Kanade-Luca-Tomasi (KLT)特征检测算法实现

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-09-29; 网络出版时间: 2019-10-14 15:19

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1332.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(61703017)

* 通信作者. E-mail: 08109@buaa.edu.cn

引用格式: 郑磊, 胡维多, 刘畅. 基于深度学习的大型陨石坑识别方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 994-1004.
ZHENG L, HU W D, LIU C. Large crater identification method based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 994-1004 (in Chinese).

了陨石坑的检测。这些传统的基于图像处理及图像配准的陨石坑识别方法,虽然有效地对陨石坑进行了较为准确的识别,但工作量大,任务繁琐,并且缺乏实时性。

得益于近年来人工智能的发展,现在关于陨石坑识别的研究越来越趋向于机器学习和神经网络方面的自动识别领域^[8-9]。例如,文献[10]中利用主成分分析(PCA)方法统计纹理测量信息,并应用纹理分析分割图像达到检测陨石坑的目的;Boukercha等^[11]利用机器学习增强算法对陨石坑进行初步筛选得到陨石坑候选区域,结合支持向量机(SVM)和多项式分类器对陨石坑进行进一步的检测;Silburt等^[12]利用卷积神经网络实现了数字高程模型(Digital Elevation Model, DEM)中陨石坑的识别。这些方法虽然实现了陨石坑的自动识别,提高了识别效率和精度,但均将陨石坑统一拟合为椭圆或圆,对小型陨石坑采用正负样本的二分类方法,对于较大的、形态不规则的复杂陨石坑及陨石坑撞击盆地并不能有效识别。相比小型陨石坑生命周期较短并存在侵蚀、覆盖、掩埋及转化问题,大型陨石坑能够在漫长的时间长河里保持形态和结构稳定性,无论是在天体地质学还是作为路标导航方面的研究,大型陨石坑都具有很强的时效性。因此,本文以星体宏观视角下的大型陨石坑作为研究对象,创建了不同数据源的陨石坑样本数据库,构建了基于深度学习的多尺度陨石坑自动识别网络框架,改进了目标检测时常用的非极大值抑制(Non-Maximum Suppression, NMS)算法,提出了一种效率更高的陨石坑多分类识别方法。

1 陨石坑样本数据库构建

1.1 数据来源

陨石坑作为本文研究对象及训练深度学习识别网络的核心组成部分,其数据来源的真实性和图片质量的清晰度是选取数据时应该重点考虑的2个因素,但由于能够查阅到的各天体大型陨石坑图片资料相对较少,本文选取了人类研究最多且最为熟悉的月球作为数据采集对象。月球表面拥有大量的各类陨石坑,对于很多大型环形山类型的陨石坑,人类在地球上用肉眼即可观测到,并且用天文拍摄设备可以取得质量较好的大型陨石坑图片。因此,本文选取了在不同月相情况下月球表面的多个大型陨石坑作为识别对象。

具体数据来源有2个方面:①公布在美国国家航空航天局(NASA)科学可视化工作室官网^[13]的2018年全年高清仿真月相图,该月相图的生成参数源自2009年开始执行绕月飞行的月球勘测轨道飞行器(Lunar Reconnaissance Orbiter, LRO),其所携带的激光高度计和航天照相机使得以前所未有的清晰度来观察月球成为可能。本文选取了2018年每个月由新月到月盈、再到月亏的月相图作为大型陨石坑样本提取和检测数据源,图1为2018年2月的部分月相图^[13]。②笔者于2018年11月和12月利用专业相机拍摄的月相图,拍摄设备主要由相机、二倍镜及长镜头构成,最大焦距可达400 mm,能够较清晰地拍摄到月球表面众多大型陨石坑。由于拍摄天气及环境等因素影响,本文只选取了部分清晰度高的月相图作为实验数据,图2为2018年12月的部分月相图。



图1 NASA官网提供的仿真月相图^[13]

Fig. 1 Simulated moon phases provided by NASA official website^[13]



图2 专业相机拍摄的真实月相图

Fig. 2 Real moon phases captured by a professional camera^[13]

1.2 陨石坑样本数据集

本文选择了月球表面的危海(Mare Crisium)、澄海(Mare Serenitatis)及第谷(Tycho)3个具有代表性的大型陨石坑作为识别的对象。危海是位于月球东北半球的月海,直径605 km,面积约 $17.6 \times 10^4 \text{ km}^2$ ^[14]。澄海是月球上大型月海陨石坑之一,直径约600 km,环形结构可延伸至880 km^[15-16],基于其退化的外观,澄海陨石坑被一些研究者认为是月球上最古老的陨石坑之一^[17]。哥白尼时代被广泛研究的第谷陨石坑,是月球正面最年轻、最显著的大型陨石坑之一^[18]。危海有类似尾巴的部分,澄海有一个突出的三角,而第谷周围有以其为中心的放射状沟壑,均具备显著特征,如图3所示。

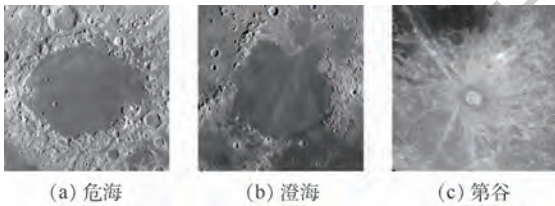


图3 危海、澄海及第谷陨石坑

Fig. 3 Mare Crisium, Mare Serenitatis and Tycho craters

通过2个不同的数据源,本文采集了大量陨石坑样本块,并构成了样本数据库。样本数据库具体包含3个不同的陨石坑样本数据集:①单独从NASA官网下载的月球图片中采集样本构成第1个陨石坑样本数据集(NASA crater, Ncrater);②单独从专业相机拍摄的月球图片中采集样本构成第2个陨石坑样本数据集(Camera crater, Ccrater);③将前2个陨石坑样本数据集合并,构成同时含有2个不同数据源样本的第3个陨石坑样本数据集(NASA and Camera crater, NCcrater)。为了提高识别精度,增加样本间的差异性,上述每个样本数据集中除了包含待识别的危海、澄海、第谷这3种陨石坑样本外,还增加了负样本,构成用于四分类问题研究的样本数据集。

由于能够直接采集得到的陨石坑数量很难满足训练识别网络的需求,本文采用了数据增强的方法,对上述3种样本数据集中原有的每个样本分别通过镜像、均值滤波、加少量椒盐噪声和高斯噪声等9种图像处理方法来扩充数据,并将新生成的样本保存到各自对应的样本数据集中,从而将原来的3个样本数据集的样本数扩充了10倍。表1为数据增强后3个样本数据集各自包含的各类样本总数。图4显示了样本数据集中各类陨

坑样本块,每个样本块尺寸为 $3 \times 227 \times 227$ 。采取数据增强的方法,不仅能大幅度增加每个样本数据集样本数量,而且在保持待识别目标主要特征的同时,一定程度上增加了样本的多样性,提高了网络模型的泛化能力。

表1 数据增强后各类样本数
Table 1 Number of different types of samples after data augmentation

样本类别	Ncrater	Ccrater	NCcrater
危海	10 000	10 000	20 000
澄海	8 500	10 000	18 500
第谷	8 500	10 000	18 500
负样本	16 000	25 000	41 000
总数	43 000	55 000	98 000

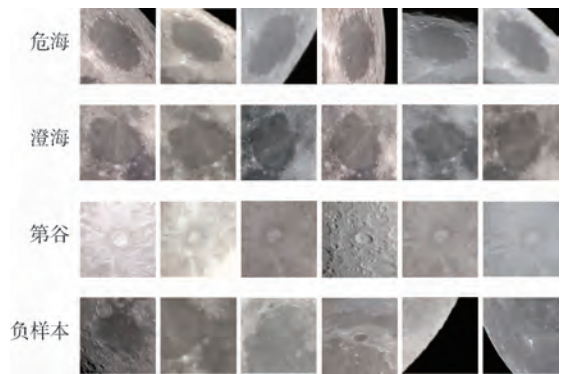


图4 四类陨石坑样本

Fig. 4 Four types of crater samples

2 陨石坑识别网络框架搭建

2.1 识别网络的选择

随着近年来人工智能领域的飞速发展,越来越多的深度学习神经网络模型进入大众的视野,如卷积神经网络(CNN)、递归神经网络(RNN)及最近几年热门的生成对抗网络(GAN)等。CNN由于其独特的卷积结构,在图像处理领域有着明显的优势。过去几年中,CNN已成功应用于许多经典图像处理问题,如图像去噪^[19]、超分辨率图像重建^[20]、图像分割^[21]、目标检测^[22-24]、物体分类^[25-26]等。通常,越深层的网络将具备越强的学习能力,近年来CNN网络发展迅速,并趋向于更加深层的网络模型。然而,层数越深的网络训练起来就会越困难。一方面,网络训练多采用梯度反向传播算法进行参数学习和优化,过深的网络因为层数太多会出现梯度消失的情况,造成网络无法收敛;另一方面,越是深层的网络对训练设备和训练样本数量有着越高的要求,性能普通的

设备训练时间将会十分漫长,而较少的训练样本将会造成网络过拟合。本文选用 CNN 作为陨石坑识别网络,并且通过综合考虑训练时间消耗、识别精度、现有的训练设备性能和陨石坑样本数量等方面因素,发现相比于 GoogLeNet 等近年来发展的新型深层网络,选择 CaffeNet 模型对陨石坑样本图像进行分类,不仅能保证较高的识别精度,还能够节约大量的时间成本,同时避免了更深层网络中过拟合现象的出现。CaffeNet 模型是基于 Krizhevsky 等^[27] 针对数据集 ImageNet 训练生成的神经网络架构 AlexNet,并在 AlexNet 基础上进行了一定的优化,近年来在各种图像处理任务中仍展现着出色的表现。

2.1.1 卷积神经网络模型

一个典型的 CNN 网络由多个卷积层、池化层及全连接层组成。卷积层是 CNN 中计算量最大的部分,同时也是最重要的结构。卷积层内部包含多个卷积核,组成卷积核的每个元素都对应着一个权重系数和一个偏差量,卷积核与输入数据进行卷积运算,从而提取输入的不同特征,第一层卷积层可能只能提取一些如边缘、线条和角等低级的特征,深层的卷积网络能从低级特征中不断迭代提取更复杂的特征。卷积层的作用多为检测特征,池化层的作用则是提取、凝炼特征。池化层基本执行向下采样操作,类别得分在全连接层之后计算,正因如此,池化层常常被放置在卷积层之后。全连接层的作用是把所有局部特征进行汇总变成全局特征,用来计算最后每一类的得分。

选用 CNN 作为陨石坑识别网络有着多方面的优势。CNN 具有极强的通用性,可以近似于任何线性或非线性转换,能够有效地提取各类陨石坑特征;CNN 不需要通过手工制作的过滤器来进行目标物特征的提取,取而代之的是机器自动学习算法;同时,得益于 GPU 的并行计算能力,CNN 能够高速处理输入数据。

2.1.2 随机梯度下降法

在选择用于陨石坑识别的神经网络模型后,就可以通过一些优化策略来进行网络训练参数学习。通常用于训练 CNN 模型参数的算法是随机梯度下降(Stochastic Gradient Descent, SGD)法,其使用反向传播来计算梯度进行权重的更新,通过不断减小损失函数输出值来进行参数的自动学习。反向传播是多层网络中最常用的算法,该算法的核心是应用链式法则计算网络中各权值对损失函数的影响^[28],从而寻找网络的全局最

优解。

SGD 法的目标是使损失函数最小化,从而在 CNN 模型中找到对目标问题具有良好泛化能力的最优参数^[29]。为了量化 SGD 法的作用,定义损失函数的形式为

$$C(w, b) = \frac{1}{2n} \sum_x \|y(x) - a\|^2 \quad (1)$$

式中: w 为网络中权重的集合; b 为偏置的集合; n 为每个批次中样本的个数; a 为输入为 x 时的输出; $y(x)$ 为对应的期望输出或为每个类别样本预先贴上的分类标签值;求和是在总的训练输入 x 上进行的。SGD 法的基本思想是:通过随机选取小批量训练输入样本,不断计算使损失函数 $C(w, b)$ 输出值减小的梯度,同时更新网络参数,从而寻找损失函数全局最小值时的最优解。网络权重和偏置的具体更新方式为

$$w \rightarrow w' = w - \frac{\eta}{m} \sum \frac{\partial C(w, b)}{\partial w} \quad (2)$$

$$b \rightarrow b' = b - \frac{\eta}{m} \sum \frac{\partial C(w, b)}{\partial b} \quad (3)$$

式中: m 为随机小批量数据样本大小; η 为学习率,是一个很小的正数。

2.2 陨石坑识别网络框架

在训练陨石坑识别网络的过程中,先将包含各类陨石坑的样本数据集以 $3 \times 227 \times 227$ 尺寸输入到网络,并以 CaffeNet 的卷积层和全连接层作为各类陨石坑特征的提取器,将提取到的各类特征信息输入到相当于分类器的 Softmax 层,并结合预先设置的标签进行陨石坑分类,对全部输入的样本数据集进行 3 000 次训练,生成多类陨石坑识别网络模型,进而利用该模型结合目标检测算法实现多类陨石坑的识别。具体方法流程如图 5 所示。

2.3 陨石坑检测算法

在实际中,各类陨石坑分布在地形图的任意位置,同一幅图片中可能会存在多种陨石坑,但采用的识别网络输入尺寸是固定的,训练网络时用的只是每类陨石坑的 $3 \times 227 \times 227$ 样本块,因此需要一种有效的检测算法,在可能存在陨石坑的图片中判断是否有待检测的目标,并对其进行分类和标注。本文在目标检测研究中常用的 NMS 算法基础上,结合陨石坑检测时的实际情况,对 NMS 算法进行了优化,提出了一种准确率更高的陨石坑检测算法,经过参数优化和实验验证构建了基于深度学习的多尺度多类别的陨石坑自动识别网络框架。

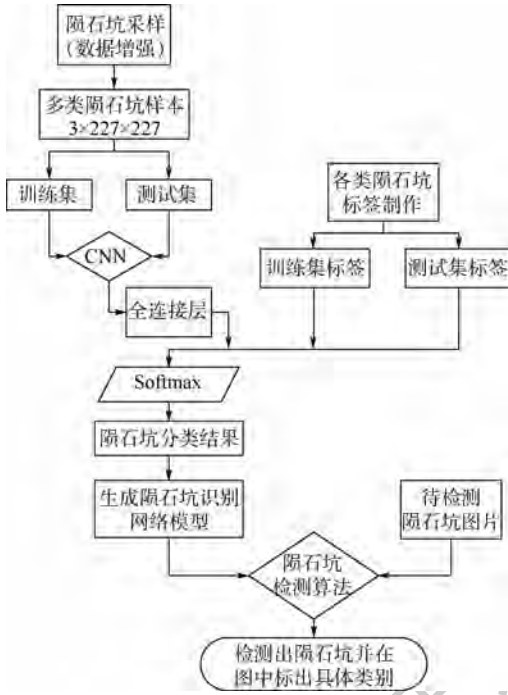


图5 陨石坑识别流程

Fig. 5 Flowchart of crater identification

2.3.1 基于NMS的目标检测算法

通常,基于深度学习的目标检测算法包括3个步骤:①通过目标样本集训练好最优的识别和分类网络模型;②在待检测的图中以网络输入要求的尺寸,通过遍历的方式选取待识别对象输入到训练好的网络模型进行分类,并返回位置信息和类别信息;③通过NMS算法选出有效检测结果,并在原图中标注。

NMS算法的基本思想为抑制非极大值的元素,是广泛应用于目标检测中寻求局部最大值的算法,主要目的是消除冗余(交叉重复)的窗口,找到最佳目标检测位置。传统的NMS算法流程如下:

步骤1 对根据识别网络输出得到的目标检测候选框所对应的置信度得分进行排序。

步骤2 选择置信度最高的检测框添加到最终输出列表中,并将其从候选框列表中删除。

步骤3 计算置信度最高的检测框与其他候选框的IoU (Intersection over Union),IoU指2个候选框的交集部分与并集部分的面积比值。

步骤4 将IoU小于阈值(一般取0.3~0.5)的候选框按置信度得分重新排序,重复步骤2、步骤3。

步骤5 重复上述过程,直至候选框列表为

空,最终输出框中存有的即为所求的目标检测框。

当将上述传统的目标检测算法运用于本文的陨石坑检测时,主要存在3点不足:①待检测的多类陨石坑以相同比例尺呈现在一幅图中,因此其大小有较大差别的,传统以网络输入尺寸对待测图片进行遍历的单个检测框,并不能将所有不同类别的陨石坑在一次遍历搜索中检测出来;②识别网络模型对目标并不总能做到百分百的正确识别,因此目标候选框中会存在个别与置信度最高的框没有相交面积,或者相交面积太小的误检测框,此时运用NMS算法会将这些误检测框作为正确信息输出;③当对图片中目标进行分类和标注时只需一个最准确的检测框就行,但当用到NMS算法时最终往往会输出多个满足条件的检测框,通常解决此问题的方法是不断改变IoU的阈值直到最终只输出一个检测框,这种做法随机性太大,手动干预太多,效率太低。

2.3.2 检测算法优化

针对基于深度学习的传统检测算法的不足,本文提出了多尺度的陨石坑自动识别网络框架。首先,对识别网络模型读取待测图片的方式进行了改善,设置了一个缩放因子(本文取0.9)。当检测框每次对待测图片遍历后,将当前图尺寸按缩放因子缩放,进行下一次的遍历,直到待测图片接近检测框尺寸,并在每轮遍历结束时将得到的目标候选框在原始图中对应的位置信息及置信度存储。对NMS算法,本文结合实际情况也进行了相应优化,增加了IoU阈值下限,并将阈值固定为

$$0.2 < \text{IoU} < 0.4 \quad (4)$$

这样就可以淘汰与置信度最高的框没有相交面积或者相交面积太小的误检测框,并且提高算法的自动检测效率。

同时,在NMS算法输出最终检测框的部分也进行了相应优化,增加了最大差值法,即在最终输出的各检测框的顶点间实行x轴和y轴2个方向上的差值运算,取差值最大的4个点作为最终输出的唯一检测框的顶点,从而在保证检测准确度的同时,避免了传统NMS算法带来的最终检测结果中多个检测框框出同一目标的冗余问题。图6为本文优化后的多尺度多分类陨石坑检测算法的流程。其中,待检测的原图像尺寸在实际检测中均大于 $3 \times 227 \times 227$,craterNMS为优化后的NMS算法。

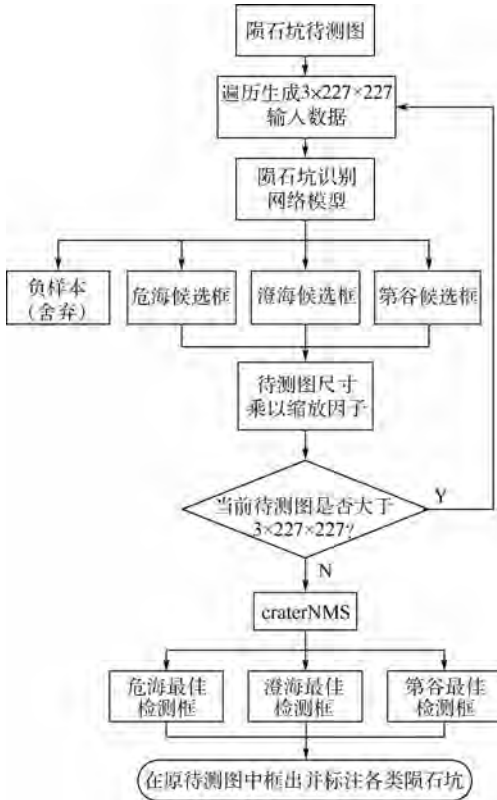


图 6 多尺度陨石坑检测流程

Fig. 6 Flowchart of multi-scale crater detection

3 实验结果及分析

为了验证本文提出的基于深度学习的大型陨石坑识别方法的可行性,主要从以下 3 方面进行相关实验:①在不同网络训练参数优化方法下,陨石坑识别网络模型的训练效果;②不同数据来源的训练集对识别网络的泛化能力的影响;③基于 craterNMS 的多尺度多分类的陨石坑检测算法与传统方法的检测结果比较。

在实验过程中,将 3 个陨石坑样本数据集 Ncrater、Ccrater 和 NCrater,依次按 7 : 3 的数量比例构建训练集和测试集,得到 3 组单独的网络训练集。分别对本文的陨石坑识别网络进行训练,且训练集和测试集仅用于网络模型的训练过程中,不参与训练完毕后网络模型泛化能力等性能的验证。

3.1 网络参数优化方法

训练一个有效的深度学习网络,调参是永恒不变的话题。如何让各个网络参数随着训练数据的输入自动学习,从而使网络训练朝着所需要的方向收敛是当前人工智能领域研究的热点。因此,越来越多的网络训练参数优化策略被提出,近年来经常被应用于网络训练时参数学习的优化方法主要有 SGD 法、AdaDelta 优化法^[30]、Adam 优

化法^[31]、RMSprop 优化法^[32]等,这些方法均为基于梯度的网络参数优化方法。

SGD 法是目前使用最多的一种优化方法;AdaDelta 是一种“鲁棒的学习率方法”,通过把历史梯度累积窗口限制为固定的大小来调节参数;Adam 是一种自适应学习率的方法,与 AdaDelta 不同的是,其使用了动量进行学习率衰减;RMSprop 与 AdaDelta 类似,但在调参时添加了衰变因子防止历史梯度求和过大。

本文分别利用上述 4 种优化方法在构建的 3 种样本数据集上进行了陨石坑识别网络模型的训练。采用样本数据集 Ncrater 和 Ccrater 时的初始学习率为 $\eta = 0.0005$,样本数据集为 NCrater 时 $\eta = 0.001$ 。表 2 为本文实验的计算机测试环境。表 3 ~ 表 5 统计了 4 种优化方法在 3 种样本数据集上训练网络时最终的准确率、最低损失代价值及训练时间。可知,4 种优化方法在 3 种样本数据集上训练网络都取得了很不错的效果,最后的训练结果都相差较小,但依旧不难发现无论

表 2 计算机配置参数

Table 2 Computer configuration parameters

计算机配置	具体参数
中央处理器 (CPU)	Intel (R) Xeon (R) W-2125 CPU @ 4.00 GHz
图形处理器 (GPU)	NVIDIA GeForce GTX 1070
操作系统	64 位 Windows10 操作系统
运行内存	16 GB

表 3 样本数据集 Ncrater 训练结果

Table 3 Training results of sample data set Ncrater

优化方法	训练时间/s	准确率	最低损失代价值
SGD	1401	0.9986	0.0077
AdaDelta	1423	0.9981	0.0078
Adam	1414	0.9978	0.0088
RMSprop	1418	0.9979	0.0091

表 4 样本数据集 Ccrater 训练结果

Table 4 Training results of sample data set Ccrater

优化方法	训练时间/s	准确率	最低损失代价值
SGD	1523	0.9976	0.0095
AdaDelta	1533	0.9971	0.0112
Adam	1550	0.9963	0.0152
RMSprop	1551	0.9972	0.0125

表 5 样本数据集 NCrater 训练结果

Table 5 Training results of sample data set NCrater

优化方法	训练时间/s	准确率	最低损失代价值
SGD	2124	0.9986	0.0054
AdaDelta	2199	0.9959	0.0127
Adam	2139	0.9946	0.0179
RMSprop	2163	0.9939	0.0167

利用哪个样本数据集,SGD法取得的精度都是最高,最低损失代价值都最小,训练时间都最少。由此可见,训练陨石坑识别网络模型时,SGD法的参数优化效果最好,鲁棒性最强,因此在其他关于陨石坑识别方法研究的实验中,均采用SGD法作为网络参数优化策略。

3.2 不同数据源样本数据集网络泛化效果

从3.1节的实验结果可以看出,陨石坑识别网络模型的训练准确率已经达到了很高的水平,但这并不能充分说明深度学习方法在实际陨石坑检测中也能有很好的效果。这是由于时间和数据资源的限制,能够用于本文研究的陨石坑样本数据集数量并不是很庞大,因此在训练时可能会出现过拟合的现象;同时,在衡量一个网络模型的优劣时,训练过程中准确率及最低损失代价值只是一部分的参考指标,主要用于监测网络的训练情况,而网络模型的泛化能力才是最为关注的关键性指标。泛化能力越强的网络模型,在未被用于训练的验证样本数据集(以下简称验证集)上的识别准确率就越高,在执行实际的识别任务时的效果相应就会越好。因此,选用网络在验证集上的识别准确率作为陨石坑识别网络模型的评估指标,定义 P_i 为特定陨石坑的识别准确率, N_i 为该类陨石坑正确识别数, S_i 为验证集中该类陨石坑总数, P_n 为网络模型识别准确率, I 为验证集中样本类别总数,评价公式为

$$P_i = \frac{N_i}{S_i} \quad (5)$$

$$P_n = \frac{\sum P_i}{I} \quad (6)$$

为了研究通过训练集和测试集训练完毕生成的网络模型的泛化能力等性能,从2个不同数据源重新采样,构造了2个未参与陨石坑识别网络训练过程的验证集VNcrater(Validation NASA crater)和VCcrater(Validation Camera crater)。验证集中各类样本的数量如表6所示。

如表7和表8所示,分别利用构造的3个训

表6 验证集中各类样本数

Table 6 Number of different types of samples in verification set

样本类别	VNcrater	VCcrater
危海	40	50
澄海	40	50
第谷	40	50
负样本	80	100
总数	200	250

表7 验证集VNcrater上的识别准确率

Table 7 Identification accuracy on verification set VNcrater

样本类别	Nnet	Cnet	NCnet
危海	1.000	0.625	0.975
澄海	0.975	0.825	1.000
第谷	1.000	1.000	1.000
负样本	0.963	1.000	0.987
总准确率	0.985	0.863	0.991

表8 验证集VCcrater上的识别准确率

Table 8 Identification accuracy on verification set VCcrater

样本类别	Nnet	Cnet	NCnet
危海	0.580	0.720	0.820
澄海	0.680	0.980	0.980
第谷	0.640	0.980	1.000
负样本	0.810	1.000	0.980
总准确率	0.678	0.920	0.945

练集训练网络模型,然后在2个验证集上统计每个网络模型对各类样本的识别准确率。表中:Nnet、Cnet和NCnet分别代表利用训练集Ncrater、Ccrater和NCcrater训练得到的陨石坑识别网络模型,总准确率即为网络模型识别准确率 P_n 。

从实验结果可知,Nnet、Cnet在与其训练样本来自同一个数据源的验证集上测试时,分别达到了0.985和0.920高识别准确率;由于NCnet的训练集来自2个数据源,因此在验证集VNcrater和VCcrater上都展现了不错的识别效果,分别取得了0.991和0.945的识别准确率;同时,用Nnet、Cnet在与其训练样本数据来源完全不同的验证集上检验时,虽然识别准确率有所下降,但还是取得了不错的效果,特别是Cnet能在异源验证集VNcrater上准确地识别出第谷和负样本,并取得了0.863的总准确率。在实验结果中可以注意到一点,对危海的识别准确率并没有其他类陨石坑的高,这是由于危海位于月球边缘地带,在月相发生变化时,其形态特征在地球观测者视角里将随之发生一些变化,因此对识别精度产生了一定的影响。

同时,表7和表8中实验结果都反映了本文提出的陨石坑识别网络模型具有较强的泛化能力,不管在同源还是异源的验证集上实验都能达到较高的识别准确率。因此,在实际应用中构造网络对其他陨石坑进行识别时,可以利用由本文建立的陨石坑样本数据库训练得到的网络模型,结合迁移学习方法进行参数初始化,从而有效避免因待测陨石坑样本少而出现拟合的现象,提

高识别精度。

3.3 多尺度多分类陨石坑检测算法

本文优化了传统基于 NMS 算法的目标检测算法,并结合陨石坑识别的实际情况,提出了基于 craterNMS 的多尺度多分类陨石坑检测算法。为了验证该算法的有效性,本节分别用 Ccrater 和 Ncrater 这 2 个样本数据集训练网络模型,并用各自数据源中未用来采集样本的图片对上述 2 种算法进行对比实验。其中,选自 NASA 官网的仿真月相测试图有 12 张,选自专业相机拍摄的真实月相测试图有 18 张,2 类测试图均包含了从新月到月盈、再到月亏等多种形态的月相图。在训练网络模型时,选取的参数学习策略为 SGD 法,初始学习率均为 $\eta = 0.0005$,Softmax 输出各类陨石坑置信度得分的阈值均为 0.5,检测框滑动步长为 45 像素。实验结果如图 7 和图 8 所示,每一行图片依次为未采用 NMS 算法、采用传统 NMS 算法 (IoU 阈值为 0.4) 和 craterNMS 算法得到的陨石坑检测结果,红色框为危海检测框,绿色框为澄海检测框,蓝色框为第谷检测框,同时在 craterNMS 算法检测图中显示了黄色虚线框表示的真实框标注,用作实验结果对比。由于受光线、天气等因素影响,专业相机拍摄的月相图比仿真月相图图像特征更具多样化,相应地更能验证本文陨石坑检测算法的鲁棒性,且篇幅有限,因此图 7 仅展示了 2 幅 NASA 官网仿真月相图的陨石坑检测结果,图 8 展示了 5 幅专业相机拍摄的月相图陨石坑检测结果。

由于 Softmax 进行陨石坑分类时置信度阈值选取的较低,在未采用 NMS 算法时会有许多误检测框出现,采用 NMS 算法后效果有所改善,但仍然有一些误检测框存在。当然,在前 2 种算法中可以通过反复调节识别网络模型中 Softmax 分类

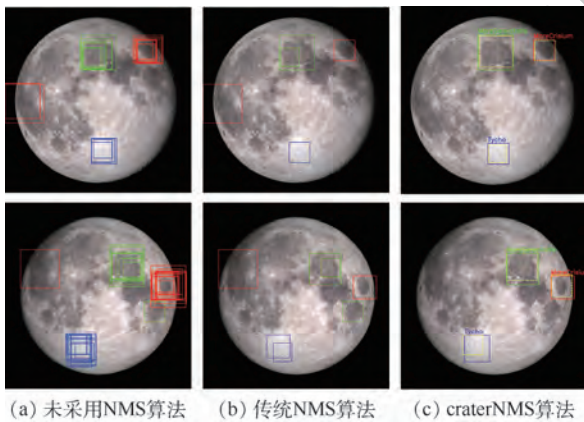


图 7 样本数据集 Ncrater 的实验结果
Fig. 7 Experimental results of sample data set Ncrater

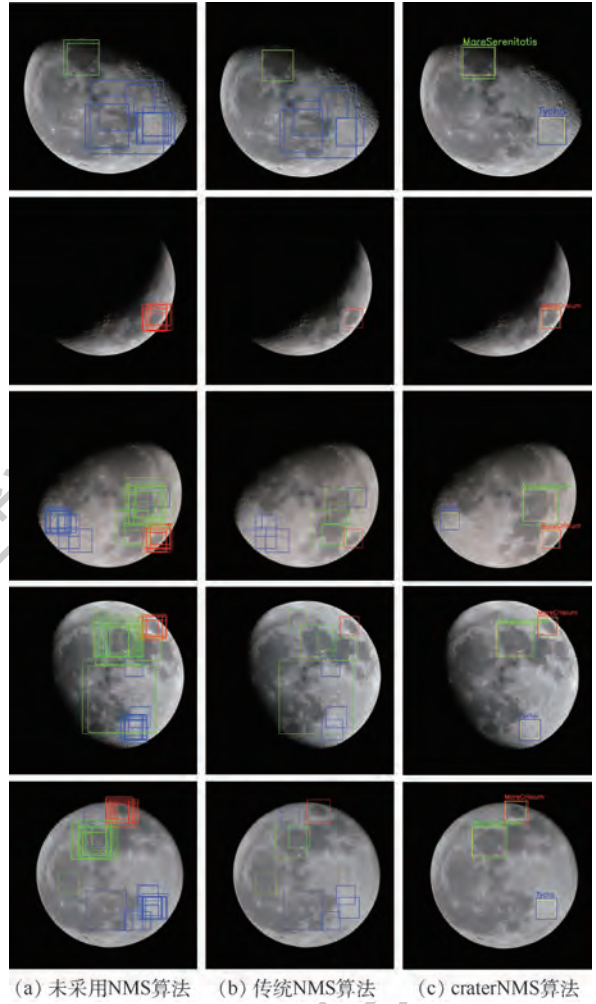


图 8 样本数据集 Ccrater 的实验结果

Fig. 8 Experimental results of sample data set Ccrater

置信度和 NMS 算法中 IoU 这 2 个阈值的大小来剔除误检测框,但需要手动不断干预检测过程,效率太低,并且当替换一副不同的陨石坑待测图进行检测时,又要重新调试阈值,泛化性能很差。

相比前 2 种检测算法的不足,第 3 种采用 craterNMS 的多尺度陨石坑检测算法得到的结果效果显著,能在分类置信度和 IoU 这 2 个阈值都固定的情况下成功得到各类陨石坑唯一的精准检测框,充分说明本文陨石坑检测算法的确能在很大程度上改善陨石坑识别效果,并且具有通用性,在不同的样本数据集上都能实现自动精准检测陨石坑的目的。同时,图 7 和图 8 的检测结果也很好验证了本文提出的陨石坑识别方法的有效性。例如,图 8 第 1 行月相图片中澄海较大部分面积已进入阴影,但仍能被本文方法准确地检测到。

$$P = \frac{1}{N} \sum \frac{K_j}{K_s} \quad (7)$$

$$R = \frac{1}{N} \sum K_i \quad (8)$$

为了对上述3种陨石坑检测算法的检测结果进行定量的数据分析,引入了平均检测准确率 P 和平均检测框冗余数 R 两个评价指标, N 为2种数据源待测试的月相图总数, K_i 为当前测试图中正确检测框数, K_s 为该测试图中检测框总数, K_c 为该测试图中冗余正确检测框数,评价公式为式(7)和式(8)。

表9为各类陨石坑置信度得分阈值均为0.5时,总数共30张的2种数据源待测月相图最后检测结果的 P 、 R 值统计。可知,相对于前2种算法,本文提出的craterNMS的多尺度陨石坑检测算法不仅能消除冗余检测框,而且能在分类置信度阈值较低的情况下准确地检测出各类目标陨石坑。

表9 三种检测算法数据分析

Table 9 Data analysis of three detection algorithms

检测算法	P	R
未采用NMS算法	0.825	18
传统NMS算法	0.886	6
craterNMS算法	1	0

4 结论

本文以星体宏观视角下的大型陨石坑作为研究对象,结合图像处理 and 神经网络等方面的知识,提出了一种基于深度学习的多尺度陨石坑自动识别网络框架和陨石坑检测算法,经实验验证主要得出以下结论:

1) 从2个不同数据源采集样本进行实验,陨石坑识别网络在与训练集同源的验证集上的识别率可以分别达到0.985和0.920,在异源的验证集上的识别率最高可达到0.863,说明本文的陨石坑识别方法具有良好的泛化能力,同时证明了训练集的数量及来源对识别网络模型的泛化能力和识别精度都能产生较大的影响。在条件允许的范围内,样本数据集数量越大、数据来源越丰富,将越有利于网络泛化能力和识别准确率的提高。

2) 训练网络模型时,网络参数优化方法的选取也十分关键,需要根据实验的具体情况选择适合当前研究的优化策略。通过多种优化方法的实验结果对比,发现SGD法在基于深度学习的陨石坑识别方法研究中具有良好的参数优化效果。

3) 通过改进传统陨石坑二分类方法,以及优化基于NMS的目标检测算法,实现了多种陨石坑的有效分类,并且不同于传统方法需反复调试阈值,能在分类置信度和IoU这2个阈值都固定的情况下,成功得到各类陨石坑唯一的精准检测框,

节约了时间成本,提高了陨石坑自动检测的准确率。

4) 通过实验论证了基于深度学习的大型陨石坑识别方法的可行性。

随着科技的发展,将人工智能引入星际探测等领域的研究将具有更为广阔的应用实践和发展前景。

参考文献 (References)

- [1] GROUP C A T W, ARVIDSON R E, BOYCE J, et al. Standard techniques for presentation and analysis of crater size-frequency data[J]. Icarus, 1979, 37(2): 467-474.
- [2] PALAFOX L F, HAMILTON C W, SCHEIDT S P, et al. Automated detection of geological landforms on Mars using convolutional neural networks[J]. Computers & Geosciences, 2017, 101: 48-56.
- [3] CHENG Y, JOHNSON A E, MATTHIES L H, et al. Optical landmark detection for spacecraft navigation[C]// Proceedings of the 13th Annual AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, 2003: 1785-1803.
- [4] 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.
- [5] KIM J R, MULLER J, VAN GASSELT S, et al. Automated crater detection, a new tool for Mars cartography and chronology[J]. Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, 2005, 71(10): 1205-1217.
- [6] 冯军华, 崔祐涛, 崔平远, 等. 行星表面陨石坑检测与匹配方法[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1858-1863.
FENG J H, CUI H T, CUI P Y, et al. Autonomous crater detection and matching on planetary surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1858-1863 (in Chinese).
- [7] DING M, CAO Y F, WU Q X. Method of passive image based crater autonomous detection[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(3): 301-306.
- [8] CRACKNELL M J, READING A M. Geological mapping using remote sensing data: A comparison of five machine learning algorithms, their response to variations in the spatial distribution of training data and the use of explicit spatial information[J]. Computers & Geosciences, 2014, 63: 22-33.
- [9] CHRISTOFF N, MANOLOVA A, JORDA L, et al. Morphological crater classification via convolutional neural network with application on MOLA data[C]// Advances in Neural Networks and Applications 2018, 2018: 1-5.
- [10] BARATA T, ALVES E I, SARAIVA J, et al. Automatic recognition of impact craters on the surface of Mars[C]// International Conference Image Analysis and Recognition. Berlin: Springer, 2004: 489-496.
- [11] BOUKERCHA A, AL-TAMEEMI A, GRUMPE A, et al. Automatic crater recognition using machine learning with different features and their combination[C]// Lunar and Planetary Science Conference, 2014, 45: 2842.
- [12] SILBURT A, ALI-DIB M, ZHU C, et al. Lunar crater identifica-

- tion via deep learning[J]. *Icarus*,2019,317:27-38.
- [13] WRIGHT E. SVS: Moon phase and libration,2018 [EB/OL]. (2019-01-28) [2019-06-12]. <https://svs.gsfc.nasa.gov/4604>.
- [14] HEAD J W, ADAMS J B, MCCORD T B, et al. Regional stratigraphy and geologic history of Mare Crisium [C] // *Mare Crisium: The View From Luna 24*,1978:43-74.
- [15] WATTERS T R, KONOPLIV A S. The topography and gravity of Mare Serenitatis; Implications for subsidence of the mare surface [J]. *Planetary and Space Science*,2001,49(7):743-748.
- [16] SOLOMON S C, HEAD J W. Vertical movement in mare basins; Relation to mare emplacement, basin tectonics, and lunar thermal history [J]. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*,1979,84(B4):1667-1682.
- [17] SCHULTZ P H, STAUD M I, PIETERS C M. Lunar activity from recent gas release [J]. *Nature*,2006,444(7116):184-186.
- [18] KRÜGER T, VAN DER BOGERT C H, HIESINGER H. Geomorphologic mapping of the lunar crater Tycho and its impact melt deposits [J]. *Icarus*,2016,273:164-181.
- [19] ZHANG K, ZUO W, CHEN Y, et al. Beyond a Gaussian denoiser; Residual learning of deep CNN for image denoising [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*,2017,26(7):3142-3155.
- [20] DONG C, LOY C C, HE K, et al. Image super-resolution using deep convolutional networks [J]. *IEEE transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*,2015,38(2):295-307.
- [21] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional networks for semantic segmentation [C] // *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Piscataway: IEEE Press,2015:3431-3440.
- [22] MALTEZOS E, DOULAMIS N, DOULAMIS A, et al. Deep convolutional neural networks for building extraction from orthoimages and dense image matching point clouds [J]. *Journal of Applied Remote Sensing*,2017,11(4):42620.
- [23] ZHANG N, DONAHUE J, GIRSHICK R, et al. Part-based R-CNNs for fine-grained category detection [C] // *European Conference on Computer Vision*. Berlin: Springer,2014:834-849.
- [24] 黄洁,姜志国,张浩鹏,等.基于卷积神经网络的遥感图像舰船目标检测 [J] *北京航空航天大学学报*,2017,43(9):1841-1848.
- HUAGN J,JIANG Z G,ZHANG H P, et al. Ship object detection in remote sensing images using convolutional neural networks [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*,2017,43(9):1841-1848 (in Chinese).
- [25] JIAO L, LIANG M, CHEN H, et al. Deep fully convolutional network-based spatial distribution prediction for hyperspectral image classification [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*,2017,55(10):5585-5599.
- [26] 韩京冶,许福,陈志泊,等.一种基于深度学习的交互式电话号码识别方法 [J]. *北京航空航天大学学报*,2018,44(5):1074-1080.
- HAN J Y, XU F, CHEN Z B, et al. A deep learning based interactive recognition method for telephone numbers [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*,2018,44(5):1074-1080 (in Chinese).
- [27] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. Imagenet classification with deep convolutional neural networks [C] // *Advances in Neural Information Processing Systems*,2012:1097-1105.
- [28] RIEDMILLER M, BRAUN H. A direct adaptive method for faster backpropagation learning: The RPROP algorithm [C] // *Proceedings of the IEEE International Conference on Neural Networks*. Piscataway: IEEE Press,1993:586-591.
- [29] ZEILER M D, FERGUS R. Visualizing and understanding convolutional networks [C] // *European Conference on Computer Vision*. Berlin: Springer,2014:818-833.
- [30] ZEILER M D. ADADELTA: An adaptive learning rate method [EB/OL]. (2012-12-22) [2019-06-20]. <https://arxiv.org/abs/1212.5701>.
- [31] KINGMA D P, BA J. Adam: A method for stochastic optimization [EB/OL]. (2014-12-22) [2019-06-20]. <https://arxiv.org/abs/1412.6980>.
- [32] TIELEMAN T, HINTON G. RMSPROP: Divide the gradient by a running average of its recent magnitude [J]. *Neural Networks for Machine Learning*,2012,4:26-30.

作者简介:

郑磊 男,硕士研究生。主要研究方向:基于深度学习的图像识别和目标检测方法。

胡维多 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:轨道动力学、航天器姿态控制、图像处理。

刘畅 男,博士,副研究员。主要研究方向:图像分割算法、基于计算机视觉的目标三维重建、三维姿态估计与实时跟踪。

Large crater identification method based on deep learning

ZHENG Lei¹, HU Weiduo^{1,*}, LIU Chang²

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Shenzhen Institutes of Advanced Technology, Chinese Academy of Sciences, Shenzhen 518055, China)

Abstract: Craters are the most significant topographic features on the surface of celestial bodies. The traditional method of craters identification is mainly to study the dichotomy of positive and negative samples of small craters, with low efficiency and accuracy. This paper takes large craters under the macroscopic view of the planet as the research object, combines the knowledge of digital image processing and neural network, creates a crater sample library of different data sources to study the influence of data source on network model generalization ability, and proposes a more efficient crater multi-classification identification method. Based on the Non-Maximum Suppression (NMS) algorithm, a higher precision crater detection algorithm is proposed. Through parameter optimization and experimental verification, the multi-scale and multi-classification craters automatic recognition network framework based on deep learning constructed in this paper achieves a high accuracy rate, with the recognition rate up to 0.985 on homologous verification set and 0.863 on heterogeneous verification set, and effectively improves the redundancy of detection box and false detection in target detection.

Keywords: deep learning; convolutional neural network; crater identification; Non-Maximum Suppression (NMS) algorithm; object detection

Received: 2019-06-28; **Accepted:** 2019-09-29; **Published online:** 2019-10-14 15:19

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191014.1332.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61703017)

* **Corresponding author.** E-mail: 08109@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0346

基于扩张状态观测器的运输机多故障容错控制

董文瀚^{1,*}, 童颖裔², 朱鹏^{2,3}, 郭佳⁴

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038;
3. 海军航空大学, 葫芦岛 125001; 4. 国营芜湖机械厂 航电部, 芜湖 241000)



摘 要: 针对含有传感器与舵面故障的运输机姿态跟踪问题,提出了一种基于扩张状态观测器的反步容错控制方法。采用状态观测器与控制器分开设计的方法,设计含神经网络的扩张状态观测器估计系统状态、传感器和舵面故障信息。在此基础上,利用状态估计值代替实际状态,采用反步法设计姿态角跟踪控制律,并引入指令滤波器提高反步法的控制性能,基于 Lyapunov 稳定性理论推导证明了闭环系统跟踪误差的最终有界收敛。仿真结果表明,在系统存在传感器与舵面多故障的条件下,所提方法依然可以实现运输机姿态角的稳定跟踪。

关键词: 扩张状态观测器; 神经网络; 运输机; 多故障; 容错控制

中图分类号: V249.1

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-1005-13

随着世界新军事变革的发展,战略空运能力已经成为衡量一个国家军事实力与航空工业发展水平的重要标志。2016年7月6日,代号鲲鹏的国产大型军用运输机运20在川西某机场冲上云霄,正式完成部队列装工作,这意味着中国空军战略投送能力迈出关键性一步,也标志着中国成功跻身世界少数能自主研制大型运输机的行列中!

对于大型运输机而言,高可靠性与安全性是飞行控制律设计的第一要求。然而,由于现代战争飞行任务与飞行环境的复杂性,飞控系统难免会在飞行过程中发生故障或遭受战斗损伤,此时有效的容错控制是实现安全飞行的关键和前提^[1]。

20世纪80年代以来,国内外大量学者对飞行器的容错控制问题展开了广泛的研究。

2007年,Tao等^[2]通过直接自适应方法设计了一种自适应故障补偿控制器,实现了双水獭飞行器执行器故障的容错控制。2008年,Alwi和

Edwards^[3]将滑模控制理论与在线控制分配相结合,实现了Boeing747飞机舵面损伤故障的容错控制。2011年,陈勇等^[4]分析了多操纵面飞机的特点,在多目标混合优化算法的基础上,提出了一种自适应修正故障操纵面权值的控制分配方法,有效协调了舵面故障后的指令分配问题。2012年,黄宇海等^[5]将自适应动态面反步法应用到了高超声速飞行器纵向模型,在舵面发生卡死故障时,通过在线调整控制器参数,实现了有效的容错控制。2017年,马骏等^[6]针对飞机舵面故障引起的系统内部未建模动态,设计了L1自适应容错控制律,实现了飞行器匹配/不匹配不确定性同时存在下的舵面容错控制。2018年,张绍杰等^[7]针对机翼飞行器舵面故障问题,提出了预定动态性能约束条件下的反步容错控制方法,保证了舵面故障后系统对参考信号的渐近跟踪。

虽然上述文献都取得了较好的效果,却都只考虑了飞行器舵面故障而假定系统状态可完全被

收稿日期: 2019-06-28; 录用日期: 2019-10-15; 网络出版时间: 2019-11-27 16:12

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191127.1209.002.html

基金项目: 航空科学基金(20171396)

*通信作者: E-mail: dongwenhan@sina.com

引用格式: 董文瀚, 童颖裔, 朱鹏, 等. 基于扩张状态观测器的运输机多故障容错控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1005-1017. DONG W H, TONG Y Y, ZHU P, et al. Multiple-fault fault-tolerant control of transport aircraft based on extended state observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1005-1017 (in Chinese).

传感器测量。实际情况中,许多系统状态信息往往难以直接通过传感器测量,而且传感器可能发生故障或者测量精度较低导致获取的状态信息无法直接使用。在复杂的飞行环境中,传感器相比于舵面发生故障的可能性更大,甚至会带来更严重的危害。震惊世界的狮航与埃航空难中,一个共同的特征即 Boeing737MAX 飞机在爬升至万米高空后,低温使迎角传感器发生不可预知的故障从而错误激活飞行保护系统,最终酿成了难以挽救的俯冲事故,致使两次事故机上 346 人全部遇难。

因此,研究飞行器舵面与传感器多故障条件下的容错控制具有十分重要的意义。目前,考虑多故障并发的容错控制在各领域也取得了一些进展。Espinoza-Trejo 和 Campos-Delgado^[8] 通过设计扩展故障检测观测器,采用估计替代实际输出及模型跟踪重构控制律,实现了多故障并发时的电机驱动系统转速跟踪控制。文献[9]针对一类 Markovian 随机跳跃系统采用扩展滑模观测器实现了多故障重构,在此基础上基于滑模控制实现了系统的渐近稳定。杜艳丽和李元春^[10] 针对机械臂出现执行器及传感器故障的情形,提出了分散模糊滑模重构观测器及非奇异快速 Terminal 滑模技术,实现了主动分散容错控制。文献[11]以非仿射非线性系统为研究对象,考虑系统发生执行器及传感器同时故障的情形,设计了动态高增益 K 观测器估计故障后的系统状态值,在此基础上采用有限时间收敛的自适应反步法实现了系统跟踪误差的全局稳定。通过分析已有的研究成果可以看出,采用观测器方法估计发生故障后的系统状态,并以此为基础结合各种鲁棒自适应控制方法,是补偿多故障并发容错控制的重要手段之一。另外需要注意的是,上述文献中大多只研究了传感器与执行器同时出现损伤故障,且要求执行器控制增益已知。对于大型运输机来讲,传感器与舵面可能出现的故障类型很多,且由于可操纵舵面数量的增加与舵面构型的复杂性,控制效率矩阵一般无法精确已知,如何实现系统出现的更多故障类型和控制增益不完全可知情况下的运输机容错控制是一个十分必要和具有挑战性的研究课题。

本文针对大型运输机多类型故障情况下的姿态容错控制问题,提出了一种基于扩张状态观测器与反步法相结合的容错控制策略,主要有以下创新点:

1) 以多舵面构型运输机为研究对象,综合考虑系统姿态角传感器与舵面可能发生的各类故障,建立了传感器与舵面多故障条件下的运输机姿态运动方程。其中,针对运输机多舵面布局特点,在传统运输机三舵面分类的基础上,通过引入分体式舵面概念和相应的舵面操纵关系矩阵,保证了运输机舵面故障前后控制律形式的统一性。

2) 针对姿态角传感器故障导致的系统状态不可用问题,引入姿态角输出信号积分变量对原系统进行增广,在此基础上,设计扩张状态观测器对运输机姿态运动状态进行故障条件下的状态估计。其中,考虑到多故障运输机方程中含有的未知非线性传感器故障与多类型的舵面故障信息,分别利用径向基(RBF)神经网络和自适应参数估计方法对传统扩张状态观测器进行改进。针对扩张状态观测器中未知的非线性传感器故障采用神经网络技术进行逼近估计,对舵面损伤类故障采用自适应技术进行参数估计,对舵面卡死类故障、外界扰动组成的综合不确定项利用扩张状态量进行状态观测。

3) 在完成状态估计后,将状态估计值与反步控制律结合设计运输机多故障容错控制器。在控制器设计过程中,在传统反步控制律中引入指令滤波器方法,解决了传统反步控制律微分爆炸与控制量不受约束的问题,设计了有效的故障容错控制器。同时考虑系统传感器与舵面故障,且无需单独设计故障诊断与辨识模块,所设计的多故障容错控制策略具有较好的工程应用价值。

通过对 Boeing747 大型运输机的仿真验证,可得本文提出的基于扩张状态观测器的反步容错控制策略能够保证系统对姿态角输入指令的有效跟踪,实现舵面与传感器多故障条件下的安全飞行。

1 问题描述

1.1 大型运输机模型

本文研究大型运输机巡航过程中传感器与主舵面发生故障后的姿态容错控制问题,因此设定飞机起飞后襟翼、扰流板、起落架等装置为收起状态,飞机姿态通过升降舵、方向舵与副翼控制。需要说明的是,相比于姿态角与姿态角速率,空速属于慢变量,为简化文章结构,假设运输机空速可在油门控制下保持常值。此时,运输机姿态控制系统可表示为^[12]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p + q \tan \theta \sin \phi + r \tan \theta \cos \phi \\ q - p\beta + z_\alpha \Delta\alpha + \frac{g_0}{V}(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta_0) \\ y_\beta \beta + p(\sin \alpha_0 + \Delta\alpha) - r \cos \alpha_0 + \frac{g_0}{V} \cos \theta \sin \phi \\ l_\beta \beta + l_p p + l_q q + l_r r + (l_{\beta\alpha} \beta + l_{r\alpha} r) \Delta\alpha - i_1 q r \\ m_\alpha \Delta\alpha + m_q q + i_2 p r - m_\alpha \frac{g_0}{V}(\cos \theta \cos \phi - \cos \theta_0) \\ n_\beta \beta + n_r r + n_p p + n_{p\alpha} p \Delta\alpha - i_3 p q + n_q q \\ q \cos \phi - r \sin \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ l_{\delta_a} & l_{\delta_e} & l_{\delta_r} \\ m_{\delta_a} & m_{\delta_e} & m_{\delta_r} \\ n_{\delta_a} & n_{\delta_e} & n_{\delta_r} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: g_0 和 V 分别为重力加速度和空速;状态变量 $\mathbf{x} = (\phi, \alpha, \beta, p, q, r, \theta)^T$ 中分量分别为滚转角、迎角、侧滑角、滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率、俯仰角; θ_0 为初始俯仰角; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$ 中分量分别为等效副翼、升降舵、方向舵; $l_{\delta_i}, m_{\delta_i}, n_{\delta_i}$ ($i = a, e, r$)为第 i 个舵面对应的控制效率系数,一般可通过风洞试验测量获得,本文假设其初值已知; $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_0, \alpha_0$ 为配平迎角;系统参数 i_1, i_2, i_3 由飞机惯性力矩常数计算得到; $z_\alpha, y_\beta, l_a = \rho V_0^2 S_r b C_{l_a} / 2, m_a = \rho V_0^2 S_r \bar{c} C_{m_a} / 2, n_a = \rho V_0^2 S_r b C_{n_a} / 2$ ($a = \{\alpha, \beta, q, \dots\}$)为配平状态下的气动导数,假设其可通过在线气动数据库实时获得, ρ, S_r, b 分别为空气密度、机翼参考面积、机翼翼展, C 为对应不同下标气动导数, \bar{c} 为平均气动弦长。

传统的运输机数学模型只考虑到总的控制输入,即控制输入为等效舵面偏转量 $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$ 。然而随着现代运输机机体设计的大型化,为了增强飞机操纵性能并有效利用机翼面积,其舵面构型多采用多操纵面布局,即将一个传统的单体式舵面分割为若干小的分体式舵面。图1为

Boeing747大型运输机舵面构型示意图。可以看到,其主舵面中的副翼和升降舵都被分为左右内外4块,方向舵被分为上下2块。

不失一般性,为了简化公式推导过程的矩阵维数,本文仅考虑运输机有5个分体式舵面来表征其多舵面特性,即 $\boldsymbol{\delta}_c = [\delta_{al}, \delta_{ar}, \delta_{el}, \delta_{er}, \delta_r]^T$,下标 al, ar, el, er, r 分别表示左副翼、右副翼、左升降舵、右升降舵、方向舵。可以看到,分体式舵面的引入一方面增加了飞机可控舵面的数量,提高了系统的可操纵性;另一方面,在发生舵面故障时,也可以通过剩余的健康舵面对故障舵面进行补偿,实现有效的容错控制。

一般来说,在考虑了可独立操纵的分体式舵面后,为了使冗余的舵面实现协调控制,同时避免不同通道控制作用的耦合,左右对称的分体式舵面通常采用联动操纵,即左右舵的偏转角度始终保持一致。基于此,引入了等效舵面与实际分体式舵面的操纵关系式(2)^[12],保证了在打破传统飞机三舵面格局的同时,系统控制输入维数的不变性。

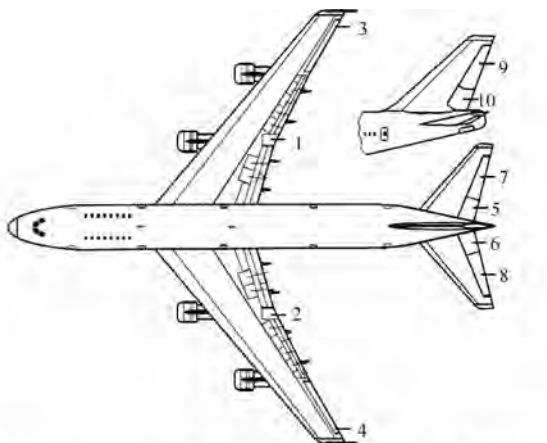
$$\boldsymbol{\delta} = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = \mathbf{K}_p \boldsymbol{\delta}_c = \mathbf{K}_p [\delta_{al}, \delta_{ar}, \delta_{el}, \delta_{er}, \delta_r]^T \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$ 为系统待设计的等效舵面控制输入; \mathbf{K}_p 为已知操控关系矩阵,表示为

$$\mathbf{K}_p = \begin{bmatrix} 0.5 & 0.5 & -\lambda_{ae} & \lambda_{ae} & 0 \\ -\lambda_{ea} & \lambda_{ea} & 0.5 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中: $\lambda_{ae}, \lambda_{ea}$ 为操控交联因子,表示不同舵面之间的耦合关系。根据文献[13]的讨论,在不考虑湍流等不确定性影响时, $\lambda_{ae}, \lambda_{ea}$ 可近似认为是已知的飞机结构参数。

为实现运输机姿态容错控制,在式(1)中选取状态变量 $\mathbf{x}_1 = (\phi, \alpha, \beta)^T, \mathbf{x}_2 = (p, q, r)^T$,选取



1—4—左右内外副翼;5—8—左右内外升降舵;9、10—上下方向舵。

图1 Boeing747大型运输机舵面构型示意图

Fig.1 Schematic of control surface configuration of large transport aircraft Boeing747

系统控制输入 $\delta = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T$, 建立无故障的飞行器姿态运动方程:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(x) + g_2\delta + d_2 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (4)$$

式中: f_1, g_1, f_2 为已知的系统光滑非线性函数; d_1, d_2 为未知有界的外界干扰项; g_2 为等效舵面控制效率矩阵; 系统输出 $y = (\phi, \alpha, \beta)^T$ 为可测量值, 由姿态角传感器测量获得。

1.2 传感器故障与舵面故障建模

在实际飞行过程中, 由于各类电子器件长时间高强度的工作, 难免会导致飞机舵面与传感器出现各种类型的故障, 因此在设计容错控制律前有必要建立完善的系统故障模型。

1.2.1 传感器故障建模

目前, 常见的传感器故障主要有增益性故障和偏差性故障两大类。其中, 偏差性故障又分为固定偏差故障和漂移偏差故障。基于此, 建立姿态角传感器故障模型为

$$y_s = m_s x_1 + \bar{y}_s(t) \quad (5)$$

式中: y_s 为系统姿态角信号经过传感器后得到的实际测量值; $m_s = \text{diag}(m_\phi, m_\alpha, m_\beta)$ 为传感器增益系数矩阵, $0 \leq m_s \leq 1$ 为未知常数, 下标 $s = \{\phi, \alpha, \beta\}$ 分别表示滚转角、迎角、侧滑角; $\bar{y}_s(t) = (\bar{y}_\phi(t), \bar{y}_\alpha(t), \bar{y}_\beta(t))^T$ 为传感器偏差系数矩阵, $\bar{y}_{s\min} < \bar{y}_s(t) < \bar{y}_{s\max}$ 为未知有界变量, 下标 $s = \{\phi, \alpha, \beta\}$ 同上。可以看到, 只需选择不同的 $m_s, \bar{y}_s(t)$ 取值组合就可表示不同类型的姿态角传感器故障。

表1描述了式(5)表示的传感器故障类型。

表1 传感器故障类型

Table 1 Sensor fault types

故障方程	故障参数	故障名称
$y_s = x_s$	$m_s = 1, \bar{y}_s(t) = 0$	无传感器故障
$y_s = m_s x_s$	$0 < m_s < 1, \bar{y}_s(t) = 0$	增益性故障
$y_s = \bar{y}_s(t)$	$m_s = 0, \dot{\bar{y}}_s(t) = 0$	固定偏差故障
$y_s = x_s + \bar{y}_s(t)$	$m_s = 1, \bar{y}_{s\min} < \bar{y}_s(t) < \bar{y}_{s\max}$	漂移偏差故障

1.2.2 舵面故障建模

运输机舵面由电动舵机驱动偏转, 本文考虑舵机模型为如下二阶系统:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_i = \delta_{vi} \\ \dot{\delta}_{vi} = -\lambda_1 \delta_i - \lambda_2 \delta_{vi} + \lambda_1 \delta_{zi} \end{cases} \quad (6)$$

式中: 下标 i 表示第 i 个分体式舵面; δ_{zi} 为第 i 个分体式舵面实际输出 δ_i 的指令信号; δ_{vi} 为舵机偏转速率; $\lambda_1 = \omega_n^2, \lambda_2 = 2\zeta\omega_n, \omega_n$ 和 ζ 分别为舵机的

自然频率和阻尼比。

假设1^[14] $\lambda_1 \gg \lambda_2, \lambda_1 \gg 1$, 表示舵机自然频率远远大于自身阻尼, 即舵机响应速度很快。

当舵机发生故障时, 实际表现为舵面发生异常偏转。因此, 将舵机和舵面视为一体进行分析, 将其故障类型分为卡死、饱和、松浮与损伤四大类, 其中松浮和饱和可以视为卡死故障的一种特殊情况。结合舵机动态式(6), 建立舵面故障模型:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_i = \sigma_i \delta_{vi} \\ \dot{\delta}_{vi} = -\lambda_2 \delta_{vi} + \lambda_1 \sigma_i (m_i \delta_{zi} - \delta_i) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $0 \leq m_i \leq 1$ 为未知常数, 表示不同舵面的损伤系数; $\sigma_i \in \{0, 1\}$ 为舵面卡死故障系数, $\sigma_i = 0$ 表示舵面发生卡死故障, $\sigma_i = 1$ 表示舵面未发生卡死故障。

利用关系式 $\sigma_i^2 = \sigma_i$, 进一步整理式(7), 可得

$$\begin{aligned} \ddot{\delta}_i = \dot{\sigma}_i \delta_{vi} = & -\lambda_2 \sigma_i \delta_{vi} + \lambda_1 \sigma_i^2 (m_i \delta_{zi} - \delta_i) = \\ & -\lambda_2 \dot{\delta}_i - \lambda_1 \delta_i + \lambda_1 [\sigma_i m_i \delta_{zi} + (1 - \sigma_i) \delta_i] \end{aligned} \quad (8)$$

对式(8)两边除以 λ_1 , 同时考虑假设1, 有 $1/\lambda_1 \approx 0, \lambda_2/\lambda_1 \approx 0$, 则可化简舵面故障模型:

$$\delta_i = \sigma_i m_i \delta_{zi} + (1 - \sigma_i) \delta_i \quad (9)$$

考虑 $\sigma_i \in \{0, 1\}$, 则有

$$(1 - \sigma_i) (\delta_i - \delta_i(t_{\text{lock}})) \equiv 0 \quad (10)$$

式中: $\delta_i(t_{\text{lock}})$ 为舵面 δ_i 发生卡死类故障后的定值舵偏角; t_{lock} 为卡死故障发生时间。

将关系式(10)代入式(9)可得舵面故障模型为

$$\delta_i = \sigma_i m_i \delta_{zi} + (1 - \sigma_i) \delta_i(t_{\text{lock}}) \quad (11)$$

进一步考虑同一舵面不可能同时发生卡死与损伤故障, 可建立最终的分体式舵面故障模型为

$$\begin{cases} \dot{\delta}_i = m_i \delta_{zi} + \delta_i(t_{\text{lock}}) \\ m_i \delta_i(t_{\text{lock}}) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

可以看到, 只需选择不同的 m_i, t_{lock} 取值组合, 就可表示不同类型的运输机舵面故障。表2描述了式(12)表示的舵面故障类型。

联立式(2)、式(12), 可建立运输机等效舵面故障模型:

表2 舵面故障类型

Table 2 Control surface fault types

故障方程	故障参数	故障名称
$\delta_i = \delta_{zi}$	$m_i = 1, t \neq t_{\text{lock}}$	无舵面故障
$\delta_i = m_i \delta_{zi}$	$0 < m_i < 1, t \neq t_{\text{lock}}$	损伤故障
$\delta_i = \delta_i(t_{\text{lock}})$	$m_i = 0, t = t_{\text{lock}}$	卡死故障

$$\delta = K_p \delta_c = K_p (m_a \delta_z + \delta(t_{lock})) \quad (13)$$

式中: $\delta_z = [\delta_{zal}, \delta_{zar}, \delta_{zel}, \delta_{zer}, \delta_{zr}]^T$ 为分体式舵面舵偏角指令信号; $m_a = \text{diag}(m_{al}, m_{ar}, m_{el}, m_{er}, m_r)$ 为舵面损伤系数矩阵; $\delta(t_{lock}) = [\delta_{al}(t_{lock}), \delta_{ar}(t_{lock}), \delta_{el}(t_{lock}), \delta_{er}(t_{lock}), \delta_r(t_{lock})]^T$ 为舵面卡死系数矩阵; 上述变量的下标含义同前文, 相关取值见表2。

需要说明的是, 舵面故障模型(13)要求舵偏角指令 δ_z 的维数与分体式舵面数量一致, 但是对于采用三维等效舵面作为控制输入的运输机来说, 希望飞机发生舵面故障前后的控制律在形式上保持统一性, 因此将舵面故障模型(13)进一步改写为

$$\delta = K_p (m_a K_s \delta_d + \delta(t_{lock})) \quad (14)$$

式中: $\delta_d = [\delta_{da}, \delta_{de}, \delta_{dr}]^T$ 为等效舵面舵偏角指令;

$$K_s = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{为等效舵面与分体式舵面指令信号转换矩阵。}$$

1.3 多故障大型运输机模型

联立式(4)、式(5)、式(14), 可建立如下存在传感器与舵面故障的运输机模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + f'_1(x) + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(x) + G_2 \delta_d + \Delta \\ y = x_1 + f_s(x_1) \end{cases} \quad (15)$$

式中: $f'_1(x) = f_1(x_1) + (g_1(x_1) - I)x_2$, I 为单位矩阵; $f_s(x_1) = (m_s - I)x_1 + \bar{y}_s$ 为传感器故障项; $\Delta = g_2 K_p \delta(t_{lock}) + d_2$ 为舵面卡死故障与外界干扰的综合扰动项; $G_2 = g_2 K_p m_a K_s \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为未知的等效控制效率矩阵。

注1 式(15)将舵面故障按故障类型作了不同处理, 舵面卡死故障信息与外界干扰一起被等效为状态扰动项, 而舵面损伤故障信息通过一系列矩阵变换被注入到了等效控制效率矩阵 G_2 中, 这一变换为后续扩张状态观测器的设计提供了方便。

为了便于后续观测器及容错控制器设计, 且不失一般性, 引入如下合理假设:

假设2 未知外界干扰项 d_1 、 d_2 光滑可导且有界, 并假设 $\|d_i\|$ 的未知上界为 d^* 。

假设3 综合扰动项 Δ 在 $t \neq t_{lock}$ 时光滑可导且导数有界, 即存在未知正实数 $\mu^* \in \mathbf{R}$, 满足 $\|\dot{\Delta}\| < \mu^*$ 。

假设4 非线性函数 f_s, f'_1, f_2 均一致有界, 且对于 $\forall x, \hat{x} \in \mathbf{R}^n$ 满足 Lipschitz 条件。

$$\begin{cases} \|f'_1(x) - f'_1(\hat{x})\| \leq l_1 \|x - \hat{x}\| \\ \|f_2(x) - f_2(\hat{x})\| \leq l_2 \|x - \hat{x}\| \\ \|f_s(x) - f_s(\hat{x})\| \leq l_s \|x - \hat{x}\| \end{cases}$$

式中: $l_1 > 0, l_2 > 0, l_s > 0$ 为相应的 Lipschitz 常数。

假设5 状态变量 (ϕ, α, β) 属于紧集 Ω_c , 定义 $\Omega_c = \{(\phi, \alpha, \beta) \mid |\phi| \leq 55^\circ, |\alpha| \leq 30^\circ, |\beta| \leq 20^\circ\}$ 。

假设6 x_1 的期望跟踪指令 x_{1d} 光滑可导有界, 且存在紧集 $\Omega_d = \{(x_{1d}, \dot{x}_{1d}, \ddot{x}_{1d}) \mid \|x_{1d}\|^2 + \|\dot{x}_{1d}\|^2 + \|\ddot{x}_{1d}\|^2 \leq B_0^2\}$, B_0 为未知正常数。

假设7 运输机方向舵不发生舵面卡死故障, 副翼与升降舵的左右分体式舵面发生舵面卡死故障的个数不超过一个。

注2 假设2、假设5、假设6的条件比较宽松, 考虑跟踪指令连续平滑, 在运输机的常规飞行过程中, 扰动和状态量一般可以满足假设条件; 考虑实际舵面卡死故障的有界性, 则假设3也可满足; 在很多关于飞行器控制的文献中, 假设4被广泛采用^[15-17]; 假设7的引入表明发生舵面故障后, 完好的舵面可以通过容错控制律的设计完成系统相应的滚转、俯仰和偏航运动。

本文的设计目标是: 对于运输机系统(15), 在满足假设1~假设7的前提下, 综合考虑角速率状态不可测的情况, 当舵面与姿态角传感器同时发生故障时, 利用神经网络和扩张状态观测器实现对故障的重构, 并用观测器输出代替故障传感器反馈输出给系统; 设计反步容错控制器得到 δ_d , 使得系统能跟踪期望的姿态角指令信号, 保证姿态角跟踪误差信号一致最终有界, 实现飞行器在多故障条件下的安全飞行。控制系统结构框图如图2所示。

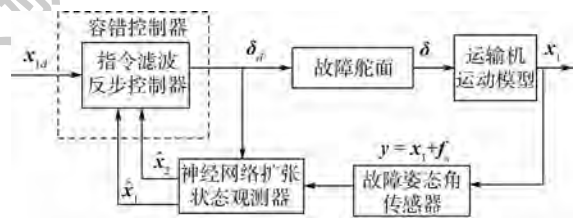


图2 控制系统结构框图

Fig. 2 Block diagram of control system structure

2 神经网络扩张状态观测器

实际工程中, 式(15)中姿态角与角速率信号由惯性测量组件直接测量获得, 考虑惯性单元对外界环境变化较为敏感及易受自身工艺的影响, 为了避免传感器失准或故障影响, 本节引入状态

观测器对飞行状态信息进行估计。

扩张状态观测器作为自抗扰控制的核心部分,由于具有能同时观测系统状态和扰动的特点,在飞行器姿态控制等领域得到越来越多的应用。本文考虑运输机同时出现传感器与舵面故障,设计加入神经网络改进的扩张状态观测器对系统状态与故障进行同时估计。考虑到姿态角反馈信号中含有传感器故障信息,采用扩维的思想将其转变为系统外界干扰,利用 RBF 神经网络对传感器故障进行实时逼近。针对舵面故障,由模型(15)可以看到,舵面损伤故障被注入控制效率矩阵,本节在观测器中引入自适应律对其进行有效估计。而舵面卡死故障与系统外界扰动一起被视为综合干扰项,可利用扩张状态进行有效观测。

设计观测器前,考虑系统存在的未知非线性传感器故障 f_s ,引入 RBF 神经网络对其进行估计,并给出如下引理。

引理 1^[18-20] RBF 神经网络可以逼近任意未知连续的非线性函数 $f(z) \in \mathbf{R}^n$,表示为

$$\begin{cases} f(z) = \Theta^* \Phi(z) + \varepsilon \\ \Phi_j = \exp(-\|z - c_j\|^2 / (2b_j^2)) \quad j = 1, 2, \dots, l \end{cases} \quad (16)$$

式中: $z \in \mathbf{R}^n$ 为逼近 $f(z)$ 的 RBF 神经网络输入; ε 为神经网络逼近误差且满足 $\|\varepsilon\| < \varepsilon^*$, ε^* 为未知正数; $\Phi(z) \in \mathbf{R}^l$ 为神经网络基函数向量, l 为神经网络节点数; c_j 和 b_j 分别为第 j 个节点高斯基函数的网络中心和宽度; $\Theta^* \in \mathbf{R}^{l \times n_f}$ 为神经网络最优权值矩阵,定义为

$$\Theta^* = \arg \min_{\Theta \in \mathbf{R}^{l \times n_f}} \left\{ \sup_{x \in \mathbf{R}^n} \|f(z) - \Theta^T \Phi(z)\| \right\}$$

其中: Θ 为神经网络权值矩阵。

基于引理 1,并考虑到姿态角传感器存在未知故障 $f_s(x_1)$,系统的输出测量值 $y = x_1 + f_s(x_1)$ 不能直接用于观测器设计,下面采用状态增广的方法设计扩张状态观测器。

定义系统输出 y 的积分信号为

$$x_0 = \int_0^t y d\tau \Leftrightarrow \dot{x}_0 = x_1 + f_s(x_1) \quad (17)$$

利用式(17)对式(15)进行增广,则其可改写为

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = x_1 + f_s(\hat{x}_1) + \Delta f_s \\ \dot{x}_1 = x_2 + f'_1(x) + d_1 \\ \dot{x}_2 = x_3 + f_2(x) + G_2 \delta_d \\ y' = x_0 \end{cases} \quad (18)$$

式中: $\Delta f_s = f_s(x_1) - f_s(\hat{x}_1)$, \hat{x}_1 为 x_1 的估计值; $x_3 = \Delta$ 为引入的扩张状态量,用于估计舵面卡死

故障与外界干扰的综合扰动项。

此时,针对增广系统(18),可利用系统输出 y 的积分信号 x_0 设计如下神经网络扩张状态观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_0 = \hat{x}_1 + \hat{f}_s(\hat{x}_1) + \frac{a_1}{c}(x_0 - \hat{x}_0) \\ \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + f'_1(\hat{x}) + \frac{a_2}{c^2}(x_0 - \hat{x}_0) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + f_2(\hat{x}) + \hat{G}_2 \delta_d + \frac{a_3}{c^3}(x_0 - \hat{x}_0) \\ \dot{\hat{x}}_3 = \frac{a_4}{c^4}(x_0 - \hat{x}_0) \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\hat{x}_i (i = 0, 1, 2, 3)$ 为系统状态 x_i 的估计值; $\hat{f}_s(\hat{x}_1) = \hat{\Theta}_s^T \Phi(\hat{x}_1)$ 表示采用 RBF 神经网络对未知传感器故障 $f_s(x_1)$ 的估计项, $\hat{\Theta}_s$ 为神经网络最优权值矩阵 Θ_s^* 的估计值; \hat{G}_2 为未知控制效率矩阵 G_2 的估计值; $a_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 为正实数; $0 < c < 1$ 为正常数。

定义观测器误差 $\eta = [\eta_0, \eta_1, \eta_2, \eta_3]^T$, $\eta_i = x_i - \hat{x}_i / c^{4-i} (i = 0, 1, 2, 3)$, 定义 $\tilde{\Theta}_s^T = \Theta_s^{*T} - \hat{\Theta}_s^T$, $\tilde{G}_2 = G_2 - \hat{G}_2$, $\Delta f'_1 = f'_1(x) - f'_1(\hat{x})$, $\Delta f_2 = f_2(x) - f_2(\hat{x})$ 。则观测器跟踪误差的动态方程可写为

$$c\dot{\eta} = A\eta + c \sum_{i=0}^3 B_i v_i \quad (20)$$

$$\text{式中: } A = \begin{bmatrix} -a_1 & 1 & 0 & 0 \\ -a_2 & 0 & 1 & 0 \\ -a_3 & 0 & 0 & 1 \\ -a_4 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; v = \begin{bmatrix} \tilde{\Theta}_s^T \Phi(\hat{x}_1) + \varepsilon + \Delta f_s \\ \Delta f'_1 + d_1 \\ \Delta f_2 + \tilde{G}_2 \delta_d \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix}$$

v_i 为 v 的 $i+1$ 行元素; B_i 为第 $i+1$ 行元素为 1, 其余行为 0 的列向量。

设计 $a_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 使 A 为严格 Hurwitz 矩阵,则对于任意正定矩阵 Q 存在正定对称矩阵 P 使得下式成立:

$$A^T P + PA = -Q \quad (21)$$

选取 $\hat{\Theta}_s$ 与 \hat{G}_2 的参数自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\Theta}}_s = \Gamma_1 (\Phi(\hat{x}_1) \eta^T P B_0 + \iota_1 \hat{\Theta}_s) \\ \dot{\hat{G}}_2 = \Gamma_2 (\delta_d \eta^T P B_2 + \iota_2 \hat{G}_2) \end{cases} \quad (22)$$

式中: 对角阵 $\Gamma_1, \Gamma_2 \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为常值自适应增益矩阵; $\iota_1, \iota_2 > 0$ 为待设计的参数。

观测器观测误差收敛性将与控制器稳定性一同分析。

3 容错控制器设计

通过扩张状态观测器(19)对系统状态和故障进行有效估计后,将观测信息与反步控制相结合,利用状态估计值 \hat{x}_i 代替实际状态值进行控制器设计,实现系统状态不可测情况下的多故障姿态容错控制。

反步法通过设计合适的 Lyapunov 函数,得到递进的虚拟控制信号,最终使整个系统实现渐近稳定。然而,传统的反步控制存在一定不足:①一般的反步法都需要计算虚拟控制信号的导数,从而导致微分爆炸现象;②未考虑实际控制指令可能受到的系统约束,如大型运输机角速率值与作动器都有幅值、速率与带宽的限制,超出限制的指令信号必然会导致系统跟踪误差的增大或发散。

针对以上 2 个问题,通过引入指令滤波器对标准反步控制律进行改进,将虚拟控制信号输入指令滤波器后得到其近似导数,减少了控制器计算量,避免了传统反步设计中存在的微分爆炸现象。同时,可以通过调整指令滤波器的参数,实现对输入控制信号幅值、速率与带宽的限制。指令滤波器的结构如图 3 所示。

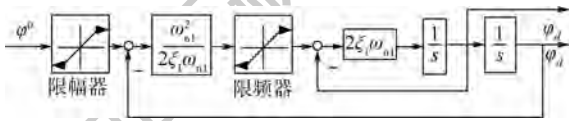


图 3 指令滤波器
Fig. 3 Command filter

图 3 中: φ^0 为指令滤波器的输入信号; $\dot{\varphi}_d$ 、 φ_d 为其输出信号。其状态空间表达式为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_2 \\ 2\xi_1\omega_{n1} \left\{ S_R \left[\frac{\omega_{n1}^2}{2\xi_1\omega_{n1}} (S_M(\varphi^0) - q_1) \right] - q_2 \right\} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_d \\ \varphi_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (23)$$

式中: ξ_1 和 ω_{n1} 分别为滤波器的阻尼和带宽^[21]; S_R 和 S_M 分别为幅值和速率限制函数,描述为

$$S(x) = \begin{cases} x_H & x \geq x_H \\ x & -x_L < x < x_H \\ -x_L & x \leq -x_L \end{cases} \quad (24)$$

在此引入以下引理。

引理 2^[22] 当指令滤波器输入信号 φ^0 有界时,则滤波器输出信号 $\dot{\varphi}_d$ 、 φ_d 有界且连续,且对于任意常数 $\mu > 0$,存在 $\omega_{n1} > 0$ 和 $\xi_1 \in (0, 1)$,使指令滤波器输入输出满足 $|\varphi_d - \varphi^0| \leq \mu$ 。

改进的反步控制律设计包括如下 2 步:

步骤 1 定义姿态角与角速率的跟踪误差:

$$e_1 = \hat{x}_1 - x_{1d} \quad (25)$$

$$e_2 = \hat{x}_2 - x_{2d} \quad (26)$$

式中: x_{1d} 为姿态角期望的已知跟踪指令,为保证飞行控制品质,指令信号通过指令滤波器进行平滑处理; x_{2d} 将在下面给出。

根据式(19), e_1 对时间 t 求导可得

$$\dot{e}_1 = g_1(\hat{x}_1)\hat{x}_2 + f_1(\hat{x}_1) + \frac{a_2}{c^2}\tilde{x}_0 - \dot{x}_{1d} \quad (27)$$

式中: $\tilde{x}_0 = \hat{x}_0 - x_0$ 。

记待设计的名义虚拟控制律为 x_2^0 ,其经过指令滤波器(23)处理后可获得实际虚拟控制律 x_{2d} ,定义姿态角回路由于指令滤波器限制而引入的跟踪误差为 χ_1 ,设计滤波补偿器:

$$\dot{\chi}_1 = -v_1\chi_1 + g_1(\hat{x}_1)(x_{2d} - x_2^0) \quad (28)$$

式中: $v_1 > 0$ 为待设计的补偿器增益。

定义加入指令滤波器后的姿态角修正跟踪误差为

$$z_1 = e_1 - \chi_1 \quad (29)$$

选取如下 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2}z_1^T z_1 + \frac{1}{2}\kappa_1 \left(\int_0^t z_1 dt \right)^2 \quad (30)$$

式中: $\kappa_1 > 0$ 为待设计参数;误差积分项的引入可以提高系统跟踪误差的精度。

对式(30)求导并联立式(27)~式(29)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= z_1^T \dot{z}_1 + \kappa_1 z_1^T \left(\int_0^t z_1 dt \right) = \\ & z_1^T \left[g_1(\hat{x}_1)\hat{x}_2 + f_1(\hat{x}_1) + \frac{a_2}{c^2}\tilde{x}_0 - \dot{x}_{1d} + \right. \\ & \left. v_1\chi_1 - g_1(\hat{x}_1)(x_{2d} - x_2^0) + \kappa_1 \int_0^t z_1 dt \right] = \\ & z_1^T \left(g_1(\hat{x}_1)x_2^0 + f_1(\hat{x}_1) + \frac{a_2}{c^2}\tilde{x}_0 - \dot{x}_{1d} + \right. \\ & \left. \kappa_1 \int_0^t z_1 dt + v_1\chi_1 + g_1(\hat{x}_1)e_2 \right) \end{aligned} \quad (31)$$

设计角速率名义虚拟控制律为

$$\begin{aligned} x_2^0 &= -g_1^{-1}(\hat{x}_1) \left(f_1'(\hat{x}_1) + \frac{a_2}{c^2}\tilde{x}_0 - \dot{x}_{1d} + \right. \\ & \left. \kappa_1 \int_0^t z_1 dt + v_1e_1 \right) - \chi_2 \end{aligned} \quad (32)$$

式中: \dot{x}_{1d} 为已知量; χ_2 的定义将在步骤 2 给出。

步骤 2 根据式(26)和式(32), e_2 对时间 t 求导可得

$$\dot{e}_2 = \hat{x}_3 + f_2(\hat{x}) + \hat{G}_2\delta_d + \frac{a_3}{c^3}(x_0 - \hat{x}_0) - \dot{x}_{2d} \quad (33)$$

式中: \dot{x}_{2d} 可以通过指令滤波器获得。

记待设计的名义舵面偏转指令为 δ^0 , 其经过指令滤波器(23)处理后可获得舵面偏转指令 δ_d , 定义角速率回路由于指令滤波器限制而引入的跟踪误差为 χ_2 , 设计滤波补偿器:

$$\dot{\chi}_2 = -v_2 \chi_2 + \hat{G}_2(\delta_d - \delta^0) \quad (34)$$

式中: $v_2 > 0$ 为待设计的补偿器增益。

定义加入指令滤波器后的角速率修正跟踪误差为

$$z_2 = e_2 - \chi_2 \quad (35)$$

选取如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2} z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \kappa_2 \left(\int_0^t z_2 dt \right)^2 \quad (36)$$

式中: $\kappa_2 > 0$ 为待设计参数; 误差积分项的引入可以提高系统跟踪误差的精度。

对式(26)求导并联立式(33)、式(34)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & z_2^T \dot{z}_2 + \kappa_2 z_2^T \left(\int_0^t z_2 dt \right) = \\ & z_2^T \left(\dot{\hat{x}}_3 + f_2(\hat{x}) + \hat{G}_2 \delta_d + \frac{a_3}{c} \bar{x}_0 - \dot{\hat{x}}_{2d} + \right. \\ & \left. v_2 \chi_2 - \hat{G}_2(\delta_d - \delta^0) + \kappa_2 \int_0^t z_2 dt \right) = \\ & z_2^T \left(\hat{G}_2 \delta^0 + \dot{\hat{x}}_3 + f_2(\hat{x}) + \frac{a_3}{c} \bar{x}_0 - \dot{\hat{x}}_{2d} + \right. \\ & \left. \kappa_2 \int_0^t z_2 dt + v_2 \chi_2 \right) \quad (37) \end{aligned}$$

设计名义舵面偏转指令为

$$\begin{aligned} \delta^0 = & -\hat{G}_2^{-1} \left(\dot{\hat{x}}_3 + f_2(\hat{x}) + \frac{a_3}{c} \bar{x}_0 - \dot{\hat{x}}_{2d} + \right. \\ & \left. \kappa_2 \int_0^t z_2 dt + v_2 e_2 + g_1(\hat{x}_1) z_1 \right) \quad (38) \end{aligned}$$

式中: $\hat{G}_2^{-1} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为 \hat{G}_2 的逆矩阵, 由假设 7 可知 \hat{G}_2^{-1} 总是存在。

将名义舵面偏转指令 δ^0 输入到指令滤波器, 即可以得到幅值和速率受约束的实际舵面偏转指令 δ_d 。

4 稳定性分析

选取容错控制系统 Lyapunov 函数为

$$V_{\Sigma} = V_{\text{obs}} + V_c \quad (39)$$

式中: V_{obs} 为观测器 Lyapunov 函数, 选取为

$$\begin{aligned} V_{\text{obs}} = & \frac{c}{2} \eta^T P \eta + \frac{c}{2} \text{tr}(\tilde{\Theta}_s^T \Gamma_1^{-1} \tilde{\Theta}_s) + \\ & \frac{c}{2} \text{tr}(\tilde{G}_2^T \Gamma_2^{-1} \tilde{G}_2) \quad (40) \end{aligned}$$

V_c 为控制器 Lyapunov 函数, 选取为

$$V_c = V_1 + V_2 \quad (41)$$

V_{obs} 对时间 t 求导并联立式(20)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{obs}} = & \frac{1}{2} \eta^T (A^T P + P A) \eta + c \eta^T P \sum_{i=0}^3 B_i v_i - \\ & \text{ctr}(\tilde{\Theta}_s^T \Gamma_1^{-1} \dot{\tilde{\Theta}}_s) - \text{ctr}(\tilde{G}_2^T \Gamma_2^{-1} \dot{\tilde{G}}_2) \quad (42) \end{aligned}$$

结合式(21)和自适应律(22)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{obs}} = & -\frac{1}{2} \eta^T Q \eta - \text{ctr}(l_1 \tilde{\Theta}_s^T \dot{\tilde{\Theta}}_s) - \\ & \text{ctr}(l_2 \tilde{G}_2^T \dot{\tilde{G}}_2) + c \eta^T P [B_0(\varepsilon + \Delta f_s) + \\ & B_1(\Delta f'_1 + d_1) + B_2 \Delta f_2 + B_3 \dot{x}_3] \quad (43) \end{aligned}$$

由于 $\|B_i\| = 1$, 利用引理 1、假设 2 ~ 假设 4 可得以下不等式:

$$\begin{cases} c \eta^T P B_0 \varepsilon \leq c \|\eta\| \|P\| \varepsilon^* \\ c \eta^T P B_1 d_1 \leq c \|\eta\| \|P\| d^* \\ c \eta^T P B_3 \dot{x}_3 \leq c \|\eta\| \|P\| \mu^* \\ c \eta^T P (B_0 \Delta f_s + B_1 \Delta f'_1 + B_2 \Delta f_2) \leq c \|\eta\| \|P\| (l_1 + \\ l_2 + l_3) \|x - \hat{x}\| \leq c (l_1 + l_2 + l_3) \|P\| \|\eta\|^2 \end{cases} \quad (44)$$

由完全平方准则 $XY \leq \frac{X^2}{2} + \frac{Y^2}{2}$, 可得

$$\begin{aligned} c \|\eta\| \|P\| (\varepsilon^* + \mu^* + d^*) \leq \\ c \frac{\|\eta\|^2}{2} + c \frac{\|P\|^2 (\varepsilon^* + \mu^* + d^*)^2}{2} \quad (45) \end{aligned}$$

根据矩阵迹的恒等性质与 Young's 不等式, 有

$$\begin{cases} -\text{ctr}(l_1 \tilde{\Theta}_s^T \dot{\tilde{\Theta}}_s) = -c l_1 (\tilde{\Theta}_s \tilde{\Theta}_s^T) \leq \\ -c l_1 \frac{\|\tilde{\Theta}_s\|^2}{2} + c l_1 \frac{\|\tilde{\Theta}_s^*\|^2}{2} \\ -\text{ctr}(l_2 \tilde{g}_2^T \dot{\tilde{g}}_2) = -c l_2 (\tilde{g}_2 \tilde{g}_2^T) \leq \\ -c l_2 \frac{\|\tilde{g}_2\|^2}{2} + c l_2 \frac{\|\tilde{g}_2^*\|^2}{2} \end{cases} \quad (46)$$

将式(44) ~ 式(46)代入式(43)有

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{obs}} \leq & -\frac{1}{2} [\lambda_{\min}(Q) - c + 2c(l_1 + l_2 + \\ & l_3) \|P\|] \|\eta\|^2 - \frac{c l_1}{2} \|\tilde{\Theta}_s\|^2 - \\ & \frac{c l_2}{2} \|\tilde{g}_2\|^2 + \frac{c \|P\|^2 (\varepsilon^* + \mu^* + d^*)^2}{2} + \\ & \frac{c l_1}{2} \|\tilde{\Theta}_s^*\|^2 + \frac{c l_2}{2} \|\tilde{g}_2^*\|^2 \leq \\ & -\frac{\lambda_{\min}(Q) - c [1 + 2(l_1 + l_2 + l_3) \|P\|]}{c \lambda_{\max}(P)} \cdot \\ & \frac{c}{2} \eta^T P \eta - \frac{l_1}{\lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})} \cdot \frac{c}{2} \text{tr}(\tilde{\Theta}_s^T \Gamma_1^{-1} \tilde{\Theta}_s) - \\ & \frac{l_2}{\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})} \cdot \frac{c}{2} \text{tr}(\tilde{g}_2^T \Gamma_2^{-1} \tilde{g}_2) + \\ & \frac{c \|P\|^2 (\varepsilon^* + \mu^* + d^*)^2}{2} + \frac{c l_1}{2} \|\tilde{\Theta}_s^*\|^2 + \\ & \frac{c l_2}{2} \|\tilde{g}_2^*\|^2 \leq -C_2 V_{\text{obs}} + C_1 \quad (47) \end{aligned}$$

式中: $C_1 = \frac{c\|P\|^2(\varepsilon^* + \mu^* + d^*)^2}{2} + \frac{c\upsilon_1\|\Theta_s^*\|^2}{2} + \frac{c\upsilon_2}{2}$.
 $\|g_2\|^2$; $C_2 = \min \left\{ \frac{\lambda_{\min}(Q) - c[1 + 2(l_1 + l_2 + l_s)]\|P\|}{c\lambda_{\max}(P)}, \frac{l_1}{\lambda_{\max}(\Gamma_1^{-1})}, \frac{l_2}{\lambda_{\max}(\Gamma_2^{-1})} \right\}$; $\lambda_{\min}, \lambda_{\max}$ 为相应矩阵特征值的最小值。设计 $a_1, a_2, a_3, a_4, c, \upsilon_1, \Gamma_1^{-1}, \upsilon_2, \Gamma_2^{-1}$, 使 $C_2 > 0$ 。

V_c 对时间 t 求导并联立式(29)、式(35)可得

$$\dot{V}_c = \dot{V}_1 + \dot{V}_2 = z_1^T \left(g_1(\hat{x}_1)x_2^0 + f_1'(\hat{x}_1) + \frac{a_2}{c}\bar{x}_0 - \dot{x}_{1d} + \kappa_1 \int_0^t z_1 dt + \upsilon_1 \chi_1 + g_1(\hat{x}_1)e_2 \right) + z_2^T \left(\hat{G}_2 \delta^0 + \upsilon_2 \chi_2 + \hat{x}_3 + f_2(\hat{x}) + \frac{a_3}{c}\bar{x}_0 - \dot{x}_{2d} + \kappa_2 \int_0^t z_2 dt \right) \quad (48)$$

将虚拟控制律 x_2^0 与名义舵面指令 δ^0 代入可得

$$\dot{V}_c = z_1^T (\upsilon_1 \chi_1 - \upsilon_1 e_1 + g_1(\hat{x}_1)e_2 - g_1(\hat{x}_1)\chi_2) + z_2^T (\upsilon_2 \chi_2 - \upsilon_2 e_2 - g_1(\hat{x}_1)z_1) = z_1^T (-\upsilon_1 z_1 + g_1(\hat{x}_1)z_2) + z_2^T (-\upsilon_2 z_2 - g_1(\hat{x}_1)z_1) = -\upsilon_1 z_1^T z_1 - \upsilon_2 z_2^T z_2 \leq -\upsilon_0 (z_1^T z_1 + z_2^T z_2) \quad (49)$$

式中: $\upsilon_0 = \min\{\upsilon_1, \upsilon_2\}$ 。

由式(49)可以看出, \dot{V}_c 为半负定, 则 $z_1, z_2 \in L_\infty$, 进而得到 $V_c(\infty) < \infty$, 同时考虑 z_1, z_2 的定义可知 $\dot{z}_1, \dot{z}_2 \in L_\infty$ 。由 $\dot{V}_c \leq -\upsilon_0 (z_1^T z_1 + z_2^T z_2)$, 可得

$$\int_0^\infty (z_1^T z_1 + z_2^T z_2) dt \leq -\frac{1}{\upsilon_0} \int_0^\infty \dot{V}_c dt = -\frac{1}{\upsilon_0} (V_c(\infty) - V_c(0)) < \infty \quad (50)$$

因此, 有 $z_1, z_2 \in L_2$ 。根据 Barbalat 引理可得

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow \infty} z_1 = 0 \\ \lim_{t \rightarrow \infty} z_2 = 0 \end{cases} \quad (51)$$

根据式(47)和式(49), 可知

$$\dot{V}_\Sigma = \dot{V}_{\text{obs}} + \dot{V}_c \leq -C_2 V_{\text{obs}} + C_1 - \upsilon_0 (z_1^T z_1 + z_2^T z_2) \leq -C_3 V_\Sigma + C_1 \quad (52)$$

式中: $C_3 = \min\{2\upsilon_0, C_2\}$ 。

对式(52)左右两边同时乘以 $e^{C_3 t}$ 并积分后可得

$$0 \leq V_\Sigma(t) \leq \frac{C_1}{C_3} + \left(V_\Sigma(0) - \frac{C_1}{C_3} \right) e^{-C_3 t}$$

$$t \geq 0 \quad (53)$$

式(53)表明, $\lim_{t \rightarrow \infty} V_\Sigma(t) = C_1/C_3$, 故 V_Σ 一致最终有界, 而由式(39)也可得到 $\eta, \hat{\Theta}_s, \hat{G}_2$ 的一致

最终有界性, 考虑假设 5 可得 \hat{x} 的有界性; 考虑 Θ_s^* 的有界性可知 $\hat{\Theta}_s$ 有界; 考虑 \hat{G}_2 的有界性可知 \hat{G}_2 有界; 这表明通过自适应律(22)的设计可以保证扩张状态观测器的观测误差与其他信号的一致最终有界性, 而改变扩张状态观测器参数可以提高观测性能。另外, 根据引理 2, 存在 $\omega_{n1} > 0$ 使得滤波器跟踪误差任意小, 即使修正跟踪误差 z_1, z_2 收敛于实际跟踪误差 e_1, e_2 的小领域, 再结合式(51)可得本文提出的改进反步容错控制律(32)、(38)能使运输机跟踪期望的姿态角指令信号, 保证姿态角跟踪误差信号一致最终有界, 实现飞行器在多故障条件下的安全飞行, 实现了本文的控制器设计目标。

5 飞行仿真及分析

为验证本文所设计的容错控制器的有效性, 在 MATLAB/Simulink 环境中进行仿真验证。以 Boeing747 模型为被控对象, 分体式舵面 $\delta_c = [\delta_{a1}, \delta_{ar}, \delta_{e1}, \delta_{er}, \delta_r]^T$, 取操控交联因子 $\lambda_{ae} = \lambda_{ea} = 0.3$ 。飞行仿真的进入条件为 $H = 12\,192\text{ m}$, $Ma = 0.6$, 配平状态和舵面偏转角度为 $\alpha_0 = \theta_0 = 3.125^\circ, \delta_{e1} = \delta_{er} = 5.2^\circ$, 其余值为零。仿真时间设置为 10 s, 在 $t = 3 - 6\text{ s}$ 对飞机施加 $\alpha_d = 10^\circ, \phi_d = 5^\circ$ 的指令信号, 侧滑角指令始终为零。飞行状态与舵面偏转对应的指令滤波器参数如表 3 所示。

- 仿真过程中, 飞行器故障与外界扰动设置如下:
- 1) $t = 2\text{ s}$ 时, 迎角传感器发生 $m_\alpha = 1, \bar{y}_\alpha(t) = 2\sin(2\pi t)$ ($^\circ$)/s 的漂移偏差故障。
 - 2) $t = 4\text{ s}$ 时, 左升降舵 δ_{e1} 发生 $m_{e1} = 0.4$ 的舵面损伤故障。
 - 3) $t = t_{\text{lock}} = 6.5\text{ s}$ 时, 右副翼 δ_{ar} 发生舵面卡死故障。

仿真如图 4 ~ 图 6 所示。

表 3 指令滤波器参数

Table 3 Parameters of command filters

控制信号	幅值限制	速率限制/ ($^\circ \cdot \text{s}^{-1}$)	ζ	$\omega_n / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$
α	$\pm 30^\circ$		0.8	4
β	$\pm 20^\circ$		0.8	2.5
ϕ	$\pm 55^\circ$		0.8	2.5
p	$\pm 50(^\circ)/\text{s}$		0.8	10
q	$\pm 35(^\circ)/\text{s}$		0.8	10
r	$\pm 20(^\circ)/\text{s}$		0.8	10
δ_{a1}	$[-20^\circ, 20^\circ]$	± 40	0.8	35
δ_{ar}	$[-20^\circ, 20^\circ]$	± 40	0.8	35
δ_{e1}	$[-23^\circ, 17^\circ]$	± 37	0.8	35
δ_{er}	$[-23^\circ, 17^\circ]$	± 37	0.8	35
δ_r	$[-25^\circ, 25^\circ]$	± 50	0.8	35

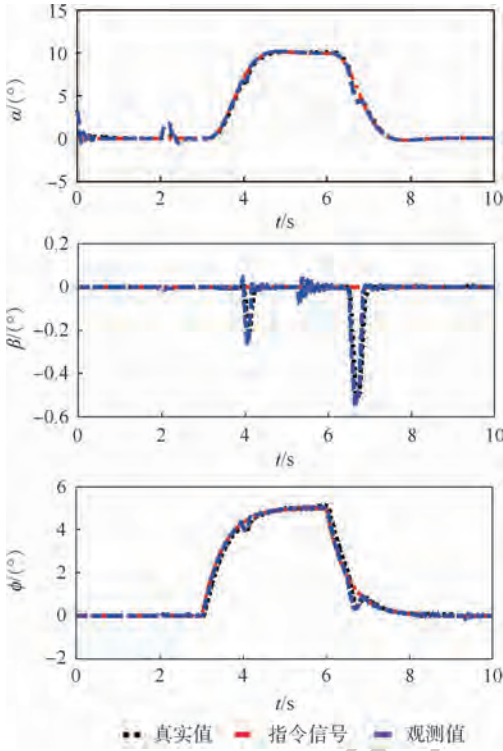


图4 姿态角指令跟踪曲线

Fig. 4 Command tracking curves of attitude angle

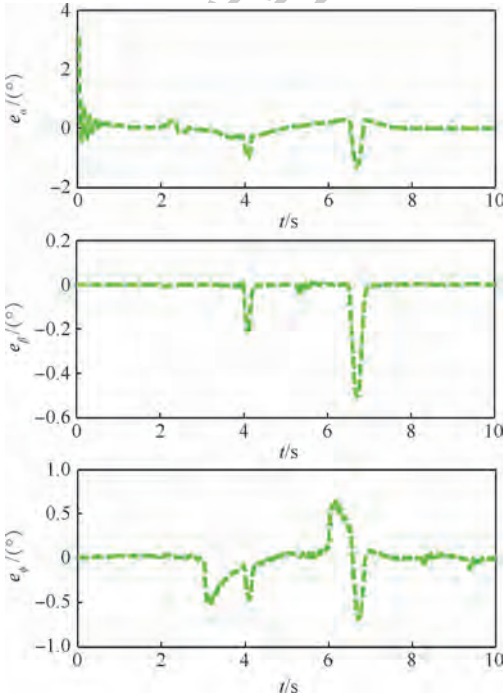


图5 姿态角跟踪误差

Fig. 5 Attitude angle tracking error

扩张状态观测器中神经网络的参数设置为：节点数 $l=25$ ，高斯基函数的网络宽度 $b_j=2$ ，网络中心 c_j 均匀设置在 $[5 \times 5] \times [5 \times 5] \times [5 \times 5] \times [5 \times 5]$ 区间内。根据第2节扩张状态观测器的稳定性分析，经过反复调试得到剩余扩张状态观测器参数和反步容错控制器参数，如表4所示，设

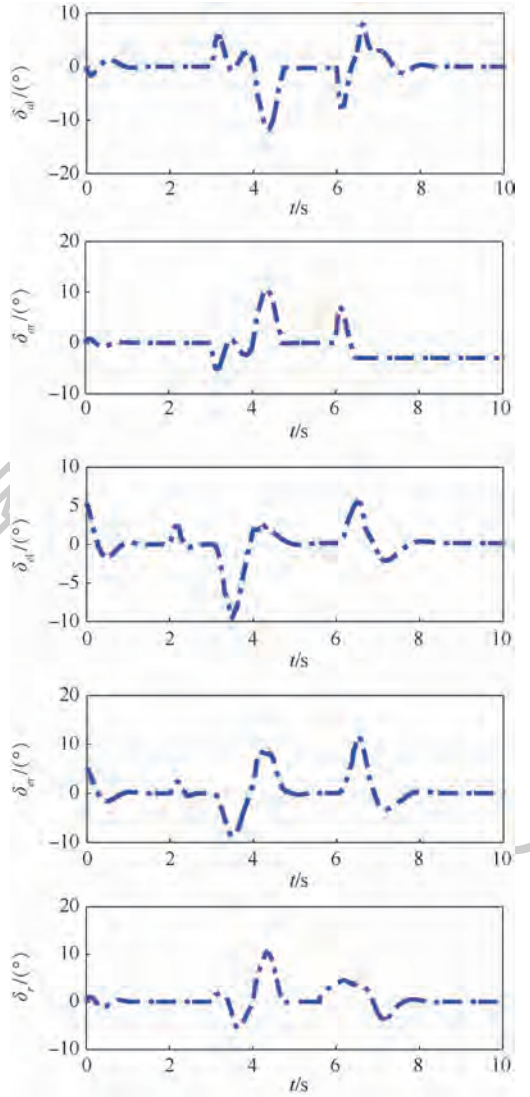


图6 控制舵面偏转角度

Fig. 6 Deflection angles of control surfaces

表4 扩张状态观测器与反步容错控制器参数

Table 4 Parameters of extended state observer and backstepping fault tolerant controller

参数	数值
a_1	4
a_2	6
a_3	4
a_4	1
v_1	5
v_2	8
κ_1	0.1
κ_2	0.05
c	0.01
t_1, t_2	0.02
Γ_1^{-1}	$2I_{25 \times 25}$
Γ_2^{-1}	$3I_{3 \times 3}$

置扩张状态观测器初值与被控系统相同。

图4为系统姿态角指令跟踪曲线，红线表示姿态角期望指令信号，蓝线为系统神经网络扩张

状态观测器对姿态角的观测值,黑虚线为系统姿态角真实状态值。可以看到,扩张状态观测器能有效地估计出系统真实状态值,观测误差较小,当 $t=2\text{ s}$ 时,由于系统迎角传感器出现漂移偏差故障,导致迎角观测值与真实值出现一定程度的误差,但由于神经网络对传感器故障的快速估计,使观测器能迅速地跟踪上真实状态值。

图5为运输机姿态角对指令信号的跟踪误差。可以看到,由于在 $t=4\text{ s}$ 和 $t=6.5\text{ s}$ 飞机舵面发生损伤和卡死故障,导致姿态角跟踪误差增大,但由于容错控制器的存在,使误差能快速收敛,并最终趋近于零,实现了故障条件下姿态角对指令信号的有效跟踪。

图6为运输机舵面偏转角度。可以看到,整个过程舵面偏转值都能保持在约束范围内,没有出现舵面饱和的情况。另外,当左升降舵和右副翼在 $t=4\text{ s}$ 和 $t=6.5\text{ s}$ 分别出现舵面故障时,其余健康舵面偏转值能及时调整,实现对故障舵面的有效补偿。

为了进一步验证控制律的鲁棒性,在考虑传感器与舵面故障的基础上,分别加入外界干扰项 $\mathbf{d}_1 = [d_\phi, d_\alpha, d_\beta]$, $d_\phi = d_\alpha = d_\beta = 5\sin(2\pi t) (\text{°})/\text{s}$ 和 $\mathbf{d}_2 = [d_p, d_q, d_r]$, $d_p = d_q = d_r = 5\sin(2\pi t) (\text{°})/\text{s}^2$,结果如图7所示。

图7中,蓝线为在姿态外回路加入扰动的仿

真结果,青线为在姿态内回路加入扰动的仿真结果。可以看到,当外界扰动出现在内回路时,由于扩张状态项可以有效估计干扰值 \mathbf{d}_2 ,系统姿态角能平稳有效地跟踪上指令信号。而在外回路加入扰动后,由于神经网络扩张状态观测器(19)没有针对 \mathbf{d}_1 的估计项,这使得控制结果出现周期性抖动,系统鲁棒性有明显下降,但此时仍可以维持运输机安全飞行的基本目的。

通过上述仿真表明,在系统存在传感器与舵面多故障的情况下,本文所设计的神经网络扩张状态观测器能实时有效地估计运输机不可测状态值,通过指令滤波反步容错控制器的设计,完成了多故障条件下运输机姿态角对指令信号的有效跟踪,达到了控制器的设计目的。

6 结束语

本文针对大型运输机存在传感器和舵面可能发生的故障影响下的姿态角控制,构造了扩张状态观测器对系统不可测状态和故障信息进行实时估计,设计反步容错控制器与指令滤波器,跟踪期望指令。同时设计了基于扩张状态观测器的多故障容错控制器,解决了反步法计算过程的微分爆炸问题。通过 Lyapunov 稳定性分析,证明系统状态观测值与姿态角指令跟踪误差的一致最终有界性。仿真结果表明,本文所提出的控制策略能够实现传感器与舵面多故障情况下的运输机姿态角指令信号的有效跟踪与安全飞行,具有一定的工程参考价值。下一步的工作是对本文提出的策略进行半实物实验,更好说明所提控制策略的有效性。

参考文献 (References)

- [1] 董琦,宗群,张超凡,等. 强干扰影响下基于干扰补偿的大飞机智能自适应控制[J]. 中国科学:技术科学,2018,48(3):248-263.
DONG Q, ZONG Q, ZHANG C F, et al. Intelligent adaptive control for the large aircraft based on the disturbance compensation under the influence of strong interferences [J]. Scientia Sinica Technologica, 2018, 48(3):248-263 (in Chinese).
- [2] TANG X, TAO G, JOSHI S M. Adaptive actuator failure compensation for nonlinear MIMO systems with an aircraft control application [J]. Automatica, 2007, 43(11):1869-1883.
- [3] ALWI H, EDWARDS C. Fault tolerant control using sliding modes with on-line control allocation [J]. Automatica, 2008, 44(7):1859-1866.
- [4] 陈勇,董新民,薛建平,等. 过驱动执行器故障自适应重构控制分配策略[J]. 应用科学学报,2011,29(5):537-544.
CHEN Y, DONG X M, XUE J P, et al. Adaptive reconfigurable

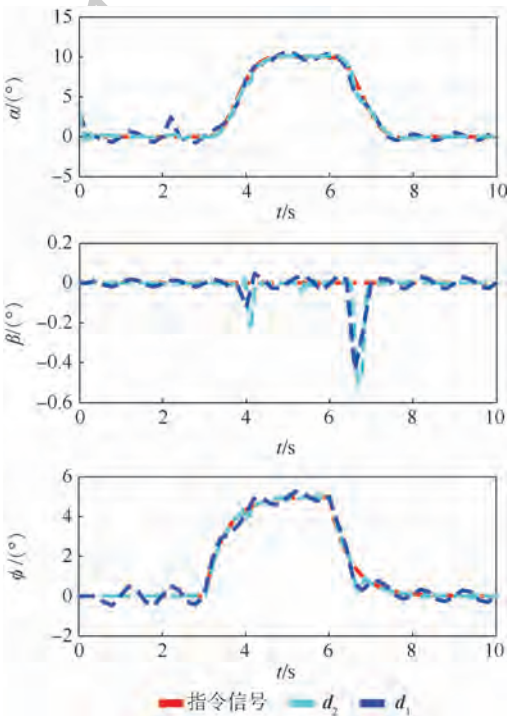


图7 \mathbf{d}_1 、 \mathbf{d}_2 分别作用下姿态角指令跟踪曲线

Fig. 7 Command tracking curves of attitude angle with

\mathbf{d}_1 and \mathbf{d}_2

- control allocation for over-actuated actuator failures[J]. *Journal of Applied Sciences*, 2011, 29(5): 537-544 (in Chinese).
- [5] 黄宇海, 齐瑞云, 姜斌, 等. 基于动态面 backstepping 控制的高超声速飞行器自适应故障补偿设计[J]. *中国科学技术大学学报*, 2012, 42(9): 768-774.
- HUANG Y H, QI R Y, JIANG B, et al. Adaptive failure compensation design for hypersonic vehicles based on dynamic surface backstepping control[J]. *Journal of University of Science and Technology of China*, 2012, 42(9): 768-774 (in Chinese).
- [6] 马骏, 倪世宏, 解武杰, 等. 存在匹配/非匹配不确定性的飞机舵面故障 L1 容错控制[J]. *控制与决策*, 2017, 32(6): 967-975.
- MA J, NI S H, XIE W J, et al. L1 fault tolerant control for aircraft actuator fault with matched and unmatched uncertainties[J]. *Control and Decision*, 2017, 32(6): 967-975 (in Chinese).
- [7] 张绍杰, 双维芳, 李正强. 飞翼飞行器的操纵面故障自适应补偿控制[J]. *控制理论与应用*, 2018, 35(8): 160-167.
- ZHANG S J, SHUANG W F, LI Z Q. Nonlinear adaptive failure compensation control for flying wing aircraft[J]. *Control and Decision*, 2018, 35(8): 160-167 (in Chinese).
- [8] ESPINOZA-TREJO D R, CAMPOS-DELGADO D U. Active fault tolerant scheme for variable speed drives under actuator and sensor faults[C]// *IEEE International Conference on Control Applications*. Piscataway: IEEE Press, 2008: 10235214.
- [9] LI H, GAO H, SHI P, et al. Fault-tolerant control of Markovian jump stochastic systems via the augmented sliding mode observer approach[J]. *Automatica*, 2014, 50(7): 1825-1834.
- [10] 杜艳丽, 李元春. 考虑多故障同发的可重构机械臂分散主动容错控制[J]. *中南大学学报(自然科学版)*, 2014, 45(3): 727-733.
- DU Y L, LI Y C. Decentralized active fault-tolerant control for reconfigurable manipulator with simultaneous faults[J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2014, 45(3): 727-733 (in Chinese).
- [11] MA Z Y, MA H J. Adaptive finite-time dynamic output-feedback FTC design for MIMO nonlinear systems with actuator and sensor faults[J]. *IEEE Access*, 2018, 6: 44824-44834.
- [12] EDWARDS C, LOMBAERTS T, SMAILI H. Fault tolerant flight control: A benchmark challenge[M]. Berlin: Springer, 2010.
- [13] 葛铁. 多故障的直接自修复控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002.
- GE T. The direct self-repairing flight control for multiple faults[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002 (in Chinese).
- [14] 王永. 飞机的直接自修复控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1999.
- WANG Y. The direct self-repairing flight control of aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1999 (in Chinese).
- [15] 陈伟, 卢京潮, 袁燎原, 等. 基于高增益观测器的航迹角自适应反步控制[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(10): 1414-1420.
- CEHN W, LU J C, YUAN L Y, et al. Adaptive backstepping control for flight path angle based on high gain observer[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(10): 1414-1420 (in Chinese).
- [16] 章胜, 汪清, 何开锋, 等. 改进动态面控制方法及其在过失速机动中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(5): 718-726.
- ZHANG S, WANG Q, HE K F, et al. An improved dynamic surface control law and its application in post-stall maneuvers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(5): 718-726 (in Chinese).
- [17] 孙化东, 于剑桥, 梅跃松. 卷弧翼滚转导弹 Lipschitz 自适应轨迹线性化控制[J]. *系统工程与电子技术*, 2017, 39(1): 162-167.
- SUN H D, YU J Q, MEI Y S. Control of wrap-around fin rolling missiles based on Lipschitz adaptive trajectory linearization[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2017, 39(1): 162-167 (in Chinese).
- [18] CHEN Y, DONG X, LIU Z, et al. Adaptive neural control for a class of time-delay systems in the presence of backlash or dead-zone non-linearity[J]. *IET Control Theory & Applications*, 2014, 8(11): 1009-1022.
- [19] YANG M C, JIANG J. Reconfigurable control based on neural network for multi-effectors aircraft[C]// *IEEE Information Technology, Networking, Electronic & Automation Control Conference*. Piscataway: IEEE Press, 2016: 16284433.
- [20] KANG Q, WANG W, LIU Y. Adaptive robust fuzzy control for a class of uncertain nonlinear systems in pure-feedback form[J]. *Automatica*, 2002, 38(8): 1365-1372.
- [21] SONNEVELDT L, CHU Q P, MULDER J A. Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(2): 322-336.
- [22] YU J, SHI P, DONG W, et al. Observer and command filter-based adaptive fuzzy output feedback control of uncertain nonlinear systems[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(9): 5962-5970.

作者简介:

董文瀚 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 自适应控制。

童颖裔 男, 硕士研究生。主要研究方向: 容错飞行控制。

Multiple-fault fault-tolerant control of transport aircraft based on extended state observer

DONG Wenhan^{1,*}, TONG Yingyi², ZHU Peng^{2,3}, GUO Jia⁴

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 3. Naval Aviation University, Huludao 125001, China; 4. Avionics Department, State-Owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241000, China)

Abstract: To solve the attitude tracking problem of transport aircraft with sensor faults and actuator faults, a backstepping fault-tolerant control method based on extended state observer is proposed. The state observer and controller are designed separately. The extended state observer with neural network is designed to estimate the flight states, sensor faults and actuator faults simultaneously. On this basis, the flight states are replaced by the estimates, the control law of attitude tracking control is designed based on backstepping control technique, and the command filter is also introduced into the fault-tolerant controller which can improve the control performance. The final bounded convergence of closed-loop system tracking errors is derived and proved using Lyapunov stability analysis. The simulation results show that the proposed method is effective and can solve the attitude angle tracking problem of transport aircraft in the presence of sensor faults and actuator faults.

Keywords: extended state observer; neural network; transport aircraft; multiple faults; fault-tolerant control

Received: 2019-06-28; **Accepted:** 2019-10-15; **Published online:** 2019-11-27 16:12

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191127.1209.002.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20171396)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0331

昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度的影响



张瑞华, 刘卫华*, 彭孝天, 冯诗愚

(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘 要: 燃油箱空余空间氧浓度变化规律的确定是惰化系统的设计基础, 但影响燃油箱空余空间氧浓度因素很多, 当前人们对于昼夜温度变化这一实际现象还缺少必要的分析计算。为此, 以某型飞机中央翼燃油箱为研究对象, 依据 FAR25 适航条款中昼夜温度变化的相关规定, 建立理论仿真模型, 利用实验数据对模型进行验证, 探讨燃油箱空余空间氧浓度与昼夜温度变化之间的对应关系, 并分析昼夜温度变化范围、载油率、初始氧浓度、溶解氧析出等因素对燃油箱空余空间氧浓度的影响, 提出满足适航条款要求的夜间停机前燃油箱初始氧浓度限值。研究表明: 昼夜温度的变化范围、载油率、初始氧浓度等因素对燃油箱空余空间氧浓度变化规律影响程度有所不同; 停机前燃油箱初始氧浓度限值应该低于最低氧浓度限值 0.5% ~ 1%。研究成果将对惰化系统设计、燃油箱可燃性暴露时间计算具有较好的参考价值。

关键词: 燃油箱; 昼夜温度变化; 氧浓度; 适航条款; 惰化系统

中图分类号: V228; TQ021.4

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-1018-06

运输类飞机适航规章中对飞机燃油箱机队平均可燃性暴露时间提出了明确规定 (FAR25)^[1], 即必须采用适航当局所规定的 Monte Carlo 方法来对燃油箱的可燃性进行定量分析, 且定量分析结果必须满足: “一架飞机上每一燃油箱的机队平均可燃性暴露时间均不得超过可燃性暴露评估时间 (FEET) 的 3%, 或所评估机型机翼燃油箱的可燃性暴露时间, 取较大者。”当燃油箱可燃性暴露时间不能满足该适航规章要求时, 美国联邦航空管理局 (FAA) 还推荐了采用机载燃油箱惰化技术来降低燃油箱的可燃性^[1]。

所谓的机载燃油箱惰化技术是指采用机载空气分离方式制取富氮气体, 并利用该富氮气体来控制燃油箱空余空间氧浓度, 使之处于适航规章规定的“惰性”状态, 即: “燃油箱每个舱室内的总

体平均氧气浓度在海平面到 3 048 m (10 000 英尺) 高度之间不超过 12%, 3 048 m (10 000 英尺) 到 12 192 m (40 000 英尺) 高度之间该浓度值从 12% 线性增加至 14.5%, 高于 12 192 m (40 000 英尺) 线性外推。”

对于采用了惰化技术的燃油箱, 适航条款还为之规定了其平均可燃性暴露时间限值, 其中, 平均可燃性暴露时间即为该燃油箱位于可燃界限范围内处于非惰性状态的时间。

由此可见, 准确掌握燃油箱空余空间氧浓度变化规律不仅是惰化系统设计的基础, 而且也是燃油箱平均可燃性暴露时间计算的基础。

事实上, 影响燃油箱空余空间氧浓度的因素很多, 如燃油箱结构形式、溶解氧析出、初始载油率、昼夜温度变化、通气增压方式等。

收稿日期: 2019-06-25; 录用日期: 2019-08-03; 网络出版时间: 2019-08-16 15:42

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190816.0934.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (U1933121); 工信部民机专项 (工信部联装[2016]37号, 序号9); 中央高校基本科研业务费专项资金; 江苏省科研与实践创新计划 (KYCX19_0198); 江苏高校优势学科建设工程

*通信作者. E-mail: liuwh@nuaa.edu.cn

引用格式: 张瑞华, 刘卫华, 彭孝天, 等. 昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1018-1023. ZHANG R H, LIU W H, PENG X T, et al. Influence of diurnal temperature changes on oxygen concentration in free space of fuel tank [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1018-1023 (in Chinese).

时至今日,国内外学者已对燃油箱惰化技术开展了较为深入的研究工作。如 Michael 和 William^[2]采用 B737-700 进行了燃油箱惰化地面测试和飞行测试实验,分析了风况(无风速、模拟风速、自然风等)和载油率对燃油箱各部分气相空间氧浓度的影响。Cavage 和 Kils^[3]建立了 Boeing 747SP 可改变富氮气体分配方式的模拟燃油箱实验平台,实验获取了简单有效的富氮气体分配方式,降低了富氮气体需求量。冯诗愚等^[4]建立了开式燃油箱空余空间氧浓度数学模型,分析了不同巡航高度等因素对氧浓度变化的影响。汪明明^[5]对燃油中的氧氮溶解特性进行了归纳总结,分析了惰化过程中燃油箱空余空间氧浓度随燃油箱体积、载油率、富氮气体流率、温度、蒸气压等因素的变化情况。鹿世化等^[6]采用数值模拟方法分别对单舱和多舱燃油箱空余空间的氧浓度变化规律进行了研究。然而,对于昼夜温度变化这个实际现象还缺乏相关分析,在可燃性暴露时间分析计算中,常人为假设昼夜温度变化将提升燃油箱氧浓度 1%~2%,事实上,不同昼夜温度的变化范围、燃油箱初始载油率、昼夜停留时间、通气方式等众多因素^[7-11]均影响着燃油箱空余空间的氧浓度水平^[12-16]。

本文以某型飞机中央翼燃油箱为研究对象,依据 FAR25 适航条款中昼夜温度变化的相关规定,建立燃油箱模型,理论探讨燃油箱空余空间氧浓度与昼夜温度变化之间的对应关系,并分析昼夜温度变化范围、载油率、初始氧浓度等因素对燃油箱空余空间氧浓度的影响,以提出满足适航条款要求的昼夜停机前燃油箱初始氧浓度合理限值。

1 研究对象及数学模型

1.1 燃油箱结构及其简化

本文所研究的某型飞机中央翼燃油箱如图 1 所示^[17],该燃油箱为开式燃油箱,由左右 2 个对称的侧燃油箱和中部燃油箱组成,其中,中部燃油箱被分隔为 3 个隔舱(包括前侧燃油箱、中部燃油箱和后侧燃油箱),左右侧燃油箱由翼肋分隔为相互联通的 3 个舱室。燃油箱工程外形包含大量的管线、阀门、各类传感器等设备以及横梁、螺纹、螺帽、倒角等复杂结构。

为简化起见,将左右侧燃油箱分别视为一个整体;燃油的实际流动换热也涉及到非稳态、多相流、湍流、导热、对流、辐射等实际现象,在不改变燃油箱基本结构的前提下,本文对燃油箱结构进

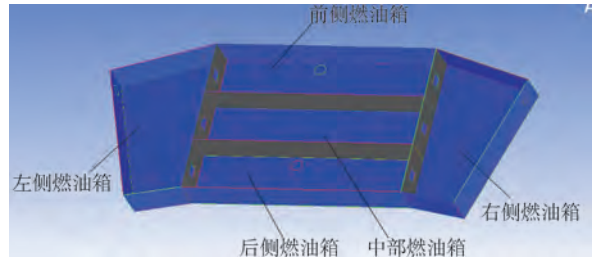


图 1 燃油箱简化模型

Fig. 1 Simplified fuel tank model

行了简化并编号,以便于后续分析。

1.2 数学模型

在建立燃油箱呼吸作用数学模型之前,本文提出了以下假设:①气相空间中的混合气体以及外界大气视为理想气体;②计算步长内,气体充分混合,燃油箱气相空间各处的温度、压力、密度相等;③本文研究燃油箱模型为开式燃油箱,不考虑燃油箱与外界环境之间的压差,认为燃油箱气相空间气体温度和外界大气温度相等;④计算过程中考虑了由于温度变化所引起的燃油溶解氧逸出和热胀性;⑤计算过程中外界大气与燃油箱内原有气体充分混合并达到平衡。

当外界环境温度降低时,燃油箱进行呼吸作用时的数学模型推导将分为 2 个阶段。

第 1 阶段:从 t 时刻开始,外界环境温度逐渐降低,外界大气进入燃油箱上部空间,燃油箱气相空间氧浓度的增加来自于外界大气的进入,其中,氧的质量平衡方程为

$$\dot{m}_{o,atm} \Delta t + m_{o,u}^t = m_{o,u}^{t+\Delta t} \quad (1)$$

式中: $\dot{m}_{o,atm}$ 为外界大气的质量流量;上标“ t ”和“ $t + \Delta t$ ”分别表示呼吸作用的起始和终了时刻;下标“ o, u ”表示气相空间的氧组分;下标“ o, atm ”表示外界大气的氧组分。

第 2 阶段: $t + \Delta t$ 时刻,燃油箱气相空间内的气体达到平衡,此时 t 时刻和 $t + \Delta t$ 时刻的氧质量比为

$$\frac{m_{o,u}^{t+\Delta t}}{m_{o,u}^t} = \frac{p_{o,u}^{t+\Delta t} V_u^{t+\Delta t} / (R_o T_o^{t+\Delta t})}{p_{o,u}^t V_u^t / (R_o T_o^t)} \quad (2)$$

式中: V_u 为气相空间的体积; T_o 为出口温度; R_o 为出口气体常数; $p_{o,u}$ 为气相空间的氧分压。

停机过程中,燃油箱气相空间总容积不变,有 $V_u^{t+\Delta t} = V_u^t$,式(2)可化简为

$$\frac{m_{o,u}^{t+\Delta t}}{m_{o,u}^t} = \frac{p_{o,u}^{t+\Delta t} / T_o^{t+\Delta t}}{p_{o,u}^t / T_o^t} = \frac{p_{o,u}^{t+\Delta t} T_o^t}{p_{o,u}^t T_o^{t+\Delta t}} \quad (3)$$

将式(3)代入式(1)可以得到外界大气的质量流量 $\dot{m}_{o,atm}$ 为

$$\dot{m}_{o,atm} = \frac{[p_{o,u}^{t+\Delta t} T_o^t / (p_{o,u}^t T_o^{t+\Delta t}) - 1] m_{o,u}^t}{\Delta t} \quad (4)$$

终了时刻气相空间的氧浓度可表示为

$$W_o^{t+\Delta t} = \frac{\dot{m}_{o,atm} \Delta t W_{o,atm} + m_{o,u}^t W_o^t}{m_{o,u}^{t+\Delta t}} \quad (5)$$

式中： $W_{o,atm}$ 和 $W_{o,u}$ 分别为环境大气中氧浓度和燃油箱空余空间氧浓度。

在每一计算步长中,终了时刻的各参数将成为下一计算步长的初始参数,依次迭代计算。

当外界环境温度升高时,燃油箱空余空间的压力超过外界大气压,燃油箱内气体按摩尔比排出,此时终了时刻的氧浓度可表示为

$$W_o^{t+\Delta t} = W_o^t \quad (6)$$

通过计算每一步长的氧浓度变化就能得到停机过程中昼夜温度变化燃油箱气相空间氧浓度的变化曲线。

2 实验验证

本文采用的实验数据基于 FAA 的以下规定^[17-19]:①飞机已按 FAA 700 n mile 飞行任务着陆,并保持地面静止状态;②所有燃油箱都是空的或少量载油状态;③惰化系统在地面不工作;④每个燃油箱隔舱的初始氧浓度设为700 n mile 飞行任务着陆时的浓度;⑤燃油箱空载温度等于外部环境空气温度;⑥整个模拟过程中外部环境空气的氧浓度和大气压力分别为 21% 和 1 atm (101 325 Pa);⑦室外环境空气温度呈正弦变化,为 8 h 昼夜循环。

燃油箱将保存在最不利的氧浓度情况下,进行夜间地面停机时分析。同时,如图 2 所示,燃油箱将受到 3 个日循环的影响。其中:不同标准差昼夜温度变化函数为

$$\begin{cases} T_2 = 1.68366 \cos(\pi t / 240) + 284.823 \\ \Delta T = 6.67 \text{ K} \\ T_2 = 5.04904 \cos(\pi t / 240) + 283.18528 \\ \Delta T = 10 \text{ K} \\ T_2 = 6.70346 \cos(\pi t / 240) + 281.4403 \\ \Delta T = 13.3 \text{ K} \end{cases}$$

式中: ΔT 为昼夜温度变化的数值。

本文以昼夜温度变化 13.3 K,载油率 10% 为例,对中央燃油箱经昼夜温度变化后的空余空间氧浓度的变化进行了仿真模拟,并且与已有实验数据^[19]进行对比,所得结果如图 3 所示。

通过对比,可以看出,在非地面运行的惯性系下,经过8h夜间地面停车后,燃油箱氧浓度变化

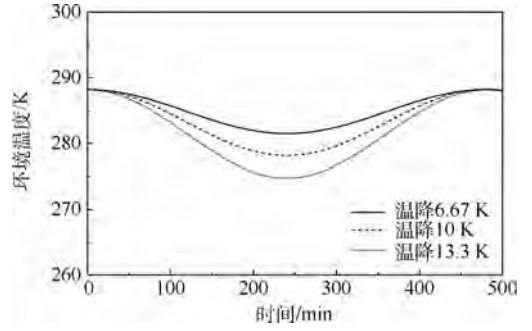


图 2 昼夜温度变化曲线

Fig. 2 Diurnal temperature change curves

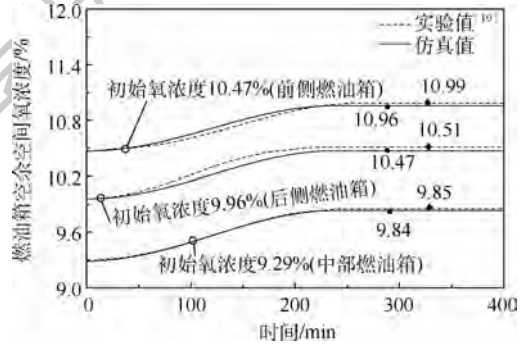


图 3 经昼夜温度变化燃油箱空余空间氧浓度变化曲线
Fig. 3 Oxygen concentration variation curves of free space in fuel tank through diurnal temperature changes

趋势一致,且仿真结果与实验数据之间的相对误差均小于 10%,表明了程序的正确性。

3 计算结果与分析

外界空气由通气口进入燃油箱,与燃油箱内原有气体掺混,中央翼燃油箱(中部燃油箱、后侧燃油箱、前侧燃油箱)进口处的氧浓度最先发生变化,此处的氧浓度最高,接近 20%;离进口越远处气体浓度越接近停机前初始氧浓度,高氧混合气体向两侧燃油箱和中部燃油箱下部逐渐扩散,燃油箱内氧浓度分布不均匀,随进入气量的增加,燃油箱空余空间氧浓度有上升的趋势。为了进一步对燃油箱空余空间氧浓度变化的影响因素展开研究,本文以图 1 中的中部燃油箱为研究对象,具体分析不同昼夜温度的变化范围、燃油箱载油率、初始氧浓度等因素对于燃油箱空余空间氧浓度变化的影响。

3.1 昼夜温度变化

在飞机停机过程中,环境温度会随着时间发生相应的变化,进而影响燃油箱内燃油温度,使得燃油的密度、氧氮溶解度以及饱和蒸气压等物性参数发生改变,燃油箱内气体发生热胀冷缩现象,与外界大气产生呼吸作用,此时,燃油箱空余空间氧浓度会发生一定程度的改变。

从图4中可以看出,在飞机停机的过程中,燃油箱内空余空间氧浓度呈现上升的趋势,在载油率和停机前氧浓度一定的情况下,随着昼夜温度变化增加,经呼吸作用后的燃油箱氧浓度也愈发增大。其中,在昼夜温度变化为13.3 K时,经过8 h停机时间,燃油箱空余空间氧浓度由12%上升至12.41%的时间约为240 min,但当燃油箱氧浓度水平达到12.41%后,基本保持在12.41%上下浮动,不会再出现氧浓度回升现象,说明此时燃油箱内空余空间混合气体的压力已与环境气压平衡,外界空气将不再从通气口进入燃油箱内;昼夜温度变化为10 K时,经过8 h停机时间,燃油箱空余空间氧浓度由12%增长至12.31%的时间约为240 min;昼夜温度变化为6.67 K时,经过8 h停机时间,燃油箱空余空间氧浓度由12%增长至12.20%的时间约为240 min。昼夜温度变化为10 K和6.67 K的条件下,燃油箱空余空间氧浓度的变化趋势与13.3 K时基本类似。由此可见,昼夜温度变化越剧烈,燃油箱空余空间氧浓度上升越明显;氧浓度变化规律与昼夜温度变化规律相一致,在240 min左右达到氧浓度上升的峰值,然后保持该峰值浓度。

获得在温降为13.3 K,空余空间氧浓度在不同载油率条件下(载油率为30%、40%、50%),初始氧浓度为12%的氧浓度变化曲线,如图5所示。由图可见,地面停机过程中,由于温度变化对于燃油溶解氧逸出影响甚微,故载油率对于空余空间氧浓度的影响亦可以忽略。

虽然在本文计算中未考虑燃油蒸汽压的影响,但由于蒸汽压很小,因此,如果考虑温度对燃油蒸汽压的影响,载油率变化的影响亦可忽略。

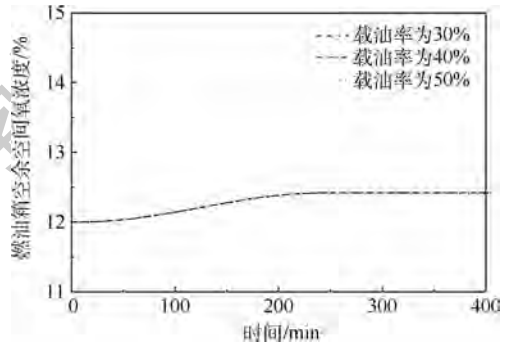


图5 不同载油率下燃油箱空余空间氧浓度的变化曲线
Fig. 5 Variation curves of oxygen concentration in free space of fuel tank under different oil loading rates

3.3 初始氧浓度

某种程度上,燃油箱内初始氧浓度对于惰化系统富氮气体流量需求计算至关重要,而经过昼夜温度变化影响后燃油箱空余空间初始氧浓度又直接影响可燃性暴露时间和惰化系统富氮气体流量需求的确定,为了探讨这一问题,本文分别研究了燃油箱处于3种不同初始氧浓度的情况,即燃油箱初始氧浓度分别设定为12%、9%和6%,并以载油率为10%,温降为13.3 K为例来开展计算,其计算结果如图4所示。

由图可见,在3种不同初始氧浓度的条件下,燃油箱空余空间内的氧浓度在上半夜均非线性增加并达到峰值,下半夜氧浓度基本保持在峰值不变;由于昼夜温度变化所带来的呼吸效应有限,在燃油箱内原有气体和外界空气混合的过程中,燃油箱原有气体仍占有较大的比重;初始氧浓度不同,昼夜温度变化所产生的氧浓度变化量亦不同,初始氧浓度越低,氧浓度增加程度越大,本计算中,6%初始氧浓度的增加了0.69%,9%初始氧浓度的增加了0.55%,12%初始氧浓度增加了0.41%。因此,为满足适航规章要求,停机前燃油箱初始氧浓度限值应该低于最低氧浓度限值0.5%~1%,将昼夜停机前燃油箱空余空间氧浓度控制在11%~11.5%为宜。

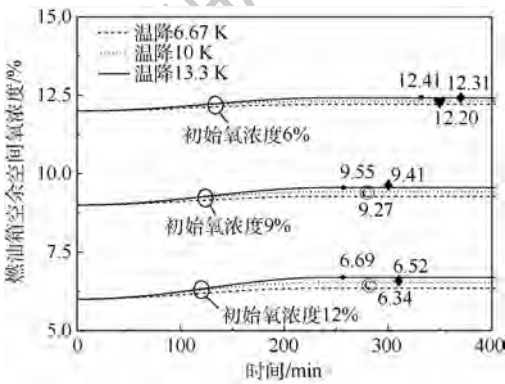


图4 不同昼夜温度变化下燃油箱空余空间氧浓度的变化曲线

Fig. 4 Variation curves of oxygen concentration in free space of fuel tank at different diurnal temperatures

3.2 载油率

燃油箱气相空间越大,无论是滑行爬升阶段还是俯冲下滑阶段,惰化所需要的富氮气体均增加,如果按照空燃油箱设计,就会严重偏离实际情况。因此,在设计过程中假设:在任何飞行剖面下,停机后总剩余一定的备份油(可假定为总油量的30%、40%、50%)。根据参考文献[4]中溶解氧析出的计算方法,引入奥斯特瓦尔德系数,计算每一时间步长燃油中溶解氧的析出情况,从而

4 结 论

1) 在满足 FAR25 适航条款中昼夜温度变化相关规定的前提下,本文建立的数学模型和相关的计算程序具有可行性和正确性,符合客观实际。

2) 昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度有一定影响,随着昼夜温度的下降和上升,燃油箱空余空间氧浓度有一定程度上的增大;且昼夜温度变化越显著,呼吸效应越明显,燃油箱空余空间氧浓度上升值越高。如:昼夜温度变化分别为 6.67、10 和 13.3 K 时,初始氧浓度为 12% 的燃油箱,氧浓度上升值分别为 0.41%、0.31% 和 0.2%。

3) 停机时载油率对空余空间氧浓度昼夜温差的影响可以忽略不计。

4) 为满足适航规章要求,昼夜停机前燃油箱空余空间氧浓度控制在 11% ~ 11.5% 为宜。

参考文献 (References)

- [1] FAA. Fuel tank flammability reduction means, advisory circular; No. 25. 981-2A [R]. Washington, D. C. : FAA, 2008.
- [2] MICHAEL B, WILLIAM M C. Inerting of a vented aircraft fuel tank test article with nitrogen-enriched air; DOT/FAA/AR-01/6 [R]. Washington, D. C. : FAA, 2001.
- [3] CAVAGE W M, KILS O. Inerting a Boeing 747SP center wing tank scale model with nitrogen enriched air; DOT/FAA/AR-02/51 [R]. Washington, D. C. : FAA, 2002.
- [4] 冯诗愚,刘卫华,黄龙,等. 飞机燃油箱气相空间平衡氧浓度理论研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43 (4): 556-560.
FENG S Y, LIU W H, HUANG L, et al. Theoretical study on air phase space equilibrium oxygen concentration in aircraft fuel tank [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43 (4): 556-560 (in Chinese).
- [5] 汪明明. 飞机油箱气相空间氧浓度控制技术的理论研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2010: 15-18.
WANG M M. Theoretical research on air phase space oxygen concentration control technology in aircraft fuel tank [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 15-18 (in Chinese).
- [6] 鹿世化,冯诗愚,王盛园,等. 考虑氧逸出的多舱燃油箱惰化理论研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 26 (5): 100-104.
LU S H, FENG S Y, WANG S Y, et al. Theoretical study on multi compartment fuel tank inerting considering oxygen escape [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 26 (5): 100-104 (in Chinese).
- [7] 冯诗愚,李超越,邵垒,等. 一种燃油箱绿色惰化系统地面惰化性能分析 [J]. 航空动力学报, 2017, 33 (2): 268-274.
FENG S Y, LI C Y, SHAO L, et al. An analysis of ground inerting performance of a green inerting fuel tank system [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 33 (2): 268-274 (in Chinese).
- [8] LI C, FENG S, CHEN C, et al. Performance analysis of aircraft fuel tank inerting system with turbocharger [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233 (14): 5217-5226.
- [9] PHILLIPS P, POLLARD B. Fuel tank inerting system; US45 56180A [P]. 2019-02-14.
- [10] MASSIE D C, JENSEN B D, TORIZ G. Catalytic inerting system architecture and control methods for increased fuel tank safety; US20180354644A1 [P]. 2018-12-13.
- [11] LI C Y, FENG S Y, SHAO L, et al. Measurement of the diffusion coefficient of water in RP-3 and RP-5 jet fuels using digital holography interferometry [J]. International Journal of Thermophysics, 2018, 39: 53.
- [12] 王明波,邵垒,潘俊,等. 耗氧型燃油箱惰化技术历史和现状 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (7): 1-7.
WANG M B, SHAO L, PAN J, et al. History and status of inert fuel tank technology for oxygen consumption [J]. Aviation Science and Technology, 2016, 27 (7): 1-7 (in Chinese).
- [13] PORSIN A V, KULIKOV A V, DALYUK I K, et al. Catalytic reactor with metal gauze catalysts for combustion of liquid fuel [J]. Chemical Engineering Journal, 2015, 282: 233-240.
- [14] 王学德,王志伟,刘卫华,等. 某中央翼燃油箱惰化流场的数值模拟及特性分析 [J]. 航空动力学报, 2012, 27 (12): 2641-2647.
WANG X D, WANG Z W, LIU W H, et al. Numerical simulation and characteristic analysis of an inert flow field in a central wing fuel tank [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (12): 2641-2647 (in Chinese).
- [15] Parker Aerospace. Catalytic inerting technology: Next generation fuel tank inerting solution [EB/OL]. (2019-05-09). https://mms.businesswire.com/media/20160711005076/en/533772/1/PHYRE_brochure.pdf?download=1.
- [16] CAI Y, BU X Q, LIN G P, et al. Experimental study of an aircraft fuel tank inerting system [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28 (2): 394-402.
- [17] LI C Y, SHAO L, FENG S Y, et al. Measurement of mass diffusion coefficients of O₂ in aviation fuel through digital holographic interferometry [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32 (5): 1184-1189.
- [18] SHAO L, FENG S Y, LI C Y, et al. Effect of scrubbing efficiency on fuel scrubbing inerting for aircraft fuel tanks [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91 (2): 225-230.
- [19] 刘卫华. 油箱可燃性与适航符合性方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2017: 155-160.
LIU W H. Fuel tank flammability and airworthiness compliance method [M]. Beijing: Science Press, 2017: 155-160 (in Chinese).

作者简介:

张瑞华 女, 博士研究生。主要研究方向: 运输类飞机适航技术。

刘卫华 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器环境控制与生命保障工程。

Influence of diurnal temperature changes on oxygen concentration in free space of fuel tank

ZHANG Ruihua, LIU Weihua^{*}, PENG Xiaotian, FENG Shiyu

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The variation rule determination of oxygen concentration in the free space of fuel tank is the basis of the design of inerting system. However, there are many factors that influence the oxygen concentration in the free space of fuel tank. At present, people still lack the necessary analysis and calculation for the actual phenomenon of the diurnal temperature changes. Taking the central wing fuel tank in a certain airplane as the research object, based on FAR25 airworthiness clauses of diurnal temperature changes, this paper builds theory simulation model. The model is verified by experimental data, and the corresponding relationship between oxygen concentration of free space of fuel tank and temperature difference between day and night is discussed. The influence of the diurnal temperature range, oil load, initial concentration, dissolved oxygen precipitation and other factors on the fuel tank free space oxygen concentration is analyzed, and the initial oxygen concentration limit of fuel tank before shutdown at night that satisfies the requirement of airworthiness clauses is proposed. The study results show that the variation range of day and night temperature, oil load, initial oxygen concentration and other factors have different effects on the oxygen concentration in the free space of fuel tank. The initial oxygen concentration limit of the fuel tank before shutdown should be lower than the minimum oxygen concentration limit of 0.5% - 1%. The research results will be of good reference to the design of inerting system and the calculation of average flammability exposure time of fuel tank.

Keywords: fuel tank; diurnal temperature changes; oxygen concentration; airworthiness clause; inerting system

Received: 2019-06-25; **Accepted:** 2019-08-03; **Published online:** 2019-08-16 15:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190816.0934.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1933121); Special Project For Civil Aircraft of Ministry of Industry and Information Technology (MIIT Joint Assembly (2016) No. 37, Serial No. 9); the Fundamental Research Funds for the Central Universities; Jiangsu Province Research and Practice Innovation Program (KYCX19_0198); Superior Discipline Construction Project in Jiangsu Universities

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0334

一种飞机大尺寸曲面测量点差异性规划方法

毛喆¹, 李泷杲^{1,*}, 徐岩¹, 曾琪¹, 主逵²

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016; 2. 深圳市劲拓自动化设备股份有限公司, 深圳 518101)

摘 要: 数字化测量技术在飞机大尺寸零部件检测的应用日益广泛, 合理规划测量点数量和分布以精确地描述待测特征已成为关键问题之一。针对复杂曲线曲面的测量点规划问题, 提出了一种基于确定性表达的测量点差异性规划方法。利用非均匀有理 B 样条 (NURBS) 理论精确拟合自由曲线, 通过粒子群优化算法综合优化控制点及权因子, 构建高精度的拟合曲线。提出了面向曲率特性和测量不确定度的布点策略, 结合曲面特性建立完整、高效的测量点规划流程。基于 CAA 模块程序化实现了测量点规划方法, 并以试验件为验证对象, 验证了所提方法的可行性和系统的有效性。

关键词: 数字化测量; 测量点规划; 曲线参数化; 测量不确定度; 曲率极值点

中图分类号: V241.05; TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)05-1024-08

现代飞机高机动、高气动产品需求对装配质量优化提出了巨大挑战, 数字化测量作为飞机装配中的重要环节, 测量质量的优劣性严重影响飞机的实际装配结果。目前高精度、高效率的数字化测量技术正逐步代替传统的检测方式, 但测量实施前需基于模型进行测量规划: 一是测量点规划, 二是测量设备站位规划。前者是后者乃至测量实施的基础, 后者是前者优化的依据。测量点规划是将待测特征离散为一组点作为理论测量点 (简称测量点), 用于站位规划、测量实施、模型重构、质量分析等环节, 但当前测量点规划依赖于工艺人员经验, 缺乏理论依据与评价机制, 极易出现测量效率低、实测数据分析量大等问题。因此, 合理规划测量点对测量效率、测量精度的提升具有重要意义。

Cho 等^[1] 根据待测曲面面积、测量精度等因素利用模糊神经网络确定布点数量, 为三坐标测量机布点提供了依据, 但在布设过程中未考虑到

自由曲面的复杂性。Lee 等^[2] 结合 Hammersley 序列提出了一种布点方法, 有效地减少了布点数量。宋占杰等^[3] 将自由曲面的曲率函数作为生成质心 Voronoi 结构中的密度函数, 以成本函数收敛性作为算法结束准则, 提出了一种全新的基于质心 Voronoi 的检测点采样方法。刘红军等^[4] 提出了实时重构布点策略, 但需要在测量时对测量数据实时重构, 测量效率低下。此外, 诸多学者对测量点布设展开了研究, 但多以特征的曲率特性作为测量点布设依据, 并未考虑实际的测量不确定度^[5-6]。激光雷达等测量设备在测量距离较远时, 测量不确定度会达到甚至超过 0.1 mm, 此时的测量数据难以精准反映零件的实际状态, 需要采用相关算法减小测量不确定度。

本文采用非均匀有理 B 样条 (Non-Uniform Rational B-Spline, NURBS) 理论精确拟合自由曲线或曲面, 并利用粒子群优化算法优化控制点和权因子提高拟合精度。对待测特征进行区域划

收稿日期: 2019-06-25; 录用日期: 2019-09-27; 网络出版时间: 2019-10-09 09:08

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191008.1646.006.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2017YFF0107304)

* 通信作者。E-mail: lishuangao@nuaa.edu.cn

引用格式: 毛喆, 李泷杲, 徐岩, 等. 一种飞机大尺寸曲面测量点差异性规划方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1024-1031. MAO Z, LI S G, XU Y, et al. A difference measurement points planning method for large-scale surface of aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1024-1031 (in Chinese).

式中: d 为拟合曲线与理论线间的最大偏差。

对于仅有少数几个部位误差较大的情况, 依据式(4)对曲线形状微调, 重复采用此方法快速提高参数方程正确性。但是对于整体偏离理论曲线的情况, 修改的权因子数量多, 优化效率低。

2.2.2 整体优化

曲线的整体优化方法为对 V_i 及 w_i 共同调整, 但由于当前控制点和权因子间未形成确定的关系式, 调整过程中 V_i 和 w_i 的设置直接影响优化结果及速度。鉴于粒子群优化算法^[11]具有收敛速度快、参数少等优点, 本文采用粒子群优化算法对 V_i 及 w_i 进行优化。

以一组控制点及其权因子作为一个优化粒子 Z_j , 优化问题解的维度 $D = 4n$ (n 为控制点个数, x, y, z 为控制点坐标), 第 j 个粒子定义为

$$Z_j = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 & w_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 & w_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_n & y_n & z_n & w_n \end{bmatrix} \quad (5)$$

设第 j 个粒子的最优位置为 P_{best} , 整个群体经历的最优位置为 G_{best} , 第 j 个粒子的速度及位置更新公式分别为

$$V_{jd}^{k+1} = wV_{jd}^k + c_1 \cdot \text{rand}_1(P_{best}_{jd} - Z_{jd}^k) + c_2 \cdot \text{rand}_2(G_{best}_{jd} - Z_{jd}^k) \quad (6)$$

$$Z_{jd}^{k+1} = Z_{jd}^k + V_{jd}^{k+1} \quad (7)$$

式中: w 为惯性权重; c_1, c_2 为学习因子; $\text{rand}_1, \text{rand}_2$ 为 $0 \sim 1$ 之间的随机数。设第 j 个粒子 Z_j 构成的 NURBS 曲线为 $r_j^k(u)$, 将 $r_j^k(u)$ 进行离散, 计算每个离散点到理论线的最小距离, 形成距离集 $D_j = \{d_{j1}, d_{j2}, \dots, d_{jm}\}$ (m 为离散点个数), 构造适应度函数为

$$\text{Fitness}(Z_j) = \max(D_j) \quad j = 1, 2, \dots, F \quad (8)$$

式中: F 为粒子个数。结合局部优化和整体优化方法, 待测特征精确参数化总体流程如下:

步骤 1 采用等弦长法将理论线 r 离散为一组型值点 $P = \{P_0, P_1, \dots, P_n\}$, 以 P 为初始条件计算初始曲线方程 $r^0(u)$ 并生成拟合曲线。

步骤 2 计算拟合曲线与理论线的最大偏差 δ , 若 δ 大于给定阈值 ε_0 , 回到步骤 1 增加型值点数量以减小 δ , 否则执行步骤 3。

步骤 3 判断拟合曲线与理论线偏离状态, 若两曲线偏离距离 δ 小于阈值 ε_1 , 执行步骤 7; 若局部偏离执行步骤 4; 若整体偏离执行步骤 5。

步骤 4 计算 r 与拟合曲线最大偏差 δ , 按式(4)修改权因子形成新的曲线方程 $r^k(u)$ 。计

算 r 与 $r^k(u)$ 的最大偏差 δ , 执行步骤 5。

步骤 5 若 δ 大于阈值 ε_1 , 重复步骤 4 修改下一处权因子, 直到 δ 变化不明显或小于 ε_1 , 执行步骤 7。

步骤 6 采用粒子群优化算法对控制点及权因子整体优化, 若 δ 变化不明显或小于 ε_1 , 执行步骤 7。

步骤 7 输出最终的控制点、权因子及参数化曲线方程 $r(u)$ 。

3 待测特征测量点布设

飞机大型结构件、薄壁等零件易产生装配变形, 曲率较大的位置变形较难控制^[12], 且在测距较远时测量不确定度较大, 测量结果不准确。针对上述情况, 综合考虑曲率特性和测量不确定度等因素布设测量点。

3.1 曲线测量点布设

3.1.1 曲率极值点求解

曲率极值点是描述曲线形状的关键点, 为了获取曲率极值处的变形情况, 需要在曲率极值点处布设测量点。设曲线的参数方程为 $r(u) = \{x(u), y(u), z(u)\}$, 空间曲线在某一处的曲率 $k(u)$ 表示为^[13]

$$k(u) = \frac{|r'(u)r''(u)|}{|r'(u)|^3} \quad (9)$$

式中: $r'(u)$ 与 $r''(u)$ 分别为曲线 $r(u)$ 的一阶导数与二阶导数, 将其代入式(9)可得

$$k(u) = \frac{\sqrt{B^2 + C^2 + E^2}}{A^3} \quad (10)$$

其中: $A = \sqrt{(x'(u))^2 + (y'(u))^2 + (z'(u))^2}$, $B = y'(u)z''(u) - y''(u)z'(u)$, $C = x'(u)z''(u) - x''(u)z'(u)$, $E = x'(u)y''(u) - x''(u)y'(u)$ 。

对 $k(u)$ 求一阶导数为

$$\partial k(u)/\partial u = [(BB' + CC' + EE')A - 3(B^2 + C^2 + E^2)A^2]/(A^4\sqrt{B^2 + C^2 + E^2}) \quad (11)$$

曲率极值点为 $\partial k/\partial u = 0$ 的解, 但此方程求解过于复杂, 针对这种情况本文提出了一种基于曲率导数的曲率极值点快速定位方法, 具体方法流程如下:

步骤 1 将曲线方程 $r(u)$ 离散, 记录每个离散点对应的 u_i 。

步骤 2 计算每个离散点的曲率导数 $J(u_i)$, $J(u_i) = \partial k/\partial u|_{u=u_i}$ 。

步骤 3 计算相邻两点曲率导数积 $D_i = J(u_i) \cdot J(u_{i+1})$, 执行步骤 4。

步骤4 遍历所有的 D_i 值,对 $D_i \leq 0$ 的两点 T_0, Q_0 和 u_i, u_{i+1} 保存,对保存的点对逐一执行步骤5和步骤6。

步骤5 取 u_i, u_{i+1} 的中间值 u_m 代入 $r(u)$, 在 T_0, Q_0 中间生成点 M_0 。分别计算 $J(u_m) \cdot J(u_i)$ 与 $J(u_m) \cdot J(u_{i+1})$ 的值。若 $J(u_m) \cdot J(u_i) \leq 0$, 以中间点取代 Q_0 , 反之,以中间点取代 T_0 。执行步骤6。

步骤6 重复步骤5更新 T_0, Q_0 , 直到 T_0, Q_0 距离小于给定阈值 ε_2 , 以两点中间点作为曲率极值点。

图3为曲线某一个曲率极值点求解,左边界由 T_0 更新至 T_4 ,右边界点由 Q_0 更新至 Q_4 。

图4为某零件边界曲线的曲率极值求解,圆“·”为采用本文方法求解出的曲率极值点,“▲”为CATIA (Computer Aided Three-dimensional Interactive Application) 中曲率变化曲线上的极值点。从图中可以看出,采用本文方法求解的曲率极值与CATIA中的曲率极值基本一致。

$M(x, y, z)$ 在测量坐标系的坐标可由距离 l 、方位角 α 及天顶角 β 解得。

$$\begin{cases} x = l \cos \alpha \sin \beta \\ y = l \sin \alpha \sin \beta \\ z = l \cos \beta \end{cases} \quad (12)$$

由于设备、环境因素, l, α, β 采集的过程中均存在着一定的误差,为评价测量点在空间的不确定度,建立不确定度椭球模型^[14-15]如图5所示。

不确定椭球的半轴长 U_x, U_y, U_z 分别为^[16-17]

$$\begin{cases} U_x = l \sigma_\alpha \sin \beta \\ U_y = l \sigma_\beta \\ U_z = \sigma_l \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\sigma_\alpha, \sigma_\beta$ 与测量系统的角度编码器分辨率有关,为仪器制造商提供的固定值; σ_l 由最小测距不确定分量和测距不确定度距离放大系数组成。

图6为曲线轮廓度及测量不确定度允许偏差示意图,测量不确定度允许偏差范围一般为轮廓度的十分之一。图中两端及曲率较大处测量不确定度椭球较大,有的甚至超出测量不确定度允许偏差范围。为了减小测量不确定度,提出一种以测量不确定度为依据的测量点布设方法。具体流程如下:

步骤1 选取合适位置作为测量设备站位 $E(x, y, z)$ 。

步骤2 根据曲线方程 $r(u)$, 对曲线进行离散,生成离散点集 $G = \{G_0, G_1, \dots, G_n\}$ 。

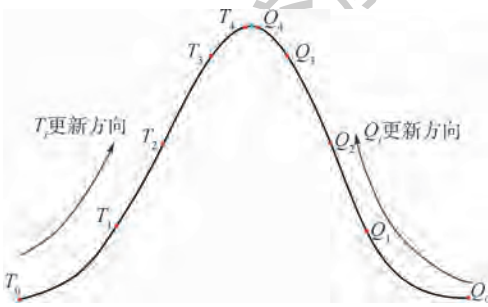


图3 曲率极值点搜索

Fig.3 Search of curvature extreme points

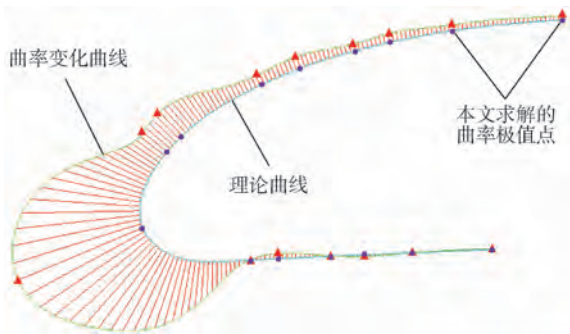


图4 曲线曲率极值点求解结果

Fig.4 Solving result of curve curvature extreme points

3.1.2 测量不确定度评估

为降低测量不确定度对测量结果的影响,在测量不确定度较大区域加密布设测量点,通过间接平差的方式减小此影响。本文以球坐标测量系统为研究对象对测量不确定度评估。任一测量点

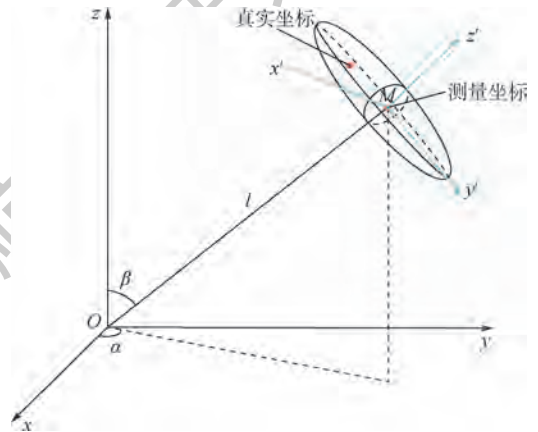


图5 不确定度椭球模型

Fig.5 Uncertainty ellipsoid model

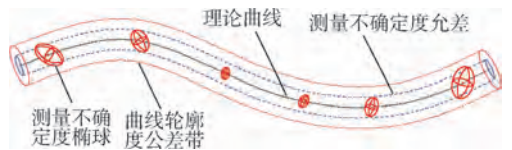


图6 曲线轮廓度公差带及测量不确定度允差

Fig.6 Tolerance zone and measurement uncertainty tolerance of curve

步骤3 计算每个离散点 G_i 到 E 的距离 l_i , 根据式(13)计算出每个椭球的半轴长。

步骤4 以 G_i 为原点, G_i 与 E 连线为 u 轴, 在 $x'-y'-z'$ 坐标系构建单侧不确定度椭球并生成椭球离散点。

步骤5 通过坐标转换将不确定度椭球离散点由 $x'-y'-z'$ 坐标系转换到 $x-y-z$ 坐标系中。

步骤6 计算每个椭球离散点距离理论线的最远点, 将最远点拟合成为一条曲线, 对其进行光顺后作为不确定度曲线。

步骤7 在不确定度曲线超出允许范围的区域布设若干测量点。

3.2 曲面测量点布设

曲面测量点布设是将曲面离散为一组截交线^[18], 按照 3.1 节方法对每条截交线布设测量点。大尺寸曲面测量过程中, 测量数据同样存在测量不确定度, 图 7 为曲面轮廓度公差带和测量不确定度允差的分布情况。为了减小测量不确定度的影响, 构建每个测量点的单侧不确定度椭球并生成椭球离散点, 找出离散点中距离理论面最远点。将最远点拟合成为不确定度曲面, 计算出不确定度曲面超出允许偏差范围的区域, 并在这些区域加密布设测量点。最后将截交

线离散点及根据测量不确定度增加的测量点进行筛选, 对于距离过小甚至重合的两点取中间点代替。

采用上述布点策略布设的测量点有时无法精确描述理论特征, 需要对测量点补充。测量点补充方法是将依据曲率及测量不确定度布设的测量点进行重构, 找出重构特征与理论特征偏差较大位置, 并在该位置补充测量点。以测量点重构曲面与理论曲面的最大距离偏差作为测量点能否精确描述待测特征的指标, 待测特征测量点布设整体流程如图 8 所示, 图中 ε_3 为重构特征与理论特征的阈值。

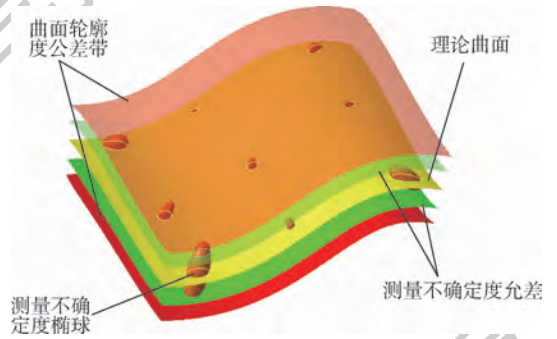


图7 曲面轮廓度公差带及测量不确定度允差

Fig. 7 Tolerance zone and measurement uncertainty tolerance of surface

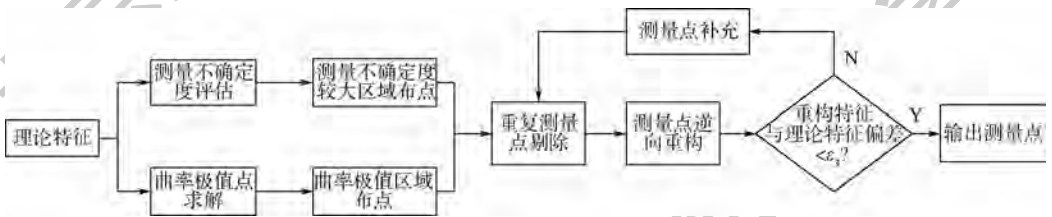


图8 测量点布设流程

Fig. 8 Process of measurement points distribution

4 实验验证

为实现曲线曲面的自动布点, 在 CATIA^[19] 环境下利用 CAA^[20] (Components Application Architecture) 技术开发测量点布设模块。软件实现包含特征预处理、特征分析及测量点规划、测量点输出 3 部分, 如图 9 所示。

以图 1 中的试验件作为验证对象, 首先提取

如图 10(a) 所示的待测特征; 随后进行特征分析和测量点布设, 将曲面离散为一组截交线, 对截交线按照 3.1 节方法规划测量点, 求解出测量不确定度较大区域, 并在该区域采用 3.2 节布点方法加密布设测量点, 测量点布设结果如图 10(b) 所示; 最后输出测量点, 如图 10(c) 所示。为使参数方程和测量点精确拟合待测特征, 阈值 ε_1 、 ε_2 优于 10^{-3} mm。为达到测量不确定度较大区域加



图9 自动布点模块架构

Fig. 9 Architecture of automatic points distribution module

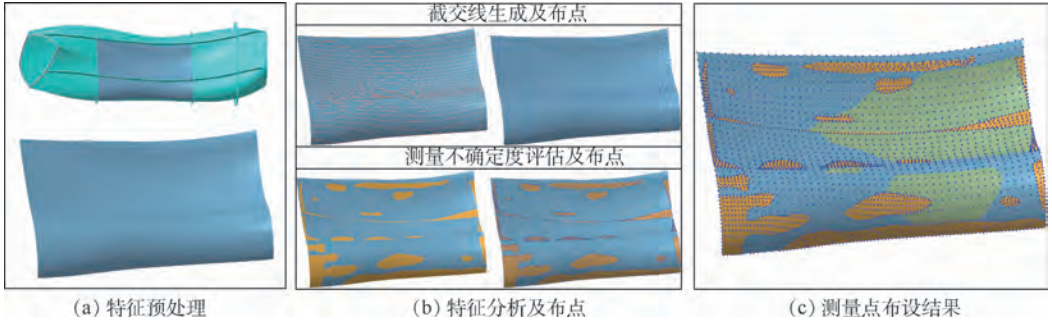


图 10 试验件局部曲面片布点过程

Fig. 10 Points distribution process of partial surface of test piece

密布点的目的,此区域测量点重构阈值取普通区域阈值 ε_3 的一半。

表 1 为粒子群优化算法所采用的参数, v_{max} 、 v_{min} 分别为最大、最小更新速度, N_p 为迭代次数。

为验证布点合理性,采用传统布点方法在试验件上布点密度为 20×20 和 10×10 的测量点,如图 11(a)和图 11(b)所示,图 11(c)为采用本文方法布设的测量点。利用激光雷达 MV260 作为测量工具(其角度精度 $6.8 \mu\text{m}/\text{m}$,距离精度 $10 \mu\text{m} + 2.5 \mu\text{m}/\text{m}$),对 3 种情况进行现场测量。

分别构建 3 种布点方法中的理论点的单侧不确定度椭球,将不确定度椭球离散,计算每个椭球离散点集中距离理论面的最远点,将最远点拟合为不确定度曲面,以不确定度曲面距离理论面的最大距离作为拟合精度,3 种布点方法的测量效率及拟合精度如表 2 所示。试验件测量点分布情况如图 12 所示。

表 1 粒子群优化算法参数

Table 1 Parameters of particle swarm optimization algorithm

参数	数值
c_1, c_2	2.05
v_{max}, v_{min}	0.01
w	0.9
N_p	200

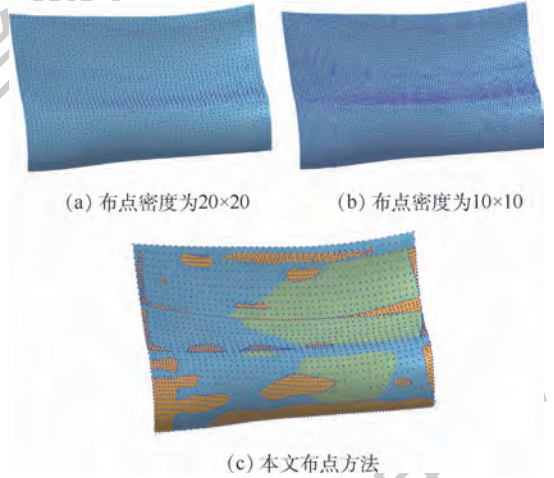


图 11 不同布点密度布点结果对比

Fig. 11 Comparison of points distribution under different measurement points density

表 2 不同布点密度下测量结果对比

Table 2 Comparison of measurement result under different measurement points density

布点密度	布点数量	测量时长/min	重构孔洞数量	拟合精度/mm
20×20	8868	98	21	0.0373
本文密度	9986	110	5	0.0194
10×10	19958	220	4	0.0156

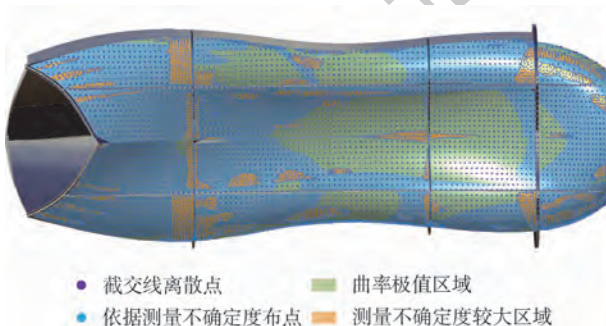


图 12 试验件测量点分布

Fig. 12 Measurement points distribution of test piece



从表2中可以看出,采用本文方法布点测量效率介于布点密度为 10×10 和 20×20 之间,重构的孔洞数量、拟合精度与布点密度为 10×10 的结果相当,但明显优于布点密度为 20×20 的测量点重构的孔洞数量及拟合精度,充分体现了本文布点策略的合理性及可行性。

5 结论

针对航空大尺寸零部件测量点规划的基础问题,本文分别从待测特征曲率特性、测量不确定度角度出发对测量点进行规划,研究了测量点布设的理论依据及布设方法。主要结论如下:

1) 将待测特征精确参数化,并对参数方程优化实现拟合精度优于 10^{-3} mm,为复杂特征的曲率及测量不确定度分析提供依据。

2) 为复杂曲线曲面测量点规划提供了理论依据,在保证测量点精确表征待测特征的前提下控制测量点数量,使测量点逆向特征与理论特征的最大偏差优于 10^{-3} mm。

3) 开发了测量点自动布设模块,提高测量点布设效率及规范性。

参考文献 (References)

- [1] CHO M W, LEE H, YOON G S, et al. A feature-based inspection planning system for coordinate measuring machines[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2005, 26(9-10):1078-1087.
- [2] LEE G, MOU J, SHEN Y. Sampling strategy design for dimensional measurement of geometric features using coordinate measuring machine[J]. International Journal of Machine Tools & Manufacture, 1997, 37(7):917-934.
- [3] 宋占杰, 张美, 何改云, 等. 基于质心 Voronoi 结构的自由曲面布点策略[J]. 吉林大学学报(工学版), 2013, 43(1):34-38.
SONG Z J, ZHANG M, HE G Y, et al. Sculptured surface point distribution strategy based on Voronoi tessellation[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2013, 43(1):34-38(in Chinese).
- [4] 刘红军, 叶文静, 纪俐. 基于实时重构的自由曲面自适应布点方法[J]. 中国机械工程, 2017, 28(17):2090-2094.
LIU H J, YE W J, JI L. Adaptive distribution of inspection points for free-form curved surfaces based on real-time reconstruction[J]. China Mechanical Engineering, 2017, 28(17):2090-2094(in Chinese).
- [5] 张虎, 张润, 于连栋. 基于 CAD 模型的三坐标测量机测量点分布规划[J]. 自动化与仪表, 2019, 34(2):1-4.
ZHANG H, ZHANG R, YU L D. Measurement point distribution planning of coordinate measuring machine based on CAD model[J]. Automation & Instrumentation, 2019, 34(2):1-4(in Chinese).
- [6] 闫如忠, 张文辉. 基于离散曲率的自由曲面自适应测量技术[J]. 制造业自动化, 2018, 40(4):153-156.
YAN R Z, ZHANG W H. An adaptive measurement technology of free-form surface based on dispersed curvature[J]. Manufacturing Automation, 2018, 40(4):153-156(in Chinese).
- [7] 魏栋. 面向复杂曲面加工的 NURBS 曲线逼近及插补算法研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
WEI D. Research on NURBS curve approximation and interpolation algorithm for complex surface machining[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017(in Chinese).
- [8] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000:152-160.
ZHU X X. Free curve and surface modeling technology[M]. Beijing: Science Press, 2000:152-160(in Chinese).
- [9] JAUCH J, BLEIMUND F, RHODE S, et al. Recursive B-spline approximation using the Kalman filter[J]. Engineering Science and Technology, an International Journal, 2017, 20(1):28-34.
- [10] 闫艳. NURBS 曲线形状修改的研究[D]. 郑州: 郑州大学, 2012.
YAN Y. The research on the modification of NURBS curves[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2012(in Chinese).
- [11] KENNEDY J, EBERHART R. Particle swarm optimization[C]// Proceedings of ICNN '95-International Conference on Neural Networks. Piscataway: IEEE Press, 2002:1942-1948.
- [12] 韩志仁, 王刚, 彩辉, 等. 基于 CATIA/CAA 的复杂边界平面和曲面自动布点技术研究[J]. 制造业自动化, 2017, 39(9):59-63.
HAN Z R, WANG G, CAI H, et al. Research on generating point automatically in complex boundary plane and surface based on CATIA/CAA[J]. Manufacturing Automation, 2017, 39(9):59-63(in Chinese).
- [13] 陈维桓. 微分几何[M]. 北京: 北京大学出版社, 2006:23-47.
CHEN W H. Differential geometry[M]. Beijing: Peking University Press, 2006:23-47(in Chinese).
- [14] 黄鹏, 王青, 李江雄, 等. 激光跟踪仪三维坐标转换综合优化方法[J]. 计算机集成制造系统, 2015, 21(11):2912-2920.
HUANG P, WANG Q, LI J X, et al. Comprehensive optimization for three-dimension coordinate transformation of laser tracker[J]. Computer Integrated Manufacturing System, 2015, 21(11):2912-2920(in Chinese).
- [15] PREDMORE C R. Bundle adjustment of multi-position measurements using the Mahalanobis distance[J]. Precision Engineering, 2010, 34(1):113-123.
- [16] DENG Z, LI S, HUANG X. Uncertainties evaluation of coordinate transformation parameters in the large-scale measurement for aircraft assembly[J]. Sensor Review, 2018, 38(4):542-550.
- [17] DENG Z, LI S, HUANG X. Coordinate transformation uncertainty analysis and reduction using hybrid reference system for aircraft assembly[J]. Assembly Automation, 2018, 38(4):487-496.
- [18] ZABOTIN I, KAZAEVA K E. The procedure for the complete updating of immersive sets in one cutting plane method[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2019, 1158:042041.
- [19] 张俐, 江春, 李承文. CATIA 平台下的机身数字化对接测量

软件开发与应用[J]. 制造业自动化, 2017, 39(2): 129-133.
ZHANG L, JIANG C, LI C W. Measurement software development and application of fuselage docking with CATIA platform [J]. Manufacturing Automation, 2017, 39(2): 129-133 (in Chinese).

[20] 张辉, 李泷泉. 基于 CATIA 二次开发的制动盘摩擦半径计算技术研究[J]. 制造业自动化, 2018, 40(2): 74-76.

ZHANG H, LI S G. Research on friction radius calculation of brake disc based on secondary development of CATIA [J]. Manufacturing Automation, 2018, 40(2): 74-76 (in Chinese).

作者简介:

毛喆 男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞机数字化装配与测量。

李泷泉 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 飞机数字化装配与测量。

徐岩 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 制造业信息化、CAD/CAM 技术。

A difference measurement points planning method for large-scale surface of aircraft

MAO Zhe¹, LI Shuanggao^{1,*}, XU Yan¹, ZENG Qi¹, ZHU Kui²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenzhen JT Automation Equipment Co. Ltd., Shenzhen 518101, China)

Abstract: Digital measurement technology has been gradually applied in aircraft large-scale component measurement, which also brings about many issues, and the fundamental one is how to plan the number and layout of measurement points to well describe the curve or surface. Aimed at solving the issue of complicated curve or surface measurement points planning, a novel difference measurement points planning method based on deterministic representation is proposed. The curve's deterministic representation is acquired by using Non-Uniform Rational B-Splines (NURBS) theory, and the particle swarm optimization is adopted to optimize the control points and corresponding weights factors to construct the high-precision fitting curve. Two different measurement point planning strategies considering curvature and measurement uncertainty are designed, and combined with surface characteristics, a complete and high efficiency measurement point planning process is constructed. The measurement points planning algorithm proposed in this paper is programmed based on the CAA, and by taking test piece as experiment object, the feasibility of the algorithm and the effectiveness of the system are verified.

Keywords: digital measurement; measurement points planning; curve parameterization; measurement uncertainty; curvature extreme points

Received: 2019-06-25; Accepted: 2019-09-27; Published online: 2019-10-09 09:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191008.1646.006.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2017YFF0107304)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0332

燃油箱耗氧惰化与中空膜惰化的数值模拟及比较

王苏明, 冯诗愚*, 李宗祺, 彭孝天, 刘卫华

(南京航空航天大学 航空学院 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)



摘 要: 针对耗氧型惰化系统燃油箱上部空间氧气体积分数随时间变化规律的问题,对耗氧型惰化系统的反应过程建立了数学模型,并通过CFD方法对机载绿色惰化气体产生系统(GOBIGGS)系统和机载惰化气体产生系统(OBIGGS)的惰化过程进行了模拟仿真,并与实验数据进行对比,验证了仿真结果的准确性。研究表明,当耗氧型惰化系统抽吸气的体积流量与中空膜惰化产生的富氮气体(NEA)体积流量相同时,耗氧型惰化系统不仅惰化时间短,而且能将燃油箱的 O_2 摩尔分数降至更低。同时耗氧型惰化系统的惰化效果与相同体积流量下NEA(100% N_2)的中空膜惰化效果相近。另外,耗氧型惰化系统使燃油箱气相空间上部 O_2 摩尔分数大于下部 O_2 摩尔分数,中空膜惰化则相反。

关键词: 燃油箱; 惰化; 数值模拟; O_2 摩尔分数; 气相空间

中图分类号: V228

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-1032-07

飞机燃油系统的起火或爆炸是造成各类军民机失事的主要原因之一^[1-2]。自1996年7月环球航空公司TWA800飞机飞行事故以来,燃油箱的安全性受到了国内外高度重视^[3]。

机载惰化技术中,由于Halon1301的热稳定性和化学惰性,Halon1301惰化技术应用于F-16、F-20等飞机中^[4]。但是Halon1301对环境有很大破坏,随后发展的采用中空纤维膜制取富氮气体的机载惰化气体产生系统(On-Board Inert Gas Generation System,OBIGGS)由于经济实用的特点应用于F-15、F-22、F-35等飞机中,其富氮气体(Nitrogen Enriched Air,NEA)的氮含量通常在88%~98%之间^[5-6]。只要保证燃油箱气相空间的氧浓度低于极限氧浓度(Limitation Oxygen Concentration,LOC),则能保证燃油箱被惰化。但是,OBIGGS存在对气源压力要求高、分离膜容易被

污染等缺点^[7-8]。

近年来,美国提出了新一代机载惰化技术——耗氧型惰化系统,即机载绿色惰化气体产生系统(Green On-Board Inert Gas Generation System,GOBIGGS),其基本原理是:从燃油箱上部空间提取空气和燃油蒸汽,通过催化氧化反应器进行可控的催化反应,其反应器出口的惰化气体为 CO_2 、 N_2 和少量未反应的 O_2 ,称为缺氧空气(Oxygen Depleted Air,ODA)。从国外文献报道来看,由于无需从发动机引气,其代偿损失小,同时相比OBIGGS,其拥有更高的惰化效率^[9-11]。

目前国内对燃油箱惰化技术研究主要集中在中空膜惰化和燃油洗涤惰化方面^[12-14],对GOBIGGS技术的研究起步较晚,目前还只停留在国外资料消化和前期的系统仿真阶段,例如冯诗愚等^[15]在进行了大量简化的前提下,采用集中参数

收稿日期: 2019-06-25; 录用日期: 2019-08-30; 网络出版时间: 2019-10-10 15:26

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191010.1219.001.html

基金项目: 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfj20180101); 江苏高校优势学科建设工程; 国家自然科学基金(U1933121)

*通信作者. E-mail: shiyuf@nuaa.edu.cn

引用格式: 王苏明, 冯诗愚, 李宗祺, 等. 燃油箱耗氧惰化与中空膜惰化的数值模拟及比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1032-1038. WANG S M, FENG S Y, LI Z Q, et al. Numerical simulation and comparison of oxygen consumption inerting and hollow membrane inerting in fuel tank[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1032-1038 (in Chinese).

法对其进行了0维瞬态仿真,分析了反应器效率对惰化性能的影响。但是 NEA 和 ODA 气体组成成分存在差异,特别是 ODA 中含有 CO_2 ,其密度远大于 N_2 和 O_2 ,因此 2 种气体充入燃油箱后浓度的分布和流动状态必然存在差异。有鉴于此,本文采用 CFD 方法对 OBIGGS 和 GOBIGGS 两种系统进行模拟,得到燃油箱上部空间各组分流动情况,并与燃油箱中空膜技术的惰化效率进行比较,为中国的新一代机载惰化技术研究工作提供支持。

1 计算方法与数学模型的建立

本文对 OBIGGS 与 GOBIGGS 惰化过程分别建立了数学模型,并采用 Fluent 模拟软件进行模拟,选取 Jet A 燃油作为研究对象,其分子式可以简化为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$,现作出如下假设:

- 1) 燃油箱内气体视为理想气体。
- 2) 计算步长内,各种气体充分混合。
- 3) 在指定温度下,燃油箱内燃油蒸汽的体积分数保持不变。
- 4) 2 种模型下,恢复平衡状态所需的弛豫时间远小于时间步长 Δt 。
- 5) GOBIGGS 模型下,反应器内燃油蒸汽与 O_2 充分反应,且水蒸气去除完全。

1.1 几何模型与数值计算方法

对 2 种系统模拟采用相同的燃油箱模型,燃油箱为立方体结构,带有气体入口、出口和补气口(见图 1),燃油箱容积为 2.5 m^3 ,长宽高如图所示,入口、出口以及补气口面积均为 $9.4 \times 10^{-3} \text{ m}^2$,为了防止补气口可能出现的回流,增加一个高度为 0.15 m 的补气管道,区别在于对 OBIGGS 进行模拟时,将补气口设置为壁面边界条件,即 OBIGGS 不存在补气口。

本文采用 ICEM CFD 对燃油箱进行网格划分,为了提高网格精度,采用结构化网格,划分网格如图 2 所示,对孔口位置进行加密,最小网格尺度为 2 cm 。

采用 Fluent19.0 进行计算模拟,2 种模拟方式速度压力耦合均采用压力隐式算子分割(Pressure Implicit with Splitting of Operators, PISO)算法,

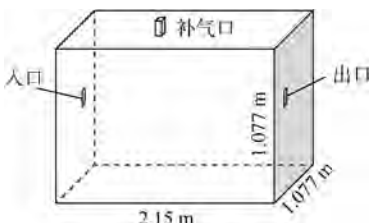


图 1 几何模型

Fig. 1 Geometry model



图 2 网格划分

Fig. 2 Mesh generation

并采用相同的控制方程,对于 NEA 和 ODA 的流动问题除遵循 Navier-Stokes 方程组外,同时由于计算域内组分在质量浓度梯度驱动下由高浓度区域向低浓度区域的扩散,因此还要求解组分输运方程。由于整个过程没有发生任何化学反应,组分输运方程不考虑化学反应的净生成率以及自定义源项产生的额外生成速率。因此,控制方程主要由质量守恒方程、动量守恒方程、能量守恒方程以及组分输运方程组成,即

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x_i} + \\ \quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + f_i \\ \frac{\partial (\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j T)}{\partial x_j} = \\ \quad \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{k \partial T}{c_p \partial x_j} \right) + S_T \\ \frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_n) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V} Y_n) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_n \end{array} \right. \quad (1)$$

式中: ∇ 为数学符号,表示矢量的微分; u_i 为 x_i 方向速度; f_i 为自定义动量源项; k 为热传导系数; p 为压力; c_p 为定压比热容; S_T 为自定义热源项; \mathbf{V} 为速度; ρ 为密度; ν 为运动学黏度; T 为温度; Y_n 为组分 n 的组分质量分数; \mathbf{J}_n 为组分 n 的扩散通量; 对于 OBIGGS, $n = 1, 2$ 分别表示 O_2 和 N_2 ; 对于 GOBIGGS, $n = 1, 2, 3, 4$ 分别表示 O_2 、 N_2 、 CO_2 、 H_2O 。

经计算入口雷诺数 $Re = 680$,因此采用层流模型,对于层流:

$$\mathbf{J}_n = -\rho D_{n,m} \Delta Y_n \quad (2)$$

式中: $D_{n,m}$ 为组分 n 的扩散系数。

1.2 2 种系统数学模型的建立

1) OBIGGS 数学模型

OBIGGS 将一定体积流量一定氧浓度的 NEA 从入口充入燃油箱与燃油箱内气体混合后从出口排出,从而对燃油箱进行惰化,入口处 O_2 的质量

量分数根据式(5)~式(7)获得;出口设置为质量流量出口;补气口设置为压力入口,各组分质量分数与空气中各组分质量分数一致,边界条件通过UDF加载至Fluent进行计算。

2 燃油箱数值模拟结果验证与分析

2.1 燃油箱中空膜数值模拟结果验证

为验证本文建立的数值模拟方法的正确性,将模拟计算结果与文献[16]的实验数据进行比较,采用NEA4进行中空膜惰化,NEA体积流量分别为56.6、111.2、152.9 L/min,燃油箱内初始O₂摩尔分数为0.21。

图5为燃油箱气相空间O₂摩尔分数随时间的变化关系。从图中可以看出,惰化进行至1600 s,体积流量为56.6 L/min时,利用CFD技术的数值模拟结果与实验结果吻合得较好。随着体积流量增大,数值模拟结果与实验结果的差距也在增大。惰化进行至1600 s,体积流量为152.9 L/min时,数值模拟结果与实验结果显示的燃油箱内O₂摩尔分数分别为0.075和0.07,相差6.7%。本文主要对比GOBIGGS与OBIGGS两种系统的惰化原理与惰化性能的差异,数值模拟结果与实验结果的误差在可接受的范围内,这证明了本文体积模拟方法的准确性和可行性。

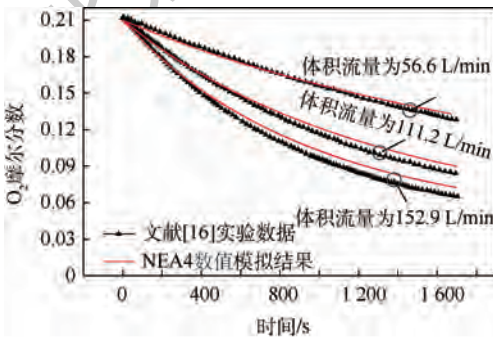


图5 数值模拟结果与文献[16]实验数据对比
Fig. 5 Comparison of numerical simulation results with experimental data of Ref. [16]

2.2 OBIGGS 和 GOBIGGS 数值模拟结果

将GOBIGGS的出口的抽吸气体积流量设置为111.2 L/min,根据文献[17],40℃时,燃油箱上部空间的燃油蒸汽的体积分数为0.8%。入口体积流量与入口组分质量分数通过UDF加载至Fluent,得到GOBIGGS的燃油箱上部空间O₂摩尔分数随时间的变化关系,同时计算出相同体积流量下NEA0的OBIGGS的燃油箱上部空间O₂摩尔分数随时间的变化关系,如图6所示,对于GOBIGGS燃油箱入口和出口中O₂与CO₂的质量分

数随时间的变化关系,如图7所示。

从图6和图7中可以看出,GOBIGGS惰化阶段分为2个阶段:第1阶段,开始到660 s时O₂充足,ODA中O₂的质量分数快速降低,CO₂的质量分数逐渐增加,燃油箱内部O₂摩尔分数下降速度逐渐增大;第2阶段,660 s以后O₂不足,此后ODA中O₂的质量分数持续为0,CO₂的质量分数趋于稳定,忽略ODA中的燃油蒸汽,此时ODA中只有N₂和CO₂,燃油箱上部空间O₂摩尔分数随时间变化关系趋于NEA0时OBIGGS燃油箱上部空间O₂摩尔分数随时间变化关系。

图8将体积流量分别为111.2 L/min和152.9 L/min的OBIGGS与体积流量为111.2 L/min的GOBIGGS燃油箱上部空间O₂摩尔分数随时间的变化关系进行了对比。从图中可以看出,在相同体积流量下,第1阶段,由于ODA中O₂摩尔分数在前期一段时间内高于NEA4的OBIGGS的惰化气体中O₂摩尔分数,GOBIGGS的燃油箱

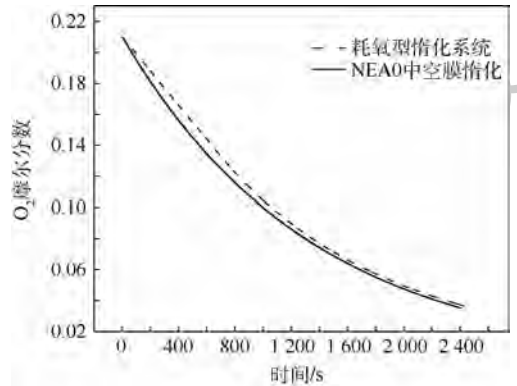


图6 不同模型下O₂摩尔分数随时间变化关系比较
Fig. 6 Comparison of oxygen mole fraction variation with time under different models

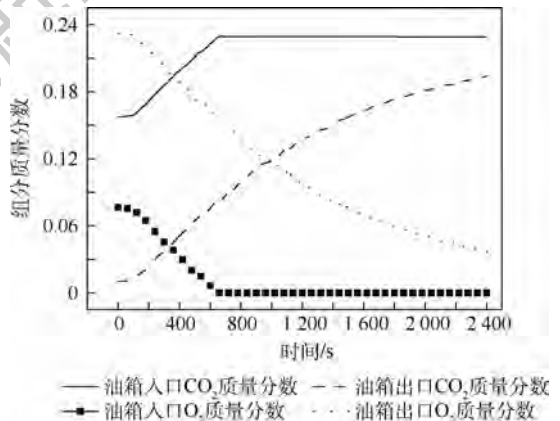


图7 GOBIGGS燃油箱入口O₂和CO₂质量分数随时间变化关系

Fig. 7 Time-dependent oxygen and carbon dioxide mass fraction at fuel tank inlet of GOBIGGS

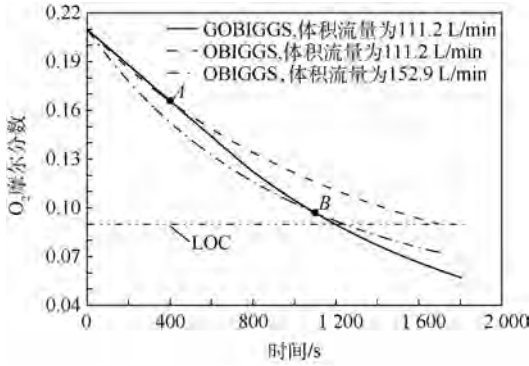


图8 不同体积流量、不同模型下 O_2 摩尔分数随时间变化关系比较

Fig. 8 Comparison of oxygen mole fraction variation with time under different volume flow rates and different models

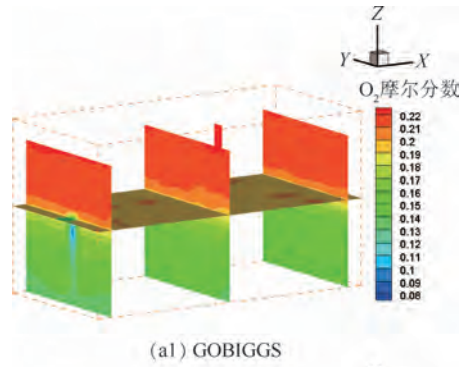
上部空间 O_2 摩尔分数略高于 OBIGGS,但随着 GOBIGGS 惰化气体中 O_2 摩尔分数持续下降,GOBIGGS 的燃油箱上部空间 O_2 摩尔分数的下降速度迅速增大,3种计算条件 O_2 摩尔分数达到9%所需时间从小到大依次为1196、1238、1697 s,可以看到,相同体积流量下,GOBIGGS 的惰化效果远好于 NEA4 的 OBIGGS,且体积流量为 111.2 L/min 的 GOBIGGS 的惰化时间小于体积流量为 152.9 L/min 的 NEA4 的 OBIGGS 的惰化时间。

2.3 OBIGGS 和 GOBIGGS 的 O_2 摩尔分数分布

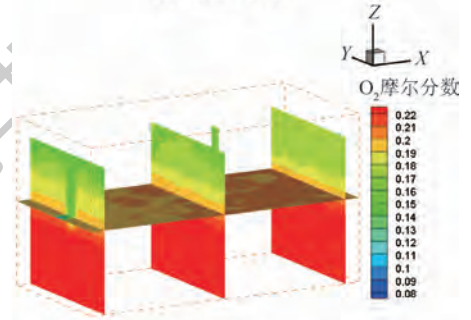
图9给出了图8中2个交点A、B处的流场分布图。图9(a)为在400 s时,体积流量均为111.2 L/min的GOBIGGS和OBIGGS的流场分布图;图9(b)为在1100 s时,体积流量分别为111.2 L/min和152.9 L/min的GOBIGGS和OBIGGS的流场分布图。

从图9可以看到,在燃油箱内平均 O_2 摩尔分数相同的情况下,两者 O_2 摩尔分数分布存在显著差别。对于GOBIGGS,上部空间 O_2 摩尔分数明显大于下部空间,OBIGGS则相反,主要原因在于NEA中主要气体为 N_2 ,其密度低于 O_2 ,故此会浮在 O_2 上方,而ODA中含有约20%的 CO_2 ,其密度远大于 O_2 ,因此会向下沉积。显然当燃油箱存在燃油时,气相空间的 O_2 摩尔分数也与此类似。

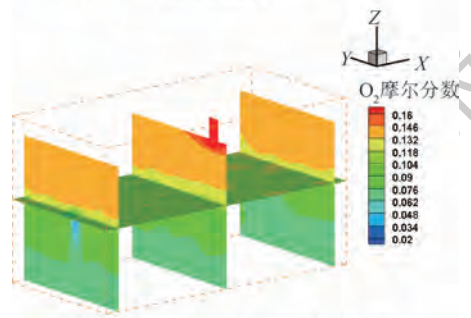
在两者平均 O_2 摩尔分数相同,且均小于LOC的情况下,GOBIGGS的安全性优于OBIGGS,其原因在于 CO_2 的覆盖作用,气-油界面燃油蒸汽最高的区域被保护,一旦燃油箱其他局部位置产生燃烧,在 CO_2 的保护下燃烧不易向气-油界面扩散而加剧燃烧,反而有可能抑制燃烧,OBIGGS则相反。



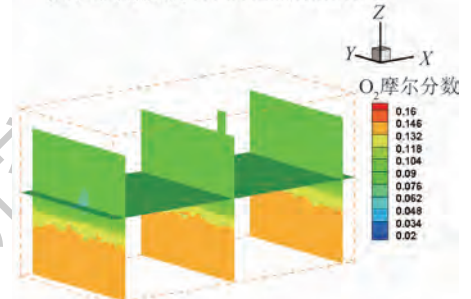
(a) GOBIGGS



(a2) OBIGGS
(a) $t = 400$ s, 体积流量为 111.2 L/min



(b1) 体积流量为 111.2 L/min, GOBIGGS



(b2) 体积流量为 152.9 L/min, OBIGGS
(b) $t = 1100$ s

图9 不同模型的 O_2 摩尔分数分布云图

Fig. 9 Oxygen mole fraction distribution contours of different models

3 结论

本文建立了GOBIGGS和OBIGGS的数学模型,并分别模拟了GOBIGGS与OBIGGS的流场分布,OBIGGS数值模拟结果与实验结果相比较显示数值模拟结果较为准确,研究结果表明:

1) GOBIGGS 惰化过程分为 2 个阶段:第 1 阶段, O_2 充足时,ODA 中 O_2 的质量分数快速降低;第 2 阶段, O_2 不足时,ODA 中 O_2 的质量分数持续为 0,此时 GOBIGGS 使燃油箱气相空间 O_2 摩尔分数下降曲线与 100% NEA 的 OBIGGS 使燃油箱气相空间 O_2 体积分数下降曲线相近。

2) 相同惰化气体体积流量下,GOBIGGS 使燃油箱气相空间 O_2 摩尔分数达到 LOC 所需时间远小于 OBIGGS;在 ODA 流量体积为 NEA 的一半时,GOBIGGS 使燃油箱气相空间 O_2 摩尔分数达到 LOC 所需时间仍略小于 OBIGGS,主要原因在于 ODA 中 O_2 含量极低。

3) GOBIGGS 对燃油箱进行惰化时,气相空间上部 O_2 摩尔分数大于下部空间 O_2 摩尔分数,OBIGGS 则相反,主要原因在于 NEA 中主要成分为 N_2 ,密度小于 O_2 ,浮在 O_2 上方,ODA 中含有 20% 左右的 CO_2 ,密度大于 O_2 ,沉在 O_2 下方。

参考文献 (References)

- [1] MANATT S A. Fuel tank inerting systeml; US, 4556180 [P]. 1985-12-03.
- [2] 刘小芳,刘卫华.飞机供氧和燃油箱惰化技术概况[J].北华航天工业学院学报,2008,18(3):4-7.
LIU X F,LIU W H. Outline of airborne oxygen supplied and its fuel tanks inerted[J]. Journal of North China Institute of Aerospace Engineering,2008,18(3):4-7 (in Chinese).
- [3] ELY J J,NGUYEN T X,DUDLEY K L, et al. Investigation of electromagnetic field threat to fuel tank wiring of a transport aircraft; NASA/TP-2000-209867 [R]. Washington, D. C. : NASA, 2000.
- [4] 肖再华.飞机燃油箱惰化[J].航空科学技术,2005(1):31-33.
XIAO Z H. Inerting aircraft fuel tanks [J]. Aeronautical Science and Technology,2005(1):31-33 (in Chinese).
- [5] LANGTON R,CLARK C,HEWITT M, et al. Aircraft fuel systems [M]. Hoboken; New John Wiley & Sons,2009:11-22.
- [6] JOSEPH K,HYLANDS G. Fuel system inertingl; US, 8828344 [P]. 2014-09-09.
- [7] DESMARAIS L A,TOLLE F F. Integrated aircraft fuel tank inerting and compartment fire suppression system. Volume 2. Evaluation of nitrogen-enriched air as a fire suppressant AFWAL-TR-83-2021 [R]. Seattle; Boeing Military Airplane Co, 1983.
- [8] 张立涛,张玉忠,林立刚,等.中空纤维膜的抗臭氧性能研究[J].膜科学与技术,2012,32(5):45-51.
ZHANG L T,ZHANG Y Z,LIN L G, et al. Study on anti-ozone properties of hollow fiber membranes [J]. Membrane Science

and Technology,2012,32(5):45-51 (in Chinese).

- [9] WALKER S,JUNG W,ROBERTSON S. Demonstration of a novel catalyst based green on board inert gas generation system (GOBIGGS™) for fuel tank inerting [C] // The AHS 69th Annual Forum. Phoenix: [s. n.]. 2013.
- [10] 刘凤春,邱献双.一种新型的飞机油箱催化惰化系统[J].航空科学技术,2011(4):27-29.
LIU S C, QIU X S. A new fuel tank catalytically inerting system [J]. Aeronautical Science and Technology,2011(4):27-29 (in Chinese).
- [11] JOHNSON R W,ZAKI R,YATES S F. Advanced carbon dioxide fuel tank inerting systeml; US,7905259 [P]. 2011-03-15.
- [12] 王志伟,王学德,刘卫华,等.不同进气方式对某民机中央翼油箱惰化性能的影响[J].安全与环境学报,2012,12(3):172-176.
WANG Z W,WANG X W,LIU W H, et al. Influence of different distribution methods on the inerting process of a civil airplane center wing tank [J]. Journal of Safety and Environment, 2012,12(3):172-176 (in Chinese).
- [13] 汪明明,冯诗愚,蒋军昌,等.飞机燃油箱中空膜与洗涤惰化技术比较分析[J].南京航空航天大学学报,2010,42(5):614-619.
WANG M M,FENG S Y,JIANG J C, et al. Comparative analysis of fuel washing and scrubbing in aircraft fuel tank [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2010,42(5):614-619 (in Chinese).
- [14] 张声奇,王学德,王志伟,等.多隔舱燃油箱惰化流场的数值模拟与分析[J].航空动力学报,2013,28(4):838-843.
ZHANG S Q,WANG X D,WANG Z W, et al. Numerical simulation and analysis of nitrogen-enriched air flow in multi-bay fuel tank [J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(4):838-843 (in Chinese).
- [15] 冯诗愚,李超越,邵垒,等.一种燃油箱耗氧型惰化系统地面惰化性能分析[J].航空动力学报,2017,32(2):268-274.
FENG S Y,LI C Y,SHAO L, et al. Analysis on ground-based inerting performance of a fuel tank green on-board inert gas generation system [J]. Journal of Aerospace Power, 2017,32(2):268-274 (in Chinese).
- [16] BURNS M,CAVAGE W M. Inerting of a vented aircraft fuel tank test article with nitrogen-enriched air; DOT/FAA/AR-01/6 [R]. Washington, D. C. : FAA,2001.
- [17] SOCHET I,GILLARD P. Flammability of kerosene in civil and military aviation [J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries,2002,15(5):335-345.

作者简介:

王苏明 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器燃油系统。

冯诗愚 男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器环境控制和燃油系统。

Numerical simulation and comparison of oxygen consumption inerting and hollow membrane inerting in fuel tank

WANG Suming, FENG Shiyu^{*}, LI Zongqi, PENG Xiaotian, LIU Weihua

(Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support, MTT, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problem of oxygen mole fraction changing with time in the upper space of oil tank of oxygen consuming inerting system. A mathematical model was established for the reaction process of the Green On-Board Inert Gas Generation System (GOBIGGS), and the inerting process of the GOBIGGS and the On-Board Inert Gas Generation System (OBIGGS) was simulated by CFD method. The simulation results were compared with the experimental data, which verifies the accuracy of the simulation results. The research results show that, when the flow rate of the exhaust gas from the fuel tank in the GOBIGGS is identical with that of the Nitrogen Enriched Air (NEA) in the OBIGGS, GOBIGGS not only has shorter inerting time than OBIGGS, but also reduces the oxygen mole fraction of the fuel tank to a lower level. The inerting effect of the GOBIGGS is similar to that of the OBIGGS of NEA0 (100% N₂) under the same flow rate. GOBIGGS makes the upper oxygen mole fraction greater than the lower oxygen mole fraction in the gas phase space of the fuel tank, while OBIGGS is the opposite.

Keywords: fuel tank; inerting; numerical simulation; oxygen mole fraction; gas phase space

Received: 2019-06-25; **Accepted:** 2019-08-30; **Published online:** 2019-10-10 15:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191010.1219.001.html

Foundation items: Open Fund of Graduate Innovation Base (Laboratory) of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (kfjj20180101); The Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions; National Natural Science Foundation of China (U1933121)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0583

基于深度学习的图像拼接篡改检测

边亮^{1,*}, 罗霄阳², 李硕²

¹北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; ²中国人民公安大学 信息技术与网络安全学院, 北京 100038)

摘 要: 传统图像拼接检测算法通过研究人员手动构造拼接特征, 随着科技的进步以及图像处理技术的不断发展, 手动构造特征的局限性逐渐体现出来, 鲁棒性较弱, 位置不易确定等。为了解决这些问题, 构建了一种卷积神经网络(CNN), 将卷积核前置并固定, 自主学习相关特征从而检测拼接篡改的图像区域。经过一系列研究, 发现拼接篡改图像的拼接篡改区域特征可以被CNN模型学习。在CNN模型之前, 卷积核使用高通滤波器, 激活函数采用指数线性单元(ELU), 使得CNN模型具有识别拼接篡改图像边缘痕迹等特征的能力。检测结果表明: 在IEEE IFS-TC图像拼接取证竞赛训练集上对拼接篡改图像拼接篡改区域定位的准确率为84.3%, 对拼接篡改区域判定的真负类率为96.18%。

关键词: 卷积神经网络(CNN); 图像拼接取证; 深度学习; 指数线性单元(ELU); 损失函数

中图分类号: TP751; TP183

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2020)05-1039-06

图像拼接是一种常见的图像内容篡改技术, 随着信息技术的发展, 图像编辑软件的可用性越来越高, 普通用户也可以轻易地对图片进行修改却不留下明显的痕迹。图像篡改降低了图像的可信度, 由此引发了一系列法律、道德问题。因此, 越来越多的研究者开始关注图像拼接检测技术。

近年来, 众多学者对图像特征检测算法进行了研究, 提出了多种算法, 如利用光照一致性^[1]、纹理^[2]、相机^[3-4]、马尔可夫^[5-6]等特征, 以及图像噪声估计^[7-9]等方法, 较好实现了对拼接篡改图像的检测。利用小波变换和遗传算法检测拼接篡改图像具有非常不错的效果^[10]。Rajput和Ansari^[11]使用多种滤波器提高检测准确度。一种自嵌入脆弱水印方案用3个分量综合确定图片的真实性^[12]。然而这些算法无法确定篡改区域的具体位置。一部分图像拼接检测的研究人员手动构造用于拼接检测的特征, 虽然人工构造的特征针对

性强, 但不能广泛适用, 只在某些特定的问题和比较短的时间内有效。

近年来, 深度学习理论蓬勃发展, 为图像拼接检测技术提供了一种新的思路。利用深度学习的方法提取拼接图像的特征, 这些特征本质上表征了图像中的篡改区域^[13]。该方法直接依赖于数据, 几乎适用于所有的图像, 适用性非常强, 很大程度上减少了相关研究人员分析选择特定特征需要花费的时间和精力。

本文构建了一种特征学习算法用于图像拼接篡改区域检测, 算法将卷积神经网络(Convolutional Neural Networks, CNN)前端添加高通滤波器, 配合指数线性单元(Exponential Linear Unit, ELU), 检测拼接篡改的区域。本文算法对拼接篡改图像之中的痕迹进行提取, 避免了人工提取的鲁棒性不强问题; 在CNN提取特征后, 直接对图像进行分类, 避免了单独训练分类的耗时。

收稿日期: 2019-11-13; 录用日期: 2019-11-29; 网络出版时间: 2020-02-21 15:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200220.2245.001.html

*通信作者。E-mail: askquestionbl@163.com

引用格式: 边亮, 罗霄阳, 李硕. 基于深度学习的图像拼接篡改检测[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5): 1039-1044.

BIAN L, LUO X Y, LI S. Image mosaic tampering detection based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5): 1039-1044 (in Chinese).

1 算法原理

CNN 广泛应用于图像识别、分类等工作,效果显著,是最典型的深度学习模型之一。相比于传统前馈神经网络具有相似大小层,CNN 将局部连接、权值共享和池化结合起来,具有更少的连接和参数,使得对于图像的任务可以成功进行。本文提出了一种基于 CNN 的拼接检测模型,可以直接从图像中提取其经过拼接操作后的痕迹特征,从而完成拼接检测。该网络模型架构如图 1 右侧所示。图 1 左侧流程图是拼接图像取证的方案。

该方案所提出的基于 CNN 的图像拼接检测算法是将图像拼接检测问题看作二元分类问题,与传统方法不同之处在于:

1) CNN 的本质是模拟生物自然的视觉认知机制,其中的卷积层表征了生物在通过视觉认知事物时的“感受野”,即事物的局部特征。通过卷积层获取认知对象的局部特征,送入到激励层和池化层。而激励层和池化层将接收到的部分特征进一步进行分析和降维,进而筛选出拼接图像中最为本质的特征。

2) 本文算法不再需要单独训练神经网络来进行最后的分类。通过各个卷积层提取出图像特征后,在全连接层进行特征的整合,最终利用 softmax 分类器直接进行分类。

3) 在一般的图像处理算法中,通过预处理可以将图像尺寸设定为较小的尺寸,可以减少网络模型的层数,从而缩短模型训练的时间。但是简单的下采样会丢失图像中的有用信息,故而在训练图像拼接检测网络模型时,直接输入原检测图像。本文图像拼接检测网络模型结构主要由图像预处理层、卷积层和全连接层构成。

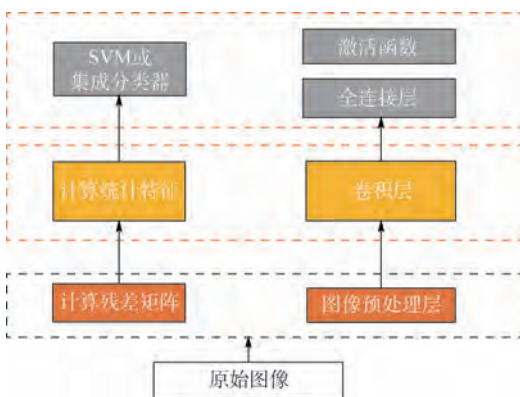


图 1 传统检测模型与 CNN 拼接检测模型框架示意图

Fig. 1 Framework sketch map of traditional detection model and CNN mosaic detection model

1.1 图像预处理层

图像预处理的功能包含对训练样本进行提纯、数据归一化、压缩图像大小、数据增强以及适应神经网络结构。原始数据中可能存在不适用于该算法的数据,需要通过预处理,将这部分数据去掉,或者减少它们的影响。在对图像做卷积时,一般将数据统一映射到 $[0, 1]$ 区间上,目的是去除数值的单位限制,一方面便于不同量级的指标能够进行比较,另一方面可提升模型的收敛速度。针对某项任务,合适的图像尺寸对提高模型检测速度和精度都有一定的帮助。对训练样本进行预处理,可以增加数据的多样性,使得网络具有更好的鲁棒性,常规的方法有翻转、裁剪、镜像等。模型接收的数据格式是固定的,在训练之前,需要将训练样本处理成网络可以识别的格式。

1.2 卷积层

经过图像预处理层和卷积层处理后的输入图像中的拼接篡改痕迹被逐层聚集。具体在卷积层内部的操作主要包括以下 3 种:卷积、非线性激活和池化。

卷积运算的优越性在于稀疏交互和权值共享。其中稀疏交互是指每个低级特征将仅从输入的一个部分计算,大大减少了需要存储的参数,更小的复杂度达到相同的效果。

完成卷积之后,紧跟着的是激活函数以便引入非线性特性。主要功能是限制每一层卷积的输出幅度。激活函数的选择由数据性质和目标变量分布决定^[14]。

在卷积的整个过程中,池化是整个流程中的最后一步,这种方法在下采样中加入非线性的因素。一般使用的是平均池化(Mean Pooling)和最大池化(Maximum Pooling),在该算法中,经过实验分析,选用了最大池化。

图 2 为一个池化层的示例,在 4×4 的特征矩阵上沿着宽度和高度下采样,生成了一个 2×2 大小的特征矩阵,原有的信息减少了 $3/4$ 。

总的来说,池化层具有如下功能:①减少特征图的大小;②随着图像边缘特征等信息逐渐抽象为需要的高层特征;③具有防止模型过拟合,提升模型的泛化能力的功能。

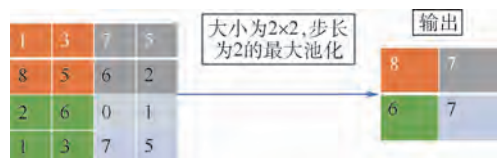


图 2 最大池化示意图

Fig. 2 Sketch map of maximum pooling

1.3 分类处理层

分类处理层主要组成结构是2层全连接层:模型前部的卷积计算得到的计算结果逐层传递一直到变量数量足够少进入全连接层,从而将卷积层传递的特征化为高度抽象的结果。

在训练网络时,需要选择合适的损失函数(Loss Function),并进行合适的调整以得到最好的网络性能。损失函数包含对数似然函数、交叉熵函数等。本文经过多次实验和调整最终选择交叉熵函数。

模型通过将损失函数最小化进行调优。具体就是:通过计算网络与真值的距离,并通过反向传播更新网络模型中的参数^[15]。为了防止过拟合问题的出现,使用网络模型中加入了 dropout。dropout 具体情况是:以一定的概率(通常为 0.5)去掉模型中某条神经元上连接的数据。这种方法提高了模型的泛化能力,最终提高了模型的性能。

2 模型结构

网络模型的具体结构设置如图3所示。图中:卷积滤波固定,@前后的数字分别表示特征图的数量和大小。输入分辨率 96×96 的图像,图像格式由图像预处理层负责统一,然后经过3层卷积。第1层卷积核大小为 5×5 ,数量16;第2层和第3层卷积核大小为 3×3 ,数量依次为32、64。第1个卷积层C1对经过图像预处理层的图像数据卷积得到尺寸为 92×92 的特征矩阵;第2个卷积层C2对由C1输出的特征矩阵卷积;第3个卷积层C3则拥有64个通道,对C2输出的特征矩阵卷积。完成3次卷积处理后,特征图中变量数量级可以由全连接处理。全连接层由L4(变量6400)和L5(变量640)两层构成,用ELU作为激活函数。于此同时,在卷积层C1~C3中每次卷积完成后,都要经过窗口大小为 3×3 、步长为3的最大池化;最终由卷积层和全连接层提取的6400个特征变量输送到3个分类模块,分类模块

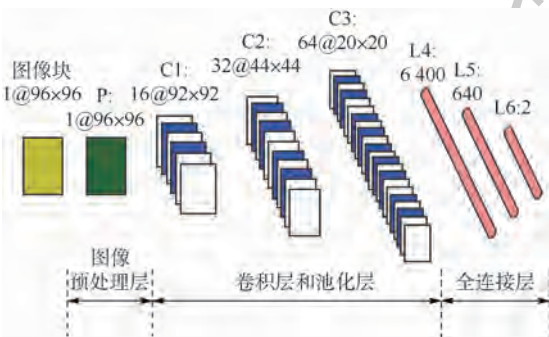


图3 CNN结构示意图

Fig.3 Structure map of CNN

由全连接层构成。全连接层所有输出经过修正线性单元(RELU)处理,然后进入分类层给出预测结果,分类层使用 softmax 进行处理。本文使用的语言是 python,python 版本为 3.6,选择 Tensorflow 作为搭建网络模型的工具,版本为 1.6。最终在一台搭载 ENVY dv4 Intel (R) core (TM) i5-3230M CPU 2.4 GHz处理器上的惠普电脑上完成了网络训练。

3 实验及结果分析

3.1 实验数据集与样本生成

训练模型使用的数据集来自 IEEE IFS-TC 图像拼接取证大赛,共包含图像 1500 张,其中真实图像 1050 张,被篡改拼接过的图像 450 张。在训练网络模型时,按 4 : 1 的比例将全部图像分为训练集和测试集:训练集 1200 张图像中包含 800 张真实图像、400 张篡改拼接过的图像;测试集 300 张图像包含 250 张真实图像、50 张篡改拼接过的图像。根据神经网络模型数据驱动的特点,首先将图像裁剪成局部重叠且分辨率大小为 96×96 的三通道彩色图像。然后向右移动每张图像,移动步长为 10 个像素。对拼接篡改图像的处理需要保证拼接篡改区域的像素面积占整个图像像素面积的 25% ~ 75%,以便于模型准确识别检测。在整个实验过程中,共使用了尺寸为 96×96 的训练图像 140000 张,其中真实图像和拼接图像各占一半,随机选择其中 130000 张用于训练图像,剩余 10000 张用于验证图像。最后对所有训练测试图像进行标准化,使用的是归一化方法,表达式为

$$M'_{ij} = \left(\frac{M_{ij} - \text{pixel_depth}}{2} \right) / \text{pixel_depth} \quad (1)$$

式中: M_{ij} 为输入,在本模型中则为大小 $96 \times 96 \times 3$ 的矩阵(输入图像为 96×96 的 RGB 彩色图像);pixel_depth 为单位像素灰度的最大值。

将输入图像按照各自的通道(R、G、B)分开为3个部分。分别进行无关联的独立训练,使用集成分类器对输出结果投票,将2个及以上判定为拼接篡改图像的原图像最终判定为拼接,否则,认定原图像为真实图像。判定过程如图4所示。

3.2 网络优化与实验结果

过拟合是一种比较普遍地影响模型最终识别准确度的问题,为了防止训练过程中网络模型出现过拟合的问题,经过实验分析,选择 L2 正则化防止这一问题的出现。

训练方法为小批量梯度下降(Mini-Batch Gradient Descent),单次输入数量为 16,利用优化

算法 Adam 进行调优,为了改善传统的梯度下降算法,Adam 使用了动量(参数的移动平均数),防止网络模型振荡不收敛,以及 Adam 算法本身具有的学习率自衰减机制,将学习率设置为 0.001,在训练过程中不再需要手动调整学习率的大小。

训练共迭代 8 000 次,模型每 32 次打印输出损失和模型在验证集上的准确率。从图 5 中可以

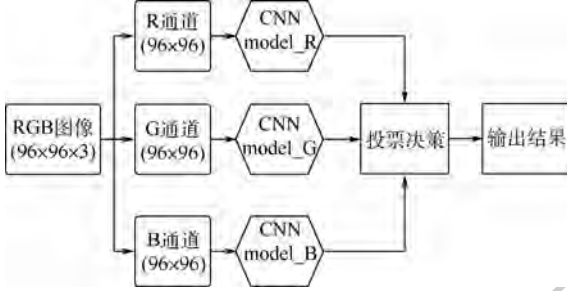


图 4 拼接篡改图像检测流程图

Fig. 4 Flowchart of mosaic tampering image detection

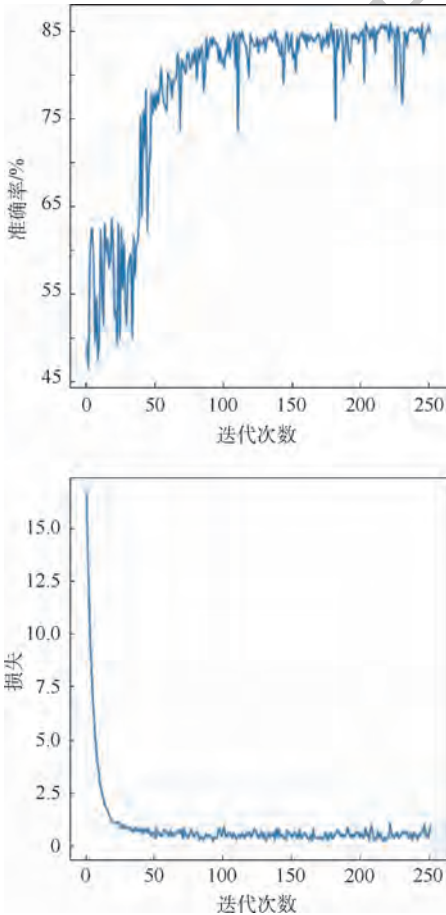


图 5 神经网络训练过程验证集上的准确率和损失函数下降的过程示意图

Fig. 5 Process diagram of accuracy rate and loss function decline on verification set of neural network training process

看出,随着训练次数递增,模型在训练集上的损失逐渐降低直到趋于稳定,在验证集上的准确率逐渐升高直到趋于稳定。

RGB 三个颜色通道模型的 ROC (Receiver Operating Characteristic) 曲线如图 6 所示。图中: TPR 为真正类率, FPR 为假正类率, B 通道在训练过程中稍好,但是最终都趋于稳定。经过多次的模型训练,结果表明分类器输出可能会有细微差异,但整体来看,可以认为是趋于相同的。经过训练,最终 R、G、B 通道模型在测试集上的准确率分别为 82.1%、81.9%、82.9%。通过判决器之后的准确率为 84.3%。详细数据如表 1 所示。从表中不难发现,对包含拼接篡改区域的图像,模型准确率在 70% 左右,不包含拼接篡改区域的图像误检率为 5% 左右,整体准确率为 83% 左右。通过分通道卷积最终判决的策略,准确率得到明显提高。

图 7 为模型检测结果的示例。从图中可以看出,该算法对于图像拼接篡改现象具有预期的检测效果。

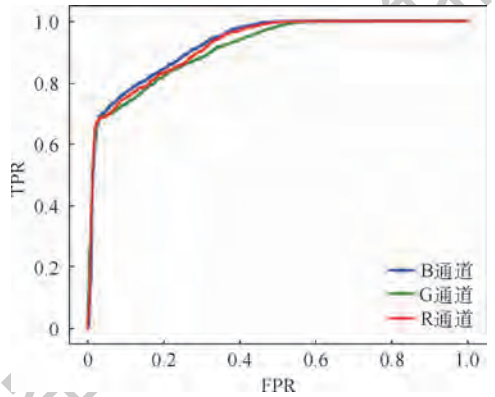


图 6 不同特征在 IEEE IFS-TC 训练集上的 ROC 曲线

Fig. 6 ROC curves of different characteristics on IEEE IFS-TC training set

表 1 不同分类器在测试集上的实验结果
Table 1 Experimental results of different classifiers on test sets

分类器	准确率	召回率	真负类率
B_CNN	82.9	70.32	95.54
R_CNN	82.1	69.82	95.15
G_CNN	81.9	69.85	93.95
RGB_CNN 集成分类器	84.3	73.84	96.18



图7 实验结果

Fig.7 Experimental results

4 结 论

本文将 CNN 的方法、理念引入到图像拼接篡改检测问题当中,利用深度学习的方法学习拼接篡改图像被篡改地方的特征,通过多次实验以及分析,得出以下结论:

1) 所提出的一种适用于拼接篡改图像检测的深度学习网络模型,通过卷积以及多次迭代,能够学习真实图像与拼接图像的区别,并通过卷积拼接特征达到抽象出更高级特征的目的。

2) 算法使用一个网络结构将特征提取与分类进行融合,利用反向传播不断更新参数,能够使模型准确率得到提升。

3) 在 IEEE IFS-TC 数据集上的测试结果表明,该算法在 IEEE IFS-TC 数据集上性能良好,不过由于网络模型自主学习到的拼接特征可控性较弱,从而导致得到的模型受到局限,无法广泛应用到全部类别的拼接篡改图像检测中。

随着深度学习理论的进一步发展,对抗神经网络(GAN)逐渐走向成熟,在今后的研究中,将尝试把 GAN 引入图像拼接检测领域,通过 GAN 中生成网络 and 对抗网络的博弈式训练,进一步提高算法检测的准确度。

参考文献 (References)

[1] HAGHIGHI B B, TAHERINIA A H, MOHAJERZADEH A H. TRLG: Fragile blind quad watermarking for image tamper detection and recovery by providing compact digests with optimized quality using LWT and GA [J]. *Information Sciences*, 2019, 486: 204-230.

[2] 李燕, 钟磊, 李健. 基于LBP和共生矩阵的图像拼接篡改检

测 [J]. *武汉大学学报(理学版)*, 2015, 61(6): 517-524.

LI Y, ZHONG L, LI J. Detection of image splicing forgery based on LBP and co-occurrence matrix [J]. *Journal of Wuhan University (Natural Science Edition)*, 2015, 61(6): 517-524 (in Chinese).

[3] LUO W, QU Z, HUANG J, et al. A novel method for detecting cropped and recompressed image block [C] // *IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 217-220.

[4] SWAMINATHAN A, WU M, LIU K J R. Component forensics of digital cameras: A non-intrusive approach [C] // *2006 40th Annual Conference on Information Sciences and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1194-1199.

[5] ZHANG Q, LU W, WANG R, et al. Digital image splicing detection based on Markov features in block DWT domain [J]. *Multimedia Tools and Applications*, 2018, 77(23): 31239-31260.

[6] KANG X, LI Y, QU Z, et al. Enhancing source camera identification performance with a camera reference phase sensor pattern noise [J]. *IEEE Transactions on Information Forensics and Security*, 2012, 7(2): 393-402.

[7] ZENG H, ZHAN Y, KANG X, et al. Image splicing localization using PCA-based noise level estimation [J]. *Multimedia Tools and Applications*, 2017, 76(4): 4783-4799.

[8] YAO H, WANG S, ZHANG X, et al. Detecting image splicing based on noise level inconsistency [J]. *Multimedia Tools and Applications*, 2017, 76(10): 12457-12479.

[9] HAN J G, PARK T H, MOON Y H, et al. Quantization-based Markov feature extraction method for image splicing detection [J]. *Machine Vision and Applications*, 2018, 29(3): 543-552.

[10] BELFERDI W, BEHLOUL A, NOUI L. A Bayer pattern-based fragile watermarking scheme for color image tamper detection and restoration [J]. *Multidimensional Systems and Signal Processing*, 2019, 30(3): 1093-1112.

[11] RAJPUT V, ANSARI I A. Image tamper detection and self-recovery using multiple median watermarking [J/OL]. *Multimedia Tools and Applications*, 2019: 1-17 [2019-03-01]. <https://doi.org/10.1007/s11042-019-07971-w>.

[12] SHIN H C, ORTON M R, COLLINS D J, et al. Stacked autoencoders for unsupervised feature learning and multiple organ detection in a pilot study using 4D patient data [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence*, 2013, 35(8): 1930-1943.

[13] VINCENT P, LAROCHELLE H, LAJOIE I, et al. Stacked denoising autoencoders: Learning useful representations in a deep network with a local denoising criterion [J]. *Journal of Machine Learning Research*, 2010, 11(12): 3371-3408.

[14] LUKAS J, FRIDRICH J, GOLJAN M. Digital camera identification from sensor pattern noise [J]. *IEEE Transactions on Information Forensics and Security*, 2006, 1(2): 205-214.

[15] LECUN Y, BOTTOU L, BENGIO Y, et al. Gradient-based learning applied to document recognition [J]. *Proceedings of the IEEE*, 1998, 86(11): 2278-2324.

作者简介:

边亮 男,硕士研究生。主要研究方向:图像信息融合与处理。

罗霄阳 男,硕士研究生。主要研究方向:机器学习、图像

取证。

李硕 男,硕士研究生。主要研究方向:视频图像侦查。

Image mosaic tampering detection based on deep learning

BIAN Liang^{1,*}, LUO Xiaoyang², LI Shuo²

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Information Technology and Network Security, People's Public Security University of China, Beijing 100038, China)

Abstract: The traditional image stitching detection algorithm manually constructs the stitching features by researchers. With the advancement of technology and the continuous development of image processing technology, the limitations of the features of manual construction, such as weak robustness and difficult positioning, are gradually manifested. Aimed at this kind of problem, this paper proposes to construct a Convolutional Neural Network (CNN) by means of fixed pre-convolution kernel, and detect the image tampering area by feature self-learning. Through experiments and research, it is found that the features of the mosaic tampering area of the spliced tamper image can be learned by the CNN model. Prior to the CNN model, the convolution kernel uses a high-pass filter and the activation function uses an Exponential Linear Unit (ELU), which makes the CNN model be capable of identifying features such as splicing and tampering with image edge traces. The detection results show that the positioning accuracy for the falsification image's tampering area is 84.3% in the IEEE IFS-TC image forensics training set and the detection true negative rate of the tampering area is 96.18%.

Keywords: Convolutional Neural Network (CNN); image mosaic forensics; deep learning; Exponential Linear Unit (ELU); loss function

《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核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》 第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第46卷第5期 2020年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.5 May 2020

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 JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965



9 771001 596205