北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2022-05
Vol.48 No.5

北京航空航天大学学报

第 48 卷　第 5 期　（总第 351 期）　2022 年 5 月

北航学报
赠阅

目　次

基于正负极动力学特性的锂离子电池优化充电方法 …… 张彩萍，李峰，张琳静，王宇斌，贾新羽，张维戈（725）

一种分布式异构多 AUV 任务分配鲁棒拍卖算法 …… 李鑫滨，郭力争，韩松（736）

基于混合遗传算法的多箱型集装箱装载问题分析 …… 张长勇，刘佳瑜（747）

时变方差自回归模型的联合估计函数方法推断 …… 韩玉，田宝成，王书鹏（756）

基于副气囊的平流层浮空器高度控制 …… 林康，马云鹏，郑泽伟，武哲（762）

基于 CE-PF 算法的舰载机离场调度优化问题 …… 万兵，韩维，苏析超，刘洁（771）

面向可靠性预计的软件运行时行为模型构造方法 …… 李秋英，陆民燕，古廷阳（786）

Android 恶意 APP 多视角家族分类方法 …… 郝靖伟，罗森林，张寒青，杨鹏，潘丽敏（795）

基于贪心策略的直角坐标机器人动态分拣规划 …… 陈林，毕树生，李大寨，林闯，欧阳铜（805）

基于熵理论的复杂装备费用测算模型 …… 魏东涛，刘晓东，丁刚，陈玉金（816）

一种修正的马氏距离判别法 …… 王珂瑶，王志文，赵青，王珊珊（824）

腹板开口对复合材料梁腹板剪切承载性能的影响 …… 周睿，高维成，刘伟（831）

基于 LMI 的过渡态主控回路闭环控制律优化设计 …… 缪柯强，王曦，朱美印（841）

融合低秩和稀疏先验的结构性缺失图像修复 …… 胡倩勇，杨晓梅，李昊怡，梅宇博，郑秀娟，刘凯（855）

基于合作博弈的多机冲突解脱算法 …… 张宏宏，甘旭升，辛建霖，刘一群，陈旭祎（863）

基于深度学习的无人机视觉目标检测与跟踪 …… 蒲良，张学军（872）

基于通道注意力机制的行人重识别方法 …… 孙义博，张文靖，王蓉，李冲，张琪（881）

基于神经网络的车辆强制换道预测模型 …… 崔洁茗，余贵珍，周彬，李存金，马继伟，徐国艳（890）

多飞行器突防打击一体化微分对策制导律设计 …… 程涛，周浩，董晓飞，陈万春（898）

基于 DDPG 算法的变体飞行器自主变形决策 …… 桑晨，郭杰，唐胜景，王肖，王子瑶（910）

导弹增量式自适应容错控制系统设计 …… 方艺忠，陆宇婷，韩拓，胡庆雷（920）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 204 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 21 * 2022-05

（**编　辑**　张　嵘　李艳霞　孙　芳　卞欢欢）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

北航学报 赠阅

Vol. 48 No. 5 (Sum 351) May 2022

CONTENTS

Optimized charging method of lithium-ion batteries based on dynamic characteristics of electrodes
…… ZHANG Caiping, LI Feng, ZHANG Linjing, WANG Yubin, JIA Xinyu, ZHANG Weige (725)
A robust auction algorithm for distributed heterogeneous multi-AUV task assignment
…… LI Xinbin, GUO Lizheng, HAN Song (736)
Multi-box container loading problem based on hybrid genetic algorithm
…… ZHANG Changyong, LIU Jiayu (747)
A combined estimation functions method for autoregressive model with time-varying variance
…… HAN Yu, TIAN Baocheng, WANG Shupeng (756)
Height control of stratospheric aerostat based on secondary airbag
…… LIN Kang, MA Yunpeng, ZHENG Zewei, WU Zhe (762)
Carrier-based aircraft departure scheduling optimization based on CE-PF algorithm
…… WAN Bing, HAN Wei, SU Xichao, LIU Jie (771)
Construction method of software runtime behavior model for reliability prediction
…… LI Qiuying, LU Minyan, GU Tingjang (786)
Android malicious APP multi-view family classification method
…… HAO Jingwei, LUO Senlin, ZHANG Hanqing, YANG Peng, PAN Limin (795)
Dynamic sorting planning of Cartesian robot based on greedy strategy
…… CHEN Lin, BI Shusheng, LI Dazhai, LIN Chuang, OUYANG Tong (805)
Complex equipment cost estimation model based on entropy theory
…… WEI Dongtao, LIU Xiaodong, DING Gang, CHEN Yujin (816)
A modified Mahalanobis distance discriminant method
…… WANG Keyao, WANG Huiwen, ZHAO Qing, WANG Shanshan (824)
Effects of web cutout on bearing performance of composite beam webs under shear load
…… ZHOU Rui, GAO Weicheng, LIU Wei (831)
Optimal design of transient main closed-loop control law based on LMI
…… MIAO Keqiang, WANG Xi, ZHU Meiyin (841)
Structural missing image inpainting based on low rank and sparse prior
…… HU Xunyong, YANG Xiaomei, LI Haoyi, MEI Yubo, ZHENG Xiujuan, LIU Kai (855)
Multi-aircraft conflict resolution algorithm based on cooperative game
…… ZHANG Honghong, GAN Xusheng, XIN Jianlin, LIU Yiqun, CHEN Xuyi (863)
Deep learning based UAV vision object detection and tracking
…… PU Liang, ZHANG Xuejun (872)
Pedestrian re-identification method based on channel attention mechanism
…… SUN Yibo, ZHANG Wenjing, WANG Rong, LI Chong, ZHANG Qi (881)
Mandatory lane change decision-making model based on neural network
…… CUI Jieming, YU Guizhen, ZHOU Bin, LI Cunjin, MA Jiwei, XU Guoyan (890)
Differential game guidance law design for integration of penetration and strike of multiple flight vehicles
…… CHENG Tao, ZHOU Hao, DONG Xiaofei, CHEN Wanchun (898)
Autonomous deformation decision making of morphing aircraft based on DDPG algorithm
…… SANG Chen, GUO Jie, TANG Shengjing, WANG Xiao, WANG Ziyao (910)
Design of missile incremental adaptive fault tolerant control system
…… FANG Yizhong, LU Yuting, HAN Tuo, HU Qinglei (920)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0660

全下文载

基于正负极动力学特性的锂离子电池优化充电方法

张彩萍，李峰，张琳静*，王宇斌，贾新羽，张维戈

（北京交通大学 国家能源主动配电网技术研发中心，北京 100044）

摘 要：针对电动汽车快速充电存在的问题，分别对锂离子电池正、负极充放电特性进行研究，提出了优化充电方案。以负极析锂抑制为边界条件，获得正、负极在不同状态（SOC）下的最大允许充放电电流，建立了充电过程能耗和充电时间目标函数，以最大允许充电电流为约束条件，利用粒子群算法得到最优多阶段恒流充电电流序列。结果表明：与1 C恒流充电相比，电池充入相同容量时，优化充电时间减少约26.5%，34 min即可充电至80% SOC；与优化充电电流序列的平均电流恒流充电相比，优化充电能耗降低约1.5%。

关 键 词：锂离子电池；优化充电；限制电极；最大允许充电电流；充电能耗；充电时间

中图分类号：TM912

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0725-11

近年来，受全球环境污染、能源枯竭等问题影响，电动汽车取代传统燃油汽车已成发展趋势。锂离子电池作为电动汽车的动力源，因具有能量密度高、功率密度大、无记忆效应、环境友好、自放电率低及寿命长等优点被广泛应用[1-5]。与传统燃油汽车相比，锂离子电池充电时间长是限制电动汽车快速发展的重要原因之一，尤其当采用大电流对电池进行充电时，负极对锂电位可能会小于0 V，从而造成锂金属在石墨负极表面析出[3,6-8]，导致电池容量衰减并带来安全问题。因此，如何实现电池快速安全充电对于电动汽车行业的发展至关重要。

目前，锂离子电池充电方法主要有恒流恒压充电法[9-13]、脉冲充电法[14-16]、多阶段恒流充电法[17-22]等。恒流恒压（constant current constant voltage，CCCV）充电法方法简单、易操作且安全性高，是目前应用最广的一种充电方法，缺点是恒压阶段时间较长且充电电流和截止电压的选取对电池性能有较大影响。脉冲充电法由于加入了静置或者负脉冲阶段，可降低电池充电极化，从而提高了充电效率。脉冲频率、占空比的选择会对电池寿命和性能产生较大的影响，是当前脉冲充电法的又一重要研究方向。与上述充电方法相比，多阶段恒流充电法可兼顾充电时间和充电效率，是目前研究最广泛的锂离子电池优化充电制式。在制定锂离子电池快速充电策略时，利用等效电路模型、热模型、热-电-老化耦合模型和半经验寿命老化模型等，以充电时间、电池健康状态（state of health，SOH）及充电效率等为优化目标，采用智能算法可得到多阶段恒流充电电流序列[23-28]。锂离子电池优化充电方法在保证快速性的同时，还要保证电池的安全性，因此在制定电

收稿日期：2020-11-26；**录用日期**：2020-12-09；**网络出版时间**：2020-12-30 09:18
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1553.003.html
基金项目：国家自然科学基金（52007006，51977007，61633015）
* **通信作者**. E-mail：lj.zhang@bjtu.edu.cn

引用格式：张彩萍，李峰，张琳静，等. 基于正负极动力学特性的锂离子电池优化充电方法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：725-735. ZHANG C P，LI F，ZHANG L J，et al. Optimized charging method of lithium-ion batteries based on dynamic characteristics of electrodes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：725-735 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

池优化充电电流时,应设置安全充电电流阈值,以避免负极在充电阶段发生析锂现象。针对电池析锂现象,可从 BV 方程建立析锂反应模型,以负极对锂电位为限制条件,在充电过程中,保证电池负极对锂电位始终大于 0 V,抑制充电过程中的析锂反应,从而得到全电池最大允许充电电流[8,17];另外,根据析锂对电池产生的影响建立析锂的边界条件,从而获得充电电流阈值[29]。文献[29]通过测量充电过程中电池厚度发现,电池容量损失、不可逆析锂及电池膨胀之间存在强相关性,根据体积膨胀阈值可得到电池最大允许充电电流。

上述研究多是从全电池建模的角度研究电池充电方法。在制定优化充电策略时,约束条件只考虑了电池充放电截止电压、电池充电倍率及电池温度等,制定的依据还不够充分。在电池充电过程中,涉及的是正、负极脱嵌锂过程,因此,正、负极本身的充放电特性决定了全电池的充电能力。上述优化充电方法未从根本上考虑正极和负极本身的充放电特性,得到的充电电流序列可能会影响电池性能或安全。

本文通过对全电池的正、负极分别进行充放电特性研究,以负极析锂抑制作为前提条件,获得正极和负极最大允许充放电电流。进而建立电池充电过程能耗和充电时间目标函数,以最大允许充电电流作为约束条件,利用粒子群(particle swarm optimization, PSO)算法制定优化充电策略,优化充电能耗和充电时间。

1 实 验

1.1 正、负极半电池制备

实验对象为 77 Ah 商用高镍三元锂离子电池,其中正极材料为 $LiNi_{0.8}Mn_{0.1}Co_{0.1}O_2$(NMC811),负极材料为 SiO_x + 石墨。在研究正、负极充放电特性时,采用与全电池中涂覆厚度相同的单面涂覆极片,以减少其他因素的影响。将单面涂覆的正、负极片裁切成直径为 1.1 cm 的圆片,作为工作电极,锂片作为对电极和参比电极,由于暂不考虑电池长期循环特性,半电池制作时添加适量 1 mol/L $LiPF_6$ 溶解于 EC/DMC 的电解液,采用 Celgard2400 作为隔膜,通过 1.2 节中的充放电测试获取正、负极的倍率特性。在充满氩气的手套箱中组装成 NMC811/Li 正极纽扣半电池和 SiO_x + 石墨/Li 负极纽扣半电池。

1.2 正、负极半电池电化学性能测试

分别以 0.02 C 和 0.05 C 对正、负极半电池进行恒流充放电测试,得到电池的最大可用容量。其中,正极充放电电压范围为 3 ~ 4.3 V,负极充放电电压范围为 0.005 ~ 1.5 V。为了测试正、负电极的倍率特性,以最大容量为基准,对正极半电池和负极半电池分别进行不同倍率下的充电和放电容量测试。正极半电池进行恒流恒压充电,分别采用 0.1 C、0.5 C、1 C 和 2 C 充电至 4.3 V,直至电流降为 0.1 C,再以 0.1 C 恒流放电至 3.0 V,重复 3 次,分别记录电池的电压、电流和充放电容量;同理,对于负极而言,0.1 C 恒流充电至 1.5 V,分别采用 0.1 C、0.5 C、1 C 和 2 C 恒流放电至 0.005 V,继续以 0.1 C 恒流放电至 0.005 V,重复 3 次,分别记录电池的电压、电流和充放电容量。

为得到正、负极半电池的极化特性和动力学特征参数,对正、负极半电池进行不同倍率下的混合脉冲功率特性(hybrid pulse power characterization, HPPC)测试,包括 0.1 C、0.5 C、1 C 和 2 C,每隔 5% SOC(state of charge,充电状态)测试一次,以正极半电池 1 C 脉冲HPPC测试为例,测试分为 6 步:①1 C 恒流充电 10 s;②静置 3 min;③0.1 C放电 100 s;④静置 10 min;⑤0.1 C 恒流充入 5% SOC;⑥静置10 min。以上实验环境温度均为 25℃。

1.3 全电池电化学性能测试

与半电池电化学性能测试类似,对 77 Ah 的 NMC811/(SiO_x + 石墨)三元锂离子电池分别进行倍率性能测试和 HPPC 测试,环境温度为 25℃。全电池充放电电压范围为 2.5 ~ 4.2 V。对于倍率测试,分别采用 0.5 C、1 C、2 C 和 3 C 恒流恒压充电至 4.2 V,直至电流降为 0.05 C,再以 1 C 恒流放电至 2.5 V,重复 3 次,分别记录电池的电压、电流和充放电容量。对于 HPPC 测试,脉冲电流分别为 0.5 C、1 C 和 2 C,每隔 5% SOC 测试 1 次。

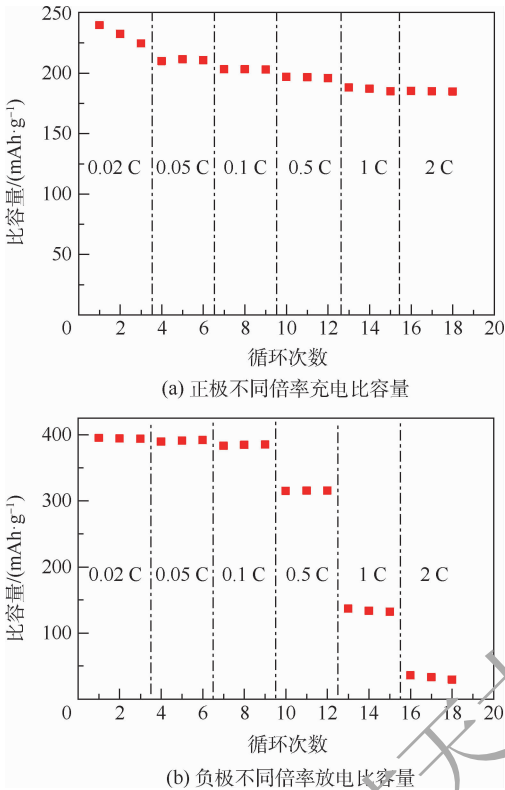
2 结果与分析

2.1 正、负极倍率特性

在全电池充电过程中,锂离子由正极脱出,嵌入负极。锂离子嵌入脱出速度直接影响电池的充电速度,因此正、负极倍率性能对于全电池充电速度至关重要。

图 1 为正极不同倍率充电比容量和负极不同倍率放电比容量。由图 1(a)可知,正极在 0.02 C 的平均充电比容量为 232.1 mAh/g,0.05 C的充电比容量约为 0.02C 的 90.8%。随着充电倍率增加,电池充电比容量缓慢下降,在 0.1 C、0.5 C、1 C 和 2 C 下平均充电比容量分别为 203.1 mAh/g、196.3 mAh/g、186.6 mAh/g 和 185.0 mAh/g,与

北京航空航天大学学报

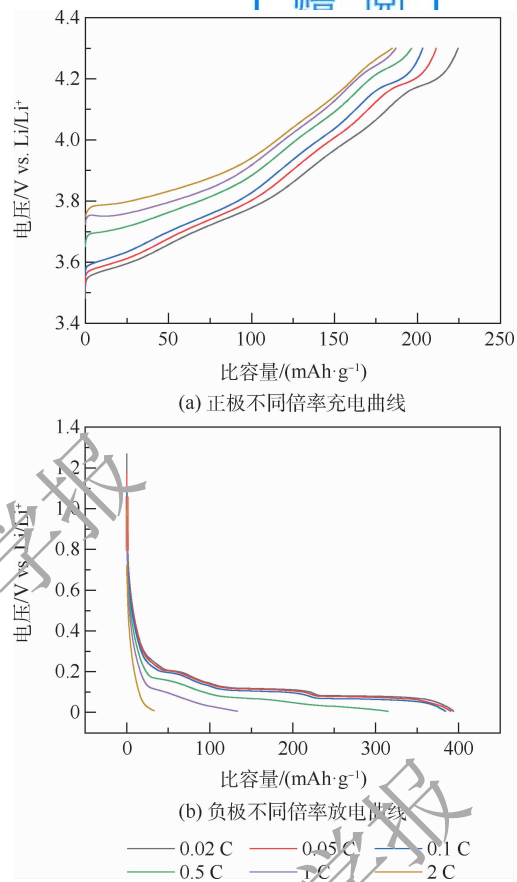


(a) 正极不同倍率充电比容量

(b) 负极不同倍率放电比容量

图 1　不同倍率充电和放电比容量

Fig. 1　Charging and discharging specific capacity at different rates



(a) 正极不同倍率充电曲线

(b) 负极不同倍率放电曲线

图 2　不同倍率充电和放电曲线

Fig. 2　Charging and discharging curves at different rates

0.02 C 相比，容量保持率分别为 87.5%、84.6%、80.4% 和 79.7%。对于负极而言，0.02 C 倍率下平均放电比容量为 394.3 mAh/g，当电流增加至 0.1 C时，放电比容量变化不大，当放电倍率增加至 0.5 C 时，放电比容量下降比较明显，容量保持率为 0.02 C 的 79.9%，然而随着放电倍率继续增加至 1 C 和 2 C 时，平均放电比容量迅速降低至 134.0 mAh/g 和 32.5 mAh/g，仅为 0.02 C 放电比容量的 34.0% 和 8.2%。由正极和负极不同倍率充电和放电比容量保持率可以发现，充放电倍率对负极电化学性能的影响更明显。

图 2 为正、负极半电池不同倍率充放电曲线。正极采用 NMC811 三元材料，由图 2(a)可知，随着倍率增加，正极充电过程中的极化逐渐增大，尤其是低 SOC 处，随着充电倍率增加，极化增加比较明显。但是，充电曲线的形状和电位平台位置变化不大，除 2 C 充电末端最后一个平台几近消失以外，这是由于大倍率下较强的极化造成的。负极材料为 SiO_x + 石墨，其中 SiO_x 含量很低，主要考虑石墨的电化学反应特性。由图 2(b)可知，负极嵌锂主要发生在 0.21 V、0.12 V 和 0.08 V 三个电位平台，当放电倍率小于 0.5 C 时，放电曲线形状基本保持一致；当倍率大于 0.5 C 时，负极放电过程极化明显增加，主要表现为电压下降明显，而且较低的电位平台逐渐消失，当放电电压达到放电截止电位时，仍有大部分材料并未参加到电化学反应。由此可以看出，负极半电池放电电压曲线受倍率的影响更加明显。根据正、负极倍率性能的差异，可以得出负极为全电池充电过程中的限制电极。

2.2　正、负极最大允许充放电电流计算

锂离子电池充电过程中，尤其到充电末期，从正极脱出的锂离子嵌入负极，使得负极电位逐渐降低，电池进行大倍率充电时，可能会导致负极对锂电位小于 0 V，从而导致锂离子在石墨表面析出形成锂金属，也就是析锂现象的发生。析锂会对电池性能造成不可逆的损伤，一是形成的死锂会导致电池可用容量下降，二是析出的锂可能会穿透隔膜引发电池内短路，严重影响电池安全。因此，抑制石墨负极析锂获取电池在不同 SOC 下的最大允许充电电流显得至关重要。

电池在充放电过程中存在极化现象，会偏离电池平衡电势，电池极化可分为欧姆极化和电化学极化。欧姆极化由电池本身的欧姆内阻和连接内阻等引起，电化学极化则由电极电化学反应和扩散导致，这 2 种极化存在特性差异。以负极为例，欧姆极化随 SOC 变化不明显，而电化学极化

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

则随着 SOC 变化而存在差异，这是由不同 SOC 阶段电化学反应过程不同，发生反应的难易程度存在差异导致，因此将欧姆极化和电化学极化分开讨论。通过对电池施加不同倍率的脉冲充电电流，可以得到不同倍率下电池的欧姆极化电压和电化学极化电压。欧姆极化电压由施加电流前后 100 ms 的电压差计算得到，正、负极欧姆极化电压分别表示为 $U_{\mathrm{ohm_PE}}$ 和 $U_{\mathrm{ohm_NE}}$。电化学极化电压可由施加电流脉冲 10 s 时的端电压计算而得，具体公式分别为式(1)、式(2)。通过 HPPC 测试辨识得到的参数对各 SOC 点的电池端电压进行仿真验证，绝对误差小于 5 mV。

$$U_{\mathrm{p_PE}} = U_{\mathrm{O_PE}} - U_{\mathrm{OCV_PE}} - U_{\mathrm{ohm_PE}} \tag{1}$$

$$U_{\mathrm{p_NE}} = U_{\mathrm{OCV_NE}} - U_{\mathrm{O_NE}} - U_{\mathrm{ohm_NE}} \tag{2}$$

式中：U_{p_i} 为正、负极半电池电化学极化电压；U_{O_i} 为施加脉冲电流 10 s 时正、负极半电池端电压；U_{OCV_i} 为正、负极半电池开路电压；U_{ohm_i} 为正、负极半电池欧姆电压；PE 代表正极，NE 代表负极。

正极和负极半电池欧姆极化电压如图 3 所示。图 3(a)为每隔 5% SOC 下正极半电池充电过程中的欧姆极化电压，正极欧姆极化电压在不同充电倍率下随 SOC 变化趋势类似，先减小后增加，低 SOC 处的欧姆极化电压明显高于高 SOC，在大倍率下尤为显著，这与正极在不同 SOC 处的欧姆内阻特性相关。图 3(b)为每隔 5% SOC 下负极半电池欧姆极化电压，负极在满电状态时不同倍率下的欧姆极化电压均很大，随放电进行至低于 95% SOC 以下欧姆极化电压迅速下降，之后趋于稳定。与正极相比，随着充放电倍率增加，负极欧姆极化电压增加速度更快，这也是造成负极倍率特性较正极差的原因之一。分别对图 3(a)、(b)的数据进行变换，以充放电倍率为横坐标得到图 3(c)、(d)。由图 3(c)可知，对于正极而言，处于相同 SOC 时欧姆极化电压与倍率之间的关系近似呈二次函数关系；由图 3(d)可知，对于负极而言，相同 SOC 下欧姆极化电压与倍率近似呈线性关系，不同之处在于高 SOC 状态下斜率有所增加。因此，可以用式(3)的二次函数和式(4)的一次函数对正、负极欧姆极化电压进行拟合，得到同一 SOC 点处欧姆极化电压与充放电倍率之间的关系。

$$U_{\mathrm{ohm_PE}} = aI_{\mathrm{c}}^2 + bI_{\mathrm{c}} + c \tag{3}$$

$$U_{\mathrm{ohm_NE}} = mI_{\mathrm{c}} + n \tag{4}$$

式中：I_{c} 为电池充放电倍率。

拟合结果表明，R^2 值范围均为 0.987 ~ 0.999，拟合效果较好，式(3)和式(4)将作为正、负极极化电压和最大允许充放电电流计算的依据。

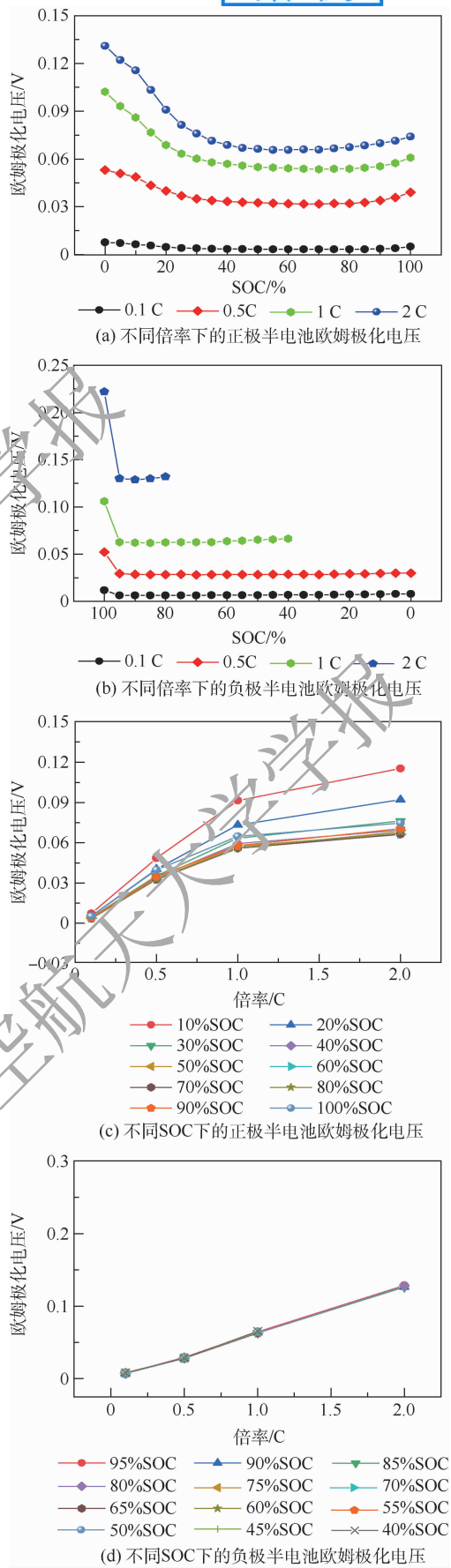


图 3 正极半电池和负极半电池欧姆极化电压

Fig. 3 Ohmic polarization voltages of positive and negative half cell

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

图 4 为不同充放电倍率下正、负极电化学极化电压随 SOC 和倍率的变化关系。

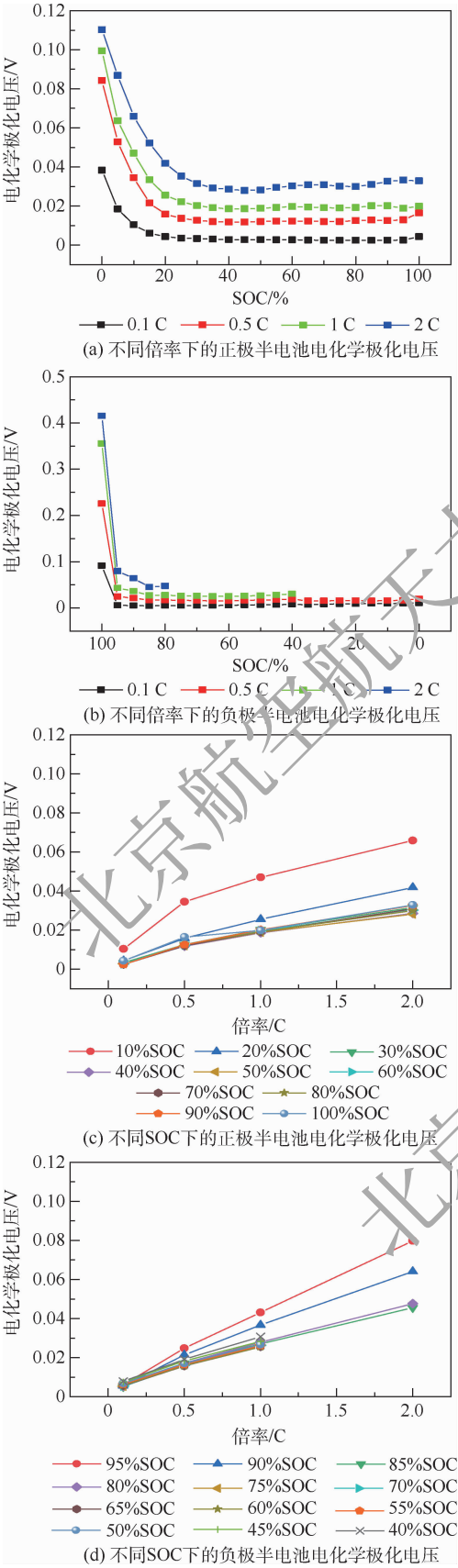


图 4　正极半电池和负极半电池电化学极化电压

Fig. 4　Electrochemical polarization voltages of positive and negative half cell

由图 4(a)可知，正极电化学极化电压随着倍率增加而增加，并且在充电起始阶段电化学极化电压较大，随 SOC 增加电化学极化电压减小。由图 4(b)可知，对于负极半电池而言，电化学极化电压同样随着倍率增加而增加，放电起始阶段电化学极化电压较大，并随放电深度增加而减小。这是因为正极充电和负极放电起始阶段电荷转移阻抗较大，从而造成该阶段电池电化学极化电压较大[30]。由图 4(c)、(d)可以发现，除正极 10% SOC 外，大部分情况下，正极半电池电化学极化电压与倍率近似呈二次函数关系，负极半电池电化学极化电压与倍率近似呈线性关系。因此，可以采用式(3)的二次函数和式(4)的一次函数对数据进行拟合。除上述 SOC 点外，正极半电池拟合 R^2 范围为 0.99 ~ 0.998，负极半电池拟合 R^2 范围为 0.989 ~ 0.998，拟合效果较好。

由于正、负极半电池以金属锂作为对电极，其端电压即是正、负极材料对锂电位。为了得到正、负极最大允许充放电电流，需要保证正极不被过充，负极不被过放。正负极端电压可分别由式(5)和式(6)计算得到：

$$U_{\mathrm{OCV_NE}} - U_{\mathrm{ohm_NE}}(I_{\mathrm{c}}) - U_{\mathrm{p_NE}}(I_{\mathrm{c}}) \geqslant 0.005\ \mathrm{V} \quad (5)$$

$$U_{\mathrm{OCV_PE}} + U_{\mathrm{ohm_PE}}(I) + U_{\mathrm{p_PE}}(I_{\mathrm{c}}) \leqslant 4.25\ \mathrm{V} \quad (6)$$

通过式(5)和式(6)，分别获得正、负极不同 SOC 区间的最大允许充放电电流倍率，其中相邻 SOC 点间最大允许充放电电流倍率选择二者中较小值，结果如图 5 所示。

为了避免电池出现析锂现象，对锂电位不小于 0 V[31-32]，同时考虑安全裕量，设置负极放电截止时对锂电位不小于 0.005 V，因此，可以据此设置析锂边界条件，进而获取负极半电池最大允许放电电流；对于正极而言，鉴于全电池充电截止电

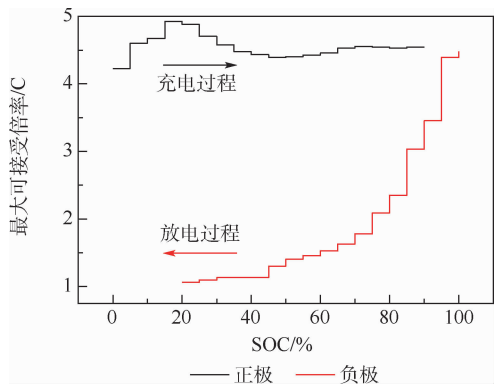


图 5　半电池 SOC 尺度下正极最大充电倍率和负极最大放电倍率

Fig. 5　Maximum positive charging rates and negative discharging rates with scale of half-cell SOC

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

压为4.2 V,设置正极半电池在充电过程最高电位不大于4.25 V,以此确定正极最大允许充电电流。以上最大允许充电或放电电流的确定均以5% SOC 为间隔而得。

由图5可见,正极在不同SOC区间范围内的最大可接受倍率均在4 C以上,且变化范围较小;相反,负极在100% SOC ~ 20% SOC区间内最大可接受放电倍率逐渐降低,开始时最大可接受放电倍率可达到4.4 C,随着SOC降低,可接受放电倍率迅速下降,80% SOC以下时即下降至2.3 C以下。因此,全电池的最大可接受充电倍率主要受负极所限,这与2.1节的倍率性能测试结果吻合。

2.3 全电池与正极半电池SOC区间对应关系

由于全电池电压等于正、负电极电位之差,在电池设计时一般存在裕量。因此,全电池的正、负极实际使用SOC区间并非0% SOC ~ 100% SOC,为了方便后续快充策略的制定,需要对全电池和半电池SOC范围进行统一。根据已有报道,基于实验获取的正、负极半电池和全电池OCV(open circuit voltage,开路电压)-SOC曲线,可以采用粒子群算法,利用半电池OCV-SOC曲线拟合全电池OCV-SOC曲线,进而得到半电池与全电池SOC对应关系[33-34]。正、负极与全电池的匹配关系如图6所示,仿真值和测量值比较接近,均方根误差(RMSE)小于10 mV。由图6可知,在全电池SOC尺度下,全电池中正极SOC区间范围为6.7% SOC ~ 98.5% SOC,负极SOC区间范围为1.2% SOC ~ 87.9% SOC。

对于组分、厚度等确定的正、负极而言,在半电池和全电池中所能承受的最大倍率非常接近。因此,基于半电池在全电池中实际使用的SOC区间计算结果及正、负极在不同SOC区间段的最大充放电电流倍率,最终得到正、负极半电池在全电池SOC尺度上的最大允许充电电流倍率,结果如图7所示,其中相邻SOC点间最大允许充电电流倍率选择二者中较小值。通过图7可知,在相同SOC区间,负极半电池最大允许放电倍率明显小于正极半电池最大允许充电倍率,综合图1和图7结果,进而确定负极为全电池充电过程中的限制电极。因此,选择负极最大可接受放电倍率作为全电池最大可接受充电倍率。

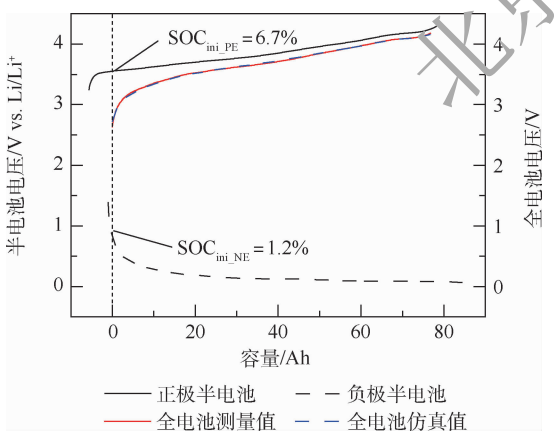


图6 正、负极半电池与全电池SOC对应关系

Fig. 6 Corresponding relationship between positive/negative half-cell SOC and full-cell SOC

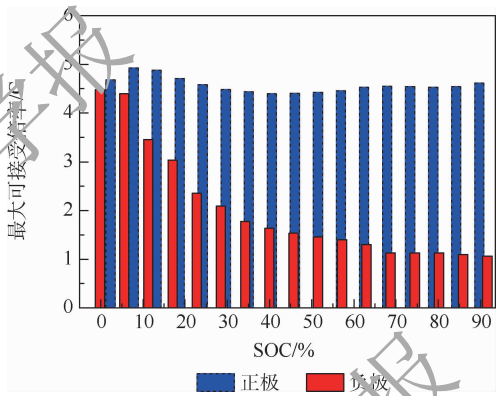


图7 全电池SOC尺度下正极最大充电倍率和负极最大放电倍率

Fig. 7 Maximum positive charging rates and negative discharging rates with scale of full-cell SOC

2.4 全电池内阻特性

为了得到全电池在不同倍率充电过程中的电压响应,以及建立充电能耗和充电时间模型,需要获取电池内阻参数和电池的外电压模型。综合考虑模型精度和计算复杂度,本文采用二阶等效电路模型[35-36],模型结构如图8所示。图中:U_{OCV}为开路电压,R_{ohm}为欧姆内阻,R_{p1}为电荷转移内阻,C_{p1}为双电层电容,R_{p2}为扩散内阻,C_{p2}为扩散电容,U_O为电池端电压,I为充放电电流。

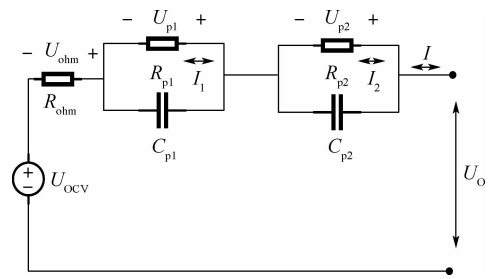


图8 二阶等效电路模型

Fig. 8 Second-order equivalent circuit model

该模型的数学表达式为

$$\begin{pmatrix} \dfrac{\mathrm{d}U_{p1}(t)}{\mathrm{d}t} \\ \dfrac{\mathrm{d}U_{p2}(t)}{\mathrm{d}t} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dfrac{-1}{R_{p1}(t)C_{p1}(t)} & 0 \\ 0 & \dfrac{-1}{R_{p2}(t)C_{p2}(t)} \end{pmatrix}.$$

北航学报 赠阅

$$\begin{pmatrix} U_{p1}(t) \\ U_{p2}(t) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dfrac{1}{C_{p1}(t)} \\ \dfrac{1}{C_{p2}(t)} \end{pmatrix} I \tag{7}$$

$$U_O = U_{OCV}(t) + U_p(t) + U_{ohm}(t) \tag{8}$$

通过给电池施加不同倍率的脉冲电流，可以辨识得到电池模型参数，脉冲电流间隔为 5% SOC，进而得到全电池的外电压模型。图 9 为全电池二阶等效电路模型仿真值和测量值。结果表明，在 0.5 C ~ 2 C 倍率区间内总体误差较小，平均误差均小于 0.02 V。以 0.5 C 为例，电池二阶等效电路模型参数如表 1 所示。

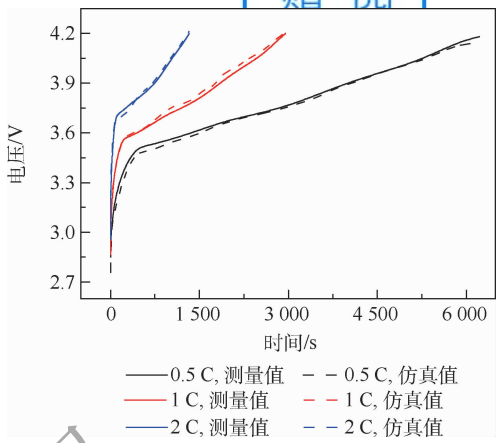


图 9　全电池二阶等效电路模型仿真结果

Fig. 9　Simulation results of second-order equivalent circuit model of full cell

2.5　优化充电策略

为了优化锂离子电池快速充电过程中的充电能耗和充电时间，建立了电池充电能耗和充电时间模型。以充电能耗和充电时间作为目标函数，最大允许充电电流为约束条件，采用粒子群算法得到最优充电电流序列。本文利用二阶等效电路模型建立电池充电能耗模型和充电时间模型。能耗模型如下：

$$\begin{aligned} E_{loss} = \int_0^t \{ & I^2(t) R_{ohm}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + \\ & I_1^2(t) R_{p1}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + \\ & I_2^2(t) R_{p2}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] \} \mathrm{d}t \end{aligned} \tag{9}$$

式中：I_1、I_2 分别为图 8 中流经 2 个 RC 网络中电阻上的电流；E_{loss} 为充电能耗；k 为第 k 个充电段。

假设在第 k 充电段内，充电电流保持不变，可对式(9)进行离散化，得到

$$\begin{aligned} E_{loss} = \sum_{k=1}^{N} \{ & I_k^2 R_{ohm}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + \\ & I_{1k}^2(t) R_{p1}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + \\ & I_{2k}^2(t) R_{p2}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] \} \Delta t_k \end{aligned} \tag{10}$$

式中：N 为恒流充电阶段总数；I_k 为第 k 段充电电流；Δt_k 为第 k 充电段所用充电时间。

表 1　0.5 C 倍率下全电池二阶等效电路模型参数

Table 1　Model parameters of full-cell second-order equivalent circuit at 0.5 C rate

SOC/%	R_{ohm}/Ω	R_{p1}/Ω	C_{p1}/F	R_{p2}/Ω	C_{p2}/F
10	0.001 5	0.001 3	17 483	0.000 10	8 839
20	0.001 3	0.000 66	21 249	0.000 074	13 205
30	0.001 2	0.000 63	23 938	0.000 080	15 093
40	0.001 2	0.000 60	25 936	0.000 091	13 779
50	0.001 2	0.000 69	23 618	0.000 097	14 300
60	0.001 2	0.000 97	22 492	0.000 11	13 299
70	0.001 2	0.000 63	28 067	0.000 12	12 520
80	0.001 2	0.000 63	26 217	0.000 12	10 588
90	0.001 0	0.000 50	27 683	0.000 10	11 407

由于 C_{p1} 和 C_{p2} 主要考虑充电过程中的瞬态响应，且数值较大(见表 1)，2 个支路电阻上流经电流 I_1 和 I_2 可以认为与电池充电电流 I 近似相等[37]，从而得到式(11)，充电时间根据式(12)计算而得。

$$\begin{aligned} E_{loss} = \sum_{k=1}^{N} I_k^2 \{ & R_{ohm}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + \\ & R_{p1}[\mathrm{SOC}(k), I_c(k)] + R_{p2}[\mathrm{SOC}(k), \\ & I_c(k)] \} \Delta t_k \end{aligned} \tag{11}$$

$$T = \sum_{k=1}^{N} \Delta t_k = \sum_{k=1}^{N} \frac{\Delta \mathrm{SOC} \cdot Q}{I_k} \tag{12}$$

式中：Q 为电池额定容量。

本文以充电能耗和充电时间为优化目标，设定目标函数为

$$f[\mathrm{SOC}(k)] = \omega E_{loss} + M(1 - \omega) T \tag{13}$$

式中：ω 为权重系数；M 为平衡因子，用于平衡 2 个优化目标的数量级。

粒子群算法是一种源于鸟群觅食行为来求解最优化问题的群体智能优化算法。使用位置、速度、适应度值作为粒子的三大特征。位置代表粒

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

子的移动方向,速度代表粒子的移动快慢,每个粒子搜寻得到的适应度最优解成为个体极值,种群中所有粒子能够搜索到的适应度值最优解成为群体极值。通过不断迭代,更新速度和位置,最终得到满足终止条件的最优解。本文以式(13)为优化目标函数,利用粒子群算法使得目标函数值最小,如下:

$$\mathrm{Min}\, f[\mathrm{SOC}(k)] = \mathrm{Min}[\omega E_{\mathrm{loss}} + M(1-\omega)T] \tag{14}$$

$$\begin{cases} 2.5\ \mathrm{V} \leqslant U_{\mathrm{o}} \leqslant 4.2\ \mathrm{V} \\ 1\ \mathrm{C} \leqslant I_{\mathrm{c}}(k) \\ 80\% \leqslant \mathrm{SOC}(k=N) \leqslant 100\% \end{cases} \tag{15}$$

以不同 SOC 区间最大允许充电电流倍率作为约束条件,以及式(15)所给出的约束条件进行优化。

为了平衡充电能耗和充电时间在目标函数中的权重,令 $\omega=0.5$,$M=20$,电池充电过程电流序列优化结果如图 10 所示。

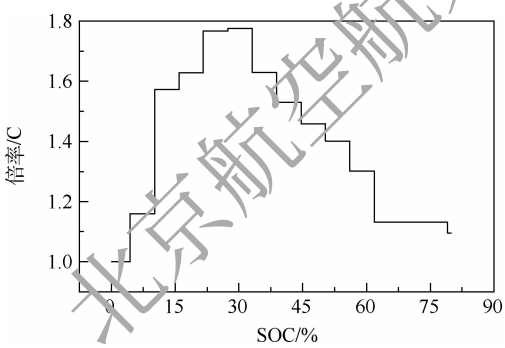


图 10 电池优化充电电流序列

Fig. 10 Optimized charging current pattern of battery

根据表 1 可知,电池在低 SOC 范围内,电池内阻较大,随着 SOC 增加,内阻减小。为了降低充电过程中的能耗,优化充电在低 SOC 范围内采用较小的电流;随着 SOC 增加,电池内阻减小并趋于稳定,此时优化结果为使用最大允许充电电流对电池进行充电,以减少充电时间。

为了验证采用优化电流对电池进行充电的优势,本文采用 2 种情形的恒流充电制度进行对比:一种情形为 1 C 恒流充电,另一种情形为充电电流为优化充电电流序列的平均电流值。放电过程均采用 1 C 恒流放电,环境温度 25℃,分别对比充电能耗和充电时间。

图 11 为采用 3 种不同充电方法将电池由 0% SOC 充电至 80% SOC 过程电流和电压变化曲线。其中,图 11(a)采用优化多阶段恒流充电电流序列,图 11(b)采用 1 C 恒流,图 11(c)采用优化多阶段恒流充电电流序列的平均电流。表 2列出了不同充电方式下的充电能耗和充电时间。优化充电方法与 1 C 恒流充电相比,在充入相同容量的前提下,充电时间下降约26.5%,34 min 即可将电池充电至 80% SOC;与平均优化电流恒流充电相比,优化充电能耗下降约 1.5%。以上实验结果表明,本文提出的优化充电方法能较好地平衡电池充电过程中的充电能耗和充电时间,主要是由于确定电池充电电流时充分考虑了正、负极自身的倍率特性和极化特性等动力学属性,能够保证电池充电的快速性。

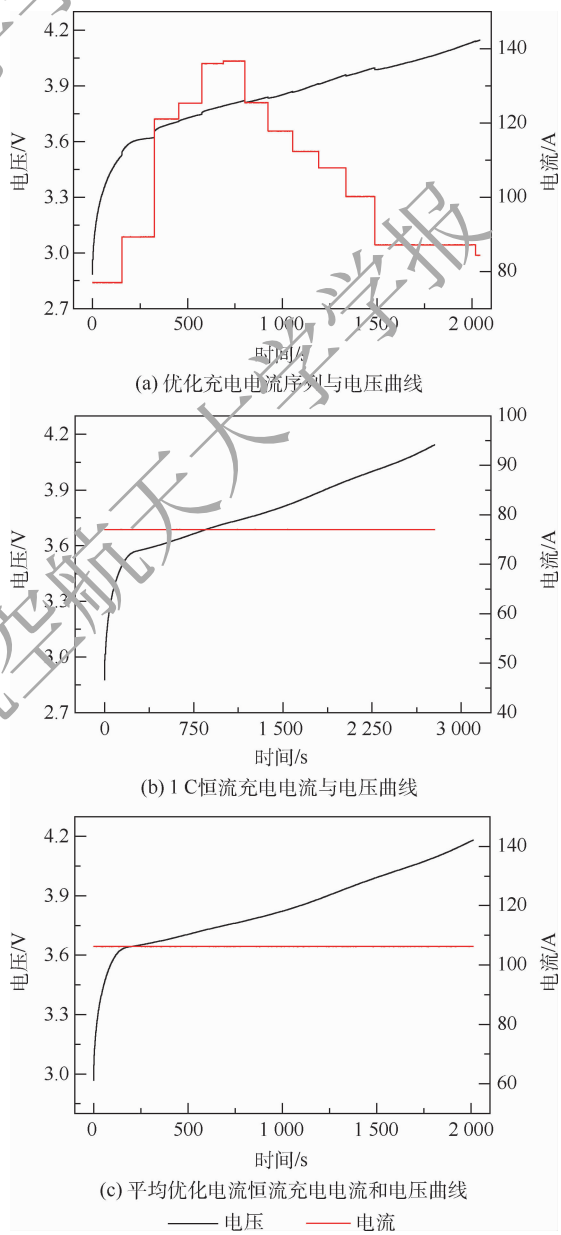


图 11 全电池充电电流与电压曲线对比

Fig. 11 Comparison of charging current and voltage curves of full cell

北航学报 赠阅

表 2　优化充电与传统充电方法时间和能耗对比

Table 2　Comparison of charging time and energy consumption between optimized charging method and traditional charging method

充电方法	充电时间/s	充电能耗/J
1 C 恒流	2 779	
平均优化电流恒流		46 932
优化充电	2 042	46 226

3　结　论

1）通过正、负极半电池倍率性能测试,由不同倍率下正极充电比容量和负极放电比容量保持率及正、负极充放电曲线对比,可以表明负极为锂离子电池充电过程中的速度限制电极。

2）基于正、负极不同倍率极化特性和充放电电压响应,确定正极充电和负极放电过程中不同 SOC 区间范围内最大允许充电和放电电流倍率。结果表明,负极最大允许放电倍率均小于正极最大允许充电倍率。

3）基于正、负极半电池和全电池 OCV-SOC 曲线,采用粒子群算法,得到半电池与全电池 SOC 对应关系,进而确定以抑制负极析锂为边界的全电池最大充电电流阈值。

4）建立全电池二阶等效电路模型,获取 NMC811/SiO_x+石墨全电池内阻随 SOC 变化情况,进而建立电池充电过程能耗模型和充电时间目标函数,以最大充电电流作为约束条件,利用粒子群算法得到优化充电电流序列。

5）经过实验验证,与传统 1 C 恒流充电方法相比,采用优化充电电流序列进行充电,充电时间下降约 26.5%,34 min 即可将电池充电至 80% SOC,与采用优化电流序列平均电流进行恒流充电相比,优化充电制度能耗降低约 1.5%。

本文提出的基于正、负极半电池倍率特性获取全电池优化充电电流序列的方法普适性强,适用于多种商业化锂离子电池体系,包括正极采用 $LiFePO_4$、$LiCoO_2$ 等,负极以石墨为主体材料的体系。尽管提出的充电方法具有普适性,但并未考虑电池温度和老化对电池性能的影响,将在今后的工作中进一步开展。

参考文献（References）

[1] TOMASZEWSKA A, CHU Z Y, FENG X, et al. Lithium-ion battery fast charging: A review[J]. eTransportation, 2019, 1:100011.

[2] LIN X, PEREZH E, MOHAN S, et al. A lumped-parameter electro-thermal model for cylindrical batteries[J]. Journal of Power Sources, 2014, 257:1-11.

[3] YOUREY W, FU Y, LI N, et al. Determining accelerated charging procedure from half cell characterization[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2019, 166(8): A1432-A1438.

[4] AMANOR-BOADU J M, GUISEPPI-ELIE A, SANCHEZ-SINENCIO E. The impact of pulse charging parameters on the life cycle of lithium-ion polymerbatteries[J]. Energies, 2018, 11(8):2162.

[5] SONG M, CHOE S Y. Fast and safe charging method suppressing side reaction and lithium deposition reaction in lithium ion battery[J]. Journal of Power Sources, 2019, 436:226835.

[6] YANG X, WANG C. Understanding the trilemma of fast charging, energy density and cycle life of lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2018, 402:489-498.

[7] WALDMANN T, HOGG B I, WOHLFAHRT-MEHRENS M. Li plating as unwanted side reaction in commercial Li-ion cells-A review[J]. Journal of Power Sources, 2018, 384:107-124.

[8] CHU Z, FENG Y, OUYANG M, et al. Optimal charge current of lithium ion battery[J]. Energy Procedia, 2017, 142: 1867-1873.

[9] XU M, WANG R, ZHAO P, et al. Fast charging optimization for lithium-ion batteries based on dynamic programming algorithm and electrochemical-thermal-capacity fade coupled model[J]. Journal of Power Sources, 2019, 438:227015.

[10] HUSSEIN A A H, BATARSEH I. A review of charging algorithms for nickel and lithium battery chargers[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2011, 60(3):830-838.

[11] LU B, ZHAO Y, SONG Y, et al. Stress-limited fast charging methods with time-varying current in lithium-ion batteries[J]. Electrochimica Acta, 2018, 288:144-152.

[12] NOTTEN P H L, OP HET VELD J H G, VAN BEEK J R G. Boostcharging Li-ion batteries: A challenging new charging concept[J]. Journal of Power Sources, 2005, 145(1):89-94.

[13] ZHANG S S, XU K, JOW T R. Study of the charging process of a $LiCoO_2$-based Li-ion battery[J]. Journal of Power Sources, 2006, 160(2):1349-1354.

[14] CHEN L. A design of an optimal battery pulse charge system by frequency-varied technique[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2007, 54(1):398-405.

[15] DE JONGH P E, NOTTEN P H L. Effect of current pulses on lithium intercalation batteries[J]. Solid State Ionics, 2002, 148(3-4):259-268.

[16] LI J, MURPHY E, WINNICK J, et al. The effects of pulse charging on cycling characteristics of commercial lithium-ion batteries[J]. Journal of Power Sources, 2001, 102(1-2):302-309.

[17] LIN X, HAO X, LIU Z, et al. Health conscious fast charging of Li-ion batteries via a single particle model with aging mechanisms[J]. Journal of Power Sources, 2018, 400:305-316.

[18] LEE C H, CHANG T W, HSU S H, et al. Taguchi-based PSO for searching an optimal four-stage charge pattern of Li-ion batteries[J]. Journal of Energy Storage, 2019, 21:301-309.

[19] LI Y, LI K, XIE Y, et al. Optimized charging of lithium-ion battery for electric vehicles: Adaptive multistage constant currente-constant voltage charging strategy[J]. Renewable Energy,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2020,146:2688-2699.

[20] LIU K, ZOU C, LI K, et al. Charging pattern optimization for lithium-ion batteries with an electrothermal-aging model[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 14(12): 5463-5474.

[21] SURESH R, RENGASWAMY R. Modeling and control of battery systems. Part II: A model predictive controller for optimal charging[J]. Computers and Chemical Engineering, 2018, 119: 326-335.

[22] LIU K, HU X, YANG Z, et al. Lithium-ion battery charging management considering economic costs of electrical energy loss and battery degradation[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 195: 167-179.

[23] LEE C H, CHEN M Y, HSU S H, et al. Implementation of an SOC-based four-stage constant current charger for Li-ion batteries[J]. Journal of Energy Storage, 2018, 18: 528-537.

[24] LIU Y H, HSIEH C H, LUO Y F. Search for an optimal five-step charging pattern for Li-ion batteries using consecutive orthogonal arrays[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2011, 26(2): 654-661.

[25] SVOBODA V, DOERING H, GARCHE J. The influence of fast charging on the performance of VRLA batteries[J]. Journal of Power Sources, 2005, 144(1): 244-254.

[26] ZHANG C, JIANG J, GAO Y, et al. Charging optimization in lithium-ion batteries based on temperature rise and charge time[J]. Applied Energy, 2017, 194: 569-577.

[27] ZHANG S, ZHANG C, XIONG R, et al. Study on the optimal charging strategy for lithium-ion batteries used in electric vehicles[J]. Energies, 2014, 7(10): 6783-6797.

[28] GUO Z, LIAW B Y, QIU X, et al. Optimal charging method for lithium ion batteries using a universal voltage protocol accommodating aging[J]. Journal of Power Sources, 2015, 274: 957-964.

[29] SPINGLER F B, WITTMANN W, STURM J, et al. Optimum fast charging of lithium-ion pouch cells based on local volume expansion criteria[J]. Journal of Power Sources, 2018, 393: 152-160.

[30] SABET P S, STAHL G, SAUER D U. Non-invasive investigation of predominant processes in the impedance spectra of high energy lithium-ion batteries with Nickel-Cobalt-Aluminum cathodes[J]. Journal of Power Sources, 2018, 406: 185-193.

[31] LI Z, HUANG J, LIAN B Y, et al. A review of lithium deposition in lithium-ion and lithium metal secondary batteries[J]. Journal of Power Sources, 2014, 254: 168-182.

[32] UHLMANN C, ILLIG J, ENDER M, et al. In situ detection of lithium metal plating on graphite in experimental cells[J]. Journal of Power Sources, 2015, 279: 428-438.

[33] JIA X, ZHANG C, WANG L, et al. The degradation characteristics and mechanism of $Li[Ni_{0.5}Co_{0.2}Mn_{0.3}]O_2$ batteries at different temperatures and discharge current rates[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2020, 167(2): 20503.

[34] GAO Y, YANG S, JIANG J, et al. The mechanism and characterization of accelerated capacity deterioration for lithium-ion battery with $Li(NiMnCo)O_2$ cathode[J]. Journal of the Electrochemical Society, 2019, 166(8): A1623-A1635.

[35] HARIHARAN K S, KUMAR V S. A nonlinear equivalent circuit model for lithium ion cells[J]. Journal of Power Sources, 2013, 222: 210-217.

[36] JIANG J, LIU Q, ZHANG C, et al. Evaluation of acceptable charging current of power Li-ion batteries based on polarization characteristics[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(12): 6844-6851.

[37] PATNAIK L, PRANEETH A V J S, WILLIAMSON S. A closed-loop constant-temperature constant-voltage charging technique to reduce charge time of lithium-ion batteries[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(2): 1059-1067.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Optimized charging method of lithium-ion batteries based on dynamic characteristics of electrodes

ZHANG Caiping, LI Feng, ZHANG Linjing*, WANG Yubin, JIA Xinyu, ZHANG Weige

(National Active Distribution Network Technongy Research Center, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: Aiming at the problems existing in the fast charging of electric vehicles, the charging and discharging characteristics of lithium-ion batteries are well studied. And an optimized charging protocol are proposed. The maximum allowable charging current rates of positive and negative electrodes have been determined under different state of charge (SOC) with the boundary condition of none lithium-metal deposition in negative electrode. The charging energy consumption and charging time model is established for the full cell charging process. And the optimal charging current pattern is obtained for the full cell by employing the particle swarm optimization method and constraining the maximum allowable charging current of each electrode. The results demonstrate that the battery can be charged from 0% to 80% SOC within 34 minutes using the optimal charging current pattern, and the charging time can be reduced by about 26.5% when compared to that of 1 C constant-current charging. Meanwhile, the energy consumption of battery can be reduced by about 1.5% with the optimized charging current pattern, when compared to the constant-current charging pattern using its average value.

Keywords: lithium-ion battery; optimized charging; limiting electrode; maximum allowable charging current; charging energy consumption; charging time

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-26; **Accepted**: 2020-12-09; **Published online**: 2020-12-30 09:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1553.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (52007006, 51977007, 61633015)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0655

一种分布式异构多 AUV 任务分配鲁棒拍卖算法

全下文载

李鑫滨，郭力争，韩松*

（燕山大学 电气工程学院，秦皇岛 066004）

摘 要：为了解决异构多自主式水下航行器（AUV）的任务分配问题，提出了一种分布式鲁棒拍卖算法。建立了异构多 AUV 任务分配分布式拍卖模型，包括任务分配系统（拍卖商）的优化模型及 AUV 的优化模型。针对现有拍卖算法忽略拍卖商的利益，不符合市场规律的问题，引入任务奖励反馈机制，任务分配系统通过多轮试探拍卖市场，自适应地调整任务奖励，达到保证 AUV 效用的同时，有效降低任务分配系统成本的目的，促进了任务分配系统参与拍卖。针对水下洋流对任务分配模型产生的不确定性因素，提出了一种鲁棒优化算法对抗不确定性因素，提高了多 AUV 任务分配系统应对复杂水下环境的能力。仿真结果证明了所提算法的鲁棒性和有效性。

关 键 词：异构多自主式水下航行器（AUV）；任务分配；分布式；拍卖算法；鲁棒优化
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0736-11

自主式水下航行器（autonomous underwater vehicle，AUV）可以代替人类在水下环境中完成危险、耗时的任务。然而，在水下环境中，受成本的制约，单个 AUV 无法集成全部功能，需要多种类型的异构 AUV 协作完成任务。因此，异构多 AUV 系统受到越来越多学者的关注[1]。合理的 AUV 任务分配能够提高多 AUV 协同工作的效率，降低协同工作的成本。因此，关于任务分配的研究成为了一个新的热点问题[2]。

一般来说，任务分配问题是一个具有复杂约束条件的组合优化问题。从本质上讲，任务分配问题也是一个多项式复杂程度的非确定性问题（NP-hard）[3]。近年来，学者们在异构多智能体任务分配的研究上取得了很大进展。早期研究者往往采用组合优化法来解决任务分配问题[4-6]，包括线性规划法、匈牙利算法等。文献[6]采用匈牙利算法有效解决了多机器人任务分配问题，但其计算复杂、鲁棒性、实时性较差。后来，由于启发式算法在求解多智能体任务分配问题中表现出了较好的效果，越来越多的学者将启发式算法[7-8]用于求解任务分配问题。文献[7]设计了一种改进的求解评价方法来指导粒子群算法的进化过程，有效解决了多目标优化任务分配问题。文献[8]提出了一种基于目标束编码和定制遗传算子的改进遗传算法，在进化过程中，定制了捆绑交换交叉和多类型变异算子来产生无死锁的后代，该算法在最优性和效率方面得到了明显提高。但上述算法都是集中式任务分配算法，需要建立一个拥有强大的计算能力的集中控制中心。然而，水下系统无法承担建立集中控制中心所带来

收稿日期：2020-11-24；**录用日期**：2021-01-03；**网络出版时间**：2021-02-02 09:08
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1638.005.html
基金项目：国家自然科学基金（61873224，62003295，41976182）；河北省自然科学基金（F2020203037，F2019203031）；河北省高等学校科学技术研究项目（QN2020301）；河北省博士后项目（B2019003019）

* **通信作者**. E-mail：hansong@ysu.edu.cn

引用格式：*李鑫滨，郭力争，韩松. 一种分布式异构多AUV任务分配鲁棒拍卖算法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：736-746. LI X B，GUO L Z，HAN S. A robust auction algorithm for distributed heterogeneous multi-AUV task assignment [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：736-746 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

的高昂成本,且目前水声通信技术无法满足集中式方法对水下大量信息交互的需求。因此,分布式任务分配方法更适合于水下系统[9]。

目前,常用的分布式任务分配方法有阈值响应法[10-11]、拍卖算法[12-18]等。文献[10]提出了一种基于阈值响应模型的分布式决策方法,考虑了环境中的自然不确定性,从而实现了对环境的有效探测和攻击任务的有效分配。文献[11]采用阈值响应法实现了中等规模多机器人系统的可容错合作,但采用隐式通信,系统效率相对较低。而拍卖算法通过拍卖商与执行任务的智能体之间进行任务的拍卖从而实现分布式的任务分配,具有计算复杂性低、运行效率高的优点。因此,研究最多的分布式方法是拍卖算法。文献[15]提出了一种面向资源的分散拍卖算法用于解决多机器人任务分配问题,每个机器人根据任务的剩余资源以概率的方式生成机器人的投标值,最终通过拍卖商与机器人相互交流,将任务分配给任务完成时间最短的机器人。文献[16]以最小化无人机的成本为目标建立了无人机的数学模型,并在计算无人机的投标成本时考虑多种约束条件,解决了多无人机在多约束条件下的动态任务分配问题。然而,在上述文献的建模与算法设计中,只是充分考虑了智能体的利益,并且拍卖商选择中标智能体时,都是按照贪婪的原则选择标值最高或者最低的智能体中标,但都忽略了拍卖商的利益。在实际的拍卖市场中,拍卖商的利益对整个环境都是至关重要的,并且拍卖商与 AUV 的利益不是完全一致的。仅仅按照 AUV 递交的标值选择中标者,会降低任务分配的整体效能,并且影响拍卖商参与拍卖的积极性,不符合市场的规律。文献[17]中,拍卖商通过计算所有满足任务需求的机器人联盟及相应联盟所对应的资源福利,最终选择出一个具有最好资源福利的机器人联盟,减少了机器人的平均资源消耗。文献[18]在考虑投标者各种估值函数的基础上,同时考虑了拍卖商的各种评估函数,包括最大化利润、最小化成本等,解决了通信受限环境下的任务分配问题。但以上文献中拍卖商对于市场信息利用不充分,缺少了拍卖商根据市场反馈信息不断调整自身策略的过程,策略缺乏一定的灵活性,无法最大化拍卖商的利益。此外,水下多 AUV 任务分配相较于陆地上的多智能体任务分配存在着更严重的不确定性。在实际的任务执行过程中,参数扰动、水下洋流对系统影响的不确定性很可能导致预先制定的任务分配方案失效,进而导致任务分配的失败。而上述分布式的算法解决任务分配问题时,均未考虑环境不确定性对算法的影响。因此,如何设置强鲁棒性的分布式异构多 AUV 任务分配拍卖算法保证异构多 AUV 系统能在复杂的水下环境中有效进行任务分配是亟待解决的问题。

本文提出的分布式鲁棒拍卖算法在保证 AUV 效用的同时,又能够有效降低任务分配系统的成本,并且在复杂的水下环境中表现出了较强的鲁棒性。

1　系统模型

1.1　异构多 AUV 任务执行模型

异构多 AUV 的任务分配问题涉及到的具体应用场景如下:在整个任务区域中,m 个异构 AUV 对 n 个已知的任务点执行侦察、打击或者布雷操作。下面分别介绍任务点的相关参数和 AUV 的相关参数。

1) $T=\{1,2,\cdots,n\}$ 表示 n 个任务点集合。这些任务点分别由 3 种类型的任务组成:侦察型任务、打击型任务和布雷型任务。每个任务点的任务只属于其中的一种类型,完成每种类型任务所需要的 AUV 数量不同。假设任务是已知的,并且在执行过程中是静止的。

侦察型任务:$T_k=\{1,2,\cdots,N_{T_k}\}$ 表示 N_{T_k} 个侦察型任务。对于侦察型任务,只需要一个 AUV 就能完成侦察。

打击型任务:$T_s=\{1,2,\cdots,N_{T_s}\}$ 表示 N_{T_s} 个打击型任务。对于打击型任务,需要一个或多个 AUV 来完成任务,即有的目标只需要一次打击即可完成,有的目标需要多次打击。

布雷型任务:$T_l=\{1,2,\cdots,N_{T_l}\}$ 表示 N_{T_l} 个布雷型任务。对于布雷型任务,只需要一个 AUV 就能完成布雷。

2) $V=\{1,2,\cdots,m\}$ 表示 m 个异构 AUV,AUV 的异构性决定了其性能和能力的不同,考虑了 3 种类型的 AUV。

侦察型 AUV:$V_o=\{1,2,\cdots,N_{V_o}\}$ 表示 N_{V_o} 个侦察型 AUV。侦察型 AUV 只能执行与之匹配的侦察型任务。

攻击型 AUV:$V_a=\{1,2,\cdots,N_{V_a}\}$ 表示 N_{V_a} 个攻击型 AUV。攻击型 AUV 能够执行侦察型任务、打击型任务和布雷型任务。

反潜型 AUV:$V_f=\{1,2,\cdots,N_{V_f}\}$ 表示 N_{V_f} 个反潜型 AUV。反潜型 AUV 能够执行打击型任务和布雷型任务。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.2 异构多 AUV 任务分配分布式拍卖模型

基于拍卖算法的异构多 AUV 任务分配中,需要 3 种角色的参与:拍卖商、投标者及中标者。拍卖商主要负责任务的分配;投标者主要负责向拍卖商递交投标;中标者是投标成功的 AUV,被拍卖商授予任务。

在所建立的优化模型中,任务分配系统 P 作为拍卖商通过水面跨介质浮标、水下传感网络等手段发布每个任务的任务信息,给予完成任务的中标 AUV 一定的任务奖励,其目标是最小化自身的成本;AUV 集合 $V=\{1,2,\cdots,m\}$ 作为投标 AUV 收到任务分配系统 P 公布的任务信息后,根据其工作状态和能力计算效用值,以最大化自身效用为目的对任务进行投标,从而实现整个系统的任务分配,系统模型示意图如图 1 所示。对任务分配系统 P 而言,每轮选择哪些 AUV 中标 R_p 是其策略。对于 AUV_i 而言,每轮选择哪个任务投标 d_i 是其策略,其中 $i\in V$。假设在拍卖过程中,任务分配系统 P 和 AUV 都是自私而理性的。建立了异构多 AUV 任务分配分布式拍卖模型,包括两部分:任务分配系统 P 的优化模型和 AUV_i 的任务分配优化模型。

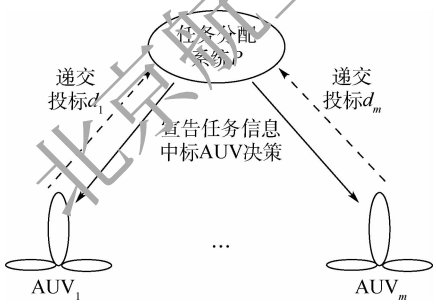


图 1 系统模型

Fig. 1 System model

1.2.1 任务分配系统 P 的优化模型

在大部分关于任务分配的研究中[12-16]、建立了 AUV 的优化模型,但是却没有建立拍卖商(任务分配系统 P)的优化模型,导致忽略了拍卖商的利益。在实际的拍卖市场中,拍卖商的利益对整个环境都是至关重要的,如果过分追求投标者的利益,不符合市场的规律。

针对上述问题,增加了任务分配系统 P 的优化模型,在此优化模型中,考虑到任务分配系统 P 分配任务所花费的总成本,构建了任务分配系统 P 的目标函数,即成本函数。主要包括 2 部分:①支付成本 z_{ij}^r,即任务分配系统 P 在第 r 轮中向第 i 个 AUV 支付的第 j 个任务的支付成本,也即任务奖励 z_{ij}^r。②时间成本 f_{ij},即任务分配系统 P 等待第 i 个 AUV 完成第 j 个任务所需要花费的时间成本 f_{ij}。根据上述分析,任务分配系统 P 的优化模型如下:

$$\min_{R_p} \quad \sum_{j=1}^{n}\sum_{i=1}^{m}(z_{ij}^r+f_{ij})Q_{ij} \tag{1}$$

$$\text{s.t.} \quad Q_{ij}=\begin{cases}1\\0\end{cases} \qquad \forall i\in V,\ \forall j\in T \tag{2}$$

$$\sum_{i=1}^{m}Q_{ij}\geqslant L_j \qquad \forall i\in V,\ \forall j\in T \tag{3}$$

$$z_{ij}^r<z_{j\max} \qquad \forall i\in V,\ \forall j\in T \tag{4}$$

在目标函数(1)中,对于时间成本 f_{ij} 而言,AUV 完成任务所需要花费的时间越短,越有利于拍卖商和 AUV 的利益。而对于支付成本 z_{ij}^r 而言,任务奖励 z_{ij}^r 越高,AUV 得到的收益越高,越能够吸引更多的 AUV 参与投标任务,有利于任务的完成。但是,这会增加拍卖商的支付成本 z_{ij}^r,不利于拍卖商的利益。反之,任务奖励 z_{ij}^r 越低,拍卖商支付给中标 AUV 的支付成本越少,越有利于拍卖商利益。但如果任务奖励 z_{ij}^r 过低,会导致投标任务点的 AUV 数量不能达到任务点需要的 AUV 数量,造成任务不能被完成。拍卖商希望最终达到保证任务被 AUV 完成又不过多付出成本的目的,从而最大化自身的利益。

在约束条件(2)中,Q_{ij} 为 0-1 决策变量,表示第 j 个任务是否被分配给第 i 个 AUV。若对于任务点 $j\in T$,在第 r 轮拍卖时,投标该任务点的 AUV 数量 $L_{j\text{bid}}^r$ 超过或者等于该任务点需要的 AUV 数量 L_j,并且第 i 个 AUV 被任务分配系统 P 选择为中标者时,$Q_{ij}=1$,否则,$Q_{ij}=0$。约束条件(3)是为了确保最终分配给每个任务点的 AUV 数量满足任务点所需要的 AUV 数量 L_j。约束条件(4)表示在第 r 轮拍卖中,任务分配系统 P 宣布的第 j 个任务点的任务奖励 z_{ij}^r 不超过任务奖励上限值 $z_{j\max}$,该约束是为了激励任务分配系统 P 积极参与拍卖。根据任务 j 的难度不同,构造了任务奖励上限值函数 $z_{j\max}$,如下:

$$z_{j\max}=\begin{cases}375\tau_j^{\frac{1}{2}} & 0<\tau_j\leqslant 0.3\\ 925\tau_j-72.105 & 0.3<\tau_j\leqslant 0.65\\ 37.64\lg(100+0.05\tau_j)\mathrm{e}^{3\tau_j} & 0.65<\tau_j\leqslant 1\end{cases} \tag{5}$$

式中:τ_j 为任务 j 的难度。

由式(5)可见,第 j 个任务点的任务难度 τ_j 越大,任务奖励上限值 $z_{j\max}$ 也会越大。

本文在任务分配系统 P 的成本函数中考虑

北航学报 赠阅

了任务奖励 z_{ij}^r,建立了任务分配系统 P 的优化模型,将任务分配系统 P 的利益考虑在内,从而提高了任务分配系统 P 的积极性,促进了任务分配系统 P 参与拍卖,更加符合市场的规律。

1.2.2　AUV_i 的任务分配优化模型

AUV_i 的目标是最大化其效用值。因此,AUV_i 的任务分配优化目标函数为

$$\max_{d_i}\sum_{j=1}^{n}(U_{ij}^r - C_{ij}) = \max_{d_i}\sum_{j=1}^{n}\left\{z_{ij}^r g_{ij} - t_{ij}(tE) - T'_{ij} - \left[\left(1-\frac{V_c}{V_u}h_c\cos\theta\right)d_{ij}/V_{ac}\right]\right\} \tag{6}$$

目标函数(6)表示 AUV 的效用函数,由收益函数 U_{ij}^r 和成本函数 C_{ij} 两部分组成。①收益函数 U_{ij}^r,即在第 r 轮拍卖中,第 i 个 AUV 从当前位置到达第 j 个任务点所能获得收益 U_{ij}^r。g_{ij} 表示第 i 个 AUV 与第 j 个任务的匹配系数,一种类型的 AUV 能够执行多种类型的任务,但它们执行不同类型任务的能力是不相同的,每个 AUV 与任务的匹配系数反映了 AUV 执行每种类型任务能力的差别。若任务 $k\in T_k$、$s\in T_s$、$l\in T_f$,当 $i\in V_o$ 时,由于侦察 AUV 只能执行侦察型任务,第 i 个 AUV 执行侦察型任务 k、打击型任务 s 与布雷型任务 l 的匹配系数可表示为 $G_i=\{g_{ik},0,0\}$,$g_{ik}=1$;类似的,当 $i\in V_u$ 时,$G_i=\{g_{ik},g_{is},g_{il}\}$,且 $g_{ik}+g_{is}+g_{il}=1$;当 $i\in V_f$ 时,$G_i=\{0,g_{is},g_{il}\}$,且 $g_{is}+g_{il}=1$。②成本函数 C_{ij},即第 i 个 AUV 从当前位置到达第 j 个任务点所花费的成本 C_{ij}。$t_{ij}(tE)$ 表示第 i 个 AUV 完成第 j 个任务所需要耗费的能源,T'_{ij} 表示第 i 个 AUV 到达第 j 个任务点后执行任务所花费的时间。本文将目标点形状视为一个条带,采用文献[19]的执行时间,因此,第 i 个 AUV 执行第 j 个任务所花费的时间为

$$T'_{ij} = \frac{a_j}{V_{ac}} \tag{7}$$

式中:a_j 为任务的扩展长度。

在式(6)中,最后一项表示第 i 个 AUV 到第 j 个任务位置所需要花费的时间。其中,V_c 表示洋流速度的标量值;V_u 表示 AUV 速度的标量值;θ 为第 i 个 AUV 到第 j 个任务的方向矢量与洋流矢量之间的夹角;d_{ij} 表示第 i 个 AUV 到第 j 个任务点的欧氏距离;h_c 表示洋流影响系数。

考虑到水下洋流对多 AUV 任务分配模型产生的不确定性因素,将洋流影响系数看作一个估计值与一个不确定项的和,如下:

$$h_c = \bar{h}_c + \Delta h \tag{8}$$

式中:h_c 和 $\bar{h}_c$ 分别为洋流影响系数的实际值和估计值;Δh 为不确定项。

假设不确定项 Δh 随估计值线性变化,即 $\Delta h=\mu\bar{h}_c$,μ 服从均值为 δ 的均匀分布。描述这种参数不确定性的模型较多,如一般多面体模型、D 规范模型、椭球模型和列向量模型[20],其中,列向量模型和椭球模型由于具有易于分析的特点,较为常用。采用列向量模型,即将洋流影响系数 h_c 表示为

$$h_c = \{\bar{h}_c + \Delta h : |\Delta h| \leqslant \boldsymbol{\varepsilon}\} \tag{9}$$

式中:列向量 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为不确定项的界限,且有 $\boldsymbol{\varepsilon}=|\zeta\bar{h}_c|$,$\zeta$ 表示不确定度。

利用鲁棒优化对抗不确定项,降低不确定因素对算法性能的影响,从而得到 AUV_i 的任务分配优化目标为

$$\max_{d_i}\ \min_{h_c}\sum_{j=1}^{n}\left\{z_{ij}^r g_{ij} - t_{ij}(tE) - \left[\left(1-\frac{V_c}{V_u}h_c\cos\theta\right)d_{ij}+a_j\right]/V_{ac}\right\} \tag{10}$$

式中:V_{ac} 为洋流速度的标量值 V_c 与 AUV 速度的标量值 V_u 的合成标量,采用文献[21]考虑的洋流影响因素,得到 V_{ac} 的表达式为

$$V_{ac} = \left|\frac{\cos\left(\beta+\arccos\left(\frac{V_c}{V_u}\cos\beta\right)\right)V_u}{\cos\beta}\right| \tag{11}$$

其中:β 为合成速度 $\boldsymbol{V}_{ac}$ 与洋流速度的标量值 V_c 之间的夹角,表达式为

$$\beta = \arccos\left(\frac{\boldsymbol{V}_{at}\boldsymbol{V}_c}{|\boldsymbol{V}_{at}||\boldsymbol{V}_c|}\right) \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{V}_{at}$ 为 AUV 到任务点的方向矢量;$\boldsymbol{V}_c$ 为洋流速度的矢量。

将式(9)代入式(10)中,AUV_i 的任务分配优化模型可以表示为

$$\max_{d_i}\sum_{j=1}^{n}(U_{ij}^r - \tilde{C}_{ij}) = \max_{d_i}\sum_{j=1}^{n}\left\{z_{ij}^r g_{ij} - t_{ij}(tE) - \left[\left(1-\frac{V_c}{V_u}\bar{h}_c(1-|\zeta|)\cos\theta\right)d_{ij}+a_j\right]/V_{ac}\right\} \tag{13}$$

$$\text{s.t.}\quad v_i(vE) \geqslant t_{ij}(tE)\quad \forall i\in V, \forall j\in T \tag{14}$$

$$U_{ij}^r - \tilde{C}_{ij} > 0\qquad \forall i\in V,\ \forall j\in T \tag{15}$$

式中:$\tilde{C}_{ij}$ 为考虑不确定值因素后的 AUV 成本值。

在约束条件(14)中,$v_i(vE)$ 表示第 i 个 AUV 所拥有的能源,此约束是为了确保 AUV 执行完该任务后仍有剩余能源。约束条件(15)表示第 i 个 AUV 在选择第 j 个任务投标时的效用要大于 0,此约束是为了保证在第 r 轮拍卖中,第 i 个 AUV

北航学报 赠阅

在参与拍卖时的效用值高于未参与拍卖时的效用值,从而鼓励 AUV 参与拍卖过程。

2 分布式鲁棒拍卖算法

本文算法由 4 个阶段组成:①任务宣告阶段;②投标阶段;③中标者选择阶段;④更新任务信息阶段。为了更清晰地描述该算法,以第 r 轮拍卖过程为例进行了详细说明。

1)任务宣告阶段。任务分配系统 P 向 AUV 集合 V 宣告本轮还未被分配的任务信息集合 $\Phi^r=\{\theta^r,M^r,T^r(tE),W^r,Z^r\}$。其中,$\theta^r$ 表示在第 r 轮拍卖中未被分配的任务集合,$\bar{\theta}^r$ 表示在第 r 轮拍卖中已被分配的任务集合;$M^r=\{\boldsymbol{m}_j^r,j\in\theta^r\}$,$\boldsymbol{m}_j^r=[x_j^r,y_j^r,z_j^r]$ 表示在第 r 轮拍卖中第 j 个未被分配任务位置信息;$T^r(tE)=\{t_j^r(tE),j\in\theta^r\}$,$t_j^r(tE)$ 表示在第 r 轮拍卖中第 j 个未被分配任务能源信息;$W^r=\{w_j^r,j\in\theta^r\}$,$w_j^r$ 表示在第 r 轮拍卖中第 j 个未被分配任务类型信息;$Z^r=\{z_j^r,j\in\theta^r\}$,$z_j^r$ 表示在第 r 轮拍卖中第 j 个未被分配任务奖励信息。当 $r=1$ 时,设置

$$z_j^1=\alpha z_{j\max} \tag{16}$$

式中:$\alpha\in(0,1)$ 为初始任务奖励调整因子。α 越大,表示在第 1 轮拍卖时任务分配系统 P 支付的成本(任务奖励)越多,相应的,AUV 完成任务所获得的任务奖励也越多,会吸引更多的 AUV 投标。在本文算法中,并未将 α 设为 1,其目的是为了使任务分配系统 P 不公布第 j 个任务的任务奖励上限值 $z_{j\max}$,从而保留部分任务分配系统 P 与 AUV "讨价还价"的空间。α 越小,表示在第 1 轮拍卖时任务分配系统 P 付出的支付成本即任务奖励越少;相应的,AUV 完成任务获得的任务奖励也越少,会导致其效用值小于 0,从而不参与投标。在保证任务分配系统 P 与 AUV 参与拍卖时所获得的利益大于不参与拍卖时所获得的利益的前提下设置 α,从而保证拍卖过程顺利进行。

2)投标阶段。每个收到任务信息 Φ^r 的 AUV 选择本轮效用集合 $Y_i^r=\{y_{ij}^r,\forall i\in V,\forall j\in\theta^r\}$ 中效用最高的任务 b,并向任务分配系统 P 递交投标 $d_i(b,y_{ib})$,$b\in\theta^r$,y_{ib} 为 AUV 投标任务 b 的效用。AUV_i 效用 y_{ij}^r 的具体计算方法如下:

$$y_{ij}^r=\begin{cases}-\infty & q=0\\ z_{ij}^r g_{ij}-\tilde{C}_{ij} & q=1\end{cases} \tag{17}$$

式中:若 AUV_i 满足约束条件(14)和(15)且与任务类型相匹配,则 $q=1$,否则,$q=0$。

值得注意的是,利用鲁棒优化算法对抗不确定项,降低了不确定性因素对算法性能的影响,即 AUV 会更加保守地递交投标,提高了算法的鲁棒性,并且增强了多 AUV 任务分配系统应对复杂水下环境的能力。

在文献[18]的平行拍卖算法(parallel auction algorithm)和序贯拍卖算法(sequential auction algorithm)中,AUV 对本轮任务分配系统 P 宣告的所有任务都递交投标。相比于平行拍卖算法和序贯拍卖算法,在本文算法中,每个 AUV 选择效用值最高的任务向任务分配系统 P 递交投标,这样能够保证 AUV 的效用。这是因为在此种投标方式下,无论任务分配系统 P 与哪个 AUV 达成合作,对于中标 AUV 而言,这种投标方式都能够保证此 AUV 的效用最大。如果 AUV 按照平行拍卖算法或者序贯拍卖算法的投标方式,那么当任务分配系统 P 与 AUV 利益不一致时,由于任务分配系统 P 是按照最大化自身利益来执行策略。那么会导致中标者被分配的任务不是对 AUV 而言最高效用的任务。

3)中标者选择阶段。任务分配系统 P 收到 AUV 递交的投标后,统计在本轮中,满足分配条件 $L_{j\mathrm{bid}}^r\geqslant L_j$,$\forall j\in\theta^r$ 的任务数量 L^r。

若本轮所有未分配任务都满足分配条件,即 $L^r=|\theta^r|$,则对于每个任务 $j\in\theta^r$,按照式(18)计算出第 j 个任务的成本集合 $C_j=\{c_{\rho j},\forall\rho\in B\}$,$B$ 为投标该任务点的 AUV 集合,$c_{\rho j}$ 表示当任务分配系统 P 选择第 ρ 个 AUV 完成该任务时,任务分配系统 P 所需要花费的成本。

$$c_{\rho j}=z_{\rho j}^r+f_{\rho j} \tag{18}$$

任务分配系统 P 在集合 C_j 中找到前 L_j 个值最小的 $c_{\rho j}$ 所对应的 AUV 作为中标者。任务分配系统 P 宣告所有中标者集合 w_{assigned},拍卖算法结束,任务分配完成。此时,任务分配系统 P 所付出的总成本 C 如下:

$$C=\sum_{j=1}^{n}\sum_{i=1}^{m}c_{ij}\lambda_{ij}\qquad\forall i\in V,\forall j\in T \tag{19}$$

式中:λ_{ij} 为决策变量,若第 i 个 AUV 最终被分配完成任务 j,则 $\lambda_{ij}=1$,否则,$\lambda_{ij}=0$。

所有中标 AUV 的总效用 Y 为

$$Y=\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n}y_{ij}\lambda_{ij}\qquad\forall i\in V,\forall j\in T \tag{20}$$

若本轮所有未分配任务中存在不满足分配条件的任务,即 $L^r\neq|\theta^r|$,此时,对于任务 $j\in\theta^r$ 任务点的 AUV 供需情况存在以下 3 种情况:①如果

北航学报 赠阅

$L^r_{j\text{bid}}=L_j$,表明该任务点供需平衡,恰好满足分配条件,不必再调整任务奖励,将任务 j 放入集合 Ω_1 中,与上述选择中标 AUV 步骤相同,选择 L_j 个中标 AUV 并通知其完成任务,重新更新 $\bar{\theta}^r$ 即可。②如果 $L^r_{j\text{bid}}>L_j$,表明投标该任务点的 AUV 过多,任务分配系统 P 仍然有调整任务奖励的空间,放入集合 Ω_2 中并进入阶段 4。③如果 $L^r_{j\text{bid}}<L_j$,表明投标该任务点的 AUV 过少,任务分配系统 P 仍然有调整任务奖励的空间,放入集合 Ω_3 中并进入阶段 4。

4)更新任务信息阶段。针对 $j\in\Omega_2$ 的情况,表明在第 r 轮拍卖中,投标该任务点的 AUV 数量超过该任务点需要的 AUV 数量,此时,供过于求。那么任务分配系统 P 需要下调任务奖励,以达到节约 P 的成本的目的。针对 $j\in\Omega_3$ 的情况,表明在第 r 轮拍卖中,投标该任务点的 AUV 数量低于该任务点需要的 AUV 数量,此时,供不应求。那么任务分配系统 P 需要上调任务奖励,以吸引更多的 AUV 下一轮投标该任务。针对上述问题,本文提出一种任务奖励反馈机制。

在第 r 轮中,任务分配系统 P 调整任务奖励的方程为

$$z_j^{r+1}=z_j^r-\frac{L^r_{j\text{bid}}-L_j}{n}(z_{j\max}-z_j^r)\tag{21}$$

式中:若 $L^r_{j\text{bid}}>L_j$,$\frac{L^r_{j\text{bid}}-L_j}{n}$ 表示在第 r 轮拍卖中,与任务点 j 需求的 AUV 数量相比较,多余的投标 AUV 数量占 AUV 总数量的比值。投标该任务点的 AUV 数量越多,$\frac{L^r_{j\text{bid}}-L_j}{n}$ 的比值越大,表明对于该任务的竞争越激烈,任务分配系统 P 可下调任务奖励 z_j^r 的空间也越大。因此,从式(21)中可以看出,$\frac{L^r_{j\text{bid}}-L_j}{n}$ 的比值越大,任务分配系统 P 在本轮中下调的任务奖励也越多,任务分配系统 P 付出的成本也越少。

与上述情况类似,若 $L^r_{j\text{bid}}<L_j$,则投标该任务的 AUV 数量越少,$\frac{L_j-L^r_{j\text{bid}}}{n}$ 的比值越大,表明任务点 j 当前的任务奖励 z_j^r 不足以吸引更多的 AUV 投标该任务。需要上调更多的任务奖励 z_j^r,从而满足下一轮任务点 j 的 AUV 数量需求。因此,从式(21)中可以看出,$\frac{L_j-L^r_{j\text{bid}}}{n}$ 的比值越大,任务分配系统 P 在本轮中上调的任务奖励也越多,从而能够吸引更多的 AUV 在下一轮中投标该任务。

式(21)中,第 2 项 $z_{j\max}-z_j^r$ 表示在第 r 轮拍卖中,最高任务奖励上限值 $z_{j\max}$ 与本轮任务奖励值 z_j^r 的差值。一方面,$z_{j\max}-z_j^r$ 保证了在增加任务奖励后,也不会超过任务奖励上限值 $z_{j\max}$,从而保证了任务分配系统 P 的利益,促进任务分配系统 P 拍卖任务。另一方面,此差值越大,表明本轮任务分配系统 P(拍卖商)与 AUV“讨价还价”的空间越大。因此,本轮任务奖励可调整的空间也会越大,拍卖商会在保证自身利益的条件下更大幅度地调整任务奖励,以更快地与 AUV 商议出一个双方均满意的任务分配结果。

通过上述任务奖励反馈机制,达到了自适应调节任务奖励的目的,任务分配系统 P 每轮通过分析任务点需要的 AUV 数量与投标任务点的 AUV 数量之间的差距来自适应调整任务奖励。通过多轮试探拍卖市场,达到既保证任务被 AUV 完成又不过多付出任务奖励的目的,从而能够节约任务分配系统 P 的成本。

任务分配系统 P 重新更新任务信息集合 Φ^r,反馈到下一轮作为下一轮宣告的任务信息 $\Phi^{r+1}=\{\theta^{r+1},M^{r+1},T^{r+1}(tE),W^{r+1},Z^{r+1}\}$。更新后的任务集合 $\theta^{r+1}=\theta^r\backslash\bar{\theta}^r$,任务位置集合 $M^{r+1}=\{\boldsymbol{m}_j^{r+1},\ j\in\theta^{r+1}\}$,任务能源集合 $T^{r+1}(tE)=\{t_j^{r+1}(tE),j\in\theta^{r+1}\}$,任务类型集合 $W^{r+1}=\{w_j^{r+1},j\in\theta^{r+1}\}$,任务奖励集合 $Z^{r+1}=\{z_j^{r+1},j\in\theta^{r+1}\}$。

本文算法流程如图 2 所示。为使整个过程易于解释,图 2 中只描述了任务分配系统 P 和一个 AUV 的情况。

在整个任务分配过程中,任务分配系统 P(拍卖商)需要的信息为任务奖励信息和投标信息(AUV 选择哪个任务投标及递交的投标值)。其中,任务奖励信息为拍卖商的本地信息;投标信息是通过与 AUV 信息交换得到的。AUV 需要的信息为任务相关的信息(任务位置、任务所需能源、任务奖励)、与洋流相关的信息(洋流速度、洋流影响系数)及 AUV 自身信息(AUV 速度、AUV 与任务的匹配程度)。其中,与任务相关的信息是通过与任务分配系统 P 信息交换得到的;与洋流相关的信息和 AUV 自身信息均为本地信息。在这个过程中,AUV 并不需要清楚其余 AUV 的具体决策,只通过市场反馈回来的任务奖励调整自己的优化策略。任务分配系统 P 或者 AUV 任何一方并不能单独决定任务分配的最终结果,最终结果是通过双方“讨价还价”的结果共同决定的。双方是通过自发地追求自身利益最大化从而实现分布式的任务分配。

北京航空航天大学学报

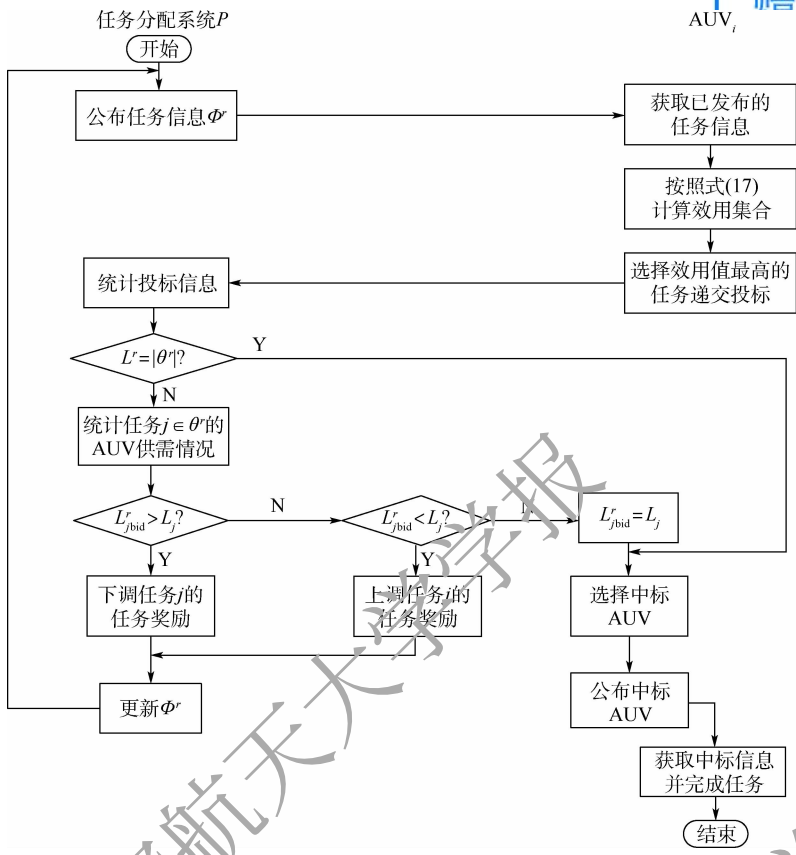


图 2 分布式鲁棒拍卖算法流程

Fig. 2 Distributed robust auction algorithm flowchart

3 仿真分析

为了验证本文算法的可行性和有效性，进行了不同情况下的仿真和对比实验研究。将本文算法与文献[18]中的平行拍卖算法和序贯拍卖算法进行比较，通过比较任务分配系统 P 的成本 C 和 AUV 的总效用 Y 来验证算法的性能。

假设水下随机分布 15 个任务（$n=15$），24 个AUV（$m=24$），任务相关参数设置如表 1 所示。

图 3 中，柱状图表示每个任务点任务分配系统 P 最终实际支付给中标 AUV 的任务奖励值 z_j，折线图上的点表示每个任务点任务分配系统 P 能够支付给 AUV 的任务奖励上限值 $z_{j\max}$，折线图上的点与柱形图上的点的差值表示任务分配系统 P 少支付给中标 AUV 的任务奖励。从图 3 可以清晰看出，任务分配系统 P 最终没有支付给 AUV 每个任务的任务奖励上限值，因此任务分配系统 P 能够赚取一部分任务奖励，从而验证了本文算法的最终分配结果严格满足了式(4)的任务奖励约束条件，有利于提高任务分配系统 P 的积极性，促进任务分配系统 P 参与拍卖。

表 1 任务参数

Table 1 Task parameters

任务序号 θ_j	任务类型 γ_j	任务能源 $t_j(tE)$	任务难度 τ_j	需求 AUV 数量 L_j
1	k	0.66	0.61	1
2	s	0.68	0.73	2
3	l	0.73	0.62	1
4	k	0.54	0.55	1
5	l	0.75	0.74	1
6	s	0.43	0.48	2
7	k	0.66	0.54	1
8	l	0.56	0.80	1
9	s	0.30	0.29	1
10	l	0.57	0.62	1
11	s	0.68	0.63	1
12	k	0.75	0.52	1
13	k	0.56	0.47	1
14	l	0.78	0.73	1
15	s	0.34	0.14	1

图 4 为鲁棒解和标称解的 AUV 总效用值 Y 的对比。图中：在不同的不确定界下得到鲁棒解，利用洋流影响因子的标称值得到标称解。从图 4 能够清晰看出，鲁棒解的 Y 值高于标称解的 Y 值，并且两者性能差距随着不确定度 δ 的增大而增大。这是由于引入了鲁棒优化理论对抗不确定因素，提高了多 AUV 任务分配系统应对复杂水下环境的能力。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

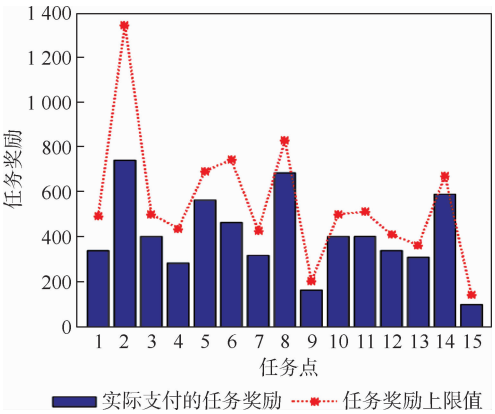


图 3　每个任务点的任务奖励情况

Fig. 3　Task rewards for each task point

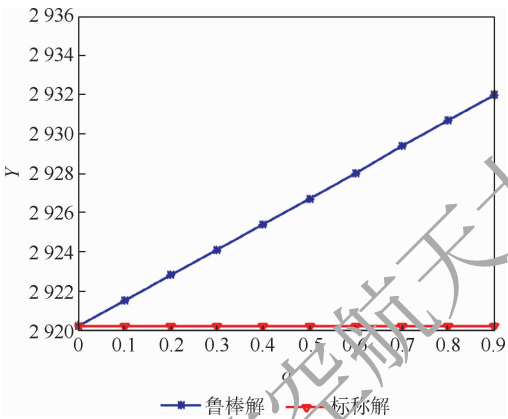


图 4　鲁棒解和标称解 Y 值的比较

Fig. 4　Comparison of Y values between robust solutions and nominal solutions

表 2 和表 3 表示当 α 分别为 0.6，0.7，0.8，0.9 时，3 种算法的任务分配系统的成本 C 和 AUV 的总效用 Y 的比较。当 α 小于 0.6 时，Y 小于零，没有 AUV 参与投标，不符合限制条件式(15)，当 α 大于 0.9 时，任务分配系统 P 第 1 轮公布的任务奖励会超过任务奖励上限值 $z_{j\max}$，不满足限制条件式(4)，以上 2 个条件是保证拍卖过程顺利进行的必要条件，因此仅选取 α 在 0.6～0.9 时进行仿真验证。C 越小、Y 越大表示算法的性能越好。从表 2、表 3 可以看出，α 值无论如何变化，本文算法在任务分配系统的成本 C 与 AUV 的总效用 Y 方面均优于平行拍卖算法和序贯拍卖算法。

表 2　不同 α 下 3 种算法的 C 值比较

Table 2　C value comparison of three algorithms under different α

α	C		
	本文算法	平行拍卖算法	序贯拍卖算法
0.6	4 988.2	5 205.8	5 092.9
0.7	5 875.8	6 032.6	5 919.7
0.8	6 459.9	6 859.5	6 746.6
0.9	7 072.5	7 686.3	7 573.4

表 3　不同 α 下 3 种算法的 Y 值比较

Table 3　Y value comparison of three algorithms under different α

α	Y		
	本文算法	平行拍卖算法	序贯拍卖算法
0.6	2 103.5	1 981.7	2 094.6
0.7	2 593.5	2 354.5	2 467.4
0.8	2 920.2	2 727.2	2 840.1
0.9	3 247.9	3 100.0	3 212.9

为了验证本文算法的有效性，分别对 AUV 数量 m 不相同情况下的算法性能进行了仿真对比，仿真结果如图 5、图 6 所示。

图 5 表示在任务数量 $n=15$，AUV 数量 m 分别为 24，26，28，30，32 和 34 情况下 3 种算法的任务分配系统 P 的成本 C 对比。从图 5 可以看出，当 m 变化时，本文算法的 C 值远远低于其余 2 种算法。这是由于任务奖励反馈机制使任务分配系统 P 通过多轮试探拍卖市场，达到既保证任务被 AUV 完成又不过多付出任务奖励的目的，从而

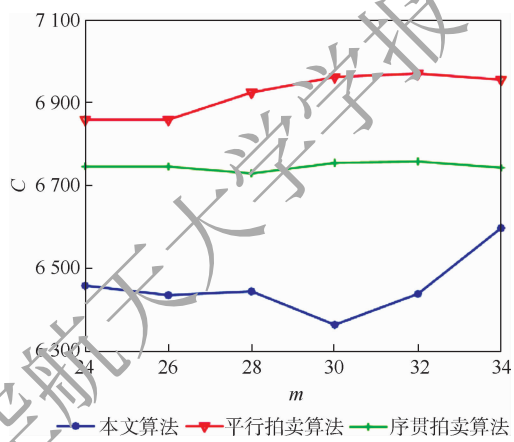


图 5　不同 AUV 数量下 3 种算法的 C 值比较

Fig. 5　C value comparison of three algorithms under different AUV numbers

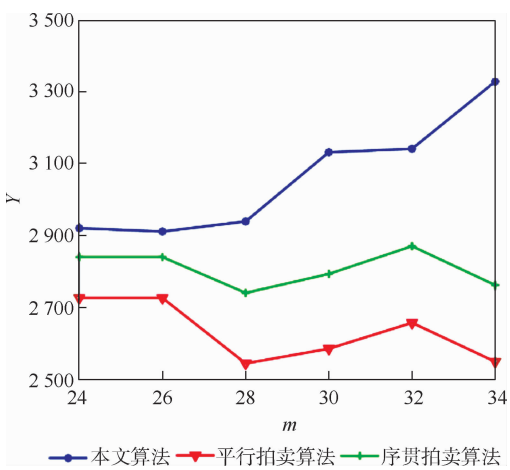


图 6　不同 AUV 数量下 3 种算法的 Y 值比较

Fig. 6　Y value comparison of three algorithms under different AUV numbers

北京航空航天大学学报

节约了任务分配系统 P 的成本 C，验证了本文算法的有效性。在图 5 中，AUV 数量 m 不同时，曲线呈现出波动变化。这是由于 m 增加时，任务分配系统 P 所选择的中标 AUV 发生变化，导致 C 值也会不断发生变化。

图 6 表示在任务数量 $n=15$，AUV 数量 m 分别为 24，26，28，30，32 和 34 情况下 3 种算法的 AUV 总效用 Y 对比。从图 6 可以看出，m 变化时，本文算法的 Y 值远远高于其余 2 种算法，并且随着 AUV 数量 m 的增加，本文算法优势更加明显。这是由于在平行拍卖算法或序贯拍卖算法中，AUV 对本轮公布的所有任务都递交投标，那么当任务分配系统 P 与 AUV 利益不相同时，会导致中标 AUV 被分配的任务不是对 AUV 而言最高效用的任务。随着 AUV 数量的增加，存在上述情况的概率会增大，因此当 m 增加时，本文算法的优势会更加明显。在图 6 中，AUV 数量 m 不同时，曲线呈现出波动变化。这是由于 m 增加时，中标 AUV 会发生改变，导致 AUV 的总效能 Y 会不断发生变化。

分别对任务数量 n 不相同的情况下的算法性能进行仿真对比，仿真结果如图 7、图 8 所示。

图 7 表示在 AUV 数量 $m=34$，任务数量 n 分别为 10，13，16，19，22 和 25 情况下，3 种算法的任务分配系统 P 的成本 C 的对比。从图 7 可以看出，随着 n 的增加，3 种算法的 C 值不断增加。这是由于随着 n 的增加，任务分配系统 P 所支付的任务奖励必然会增加，因此，任务分配系统 P 的成本 C 也必然会随之增加。从图 7 还可以清晰看出，与平行拍卖算法和序贯拍卖算法算法相比，本文算法的 C 值更小。

图 8 表示在 AUV 数量 $m=34$，任务数量 n 分别为 10，13，16，19，22 和 25 情况下，3 种算法

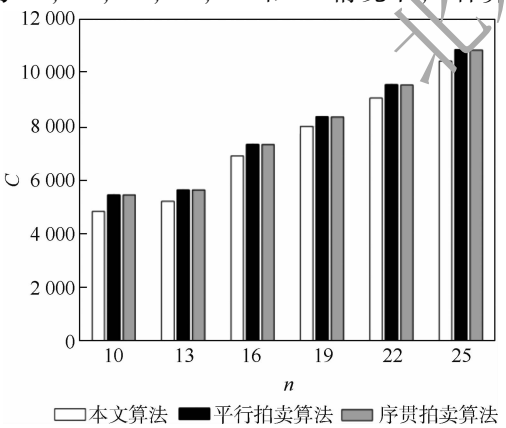


图 7 不同任务数量下 3 种算法的 C 值比较

Fig. 7 C value comparison of three algorithms under different task numbers

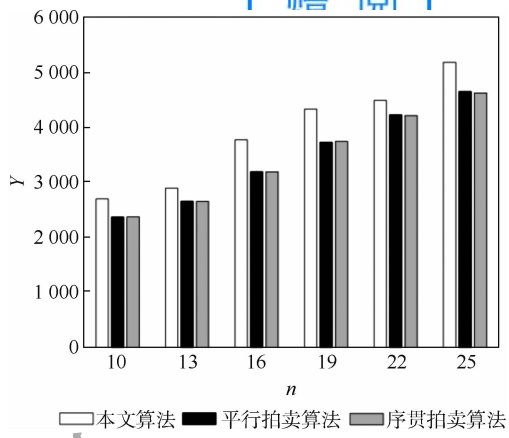


图 8 不同任务数量下 3 种算法的 Y 值比较

Fig. 8 Y value comparison of three algorithms under different task numbers

的 AUV 总效用 Y 的对比。从图 8 可以看出，随着 n 的增加，3 种算法的 Y 值不断增加。这是由于随着 n 的增加，相应的中标 AUV 数量也会增加，因此，AUV 的总效用 Y 也会随之增加。从图 8 还可以清晰看出，与平行拍卖算法和序贯拍卖算法算法相比，本文算法的 Y 值更大。由于本文算法能够保证中标者每轮被分配的任务都是对 AUV 而言最高效用的任务，本文算法的 AUV 总效用高于其余 2 种算法。

4 结 论

1）针对异构多 AUV 任务分配问题，建立了异构多 AUV 任务分配分布式拍卖模型。

2）针对现有拍卖算法忽略拍卖商利益的问题，设计的任务奖励反馈机制在保证任务被 AUV 完成的同时，又降低了任务分配系统的成本。

3）针对水下洋流对任务分配模型产生的不确定性因素，提出了鲁棒优化理论对抗不确定因素，提高了多 AUV 任务分配系统应对复杂水下环境的能力。

4）仿真结果表明，本文算法能够在保证 AUV 效用的同时，降低任务分配系统的成本，并且在复杂水下环境中表现出了较强的鲁棒性和可适用性。

参考文献（References）

[1] CAO X, YU A. Multi-AUV cooperative target search algorithm in 3-D underwater workspace[J]. The Journal of Navigation, 2017, 70(6): 1293-1311.

[2] ZHU D, LIU Y, SUN B. Task assignment and path planning of a multi-AUV system based on a Glasius bio-inspired self-organising map algorithm[J]. The Journal of Navigation, 2018, 71(2): 482-496.

[3] CHEN Y, YANG D, YU J. Multi-UAV task assignment with parameter and time-sensitive uncertainties using modified two-part

北航学报 赠阅

wolf pack search algorithm[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2018,54(6):2853-2872.

[4] CHOUDHURY B B, BISWAL B B. Alternative methods for multi-robot task allocation[J]. Journal of Advanced Manufacturing Systems,2009,8(2):163-176.

[5] DARRAH M, NILAND W, STOLARIK B. Multiple UAV dynamic task allocation using mixed integer linear programming in a SEAD mission[C]// Infotech@ Aerospace,2005:7164.

[6] GERKEY B P. On multi-robot task allocation[D]. Los Angeles: University of Southern California,2003.

[7] WANG J F, JIA G W, LIN J C, et al. Cooperative task allocation for heterogeneous multi-UAV using multi-objective optimization algorithm[J]. Journal of Central South University, 2020, 27(2):432-448.

[8] XU G, LONG T, WANG Z, et al. Target-bundled genetic algorithm for multi-unmanned aerial vehicle cooperative task assignment considering precedence constraints[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,2020,234(3):760-773.

[9] LI J, ZHANG R B. Multi-AUV distributed task allocation based on the differential evolution quantum bee colony optimization algorithm[J]. Polish Maritime Research,2017,24(S3):65-71.

[10] KIM M H, BAIK H, LEE S. Response threshold model based UAV search planning and task allocation[J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems,2014,75(3-4):625-640.

[11] PARKER L E. ALLIANCE: An architecture for fault-tolerant multi-robot cooperation[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation,1998,14(2):220-240.

[12] SHI J, YANG Z, ZHU J. An auction-based rescue task allocation approach for heterogeneous multi-robot system[J]. Multimedia Tools and Applications,2020,79(21):14529-14538.

[13] 费爱国,张陆游,丁前军. 基于拍卖算法的多机协同火力分配[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(9):1829-1833.
FEI A G, ZHANG L Y, DING Q J. Multi-machine cooperative fire distribution based on auction algorithm[J]. Systems Engineering and Electronic Technology, 2012, 34(9): 1829-1833 (in Chinese).

[14] TANG J, ZHU K, GUO H, et al. Using auction-based task allocation scheme for simulation optimization of search and rescue in disaster relief[J]. Simulation Modelling Practice and Theory,2018,82:132-146.

[15] LEE D H, ZAHEER S A, KIM J H. A resource-oriented, decentralized auction algorithm for multirobot task allocation[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2014,12(4):1469-1481.

[16] CHENG Q, YIN D, YANG J, et al. An auction-based multiple constraints task allocation algorithm for multi-UAV system[C]// 2016 International Conference on Cybernetics, Robotics and Control (CRC). Piscataway: IEEE Press,2016:1-5.

[17] 于大海. 弱通信条件下的多水下机器人任务分配方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2013.
YU D H. Research on task assignment method of multiple underwater vehicles under weak communication condition[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2013(in Chinese).

[18] QTTE M, KUHLMAN M J, SOFGE D. Auctions for multi-robot task allocation in communication limited environments[J]. Autonomous Robots,2020,44(3):547-584.

[19] CHAN H, NAN Y, YANG Y, et al. Multi-UAV reconnaissance task assignment for heterogeneous targets based on modified symbiotic organisms search algorithm[J]. Sensors, 2019, 19(3):734.

[20] YANG K, WU Y, HUANG J, et al. Distributed robust optimization for communication networks[C]// IEEE INFOCOM 2008-the 27th Conference on Computer Communications. Piscataway: IEEE Press,2008:1157-1165.

[21] CHEN M, ZHU D. A workload balanced algorithm for task assignment and path planning of inhomogeneous autonomous underwater vehicle system[J]. IEEE Transactions on Cognitive and Developmental Systems,2018,11(4):483-493.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A robust auction algorithm for distributed heterogeneous multi-AUV task assignment

LI Xinbin, GUO Lizheng, HAN Song*

(Institute of Electrical Engineering, Yanshan University, Qinhuangdao 066004, China)

Abstract: In order to solve the task assignment problem of multiple heterogeneous autonomous underwater vehicle (AUV), a distributed robust auction algorithm is proposed. First, a heterogeneous multi-AUV task assignment distributed auction model is established, including the task assignment system (auctioneer) optimization model and the AUV optimization model. Second, in view of the existing auction algorithms that ignore the interests of the auctioneer and do not conform to the market rules, we introduce task reward feedback mechanism, and the task assignment system, through several rounds of testing the auction market, adaptively adjusts the task rewards, which effectively reduces the cost of task assignment system when guaranteeing AUV utility at the same time, for the purpose of promoting the task assignment system to participate in the auction. Finally, a robust optimization algorithm is proposed to deal with the uncertainties caused by underwater ocean currents, which improves the ability of multi-AUV task assignment system to deal with complex underwater environment. Simulation results show the robustness and effectiveness of the proposed algorithm.

Keywords: heterogeneous multi-autonomous underwater vehicle (AUV); task assignment; distributed; auction algorithm; robust optimization

Received: 2020-11-24; **Accepted**: 2021-01-03; **Published online**: 2021-02-02 09:08

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1638.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873224, 62003295, 41976182); S & T Program of Hebei (F2020203037, F2019203031); Science and Technology Research Project of Universities in Hebei (QN2020301); Science Foundation for Postdoctoral of Hebei (B2019003019)

* **Corresponding author**. E-mail: hansong@ysu.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0665

基于混合遗传算法的多箱型集装箱装载问题分析

全下文载

张长勇*, 刘佳瑜
(中国民航大学 电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘 要: 航空多箱型集装箱装载是实现快速、高效、安全航空货物运输的重要环节。针对现实约束条件下多种货物和箱型的集装箱多箱装载优化问题,搭建数学优化模型,提出一种求解货物装载布局方案的混合遗传算法,以达到充分利用集装箱装载空间的目的。采用三段式编码确定货物装载顺序、货物放置状态及集装箱编号,随机产生初始种群;在常规选择操作中加入最佳个体保护策略,并将重心、不重叠、承重约束考虑到适应度函数中,以此来评价解的优劣;加入模拟退火算子,用其突跳性避免遗传陷入局部最优的情况,进一步提高优化效果。通过算例对比表明,所提算法在满足多种约束条件下仍能保持较高的体积利用率,能够很好地解决强弱异构货物的装载;采用具体货物数据进一步验证算法的可行性与适用性,4 种航空集装箱的平均体积利用率高于 82%,表明所提算法能够有效解决规则和不规则多箱型集装箱的货物装载问题,具有较好的工程应用价值。

关 键 词: 集装箱装载; 多箱型; 混合遗传算法; 强异构货物; 模拟退火; 可视化
中图分类号: V353; TP311
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0747-09

随着民航运输业的快速发展,航空货运已进入蓬勃发展的阶段。集装箱装载是货物运输的重要环节,如何在满足实际装载约束条件下快速、安全、准确地找到最优装箱方案,以实现货物装载完成后最大化体积利用率是目前有待解决的问题。

装载问题根据所需的集装箱数量可分为单箱装载问题和多箱装载问题。对于单箱装载问题,Maxence 和 Manuel[1] 提出了改进的最佳拟合启发式算法,按照算法生成的初始可行解方案将物品装载到箱中;刘胜等[2-3] 将树搜索的思想用于装箱,使用箱子、片、条、层、实体的顺序进行装载;Aline 等[4] 通过构建一组不规则和规则的块,最大程度地减少材料或空间的浪费;何琨等[5-6] 利用占角策略,通过占角动作提出了一种占角空间最小的穴度算法;张长勇和翟一鸣[7] 考虑多种现实约束提出一种改进遗传算法,用于改进与优化航空装载中集装箱的体积利用率;张钧和贺可太[8] 采用三叉树结构来表示空间的布局情况,通过空间搜索、分割与合并对货物进行装载;雷定猷等[9] 根据实际装载经验,提出了先码放核心货物以构造骨架,再放置其他非核心的货物的中心骨架法;张德富等[10] 将货物组合形成复合块,根据块选择算法确定每一步使用的块,再以固定方式装载块,是目前解决单箱问题较好的算法。

对于单一箱型的多箱装载问题,靳志宏等[11] 提出启发式算法与遗传算法相融合的交互式混合

收稿日期: 2020-11-30; **录用日期**: 2020-12-24; **网络出版时间**: 2021-01-05 15:29
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210105.1047.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51707195); 中央高校基本科研业务费专项资金(3122016A009)
* **通信作者**. E-mail: cyzhang@cauc.edu.cn

引用格式: 张长勇, 刘佳瑜. 基于混合遗传算法的多箱型集装箱装载问题分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 747-755.
ZHANG C Y, LIU J Y. Multi-box container loading problem based on hybrid genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 747-755 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

算法,改进了多箱问题的装箱效果;那日萨等[12]提出一种启发式搜索算法,根据可用空间,采用树搜索策略来获得最佳货物块;刘嘉敏等[13]引入一种基于邻域搜索的、具有人工智能存储机制的禁忌搜索算法,设计合理的规则来划分、合并剩余空间提高集装箱利用率;卜雷等[14]提出一种将方向和顺序约束与个体编码方法相结合,通过定义装载质量、重心等约束条件构造适应度函数的遗传算法;Mauro 等[15]研究经典装箱问题的扩展,提出一种综合不同方法的整体算法以找到最小数量的箱来装载所有物品。

综上所述,目前大多数算法在实现单箱装载与单一箱型多箱装载问题上已经取得较为理想的研究成果。在航空运输中,飞机货舱形状特殊,使用的集装箱除在大型飞机货舱中可使用标准箱外,一般要使用尺寸、容积、形状各异的非标准箱,常用的集装箱为 AMA 集装箱、AKE 集装箱、AMF 集装箱、AAU 集装箱 4 种,目前针对此类不规则多箱型集装箱装载问题的研究较少,对于此类问题的研究可以显著提高航空公司运输效率与经济效益,具有一定的现实意义。

本文在前人研究的基础上,以航空货运集装箱装载为研究背景,对多箱型集装箱装载问题开展研究。在考虑实际装载过程中一系列现实约束的条件下,建立以集装箱体积利用率为目标的优化模型,设置货物码放规则,提出一种加入模拟退火算子的混合遗传算法。通过算例对比与具体货物数据的计算和分析,证明了本文算法能有效应用于货物数量较多的多箱型集装箱装载问题,同时将装载方案进行可视化,为装载决策提供理论基础。

1 问题描述

多箱型集装箱装载问题可以描述为:在一定的约束条件下,将大量质量不等、大小不同的货物以适当的装载方法装入到多个集装箱中,其中待装载集装箱为常用的 4 种航空集装箱(AMA、AKE、AMF、AAU 集装箱),使得满足实际约束情况下各集装箱的体积利用率最大,以提高航空集装箱运输中对集装箱的合理利用,从而降低运输成本提高经济效益。

考虑到货物实际装箱问题的复杂性,作出如下假设:①货物密度均匀,形状均为长方体,尺寸各异且不大于集装箱尺寸;②货物由挤压产生的微小形变可忽略;③货物的码放不受限制,可放置在箱内任意位置;④货物具有不同到站。

为提高装载方案的实用性,通过实地调研与分析,考虑以下约束条件:①体积约束。货物的总体积不超过集装箱的最大容积。②载重量约束。货物的总质量不超过集装箱的最大承载能力。③重心约束。为保证垛形稳定性,集装箱重心应在合理的范围内。④不重叠约束。货物之间不允许重叠放置。⑤承重约束。充分考虑货物的载重能力,以免因过度挤压而损坏货物。⑥正交放置约束。码放过程中,货物边缘与集装箱边缘平行或者垂直。⑦装载顺序约束。货物编号与装载顺序一一对应,先到站的后装,后到站的先装。

2 模型搭建

2.1 符号说明

以各集装箱底面为 xy 平面、垂直底面向上为 z 轴,以其左后下角为原点建立空间直角坐标系。符号说明如下:n 为待装货物总数量,N 为航空集装箱总数量;α_{ij} 为 0/1 变量,货物 i 装入集装箱 j 则值为 1,否则值为 0;λ_j 为 0/1 变量,若集装箱 j 被使用则为 1,若未使用则为 0;M_j 和 V_j 分别为集装箱 j 的最大载重量和容积;w_i、h_i、d_i、v_i、m_i、$[gx_i, gy_i, gz_i]$ 分别为货物 i 的长、宽、高、体积、质量及其重心坐标;B_{ei} 和 F_i 分别为货物 i 所承受的质量和最大承受力;B_i 和 C_i 分别为货物编号和装载顺序编号;$[\mathrm{con}x_1, \mathrm{con}x_2]$,$[\mathrm{con}y_1, \mathrm{con}y_2]$,$[0, \mathrm{con}z]$ 分别为 x、y、z 轴重心安全区间;(x_i, y_i, z_i) 和 (x_i', y_i', z_i') 分别为货物 i 在集装箱中的放置位置坐标,即左后下和右前上角坐标。

2.2 模型建立

优化目标为集装箱的体积利用率最大,则目标函数可表示为

$$\max U = \frac{\sum_{i=1}^{n} w_i h_i d_i}{\sum_{j=1}^{N} V_j \lambda_j} \tag{1}$$

对 $\forall i \in \{1,2,\cdots,n\}$,$\forall j \in \{1,2,\cdots,N\}$,有

$$\sum_{i=1}^{n} m_i \alpha_{ij} \leqslant M_j \tag{2}$$

$$\sum_{i=1}^{n} v_i \alpha_{ij} \leqslant V_j \tag{3}$$

$$\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} = n \tag{4}$$

$$((x'_i - x_i) - w_i)((y'_i - y_i) - h_i) = 0 \tag{5}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} \mathrm{con}x_1 \leqslant \dfrac{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i g x_i}{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i} \leqslant \mathrm{con}x_2 \\ \mathrm{con}y_1 \leqslant \dfrac{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i g y_i}{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i} \leqslant \mathrm{con}y_2 \\ \dfrac{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i g z_i}{\sum_{i=1}^{n} \alpha_{ij} m_i} \leqslant \mathrm{con}z \end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases} x_i + \dfrac{1}{2}w_i - x_k - \dfrac{1}{2}w_k \geqslant \dfrac{1}{2}w_i + \dfrac{1}{2}w_k \\ y_i + \dfrac{1}{2}h_i - y_k - \dfrac{1}{2}h_k \geqslant \dfrac{1}{2}h_i + \dfrac{1}{2}h_k \\ z_i + \dfrac{1}{2}d_i - z_k - \dfrac{1}{2}d_k \geqslant \dfrac{1}{2}d_i + \dfrac{1}{2}d_k \end{cases} \tag{7}$$

$$B_{ei} = \sum_q m_q + \sum_p m_p \frac{S_{pi}}{w_p h_p} < F_i \tag{8}$$

式中：

$$\begin{cases} S_{pi} = [(x_i' - x_i + x_p' - x_p) - \\ \quad (\max\{x_p', x_i'\} - \min\{x_p, x_i\})] \cdot \\ \quad [(y_i' - y_i + y_p' - y_p) - \\ \quad (\max\{y_p', y_i'\} - \min\{y_p, y_i\})] \\ q \in \{q \mid \alpha_{qj}\alpha_{ij} = 1, z_q \geqslant z_i', x_q \geqslant x_i, \\ \quad y_q \geqslant y_i, x_q' \leqslant x_i', y_q' \leqslant y_i'\} \\ p \in \{p \mid \alpha_{pj}\alpha_{ij} = 1, z_p \geqslant z_i', \\ \quad \max\{x_p', x_i'\} - \min\{x_p, x_i\} < \\ \quad x_i' - x_i + x_p' - x_p, \\ \quad \max\{y_p', y_i'\} - \min\{y_p, y_i\} < \\ \quad y_i' - y_i + y_p' - y_p\} \end{cases}$$

$$B_i = C_i \tag{9}$$

上述模型中，式(2)和式(3)表示每个集装箱装载货物的总质量、总体积小于集装箱的最大载重量、最大容积；式(4)表示所有货物必须装入集装箱；式(5)表示货物要与集装箱正交或平行；式(6)表示货物垛形重心在合理的范围之内；式(7)表示货物之间不能重叠；式(8)表示货物承重约束，即同一集装箱中货物所载全部上层货物总质量小于其最大承重量；式(9)表示货物编号与装载顺序一一对应。

3　混合遗传算法设计

本文研究的货物装箱问题属于典型的组合优化问题，其复杂度主要体现在货物数量及货物异构性两方面。货物种类、货物装载优先级均是货物异构性的体现，货物异构性程度越高，装载问题求解难度就越大。考虑到遗传算法的全局搜索力具有随机性、快速性的特点，但其局部搜索能力较弱，因此加入罚函数、模拟退火算子、最佳个体保护策略来对其进行改进，从而丰富算法寻优过程中的搜索行为，增强局部、全局搜索力和搜索效率。

3.1　货物放置状态

货物装箱问题涉及货物的长、宽、高 3 个方向，因此每个货物有 6 种放置状态，如图 1 所示。在实际的货物装载过程中，许多货物不能上下颠倒放置，故只有 2 种放置状态，其编码设为 1、2。若货物可以上下颠倒，则有 6 种放置状态，其编码设为 1、2、3、4、5、6。

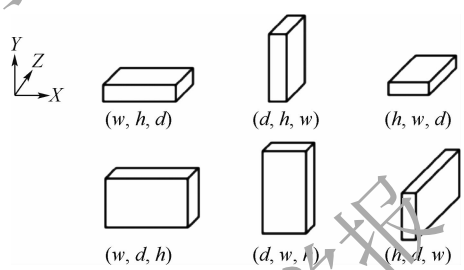


图 1　货物放置状态

Fig. 1　Cargo placement state

3.2　个体编码与解码设计

3.2.1　编码预处理及集装箱数量计算

1）货物编号与集装箱编号。按照自然数序列对货物编号；按到站顺序对货物编号，先到站的货物取大值，后到站的货物取小值，同一到站取相同编号；4 种不同箱型集装箱按 AMA、AKE、AMF、AAU 依次编号为 1、2、3、4，相同箱型集装箱使用同种编号。

2）装载顺序编号。根据货物编号按照自然数序列升序排列；货物顺序与装载顺序一一对应。

3）集装箱数量。为提高编码的有效性，在编码之前根据待装载货物信息计算大概所需的集装箱数量。考虑到不同种类的集装箱装载空间存在差距，以 4 种箱型的容量平均值计算初始 N。

$$N = \left\lceil \frac{\sum_{i=1}^{n} w_i h_i d_i}{\frac{1}{4}\sum_{t=1}^{4} V_t} \right\rceil \tag{10}$$

3.2.2　编码设计

不同箱型集装箱装载问题包含三要素：货物装载顺序、货物放置状态、集装箱编号。本文研究的是将货物按照其装载顺序装入到各集装箱中，故编码时需考虑货物装载顺序、货物放置状态与集装箱编号。采用三段式编码，货物的每种布局

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

方案对应编码长度为 $3n$ 的符号串：$S=(S_1,S_2,\cdots,S_i,\cdots,S_n,S_{n+1},\cdots,S_{n+i},\cdots,S_{2n},S_{2n+1},\cdots,S_{3n})$，$S_1\sim S_n$ 为货物装载顺序，货物装载顺序与货物编号一一对应，$S_{n+1}\sim S_{2n}$ 表示货物放置状态，若货物可以任意旋转，则有 6 种放置状态，S_{n+i} 用自然数列 1～6 表示，若货物只可水平旋转放置，则 S_{n+i} 取 1 或 2，$S_{2n+1}\sim S_{3n}$ 为集装箱编号，4 种不同箱型采用不同编号。

例如，解(1,2,3,4,5;3,4,2,1,6;1,1,2,4,3)表示解码后对应的装箱方案为：装载顺序为 1～5 的货物按 3,4,2,1,6 放置状态装载到 1,1,2,4,3 集装箱中。

3.3 货物放置规则

集装箱的体积利用率受不同放置规则的影响，货物装载时要选用合适的放置规则。本文采用基于空间划分的拟人放置规则，结合可放置点构建，并加入参考线以限制装箱趋势。

装载时，先将整个箱子作为可装载空间，再将第 1 个货物 (w_1,h_1,d_1) 放置在(0,0,0)处。如图 2所示，根据空间划分原则，下一个货物可放置点有 $(w_1,0,0)$，$(0,h_1,0)$，$(0,0,d_1)$ 3 个，若第 2 个货物 (w_2,h_2,d_2) 被放置在点 $(w_1,0,0)$，则下一个货物的可放置点有 $(0,h_1,0)$，$(0,0,d_1)$，$(w_1,h_2,0)$，$(w_1,0,d_2)$，$(w_1+w_2,0,0)$ 5 个。依此类推，货物 (w_i,h_i,d_i) 放置在点 (x_i,y_i,z_i)，即删掉可放置点 (x_i,y_i,z_i)，则新增 3 个可放置点为 (x_i+w_i,y_i,z_i)，(x_i,y_i+h_i,z_i)，(x_i,y_i,z_i+d_i)[16]。

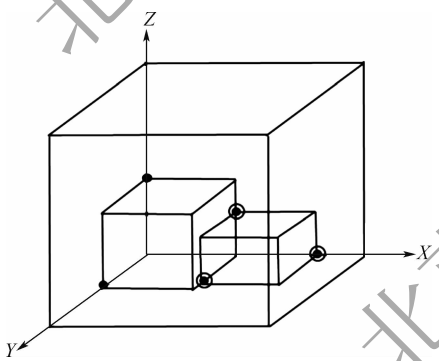


图 2 可放置点示意图

Fig. 2 Schematic diagram of placeable points

对于货物序列 $B=(b_1,b_2,\cdots,b_i,\cdots,b_k)$，其放置规则步骤如下：

步骤 1 置 $i=0$，初始化水平、垂直参考线 $L_x=L_z=0$，可放置点集合 $S_P=\{(0,0,0)\}$。

步骤 2 $i=i+1$，若 $i>k$，转步骤 7。

步骤 3 对于货物 b_i，判断当前有序可放置点集合中能否放置该货物，判断条件为该货物不能与集装箱及其他货物重叠，且满足 $x+w_i\leqslant L_x$，$z+d_i\leqslant L_z$，即不超过 2 条参考线。满足条件转步骤 6，否则继续。

步骤 4 若所有可放置点都不能放置该货物，考虑以下 2 种情况：若 $L_x<W$，提高 X 轴参考线；否则，提高 Z 轴参考线。

步骤 5 转步骤 3。

步骤 6 放置该货物，删除已用的可放置点。更新可放置点集合，按照轴优先级($Y>X>Z$)对可放置点进行排序。转步骤 2。

步骤 7 结束。

3.4 评价函数

适应度用来评价装载方案的好坏，将直接影响算法的优劣。考虑到优化目标为最大化集装箱体积利用率，用体积利用率作为适应度函数：

$$F'=\frac{\sum_{i=1}^{p}w_ih_id_i}{\sum_{j=1}^{N}V_j\lambda_j} \tag{11}$$

对约束条件的处理，主要使用罚函数方法。通过对违反条件的个体给予相应的惩罚，将约束条件减少使得该个体的最终适应值或被选择概率降低。针对不可行方案进行惩罚，综合考虑垛形重心约束、不重叠约束、承重约束，从原函数中减去相应的罚值。式(12)为评价函数，其中，H 为货物装载的罚函数，k 为惩罚因子；式(13)为垛形重心罚函数；式(14)为货物不重叠罚函数；式(15)为货物承重罚函数。

$$F=F'-H=F'-k\left\{\sum_{r=1}^{9}\max[0,H_r]\right\} \tag{12}$$

$$\begin{cases}H_1=\dfrac{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_igx_i}{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_i}-\mathrm{con}x_2\\[2ex] H_2=\mathrm{con}x_1-\dfrac{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_igx_i}{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_i}\\[2ex] H_3=\dfrac{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_igy_i}{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_i}-\mathrm{con}y_2\\[2ex] H_4=\mathrm{con}y_1-\dfrac{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_igy_i}{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_i}\\[2ex] H_5=\dfrac{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_igz_i}{\sum_{i=1}^{n}\alpha_{ij}m_i}-\mathrm{con}z\end{cases} \tag{13}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} H_6 = \dfrac{1}{2}w_i + \dfrac{1}{2}w_k - \left(x_i + \dfrac{1}{2}w_i - x_k - \dfrac{1}{2}w_k\right) \\ H_7 = \dfrac{1}{2}h_i + \dfrac{1}{2}h_k - \left(y_i + \dfrac{1}{2}h_i - y_k - \dfrac{1}{2}h_k\right) \\ H_8 = \dfrac{1}{2}d_i + \dfrac{1}{2}d_k - \left(z_i + \dfrac{1}{2}d_i - z_k - \dfrac{1}{2}d_k\right) \end{cases} \tag{14}$$

$$H_9 = B_{ei} - F_i \tag{15}$$

3.5　遗传操作过程

3.5.1　选择操作

选择过程采用轮盘赌与最佳个体保护策略。

轮盘赌：计算每个个体的相对评价值，根据选择概率选择个体，第 gen 代个体 S_q^{gen} 被选择的概率为

$$P_{\text{gen}}(q) = \frac{F_{\text{gen}}(q) - \min F_{\text{gen}}(q)}{\sum_{q=1}^{N}\left[F_{\text{gen}}(q) - \min F_{\text{gen}}(q)\right]} \tag{16}$$

式中：$F_{\text{gen}}()$ 表示第 gen 代适应度函数。

最佳个体保护策略为：为保留最优的算子，应尽可能地保证高评价值个体的存在，充分利用遗传算法“适者生存”的特点，当生成新种群后，通过评价函数计算出本代中最差的个体，并用上代最优的个体去替代，使得最优个体得到保存。

3.5.2　交叉操作

采用部分映射交叉[8]。在[1，n]区间内随机生成 2 个整数作为第 1 部分的交叉点。并由第 1 部分交叉点的位置，交换对应位置上第 2 部分的编码值。交叉示意图如图 3 所示。



图 3　交叉示意图

Fig. 3　Schematic diagram of cross

3.5.3　变异操作

采用顺序逆转变异以保证算法的有效性，防止非成熟收敛。考虑到货物放置状态约束，变异操作需在相应的范围内进行，随机选取一定的范围进行变异，变异示意图如图 4 所示。

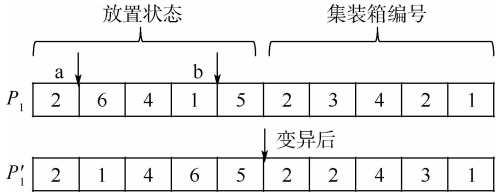


图 4　变异示意图

Fig. 4　Schematic diagram of variation

3.6　混合遗传算法装载多箱型集装箱的步骤

基于以上思想，加入模拟退火算子，用其突跳性使遗传避免陷入局部最优的情况。混合遗传算法求解多箱型集装箱具体步骤如下：

步骤 1　将集装箱的型号、尺寸与货物的基本信息输入程序，并设置算法相关参数。

步骤 2　计算初始所需集装箱数量 N，对货物编号进行预处理并确定问题采用的编码方式。

步骤 3　采用随机产生初始种群的方式以方便进行全局搜索，保证算法的全局搜索优越性，避免早熟现象的出现。

步骤 4　基于空间划分的拟人式放置原则装载初始数量的集装箱。

步骤 5　判断货物是否剩余，若剩余，随机打开新的集装箱 N：$= N + 1$，转步骤 3；若货物无剩余，转步骤 6。

步骤 6　对现有种群进行以下操作，直到生成下一代新种群：计算种群中个体的评价函数值，利用轮盘赌实现个体选择。①对选择后的种群进行交叉、变异操作。②计算本代种群评价函数值。若最大、最小评价值相差小于 e（选择参数），调用模拟退火算子对选择后的个体进行交叉、变异，以 $\min\{1, \exp(-\Delta F/Tk)\} >$ random[0，1] 的概率接受新解，即接受新个体；若最大、最小评价值相差大于 e，调用最佳个体保护策略，其中，ΔF 为适应变化值，T 为温度，k 为 Boltzman 常数。

步骤 7　判断是否满足算法终止条件，即判断迭代次数是否小于最大迭代次数。若超过结束算法，给出最终解，此时最终解为货物在各集装箱中的优化装载方案；否则转步骤 3。

4　实验方案

在 Visual Studio 2010 环境下，计算机型号为 Intel(R) Core(TM) i5-7200U CPU 2.50 GHz，内存 12 GB，操作系统为 Windows 10。算法参数设置如下：种群规模 50，交叉概率 0.95，变异概率 0.09，迭代次数 200，初始温度 1 000，终止温度 10^{-3}，降温速度 0.94。

4.1　算例对比

为检验本文算法的适用性，采用文献[17]中提出的标准算例，测试算例共 16 组（BR0 ~ BR15），每组 100 个算例，货物异构性自 BR0 ~ BR15 依次增强，本文中省略货物种类数为 1 的算例；集装箱尺寸为 587 cm × 233 cm × 220 cm，用来进行比较的是 Parreño 等[18]提出的最大空间算法（MS）与雷定猷等[9]提出的混合平衡装载算法（MBL），同组 100 个算例的平均结果如表 1 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

由表 1 对比结果可以看出，货物呈弱异构状态时(BR1 ~ BR7)，装载具有较强的灵活性，体积利用率较高可达到 93.05%，实验结果优于文献[18]所提的最大空间算法与文献[9]所提的混合平衡装载算法；随着货物种类数的增加，异构性增强，求解难度上升，体积利用率略有下降，但仍然维持在 88.84% 以上的较高水平，可以很好地解决货物装载需求。结果表明，本文所提的混合遗传算法可以实现强弱异构货物的合理装载，同时也验证了算法的适用性。

表 1 算法对比结果

Table 1 Algorithm comparison results

算例	体积利用率/%		
	MS 算法	MBL 算法	本文算法
BR1	79.96	89.92	91.15
BR2	79.30	90.64	91.92
BR3	80.54	90.67	91.98
BR4	78.63	91.46	92.65
BR5	78.74	91.70	93.05
BR6	78.11	90.87	92.07
BR7	75.92	90.31	91.20
BR8	74.90	90.07	90.85
BR9	74.23	89.87	90.13
BR10	73.06	89.45	90.07
BR11	71.79	89.13	89.88
BR12	70.45	88.95	89.23
BR13	70.21	89.33	89.04
BR14	69.61	89.05	88.96
BR15	69.32	88.73	88.84

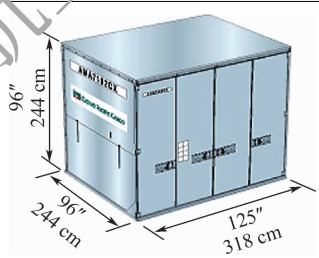
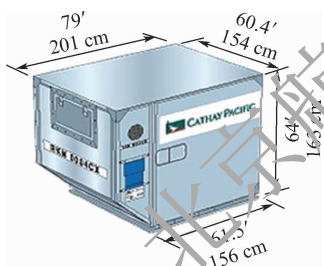
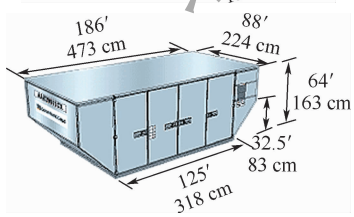
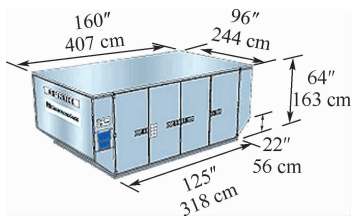
4.2 实例验证

为进一步验证本文算法可解决航空多箱型集装箱的装载问题，选用 4 种不同型号的航空集装箱进行装载，具体参数信息如表 2 所示。从某物流公司获取具体货物数据进行验证，货物信息如表 3 所示，限于篇幅，仅列出部分货物信息。

基于算法的寻优过程，考虑了多种现实约束条件，和实际工作装载环境较为相符。将混合遗传算法独立运行 20 次，平均运行时间仅为 1 min 53 s，能以较快的速度得到装箱方案，其中通过程序运行得到最优装载方案为：AMA、AAU、AMF、AKE 四个型号航空集装箱选取数量分别为 3 个、2 个、1 个、1 个。由表 4 可以看出，虽然货物具有

表 2 航空集装箱参数

Table 2 Air container parameters

集装箱类型	外型及尺寸	容量/m^3	可载质量/kg
AMA		17.6	6 444
AKE		4.3	1 488
AAU		14.3	4 271
AMF		14.6	4 705

北京航空航天大学学报

表 3　航空货物信息

Table 3　Air cargo information

货号	长/cm	宽/cm	高/cm	放置状态	质量/kg
1	99	60	36	2 种	32.5
2	104	54	59	6 种	47.3
3	30	53	50	2 种	21.6
4	65	57	78	6 种	29.3
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
430	40	50	47	6 种	17.6

表 4　计算结果

Table 4　Calculation results

集装箱类型	序号	体积利用率/%	装载件数	装载总体积/m^3
AMA	1	82.17	52	14.46
	2	83.49	56	14.69
	3	83.26	55	14.65
AAU	1	82.10	67	11.74
	2	82.56	68	11.81
AMF	1	82.96	92	12.11
AKE	1	84.37	40	3.63

强异构性，且集装箱形状不规则，但 4 种不同集装箱的平均体积利用率高于 82%，在满足实际装载条件的前提下保证了较高的体积利用率，避免了不必要的空间浪费。

通过判断混合遗传算法的收敛性来进一步确定算法收敛到最优解。选取 AKE 集装箱的货物数据得到的仿真结果进行统计，将程序运行中每次迭代之后的评估值输出，绘制评估值变化图。由图 5 可知，随着迭代次数不断增加，评估值先逐渐增加后趋于平稳，且稳定在一个相对固定的值，混合遗传算法在 82 代左右达到评估值稳定；且可在较短时间内搜索到全局最优解，收敛速度较快。究其原因是：混合算法加入了最佳个体保护策略、罚函数及模拟退火算子等，能够保证算法避免产生局部最优解而收敛到全局最优解。

将货物的装箱方案可视化，以直观反映货物在箱内的码放位置，进而评估装载方案的可行性。图 6 为 4 种箱型中第 1 个箱子的装载效果图，不

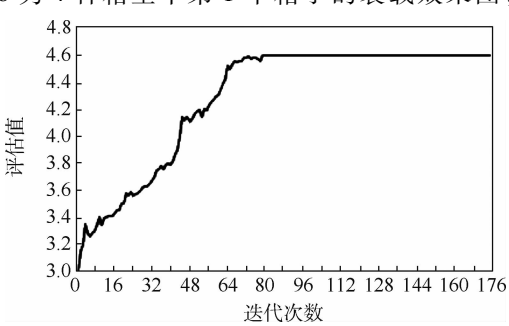


图 5　性能优化结果

Fig. 5　Performance optimization results

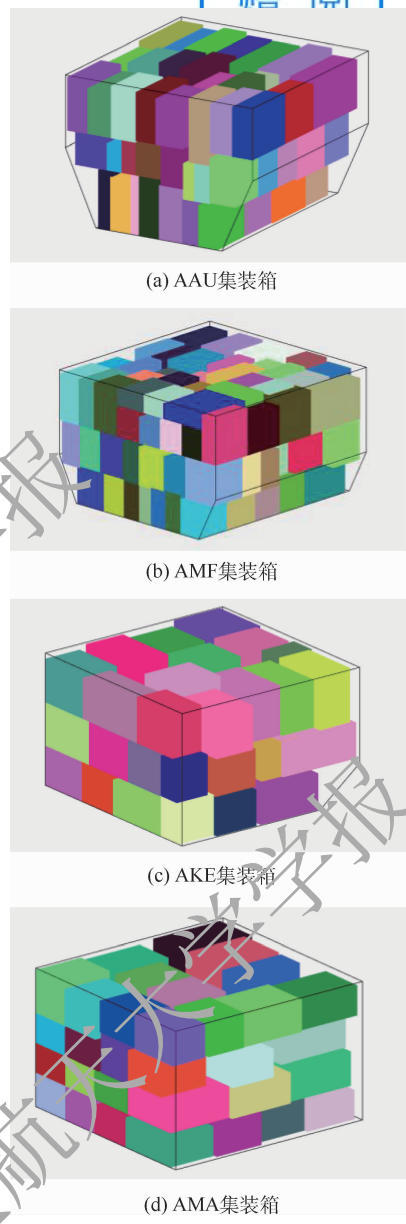


图 6　装载效果

Fig. 6　Loading effect

同立体块代表不同的货物。货物按照基于空间划分的拟人放置规则进行装载，货物之间的接触面积较大，摆放紧凑，剩余空间较为集中，有利于后续货物的装入。货物垛形形状较为规则，能充分利用集装箱的装载空间，可满足规则、不规则集装箱的空间约束，同时可以满足货物装载过程中垛形稳定性的要求。

5　结　论

1）在考虑实际装载过程中体积、重心、不重叠等 7 个现实约束的条件下，提出了一种求解多箱型集装箱装载问题的混合遗传算法来最大化地利用集装箱的装载空间，为复杂约束下的多箱型集装箱装载提供了求解思路。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2）模拟工人的操作经验与方法，设计了货物的放置规则，采用罚函数处理重心约束、不重叠约束和承重约束，并加入最佳个体保护策略、模拟退火算子等进一步提高了遗传算法的优化效果。

3）通过性能测试，表明本文算法能够较好地解决大规模货物的装载问题，并通过实际航空货物装载实验，4 种不同箱型的集装箱体积利用率均高于 82%，表明该算法能够有效解决多箱型航空集装箱的装载问题。

参考文献（References）

[1] MAXENCE D, MANUEL I. Enhanced pseudo-polynomial formulations for bin packing and cutting stock problems[J]. Informs Journal on Computing, 2020, 32(1): 101-119.

[2] 刘胜，沈大勇，商秀芹，等. 求解三维装箱问题的多层树搜索算法[J]. 自动化学报，2020，46(6)：1178-1187.
LIU S, SHEN D Y, SHANG X Q, et al. A multi-layer tree search algorithm for 3D packing problem[J]. Journal of Automatica Sinica, 2020, 46(6): 1178-1187(in Chinese).

[3] LIU S, TAN W, XU Z, et al. A tree search algorithm for the container loading problem[J]. Computers & Industrial Engineering, 2014, 75: 20-30.

[4] ALINE A S, FRANKLINA M D, TOLEDO J, et al. Irregular packing problems: A review of mathematical models[J]. European Journal of Operational Research, 2020, 282(3): 802-822.

[5] 何琨，黄文奇. 基于动作空间的三维装箱问题的确定性高效率求解算法[J]. 计算机科学，2014，37(8)：1786-1793.
HE K, HUANG W Q. Deterministic and efficient algorithm for 3D bin packing problem based on action space[J]. Computer Science, 2014, 37(8): 1786-1793(in Chinese).

[6] 何琨，黄文齐，胡骞. 基于动作空间的求解三维矩形装箱问题的穴度算法[J]. 计算机科学，2010，37(10)：181-183.
HE K, HUANG W Q, HU Q. Hole size algorithm for 3D rectangular packing problem based on action space[J]. Computer Science, 2010, 37(10): 181-183(in Chinese).

[7] 张长勇，翟一鸣. 基于改进遗传算法的航空集装箱装载问题研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(7)：1345-1352.
ZHANG C Y, ZHAI Y M. Research on air container loading problem based on improved genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(7): 1345-1352(in Chinese).

[8] 张钧，贺可太. 求解三维装箱问题的混合遗传模拟退火算法[J]. 计算机工程与应用，2019，55(14)：32-39.
ZHANG J, HE K T. Hybrid genetic simulated annealing algorithm for 3D bin packing problem[J]. Computer Engineering and Applications, 2019, 55(14): 32-39(in Chinese).

[9] 雷定猷，洪舒华，张英贵. 集装箱轻重货物混合平衡装载模型与算法[J]. 计算机工程与应用，2020，56(8)：233-240.
LEI D Y, HONG S H, ZHANG Y G. Mixed balanced loading model and algorithm for heavy and heavy containers[J]. Computer Engineering and Applications, 2020, 56(8): 233-240(in Chinese).

[10] 张德富，彭煜，张丽丽. 求解三维装箱问题的多层启发式搜索算法[J]. 计算机学报，2012，35(12)：2553-2561.
ZHANG D F, PENG Y, ZHANG L L. A multi-layer heuristic search algorithm for three-dimensional packing problem[J]. Chinese Journal of Computers, 2012, 35(12): 2553-2561(in Chinese).

[11] 靳志宏，兰辉，郭贝贝. 基于现实约束的集装箱配载优化及可视化[J]. 系统工程理论与实践，2010，30(9)：1722-1728.
JIN Z H, LAN H, GUO B B. Container stowage optimization and visualization based on realistic constraints[J]. System Engineering Theory and Practice, 2010, 30(9): 1722-1728(in Chinese).

[12] 那日萨，韩琪玮，林正奎. 三维多箱异构货物装载优化及其可视化[J]. 运筹与管理，2015，24(4)：76-82.
NA R S, HAN Q W, LIN Z K. Optimization and visualization of 3D multi container heterogeneous cargo loading[J]. Operations Research and Management Science, 2015, 24(4): 76-82(in Chinese).

[13] 刘嘉敏，董宗然，马广焜. 基于禁忌搜索算法求解集装箱装载问题[J]. 沈阳工业大学学报，2009，31(2)：212-216.
LIU J M, DONG Z R, MA G K. Container loading problem based on tabu search algorithm[J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2009, 31(2): 212-216(in Chinese).

[14] 卜雷，尹传忠，蒲云. 集装箱运输多箱三维装载优化问题的遗传算法[J]. 铁道学报，2004，26(2)：21-25.
BU L, YIN C Z, PU Y. Genetic algorithm for multi container three-dimensional loading optimization problem[J]. Journal of the China Railway Society, 2004, 26(2): 21-25(in Chinese).

[15] MAURO D, FABIO F, MANUEL I. A branch-and-price algorithm for the temporal bin packing problem[J]. Computers and Operations Research, 2020, 114: 1-16.

[16] PISINGER D. Heuristics for the container loading problem[J]. European Journal of Operational Research, 2002, 141(2): 382-392.

[17] BISCHOFF E E, RATCLIFF M S W. Issues in the development of approaches to container loading[J]. Omega, 1995, 23(4): 377-390.

[18] PARREÑO F, ALVAREZ-VALDES R, TAMARIT J M, et al. A maximal-space algorithm for the container loading problem[J]. Informs Journal on Computing, 2008, 20(3): 412-422.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Multi-box container loading problem based on hybrid genetic algorithm

ZHANG Changyong*, LIU Jiayu

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

Abstract: Aviation multi-box container loading is an important link to realize fast, efficient and safe air cargo transportation. Aimed at the multi-box container loading optimization problem of multiple cargoes and container types under realistic constraints, a mathematical optimization model is built and a hybrid genetic algorithm is proposed to solve the cargo loading layout scheme, so as to make full use of the container loading space. The three-stage code is used to determine the loading order, cargo placement status and container number to generate the initial population randomly. The optimal solution protection strategy is added in the conventional selection operation, and the center of gravity, non-overlapping and load-bearing constraints are taken into account in the fitness function to evaluate the solution. The simulated annealing operator is added to avoid falling into the local optimum by using its jump property, which further improves the optimization effect. Through the comparison of examples, it shows that the proposed algorithm can still maintain a high volume utilization rate under various constraints, and can well solve the loading of strong and weak heterogeneous cargoes. The feasibility and applicability of the algorithm are further verified by using specific cargo data. The average volume utilization rate of four kinds of air container is higher than 82%, which shows that the proposed algorithm can effectively solve the cargo loading problem of regular and irregular multi-box containers, and has good engineering application value.

Keywords: container loading; multi-box; hybrid genetic algorithm; strong heterogeneous cargo; simulated annealing; visualization

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-30; **Accepted**: 2020-12-24; **Published online**: 2021-01-05 15:29

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210105.1047.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51707195); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122016A009)

* **Corresponding author**. E-mail: cyzhang@cauc.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0657

时变方差自回归模型的联合估计函数方法推断

全下文载

韩玉*，田宝成，王书鹏
（东北电力大学 理学院，吉林 132012）

摘 要：针对参数估计问题，利用联合估计函数方法对带有时变方差的自回归模型参数进行统计研究。介绍了带有时变方差自回归模型和联合估计函数理论的研究现状，利用联合估计函数理论，给出带有时变方差自回归模型的参数估计量，证明该参数联合估计量渐近收敛于正态分布。对提出的参数统计量进行数值模拟对比分析，模拟结果表明，与伪极大似然估计量、最小二乘估计量进行对比，提出的参数联合估计量略优于伪极大似然估计量，同时该统计量受误差项分布函数影响较小。

关 键 词：估计函数；联合估计函数；自回归模型；时变方差；伪极大似然估计
中图分类号：O212.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0756-06

自回归(autoregressire，AR)模型是时间序列模型中一类非常重要的模型，是研究工业、教育、经济、金融等众多领域问题的重要工具之一。在误差项分布为独立同分布的条件下，传统自回归模型的研究得到了快速发展，然而在解决实际问题的过程中发现，获得数据具有明显的异方差性质，不满足传统自回归模型的要求，因此，对异方差数据研究颇受到统计学家和相关研究领域数据分析者的关注。带有时变方差的自回归(autoregressive with time-varying variance，ARTV)模型推广了传统的自回归模型，有效刻画了数据的异方差性。Cavaliere 和 Taylor[1] 考虑对带有多种形式方差函数的异方差自回归模型进行了研究，提出在方差一致估计基础上应用数值模拟方法得到在原假设下检验统计量的极限分布。Phillips 和 Xu[2] 在利用非参数方法对 ARTV 模型的方差函数进行估计的基础上，提出了模型参数估计和3种假设检验研究。Xu 和 Phillips[3] 给出了 ARTV 模型参数的核估计量和联合自适应最小二乘估计量，证明了提出的估计量具有与广义最小二乘估计量相同的极限分布。Valentin 和 Hamdi[4] 利用3种类型的最小二乘法对向量 ARTV 模型的参数进行了研究。通过对以往文献的研究，对于 ARTV 模型的参数估计都需要面对方差函数的估计问题，采用非参数方法则必然受到很多限制，应寻找避免方差函数估计的方法进行参数估计。

Godambe[5] 在利用最优估计函数理论证明极大似然估计(maximum likelihood estimation，MLE)方程的最优性时，发现 MLE 方法需要已知变量的分布，在实际情况中难以实现。于是 Godambe[6] 提出了一种半参数估计方法，即估计函数(estimation function，EF)，该方法对于半参数或非参数模型不需要明确非参数部分具体形式，这是 EF 方法相比于 MLE 方法的优胜之处。Thavaneswaran 和 Heyde[7] 对估计方程进行 Taylor 展开，给出了估计量的递推形式，实现非高斯模型的非线性预测。Ng 等[8] 应用 EF 方法对对数自回归条件久期模型进行研究，证明了 EF 方法的有效性。近年来，一种联合了2个不同鞅差函数序列的改进方法，即联合估计函数(combined estimation func-

收稿日期：2020-11-25；**录用日期**：2021-03-28；**网络出版时间**：2021-04-14 15:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210414.1423.002.html
基金项目：吉林省教育厅科研项目（JJKH20200102KJ）
*通信作者. E-mail：hanyu@neepu.edu.cn

引用格式：韩玉，田宝成，王书鹏. 时变方差自回归模型的联合估计函数方法推断[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：756-761. HAN Y，TIAN B C，WANG S P. A combined estimation functions method for autoregressive model with time-varying variance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：756-761 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

tion,CEF)被广泛应用于许多时间序列模型[9-12],理论上发现 CEF 方法的信息量较传统 EF 方法更大。Ghahramani 和 Thavaneswaran[13] 延续了文献[8]的研究,给出了基于 CEF 的非线性递推估计形式。Zhang 等[14]在 CEF 的基础上增加惩罚项,提出了惩罚 EF 方法,模拟结果显示,改进程序得到了高精度的估计量,并且当模型阶数被错误指定时仍然得到了合理的参数估计值。Ramanathan 等[15]提出了一种基于 EF 方法用于难以构造似然函数的随机条件久期模型的估计、滤波和平滑的改进程序,模拟结果表明,该方法与伪极大似然估计精度相近,计算速度很快。

本文应用 CEF 方法对 ARTV 模型的参数进行统计推断,通过数值模拟验证所得结论的准确性,以及 CEF 方法的估计效果。

1　带有时变方差的自回归模型

假设$\{x_t, t \in N^*\}$为定义在概率空间(Ω, A, F)上的一组离散时间随机变量,N^*表示正整数集合,Ω为非空样本空间,A为样本空间Ω的非空子集,F为概率测度。考虑到带有时变方差的自回归过程:

$$x_t = \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{x}_{t-1} + \varepsilon_t, \quad \varepsilon_t = f\left(\frac{t}{S}\right) u_t \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{t-1} = (x_{t-1}, \cdots, x_{t-p})^{\mathrm{T}}$,$p$为阶数;参数向量$\boldsymbol{\theta} = (\theta_1, \theta_2, \cdots, \theta_p)^{\mathrm{T}}$;$\{\varepsilon_t, t \in N^*\}$为一组随机变量,满足$E(\varepsilon_t^4) < \infty$;$\{u_t, t \in N^*\}$为一组独立同分布的随机向量,满足$E(u_t) = 0, E(u_t^2) = 1$,令其偏度和峰度分别为$\gamma < \infty, \kappa < \infty$;函数$f(\cdot)$为有界函数,表示随机变量$\varepsilon_t$的标准差,$S$表示观测值数量。为保证模型的平稳性,假设$\|\boldsymbol{\theta}\| < 1$。

2　联合估计函数理论

CEF 理论是 EF 理论最重要的拓展形式,保持 EF 方法避免误差变量分布已知的假设条件,具有非参数部分形式的优点,构建了信息量更大的 CEF 函数,增加模型参数估计的准确性。本节讨论应用 CEF 于带有时变方差的自回归模型,给出 CEF 估计量的统计特性。

对于 ARTV 模型,记$r = t/S$,考虑到 2 个鞅差函数序列:$\{m_t = x_t - \boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{x}_{t-1}\}$和$\{k_t = m_t^2 - f^2(r)\}$。

对于给定的$R^p \to R^p$系数函数$\boldsymbol{a}_{t-1}(\cdot)$和$\boldsymbol{b}_{t-1}(\cdot)$,满足$\boldsymbol{a}_{t-1}(\cdot), \boldsymbol{b}_{t-1}(\cdot) < \infty$,即二者均为有界函数。定义 CEF 函数$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}(\boldsymbol{\theta}) \in G_{\mathrm{C}}$如下:

$$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{t=1}^{n} (\boldsymbol{a}_{t-1}(\boldsymbol{\theta}) m_t(\boldsymbol{\theta}) + \boldsymbol{b}_{t-1}(\boldsymbol{\theta}) k_t(\boldsymbol{\theta})) \tag{2}$$

为了得到模型(1)的联合估计方程,需要下列假设条件:

C1:$E(x_t^4) < \infty, t \in N^*$。

C2:函数$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}(\boldsymbol{\theta})$关于参数$\boldsymbol{\theta}$存在一阶偏导且不为零。

定理 1　在 CEF 函数族G_{C}中,最优 CEF 函数为

$$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}) = \sum_{t=1}^{n} (\boldsymbol{a}_{t-1}^*(\boldsymbol{\theta}) m_t(\boldsymbol{\theta}) + \boldsymbol{b}_{t-1}^*(\boldsymbol{\theta}) k_t(\boldsymbol{\theta})) \tag{3}$$

式中:

$$\boldsymbol{a}_{t-1}^*(\boldsymbol{\theta}) = \frac{-(\kappa + 2)\boldsymbol{x}_{t-1}}{(\kappa + 2 - \gamma^2) f^2(r)}$$

$$\boldsymbol{b}_{t-1}^*(\boldsymbol{\theta}) = \frac{\gamma \boldsymbol{x}_{t-1}}{(\kappa + 2 - \gamma^2) f^3(r)}$$

通过求解方程$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{0}$,得到 ARTV 模型参数$\boldsymbol{\theta}$的 CEF 估计量,记为$\hat{\boldsymbol{\theta}}$,其满足$\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\hat{\boldsymbol{\theta}}) = \boldsymbol{0}$。假设$\boldsymbol{\theta}_0$为参数真值,则有如下引理。

引理 1　假设条件 C1 成立,则对于任意$\boldsymbol{\theta} \in \Theta$,其中,$\Theta$为参数向量集合,有$E\left(\frac{\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}) \boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^{*\mathrm{T}}(\boldsymbol{\theta})}{n}\right) < \infty$。

定理 2　假设条件 C1、C2 成立,则当$n \to \infty$时,有下列 2 个结论成立:

1)$\hat{\boldsymbol{\theta}} \xrightarrow{p} \boldsymbol{\theta}_0$。

2)$\sqrt{n}(\hat{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{\theta}_0) \xrightarrow{L} N(\boldsymbol{0}, \boldsymbol{\Sigma})$。

式中:$\xrightarrow{}$表示依概率收敛,$\xrightarrow{L}$表示依分布收敛。

$$\boldsymbol{\Sigma} = \left[\frac{E(\partial \boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}_0)/\partial \boldsymbol{\theta})}{n}\right]^{-1} \frac{E(\boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}_0) \boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^{*\mathrm{T}}(\boldsymbol{\theta}_0))}{n} \cdot \left(\left[E\left(\frac{\partial \boldsymbol{g}_{\mathrm{C}}^*(\boldsymbol{\theta}_0)/\partial \boldsymbol{\theta})}{n}\right]^{-1}\right)^{\mathrm{T}}$$

3　数值模拟

为了进一步说明本文提出的 ARTV 模型参数 CEF 估计量的统计性质,本节采用数值模拟方法验证 ARTV 模型的参数估计量的估计效果,主要包含 2 部分内容:①假定模型误差项的方差是常数时,通过与伪极大似然估计(quasi maximum likelihood estimation,QMLE)、最小二乘(least square,LS)估计量进行比较数值模拟结果,验证 CEF 方法的效果优于已有估计方法;②考虑 2 种不同时变方差函数形式下,通过与 QMLE 方法进行比较数值模拟结果,验证 CEF 方法对于 ARTV 模型参数估计的有效性。本节假定在给定参数真实值θ_0情况下,模

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

拟生成样本容量为 n,重复实验 1 000 次。

3.1 一阶自回归模型

考虑到 ARTV 模型的特例,即带有恒定方差的一阶自回归模型:

$$x_t = \theta x_{t-1} + \varepsilon_t \tag{4}$$

式中:$\{\varepsilon_t\}$ 为满足 $E(\varepsilon_t)=0, E(\varepsilon_t^2)=1$ 的独立同分布随机误差序列。

分别计算 CEF 方法、QMLE 方法和 LS 方法的估计量,以及各估计量的均值、偏差及方差。表 1 和表 2 分别为在参数 $\theta_0=0.35$ 和 $\theta_0=0.75$ 时,样本容量 $n=100$ 和 $n=200$ 的情况下的估计量对比结果。

表 3 给出了参数真实值为 $\theta_0=0.45$、样本容量 $n=100$、误差项 $\{\varepsilon_t\}$ 分别服从标准正态分布、参数为 1 的指数分布和形状参数为 4、尺度参数为 2 的伽马分布时的结果。

表 1 $\theta_0=0.35$ 时的估计结果

Table1 Estimation results at $\theta_0=0.35$

指标	CEF 方法		QMLE 方法		LS 方法	
	$n=100$	$n=200$	$n=100$	$n=200$	$n=100$	$n=200$
均值	0.346 3	0.345 8	0.344 8	0.345 9	0.309 1	0.319 0
偏差	0.003 7	0.004 2	0.005 2	0.004 1	0.041 8	0.031 5
方差	0.008 5	0.004 4	0.008 4	0.004 6	0.021 5	0.014 6

表 2 $\theta_0=0.75$ 时的估计结果

Table 2 Estimation results at $\theta_0=0.75$

指标	CEF 方法		QMLE 方法		LS 方法	
	$n=100$	$n=200$	$n=100$	$n=200$	$n=100$	$n=200$
均值	0.739 5	0.743 9	0.737 4	0.743 7	0.577 8	0.631 7
偏差	0.010 5	0.006 1	0.012 6	0.006 3	0.172 2	0.118 3
方差	0.005 1	0.002 2	0.005 2	0.002 1	0.106 8	0.077 0

表 3 误差项服从不同分布时的估计结果

Table 3 Estimation results when error terms follow different distributions

指标	标准正态分布		指数分布		伽马分布	
	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法
均值	0.441 8	0.439 5	0.445 7	0.443 6	0.448 5	0.445 7
偏差	0.008 2	0.010 5	0.004 3	0.006 4	0.001 5	0.004 3
方差	0.006 5	0.006 4	0.004 0	0.004 3	0.005 9	0.008 2

表 1 和表 2 的结果显示,随着样本容量的增加,CEF 估计量渐近收敛于真值参数,CEF 方法模拟结果略优于 QMLE、LS 估计量的结果。表 3 的结果表明,在不同误差项分布的条件下,CEF 估计优于 QMLE 估计。

3.2 带有时变方差误差项的自回归模型

为了充分说明 CEF 方法对于 ARTV 模型参数的估计效果,本文采用 Philips 和 Xu[2-3] 提出的时变方差形式:

$$f^2(r) = \sigma_0^2 + (\sigma_1^2 - \sigma_0^2)\mathbf{1}_{\{r\leqslant\tau\}} \qquad r\in[0,1] \tag{5}$$

$$f^2(r) = \sigma_0^2 + (\sigma_1^2 - \sigma_0^2)r^m_{\{r\leqslant\tau\}} \qquad r\in[0,1] \tag{6}$$

式中:τ 为在(0,1)区间的某一常数;$\mathbf{1}_{\{r\leqslant\tau\}}$ 表示示性函数,即当 $r\leqslant\tau$ 时,$\mathbf{1}_{\{r\leqslant\tau\}}=1$,否则,$\mathbf{1}_{\{r\leqslant\tau\}}=0$;$m$ 为正的常数。式(5)表示方差函数在 τ 处从 σ_0^2 跳跃到 σ_1^2,式(6)描绘了方差函数从 σ_0^2 连续变化到 σ_1^2。

在样本容量 $n=100$ 的情况下,表 4 和表 5 分别给出了在参数 $\theta_0=0.35$ 和 $\theta_0=0.75$,$u_t\sim N(0,1)$ 时,带有时变方差函数(式(5))的一阶自回归模型的 CEF 估计和 QMLE 估计的对比结果。

表 4 $\theta_0=0.35, \sigma_0^2=1, \sigma_1^2=2$ 时的估计结果(基于式(5))

Table 4 Estimation results at $\theta_0=0.35, \sigma_0^2=1, \sigma_1^2=2$ (based on Formula (5))

指标	$\tau=0.2$		$\tau=0.5$		$\tau=0.8$	
	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法
均值	0.346 9	0.345 2	0.344 9	0.344 6	0.341 7	0.339 9
偏差	0.003 1	0.004 8	0.005 1	0.005 4	0.008 3	0.010 1
方差	0.007 8	0.009 5	0.009 0	0.009 8	0.008 2	0.009 2

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 5　$\theta_0=0.75,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=5$ 时的估计结果(基于式(5))

Table 5　Estimation results at $\theta_0=0.75,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=5$ (based on Formula (5))

指标	$\tau=0.2$		$\tau=0.5$		$\tau=0.8$	
	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法
均值	0.739 2	0.736 5	0.734 5	0.734 3	0.734 4	0.733 6
偏差	0.010 8	0.013 5	0.015 5	0.015 7	0.015 6	0.016 4
方差	0.006 0	0.005 0	0.004 9	0.004 7	0.004 9	0.005 0

在参数真实值 $\theta_0=0.45$、样本容量 $n=100$ 的情况下,图 1 和图 2 描绘了误差 u_t 分别服从参数为 1 的指数分布和形状参数为 4、尺度参数为 2 的伽马分布,带有方程(5)的一阶自回归模型 CEF 估计量的 QQ 图(见图 1)和箱型图(见图 2)。

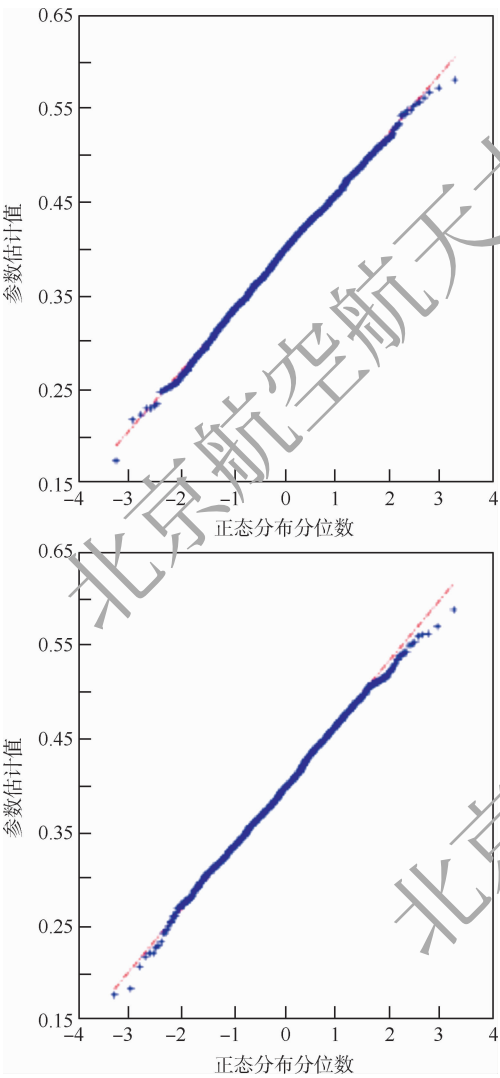


图 1　CEF 估计结果 QQ 图

Fig. 1　QQ plot of CEF estimation results

在样本容量 $n=100$、参数 $m=2$ 时,表 6 和表 7分别给出了参数 $\theta_0=0.35$ 和 $\theta_0=0.75$ 的带有时变方差函数(式(6))的一阶自回归模型的 CEF 估计和 QMLE 估计的对比结果。

表 4 ~ 表 7 的结果显示,对于不同时变方差函数模型,CEF 估计略优于 QMLE 估计。图 1 和图 2 显示带有时变方差的一阶自回归模型 CEF 估计量具有渐近正态性质。

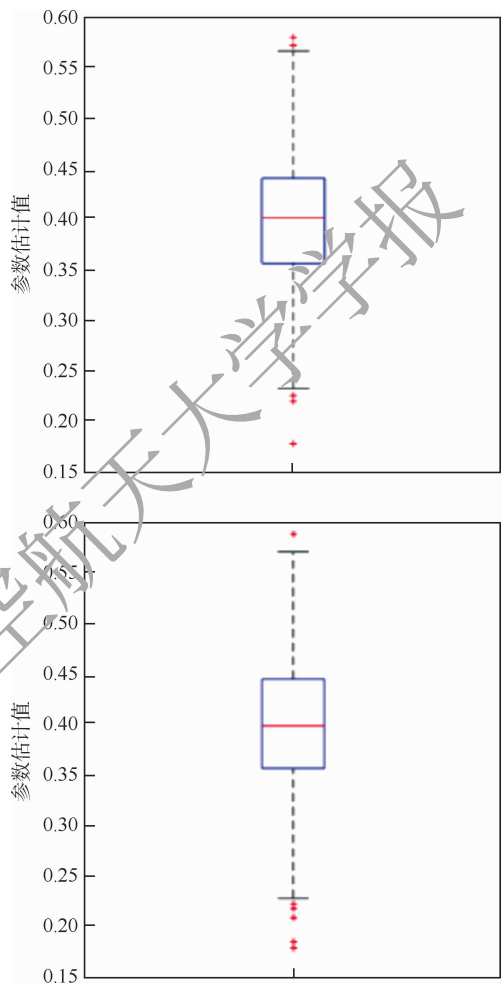


图 2　CEF 估计结果箱型图

Fig. 2　Box plot of CEF estimation results

表 6　$\theta_0=0.35,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=2$ 时的估计结果(基于式(6))

Table 6　Estimation results at $\theta_0=0.35,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=2$ (based on Formula (6))

指标	$\tau=0.2$		$\tau=0.5$		$\tau=0.8$	
	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法
均值	0.344 2	0.343 0	0.345 1	0.343 9	0.346 1	0.344 8
偏差	0.005 8	0.007 0	0.004 9	0.006 1	0.003 9	0.005 2
方差	0.008 3	0.008 4	0.008 5	0.008 4	0.007 9	0.008 7

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 7 $\theta_0=0.75,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=5$ 时的估计结果(基于式(6))

Table 7 Estimation results at $\theta_0=0.75,\sigma_0^2=1,\sigma_1^2=5$ (based on Formula (6))

指标	$\tau=0.2$		$\tau=0.5$		$\tau=0.8$	
	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法	CEF 方法	QMLE 方法
均值	0.740 7	0.739 4	0.739 1	0.737 9	0.739 7	0.738 6
偏差	0.009 3	0.010 6	0.010 9	0.012 1	0.010 3	0.011 4
方差	0.005 0	0.007 8	0.004 7	0.004 9	0.004 8	0.004 9

4 结 论

本文应用 CEF 方法对带有时变方差的自回归模型的参数估计问题进行了研究,提出了 ARTV 模型参数的 CEF 估计量,从理论上证明了提出估计量的一致性和渐近正态性,数值模拟结果进一步验证了方法的正确性。同时得到以下结论:

1) CEF 方法适应性强。针对带有不同时变方差函数形式下线性自回归模型,通过 CEF 方法得到的估计量都具有较好的精确性。

2) 数值模拟计算简便快速。在对比其他方法的数值模拟过程中,在低维样本的情况下,计算时间较短,容易实现。

综上所述,CEF 方法在研究低维数据时是一个有力的工具,通过对数据的实证研究,进一步说明 CEF 方法的应用效果。同时将该方法推广到多维数据和高维数据情况的相关理论研究还需进一步研究和补充。

参考文献 (References)

[1] CAVALIERE G, TAYLOR A M R. Testing for unit roots in time series models with non-stationary volatility[J]. Journal of Econometrics, 2007, 140(2): 919-947.

[2] PHILLIPS P C B, XU K L. Inference in autoregression under heteroskedasticity[J]. Journal of Time, 2010, 27(2): 289-308.

[3] XU K L, PHILLIPS P C B. Adaptive estimation of autoregressive models with time-varying variances[J]. Journal of Econometrics, 2008, 142(1): 265-280.

[4] VALENTIN P, HAMDI R. Adaptive estimation of vector autoregressive models with time-varying variance: Application to testing linear causality in mean[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 2012, 142(11): 2891-2912.

[5] GODAMBE V P. An optimum property of regular maximum likelihood estimation[J]. Annals of Mathematical Stats, 1960, 31(4): 1208-1211.

[6] GODAMBE V P. The foundations of finite sample estimation in stochastic processes[J]. Biometrika, 1985, 72(2): 419-428.

[7] THAVANESWARAN A, HEYDE C C. Prediction via estimating functions[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 1999, 77(1): 89-101.

[8] NG K H, PEIRIS S, RICHARD G. Estimation and forecasting with logarithmic autoregressive conditional duration models: A comparative study with an application[J]. Expert Systems with Applications, 2014, 41(7): 3323-3332.

[9] GHAHRAMANI M, THAVANESWARAN A. Combining estimating functions for volatility[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 2008, 139(4): 1449-1461.

[10] LIANG Y, THAVANESWARAN A, ABRAHAM B. Joint estimation using quadratic estimating function[J]. Journal of Probability and Statistics, 2011, 2011: 372512.

[11] THAVANESWARAN A, LIANG Y, FRANK J. Inference for random coefficient volatility models[J]. Statistics and Probability Letters, 2012, 82(12): 2086-2090.

[12] THAVANESWARAN A, RAVISHANKER N, LIANG Y. Generalized duration models and optimal estimation using estimating functions[J]. Annals of the Institute of Statistical Mathematics, 2015, 67(1): 129-156.

[13] GHAHRAMANI M, THAVANESWARAN A. Nonlinear recursive estimation of volatility via estimating functions[J]. Journal of Statistical Planning and Inference, 2012, 142(1): 171-180.

[14] ZHANG Y, ZOU J, RAVISHANKER N, et al. Modeling financial durations using penalized estimating functions[J]. Computational Statistics & Data Analysis, 2019, 131(C): 145-158.

[15] RAMANATHAN T, ANUJ M, BOVAS A. Estimation, filtering and smoothing in the stochastic conditional duration model: An estimating function approach[J]. Stat, 2016, 5(1): 11-21.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A combined estimation functions method for autoregressive model with time-varying variance

HAN Yu*, TIAN Baocheng, WANG Shupeng

(School of Science, Northeast Electric Power University, Jilin 132012, China)

Abstract: With regard to the problem of parameter estimation, the combined estimation functions method is used to carry out statistical research on the parameter of autoregressive model with time-varying variance. The research status of the autoregressive model with time-varying variance and the combined estimation functions theory is reported. The combined estimation functions theory is used to obtain the parameter estimators of the autoregressive model with time-varying variance, and it is proved that the parameter estimators of the combined estimation functions method asymptotically converge to normal distribution. The numerical simulation is carried out for the comparative analysis of the proposed parameters. The simulation results show that, compared with the quasi maximum likelihood estimators and the least squares estimators, the proposed parameter estimators of combined estimation functions are slightly better than those of quasi maximum likelihood estimation, and the statistic is less affected by the distribution function of error terms.

Keywords: estimation functions; combined estimation functions; autoregressive model; time-varying variance; quasi maximum likelihood estimation

北京航空航天大学学报

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-25; **Accepted**: 2021-03-28; **Published online**: 2021-04-14 15:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210414.1423.002.html

Foundation item: Scientific Research Program of the Education Department of Jilin Province, China (JJKH20200102KJ)

* **Corresponding author**. E-mail: hanyu@neepu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0679

基于副气囊的平流层浮空器高度控制

全下文载

林康[1], 马云鹏[1,*], 郑泽伟[2], 武哲[1]

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

摘 要: 浮空器悬停或飞行控制设计时,通常将风作为干扰项或阻力,螺旋桨需要消耗大量的能源克服风的阻力,而浮空器携带的能源有限,因此浮空器设计时存在欠能源问题。根据平流层风场的特点,采用副气囊控制浮空器的高度,实现平流层不同高度的风场利用,可以减小浮空器的能源消耗。建立浮空器高度控制模型,采用反步法设计浮空器高度控制器,利用状态观测器对浮空器的模型误差和输入误差进行估计,并进行了仿真分析,证明所设计的控制器能有效控制浮空器的高度。建立浮空器高度控制时其囊体内外压差变化模型,仿真分析表明,浮空器高度变化后,其囊体最终内外压差与初始压差相同。

关 键 词: 平流层浮空器; 副气囊; 高度控制; 风场利用; 反步法; 囊体内外压差
中图分类号: V273
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0762-09

平流层具有稳定的气象条件和良好的电磁环境,并且在 20 ~ 22 km 的平流层底部全年的平均风速较弱[1]。平流层浮空器具有对地观测、高空侦查、通信中继[2]和空中预警等诸多优势[3-4]。相比于轨道卫星,平流层浮空器飞行高度低,对地具有更高分辨率的观测力。相对于普通飞机,平流层浮空器飞行高度高,具有更强的空中预警等能力[5]。因此,数十年来人们一直在大力研发平流层浮空器[6],尤其是进入 21 世纪,随着高性能材料和高性能储能技术的发展,在世界上掀起了研究和开发平流层浮空器的热潮。

浮空器体积庞大,飞行阻力大,需要的螺旋桨功率大,因此飞行时螺旋桨能源消耗大。浮空器通常采用太阳能电池板 + 锂电池为其航电系统和动力系统提供能源。而浮空器总质量有限,携带的能源系统有限,因此浮空器存在欠能源问题[7-8]。

平流层底部 20 km 高度附近的大气层中存在准零风层,准零风层上下纬向风向相反。准零风层下部为西风带,随着高度的上升,风速会逐渐减小,到达一定高度后,风速减为零,随着高度的继续增加,风向变为东风,在准零风层上,南北方向风速维持在较小的量级[9-11]。

文献[12]利用平流层上下层风向相反,提出了一种浮空器位置保持的方法,将搭载科学实验设备的高空气球飞行到平流层上层,用轻质高强的绳连接一个拖拽机构,拖拽机构飞行于平流层下层,通过控制拖拽机构的气动面,操纵拖拽机构气动力,抵消作用在高空气球上的风阻力,从而控制了高空气球的位置。文献[13-14]利用准零风层上下风向相反,设计了气动帆控制平流层浮空器的南北方向位置,确保平流层浮空器沿东西方向运动。文献[15]讨论了 NASA 正在研发的气球轨迹控制系统,轨迹控制系统被系留在气球上,利用自然风场随高度的变化产生被动侧向控制力,轨迹控制器产生的水平力可控角度大,通过系

收稿日期: 2020-12-04; **录用日期**: 2021-01-08; **网络出版时间**: 2021-02-01 15:21
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1149.002.html
* **通信作者**. E-mail: myp@buaa.edu.cn

引用格式: *林康, 马云鹏, 郑泽伟, 等. 基于副气囊的平流层浮空器高度控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 762-770. LIN K, MA Y P, ZHENG Z W, et al. Height control of stratospheric aerostat based on secondary airbag[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 762-770 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

绳传递给气球,改变气球的路径。文献[16-17]提出无动力气球,通过控制浮空器高度,借助于不同高度的风场,实现浮空器的位置控制,采用分布式控制方法控制气球编队飞行,通过真实的风场数据,仿真了 1 200 个气球的飞行分布情况,证明了方案的有效性。文献[18]设计了利用平流层风场的浮空器路径跟踪控制器,仿真结果表明,浮空器利用风场飞行时螺旋桨的能耗得到了减少。文献[19]分析了利用平流层准零风层的浮空器区域驻留策略,分析结果表明,利用准零风层时,浮空器螺旋桨能源消耗更低。

本文采用副气囊调整浮空器飞行高度,建立了基于副气囊的浮空器动力学模型,采用反步法和状态观测器设计了浮空器高度控制器,并进行了仿真分析,同时分析了浮空器高度控制时其囊体内外压差的变化情况。

1　浮空器模型

本文提出的浮空器如图 1 所示,其由囊体、风机和载荷舱等组成。囊体分为氦气室和副气囊两部分,氦气室为浮空器提供浮力,副气囊内存放空气,用于控制浮空器的高度,副气囊内的空气由底部的风机充入或者排出。副气囊与氦气室之间采用一层膜材相隔,膜材的面积等于半个囊体的表面积,因此副气囊内空气的压强与氦气的压强相同。副气囊内充入空气时,浮空器总质量增加,浮空器高度降低;副气囊排出空气时,浮空器总质量降低,浮空器高度上升。

浮空器在平流层高空飞行时,根据平流层准零风层东西风的特点,控制浮空器的高度,可以实现东西风的利用,节约浮空器螺旋桨电机能源的消耗。

将惯性坐标系定义为 $I=\{O_e x_e y_e z_e\}$,O_e 为地面上任意固定的一个点,$O_e x_e$ 轴指向正东方,$O_e y_e$ 轴指向正南方,$O_e z_e$ 轴垂直于地面指向地心。

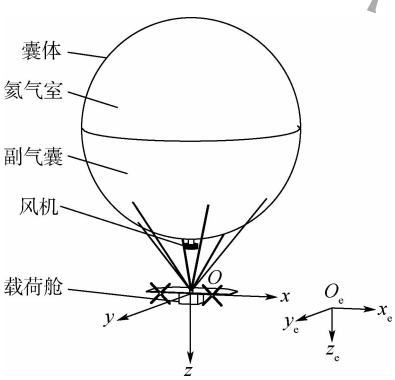


图 1　浮空器结构

Fig. 1　Structure of aerostat

将机体坐标系定义为 $B=\{Oxyz\}$,O 点为载荷舱的中心,如图 1 所示。Ox 轴与载荷舱一边平行,Oz 轴垂直向下指向地面,Oy 轴由右手坐标定则确定。

1.1　浮空器受力分析

由于浮空器水平方向的受力对其高度控制不产生影响,分析浮空器的高度控制时,只考虑浮空器垂直方向的受力,不分析水平方向的受力情况。假设浮空器高度控制时,其偏航角、滚转角和俯仰角为 0。

垂直方向浮空器受力计算公式如下:

$$F = F_B + F_G + F_{add} + F_a \tag{1}$$

式中:F_B 为浮空器囊体产生的浮力;F_G 为浮空器的重力;F_{add} 为附加惯性力;F_a 为气动力。

浮空器囊体产生的浮力始终向上,其表达式为

$$F_B = -\rho V g \tag{2}$$

式中:ρ 为浮空器所在高度大气密度;V 为囊体的体积;g 为重力加速度。

浮空器副气囊内通过充入或者放出空气改变浮空器的总质量,浮空器质量计算公式为

$$\begin{cases} \dot{m}_{air} = \rho c \\ m = m_{air} + m_0 \end{cases} \tag{3}$$

式中:m 为浮空器总质量;m_{air} 为副气囊中空气的质量;m_0 为浮空器其他部分的质量;c 为副气囊中充入或者放出空气的速度,当 $c>0$,表示风机向副气囊中充入空气,当 $c<0$,表示从副气囊中放出空气。

附加惯性力表示当浮空器加速运动时带动周围空气一起运动,此时空气被加速对浮空器产生反作用力。由于浮空器体积大,附加惯性力大,不可忽略。附加惯性力的计算公式为

$$F_{add} = -a_3 \dot{w} \tag{4}$$

式中:a_3 为附加惯性力系数;w 为浮空器垂直向下的运动速度。

气动力为浮空器飞行时的阻力,由于囊体体积占总体体积的绝大部分,进行气动力计算时只考虑囊体的气动力。

$$F_a = -0.5\rho w^2 C_d S \tag{5}$$

式中:C_d 为气动力系数;S 为囊体的最大截面积。

1.2　浮空器囊体内外压差计算

浮空器囊体内外压差是非常重要的一个状态量,因此对其内外压差进行分析非常关键。浮空器高度控制时,需要向副气囊中充入空气,会引起囊体内外压差和副气囊体体积的变化,因此需要建立囊体内外压差状态方程和副气囊体积变化方

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

程,便于分析囊体内外压差变化和副气囊体积变化。根据理想气体状态方程:

$$PV = nRT \tag{6}$$

式中:P 为囊体内部气体压强;V 为囊体内部气体的体积;n 为囊体内部气体的摩尔数;R 为理想气体常数;T 为囊体内部气体的温度。

囊体内部气体的摩尔数包括氦气的摩尔数和副气囊中空气的摩尔数,其关系式为

$$n = n_{\mathrm{he}} + n_{\mathrm{air}} \tag{7}$$

式中:n_{he} 为氦气室中氦气的摩尔数;n_{air} 为副气囊中空气的摩尔数。

囊体内气体压强、外界空气压强和囊体内外压差的关系表达式为

$$\Delta P = P - P_H \tag{8}$$

式中:ΔP 为囊体内外压差;P_H 为 H 高空空气的压强。

将式(6)对时间求导数得

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}t}V + P\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = \frac{\mathrm{d}n}{\mathrm{d}t}RT + nR\frac{\mathrm{d}T}{\mathrm{d}t} \tag{9}$$

进行浮空器高度控制分析时,由于浮空器囊体体积变化小,忽略囊体体积变化的影响,即 $\mathrm{d}V/\mathrm{d}t = 0$。11 ~ 32 km 高空空气的温度变化小,浮空器高度控制时间短,因此高度控制时假设囊体内部气体温度不变,即 $\mathrm{d}T/\mathrm{d}t = 0$。将式(7)和式(8)代入式(9)可得

$$\Delta\dot{P} + \dot{P}_H V = (\dot{n}_{\mathrm{he}} + \dot{n}_{\mathrm{air}})RT \tag{10}$$

浮空器高度控制时间短,且氦气室内无氦气充入或放出,因此忽略囊体氦气量变化影响,即 $\dot{n}_{\mathrm{he}} = 0$。由于 $n_{\mathrm{air}} = m_{\mathrm{air}}/M_{\mathrm{air}}$,$M_{\mathrm{air}}$ 为空气的摩尔质量,由式(10)可得囊体内外压差的计算如下:

$$\Delta\dot{P} = -\dot{P}_H V + \frac{\dot{m}_{\mathrm{air}}RT}{M_{\mathrm{air}}} \tag{11}$$

由理想状态气体方程可计算出副气囊中空气的体积为

$$V_{\mathrm{air}} = \frac{m_{\mathrm{air}}RT}{PM_{\mathrm{air}}} \tag{12}$$

1.3 浮空器高度控制模型

根据 1.1 节受力分析可建立浮空器高度控制模型。模型中考虑了气动力误差、气流对浮空器的扰动、风机的输入误差,最终建立的模型如下:

$$\begin{cases} \dot{z} = w \\ (m + \alpha_3)\dot{w} = mg - \rho Vg + F_{\mathrm{a}} + \Delta\tau \\ \dot{m} = \rho c \end{cases} \tag{13}$$

式中:$\Delta\tau$ 表示气动力误差、气流对浮空器的扰动、囊体体积不确定导致的误差;$c = c_0 + \Delta c$,c_0 为风机输入真实值,Δc 为输入误差;α_3 为附加惯性力,由空气引起。

定义 $1/(m + a_3) = \Lambda$,可以得出

$$\begin{cases} \dot{z} = w \\ \dot{w} = (mg - \rho Vg + F_{\mathrm{a}})\Lambda + \Delta w \\ \dot{\Lambda} = -\rho c_0\Lambda^2 + \Delta\Lambda \end{cases} \tag{14}$$

式中:$\Delta\Lambda = -\rho\Delta c\Lambda^2$;$\Delta w = \Delta\tau\Lambda$。

2 浮空器高度控制器设计

浮空器的高度控制属于高阶非线性系统,反步法具有将高阶系统划分为若干个低阶子系统、控制器结构清晰、将控制器的设计与基于 Lyapunov 稳定性的证明相结合等优点,因此本文采用反步法设计高度控制器实现浮空器高度控制目标,控制器结构如图 2 所示。浮空器高度控制包括垂直速度生成、垂直速度跟踪控制和副气囊中空气质量控制。在垂直速度设计中,对浮空器的垂直速度期望值 w_{c} 进行了设计。在垂直速度跟踪控制中,设计了副气囊中空气期望质量相关的数值 Λ_{c},使得垂直速度 w 能有效跟踪其期望值 w_{c}。在对副气囊中的空气质量进行控制时,设计输入 c_0 使得 Λ 跟踪其期望值 Λ_{c}。

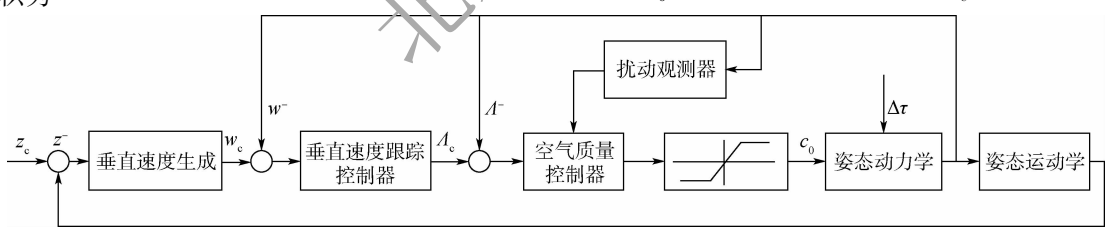


图 2 浮空器高度控制器结构

Fig. 2 Structure of aerostat height controller

2.1 垂直期望速度生成

选择关于高度误差的 Lyapunov 方程如下:

$$V_z = \frac{1}{2}k_z\tilde{z}^2 \tag{15}$$

式中:k_z 为一个大于 0 的常数;$\tilde{z}$ 为高度跟踪误差,表达式为 $\tilde{z} = z - z_{\mathrm{c}}$,$z_{\mathrm{c}}$ 为浮空器的期望高度。

对 V_z 求导可得

$$\dot{V}_z = k_z\tilde{z}\dot{\tilde{z}} = k_z\tilde{z}(\dot{z} - \dot{z}_{\mathrm{c}}) = k_z\tilde{z}(w - \dot{z}_{\mathrm{c}}) = k_z\tilde{z}(w_{\mathrm{c}} + \tilde{w} - \dot{z}_{\mathrm{c}}) \tag{16}$$

式中:$\tilde{w}$ 为垂直速度跟踪误差,表达式为 $\tilde{w} = w -$

北航学报 赠阅

w_c,w_c 为垂直期望速度,设计 w_c 的计算如下:

$$w_c = \dot{z}_c - k_{z0}\tilde{z} \tag{17}$$

其中:k_{z0}为一个大于 0 的常数。

将式(17)代入式(16)中可得

$$\dot{V}_z = k_z\tilde{z}\tilde{w} - k_{z0}k_z\tilde{z}^2 \tag{18}$$

2.2　垂直期望速度跟踪控制

选择关于速度误差的 Lyapunov 方程如下:

$$V_w = \frac{1}{2}k_w\tilde{w}^2 \tag{19}$$

式中:k_w 为一个大于 0 的常数。

对 V_w 求导可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_w &= k_w\tilde{w}\dot{\tilde{w}} = k_w\tilde{w}(\dot{w} - \dot{w}_c) = \\ &k_w\tilde{w}[(mg - \rho Vg + F_a)\Lambda + \Delta w - \dot{w}_c] = \\ &k_w\tilde{w}[(mg - \rho Vg + F_a)(\tilde{\Lambda} + \Lambda_c) + \\ &\Delta\hat{w} + \Delta\tilde{w} - \dot{w}_c]\end{aligned} \tag{20}$$

式中:$\Delta\hat{w}$ 为扰动 Δw 的估计值;$\Delta\tilde{w} = \Delta w - \Delta\hat{w}$ 为估计误差值;Λ_c 为 Λ 的期望值;$\tilde{\Lambda} = \Lambda - \Lambda_c$ 为 Λ 的跟踪误差。

设计 Λ_c 的计算如下:

$$\Lambda_c = -\frac{\dot{w}_c - \Delta\hat{w} - k_{w0}\tilde{w} - \dfrac{k_z}{k_w}\tilde{z}}{mg - \rho Vg + F_a} \tag{21}$$

式中:$k_{w0} > 1$ 且为常数。

将式(21)代入式(20)可得

$$\dot{V}_w = k_w\tilde{w}\left[-k_{w0}\tilde{w} - \frac{k_z}{k_w}\tilde{z} - (mg - \rho Vg + F_a)\tilde{\Lambda} + \Delta\hat{w}\right] \tag{22}$$

2.3　副气囊中空气质量的控制

设计关于 $\tilde{\Lambda}$ 的 Lyapunov 函数如下:

$$V_\Lambda = \frac{1}{2}k_\Lambda\tilde{\Lambda}^2 \tag{23}$$

式中:k_Λ 为一个大于 0 的常数。

对 V_Λ 求导可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_\Lambda &= k_\Lambda\tilde{\Lambda}\dot{\tilde{\Lambda}} = k_\Lambda\tilde{\Lambda}(\dot{\Lambda} - \dot{\Lambda}_c) = \\ &k_\Lambda\tilde{\Lambda}(-\rho c_0\Lambda^2 + \Delta\Lambda - \dot{\Lambda}_c) = \\ &k_\Lambda\tilde{\Lambda}(-\rho c_0\Lambda^2 + \Delta\hat{\Lambda} + \Delta\tilde{\Lambda} - \dot{\Lambda}_c)\end{aligned} \tag{24}$$

式中:$\Delta\hat{\Lambda}$ 为扰动 $\Delta\Lambda$ 的估计值;$\Delta\tilde{\Lambda} = \Delta\Lambda - \Delta\hat{\Lambda}$ 为估计误差值。

设计控制输入 c_0 如下:

$$c_0 = -\frac{1}{\rho\Lambda^2}\left[-\Delta\hat{\Lambda} + \dot{\Lambda}_c + \frac{k_w}{k_\Lambda}(mg - \rho Vg + F_a)\tilde{w} - k_{\Lambda0}\tilde{\Lambda}\right] \tag{25}$$

式中:$k_{\Lambda0} > 1$ 且为常数。

将式(25)代入式(24)可得

$$\dot{V}_\Lambda = k_\Lambda\tilde{\Lambda}\left[-k_{\Lambda0}\tilde{\Lambda} + \frac{k_w}{k_\Lambda}(mg - \rho Vg + F_a)\tilde{w} + \Delta\tilde{\Lambda}\right] \tag{26}$$

设计 $V_1 = V_z + V_w + V_\Lambda$。结合式(18)、式(22)和式(26)可得 V_1 的导数为

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= k_z\tilde{z}\tilde{w} - k_{z0}k_z\tilde{z}^2 + \\ &k_w\tilde{w}\left[-k_{w0}\tilde{w} - \frac{k_z}{k_w}\tilde{z} - (mg - \rho Vg + F_a)\tilde{\Lambda} + \Delta\tilde{w}\right] + \\ &k_\Lambda\tilde{\Lambda}\left[-k_{\Lambda0}\tilde{\Lambda} + \frac{k_w}{k_\Lambda}(mg - \rho Vg + F_a)\tilde{w} + \Delta\tilde{\Lambda}\right] = \\ &-k_{z0}k_z\tilde{z}^2 - k_{w0}k_w\tilde{w}^2 - k_{\Lambda0}k_\Lambda\tilde{\Lambda}^2 + \\ &k_w\tilde{w}\Delta\tilde{w} + k_\Lambda\tilde{\Lambda}\Delta\tilde{\Lambda}\end{aligned} \tag{27}$$

采用二阶观测器对 Δw 和 $\Delta\Lambda$ 进行估计[20]:

$$\begin{cases}\Delta\dot{\hat{w}} = s_1 + \lambda_1 w \\ \dot{s}_1 = -\lambda_2(s_1 + \lambda_1 w) - \lambda_1(mg - \rho Vg + F_a)\Lambda - \\ \qquad \lambda_1\Delta\hat{w}\end{cases} \tag{28}$$

式中:λ_1 和 λ_2 为正常数;s_1 为观测状态。

根据式(28),对 $\Delta\hat{w}$ 求二阶导数可得

$$\begin{aligned}\Delta\ddot{\hat{w}} &= \dot{s}_1 + \lambda_1\dot{w} = -\lambda_2(s_1 + \lambda_1 w) - \\ &\lambda_1(mg - \rho Vg + F_a)\Lambda - \lambda_1\Delta\hat{w} + \\ &\lambda_1[(mg - \rho Vg + F_a)\Lambda + \Delta w] = \\ &-\lambda_2\Delta\dot{\hat{w}} - \lambda_1\Delta\hat{w} + \lambda_1\Delta w\end{aligned} \tag{29}$$

由式(29)可得 Δw 到 $\Delta\hat{w}$ 的传递函数为

$$\frac{\Delta\hat{w}}{\Delta w} = \frac{\lambda_1}{s^2 + \lambda_2 s + \lambda_1} \tag{30}$$

因此,只要选择足够大的 λ_1 值,$\Delta\hat{w}$ 就能无限趋于 Δw。根据 $\Delta\tilde{w} = \Delta w - \Delta\hat{w}$,当扰动误差有界,可以得出 Δw 和 $\Delta\hat{w}$ 有界,因此$\|\Delta\tilde{w}\|$有界,并且存在 $\varepsilon_{\Delta w}$使得 $\|\Delta\tilde{w}\| < \varepsilon_{\Delta w}$。

采用同样的方法对 $\Delta\Lambda$ 进行估计,因此存在 $\varepsilon_{\Delta\Lambda}$使得$\|\Delta\tilde{\Lambda}\| < \varepsilon_{\Delta\Lambda}$。

为了简化 $\dot{w}_c$ 和 $\dot{\Lambda}_c$ 的计算,采用二阶命令过滤器计算[21]。二阶命令过滤器定义如下:

对于任意的光滑函数 $\chi(t)$,二阶命令过滤器能估计其导数。

$$\dot{\hat{\chi}} = \frac{\omega_n^2 s}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2}\chi \tag{31}$$

式中:$\omega_n > 0$ 和 $\xi > 0$ 分别为固有频率和阻尼比。

2.4　稳定性分析

定理 1　用式(14)建立浮空器模型,式(17)计算期望速度,式(25)计算控制输入,式(28)估

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

计扰动误差的情况下,浮空器高度跟踪误差和所有状态变量有界。

证明 由式(27)可知

$$\dot{V}_1 = -k_{z0}k_z\tilde{z}^2 - k_{w0}k_w\tilde{w}^2 - k_{\Lambda 0}k_\Lambda\tilde{\Lambda}^2 + k_w\tilde{w}\Delta\tilde{w} + k_\Lambda\tilde{\Lambda}\Delta\tilde{\Lambda}$$

根据杨氏不等式,可以得出

$$\begin{cases}\tilde{w}\Delta\tilde{w} \leqslant \dfrac{1}{2}\tilde{w}^2 + \dfrac{1}{2}\Delta\tilde{w}^2\\ \tilde{\Lambda}\Delta\tilde{\Lambda} \leqslant \dfrac{1}{2}\tilde{\Lambda}^2 + \dfrac{1}{2}\Delta\tilde{\Lambda}^2\end{cases} \tag{32}$$

将式(32)代入 $\dot{V}_1 = -k_{z0}k_z\tilde{z}^2 - k_{w0}k_w\tilde{w}^2 - k_{\Lambda 0}k_\Lambda\tilde{\Lambda}^2 + k_w\tilde{w}\Delta\tilde{w} + k_\Lambda\tilde{\Lambda}\Delta\tilde{\Lambda}$ 可得出

$$\dot{V}_1 \leqslant -k_{z0}k_z\tilde{z}^2 - \left(k_{w0}k_w - \frac{k_w}{2}\right)\tilde{w}^2 - \left(k_{\Lambda 0}k_\Lambda - \frac{k_\Lambda}{2}\right)\tilde{\Lambda}^2 + \frac{k_w}{2}\Delta\tilde{w}^2 + \frac{k_\Lambda}{2}\Delta\tilde{\Lambda}^2 \leqslant -k_1V_1 + \Delta_1 \tag{33}$$

式中:$k_1 = \min(2k_{z0}, (2k_{w0}-1), (2k_{\Lambda 0}-1))$;$\Delta_1 = k_w\Delta\tilde{w}^2/2 + k_\Lambda\Delta\tilde{\Lambda}^2/2$。

从式(33)中可以得出

$$V_1 \leqslant \left(V_1(0) - \frac{\Delta_1}{k_1}\right)e^{-k_1t} + \frac{\Delta_1}{k_1} \tag{34}$$

从式(34)中可以看出,V_1 有界,并且有如下方程:

$$\begin{cases}\dfrac{1}{2}k_z\tilde{z}^2 \leqslant \left(V_1(0) - \dfrac{\Delta_1}{k_1}\right)e^{-k_1t} + \dfrac{\Delta_1}{k_1}\\ \dfrac{1}{2}k_w\tilde{w}^2 \leqslant \left(V_1(0) - \dfrac{\Delta_1}{k_1}\right)e^{-k_1t} + \dfrac{\Delta_1}{k_1}\\ \dfrac{1}{2}k_\Lambda\tilde{\Lambda}^2 \leqslant \left(V_1(0) - \dfrac{\Delta_1}{k_1}\right)e^{-k_1t} + \dfrac{\Delta_1}{k_1}\end{cases} \tag{35}$$

从式(35)中可以得出,浮空器高度跟踪误差 $\tilde{z}$、速度跟踪误差 $\tilde{w}$ 和质量跟踪误差 $\tilde{\Lambda}$ 有界,并且误差范围满足 $\Omega_z = \{\tilde{z}: \|\tilde{z}\| \leqslant \sqrt{2\Delta_1/(k_zk_1)}\}$,$\Omega_w = \{\tilde{w}: \|\tilde{w}\| \leqslant \sqrt{2\Delta_1/(k_wk_1)}\}$,$\Omega_\Lambda = \{\tilde{\Lambda}: \|\tilde{\Lambda}\| \leqslant \sqrt{2\Delta_1/(k_\Lambda k_1)}\}$。误差范围可以根据控制参数的选择进行调整。 **证毕**

3 高度控制仿真

本文假设浮空器的初始高度 $z_0 = -20\,000$ m,期望高度为 $z_c = -19\,500$ m,初始速度为 0,初始状态下副气囊中无空气,囊体内外初始压差为 200 Pa。浮空器的参数如表 1 所示,控制参数如表 2 所示。

假设浮空器扰动和输入误差 $\Delta\tau = (1 + 0.1\sin t + 0.2\cos t) \times 10$,$\Delta\Lambda = (1 + 0.1\sin t + 0.1\cos t) \times 0.15$。

浮空器高度控制仿真如图 3 ~ 图 8 所示。从图 3 中可知,浮空器能有效跟踪其期望高度,高度跟踪误差收敛到有界范围内。图 4 展示了浮空器垂直速度历史情况,在开始阶段垂直速度增加,随后减小,最终趋于 0,也就是说浮空器高度最终保持在定值范围内。图 5 展示了风机输入情况,开始阶段风机向副气囊内充气速度为 20 m^3/s,然后充气速度减小并趋于 0,这是由于刚开始时,浮空器高度误差大,导致风机输入大,最终高度误差小时,风机输入也趋于 0。图 6 表现了浮空器总体质量的变化,可以看出浮空器质量先增加,随后减

表 1 浮空器模型初始参数

Table 1 Initial parameters of aerostat model

参数	数值
m/kg	2 000
V/m^3	22 522
S/m^2	930
α_3	1.264
C_d	0.5

表 2 控制器参数

Table 2 Controller parameters

参数	数值
k_z	1/500
k_w	2
k_Λ	1 000
k_{z0}	1/1 000
k_{w0}	2
$k_{\Lambda 0}$	2

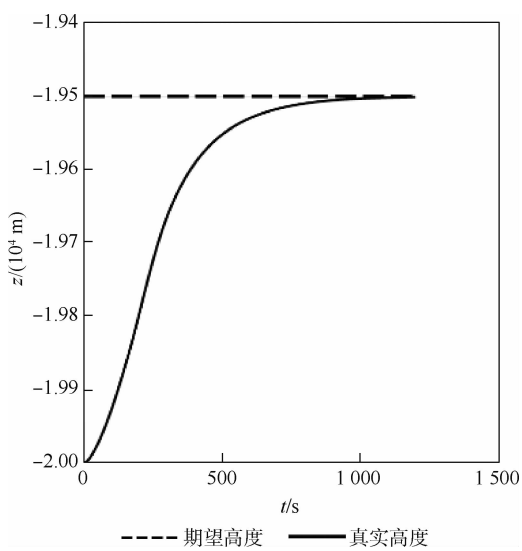


图 3 浮空器高度变化

Fig. 3 Height change of aerostat

北京航空航天大学学报

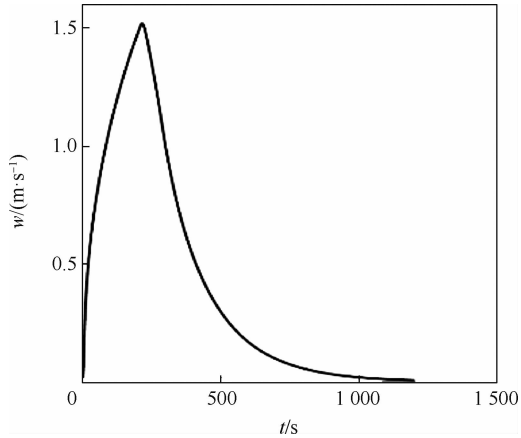


图 4　浮空器速度变化

Fig. 4　Velocity change of aerostat

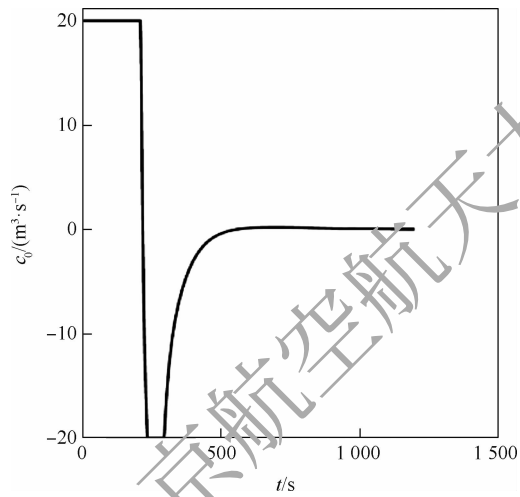


图 5　控制输入量变化

Fig. 5　Control input change

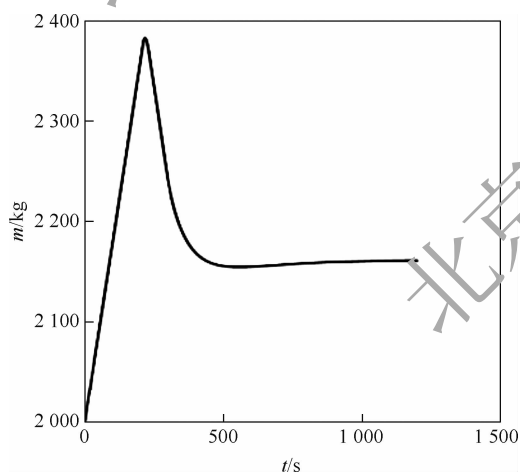


图 6　浮空器质量变化

Fig. 6　Mass change of aerostat

小,最终稳定在 2 160 kg。图 7 展示了囊体内外压差的变化,可以看出,囊体内外初始压差为 200 Pa,浮空器高度稳定后,囊体内外压差也为 200 Pa,囊体内外压差初始状态和最终状态相同。图 8 展示了副气囊体积变化曲线。

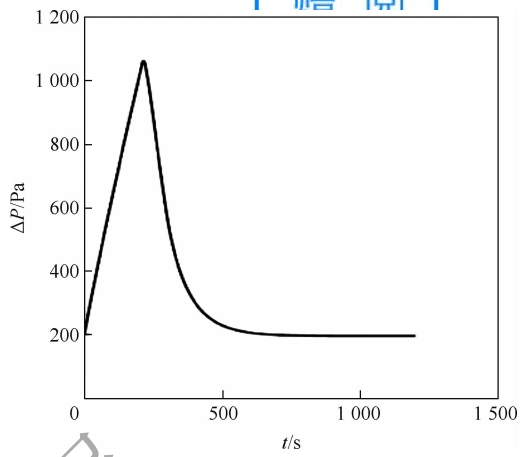


图 7　囊体内外压差变化

Fig. 7　Change of pressure difference between inside and outside of airbag

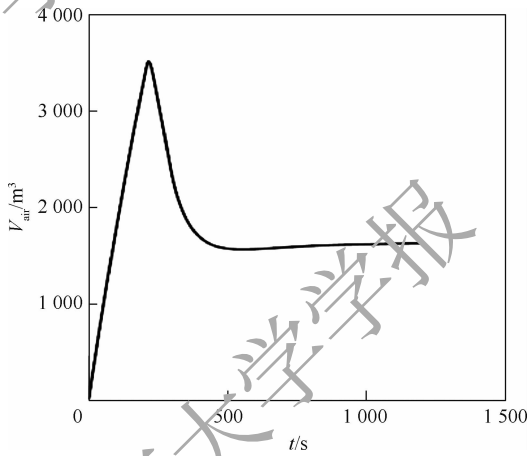


图 8　副气囊体积变化

Fig. 8　Volume change of secondary airbag

4　高度控制对囊体内外压差的影响分析

浮空器囊体内外压差状态非常重要,囊体内外压差大小直接影响囊体材料力学性能设计、囊体材料密封性设计、囊体整体质量。因此本文在分析浮空器高度控制时,对囊体内外压差状态进行分析。

本节中分析充气速度分别为 1,3,5 m^3/s 时囊体内外压差的变化、浮空器速度状态、高度状态和整体质量变化,分析基于副气囊控制浮空器高度的可行性。

图 9 ~ 图 12 展示了充气速度 c_0 分别为 1,3,5 m^3/s时囊体内外压差、浮空器的高度、下降速度和浮空器的质量变化。充气时间为 0 ~ 1 500 s,在 1 500 s 时刻停止充气。

从图 9 中可以看出,不同充气速度时浮空器囊体内外压差的变化情况,浮空器初始内外压差为 200 Pa,经过充气后浮空器最终内外压差相同,

北京航空航天大学学报

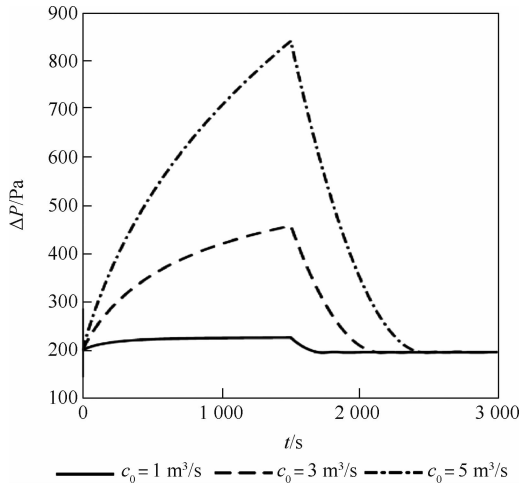


图 9 不同充气速度时浮空器囊体内外压差变化

Fig. 9 Change of pressure difference between inside and outside of aerostat airbag at different inflation speeds

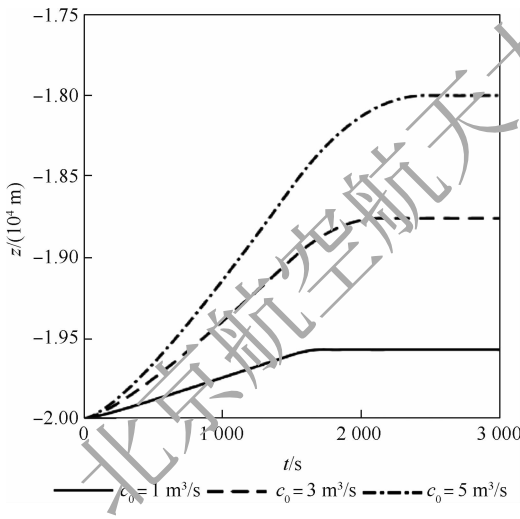


图 10 不同充气速度时浮空器高度变化

Fig. 10 Height change of aerostat at different inflation speeds

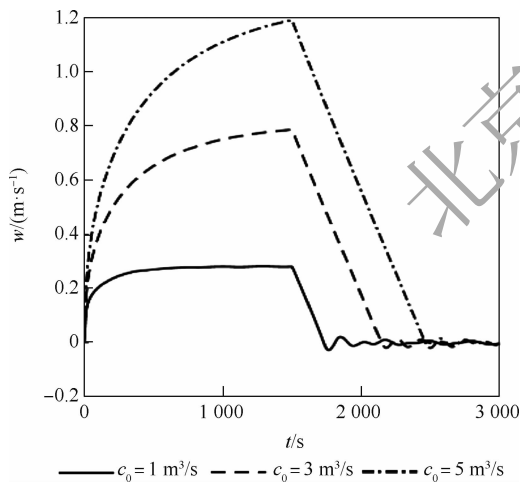


图 11 不同充气速度时浮空器速度变化

Fig. 11 Velocity change of aerostat at different inflation speeds

且与初始内外压差相近，证明了利用副气囊调节浮空器高度时，囊体最终内外压差与初始内外压差基本相同，并且与充气速度无关。在 0 ~ 1 500 s阶段内，由于向副气囊内充入空气，囊体内外压差增加。充气速度越大，囊体内外压差增加的越快，并且增加的幅度越大。

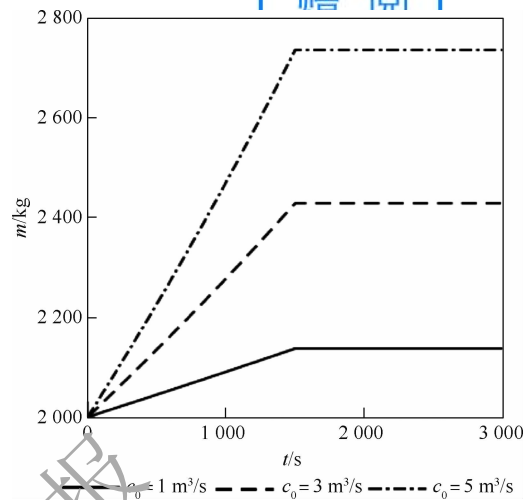


图 12 不同充气速度时浮空器质量变化

Fig. 12 Mass change of aerostat at different inflation speeds

图 10 展示了不同充气速度情况下，浮空器高度的变化。可以看出，在 0 ~ 1 500 s 充气阶段，浮空器高度快速增加，充气速度越大，高度增加越快。

图 11 展示了不同充气速度情况下，浮空器下降速度的变化。在 0 ~ 1 500 s 充气阶段，浮空器下降速度增加，并且充气速度越大，速度增加越快，并且最终速度也越大。充气速度 c_0 = 1 m³/s 时，浮空器下降速度增加至 0.28 m/s，囊体内外压差最大增加 26 Pa，若调节 500 m 的高度，只需要30 min左右。因此，采用本文方法控制浮空器的高度具有速度快和囊体内外压差增加幅度小的特点。

5 结 论

1）本文采用副气囊控制浮空器高度，实现平流层风场的利用。建立了浮空器高度控制模型，采用反步法设计了高度控制器，并证明了控制器的稳定性，仿真分析表明控制器能有效控制浮空器的高度。

2）建立了浮空器高度控制时囊体内外压差变化模型，并分析了囊体内外压差变化情况，分析结果表明浮空器高度变化后，其囊体最终内外压差与初始内外压差相同。

3）若需要对浮空器的高度调节 500 m，只需要 30 min 左右，囊体内外压差仅增加 26 Pa，具有高度调节速度快和囊体内外压差增幅小的特点。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] RONEY J A. Statistical wind analysis for near-space applications[J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2007,69(13):1485-1501.

[2] YANG Y,WU J,ZHENG W. Design,modeling and control for a stratospheric telecommunication platform[J]. Acta Astronautica,2012,80(6):181-189.

[3] GRACE D, MOHORCIC M. Broadband communications via high-altitude platforms[M]. New York:John Wiley and Sons Ltd.,2011.

[4] MIURA R,SUZUKI M. Preliminary flight test program on telecom and broadcasting using high altitude platform station[J]. Wireless Personal Communications,2003,24(2):341-361.

[5] GONZALO J,LÓPEZ D,DOMÍNGUEZ D,et al. On the capabilities and limitations of high-altitude pseudo-satellites[J]. Progress in Aerospace Sciences,2018,98:37-56.

[6] D'OLIVEIRA F A,FRANCISCO C L D,TESSALENO C D. High-altitude platforms present situation and technology trends[J]. Journal of Aerospace Technology and Management,2016,8(3):249-262.

[7] 赵达,刘东旭,孙康文,等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报,2016,37(1):45-56.
ZHAO D,LIU D X,SUN K W,et al. Research status,technical difficulties and development trend of stratospheric airship[J]. Acta Aeronautics et Astronautica Sinica,2016,37(1):45-56(in Chinese).

[8] 陶梦初,何金海,刘毅. 平流层准零风层统计特征及准两年周期振荡对其影响分析[J]. 气候与环境研究,2012,17(1):92-102.
TAO M C,HE J H,LIU Y. Analysis of the characteristics of the stratospheric quasi-zero wind layer and the effects of quasi-biennial oscillation on it[J]. Climatic and Environmental Research,2012,17(1):92-102(in Chinese).

[9] BELMONT A D,DARTT D G,NASTROM G D. Variations of stratospheric zonal winds,20-65 km,1961-1971[J]. Journal of Applied Meteorology,1975,14(4):585-594.

[10] WANG G. Low stratospheric zero wind layer measurement with rayleigh doppler lidar[C]// International Symposium on Photoelectronic Detection and Imaging. Piscataway: IEEE Press, 2013:890-504.

[11] BRADFORD L W,ROBERTS L C. Improved models of upper-level wind for several astronomical observatories[J]. Physics, 2010,19(2):820-837.

[12] FESEN R,BROWN Y. A method for establishing a long duration,stratospheric platform for astronomical research[J]. Experimental Astronomy,2015,39(3):475-493.

[13] XU M,HUO W. Orbit control of a stratospheric satellite with parameter uncertainties[J]. Advances in Space Research, 2016,58(11):2341-2351.

[14] 符文星,朱苏朋,闫杰,等. 平流层卫星轨道控制系统研究[J]. 宇航学报,2008,29(5):1480-1484.
FU W X,ZHU S P,YAN J,et al. Orbit control system for stratospheric satellite[J]. Journal of Astronautics,2008,29(5):1480-1484(in Chinese).

[15] AARON K M,HEUN M K,NOCK K T. A method for balloon trajectory control[J]. Advances in Space Research,2002,30(5):1227-1232.

[16] VANDERMEULEN I,GUAY M,MCLELLAN P J. Formation control of high-altitude balloons by distributed extremum seeking control[C]// American Control Conference. Piscataway: IEEE Press,2016:2524-2529.

[17] VANDERMEULEN I,GUAY M,MCLELLAN P J. Distributed control of high-altitude balloon formation by extremum-seeking control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018,26(3):857-873.

[18] LIN K,ZHENG Z,WU Z,et al. Path following of a stratospheric satellite by the aid of wind currents[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers,2019,233(11):3983-4003.

[19] 邓小龙,李魁,于春悦,等. 准零风层新型临近空间浮空器区域驻留性能[J]. 国防科技大学学报,2019,41(1):5-12.
DENG X L,LI K,YU C R,et al. Station-keeping performance of novel near-space aerostat in quasi-zero wind layer[J]. Journal of National University of Defense Technology,2019,41(1):5-12(in Chinese).

[20] CHEN W H,YANG J,GUO L,et al. Disturbance-observer-based control and related methods an overview[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2016,63(2):1083-1095.

[21] HU J,ZHANG H. Immersion and invariance based command-filtered adaptive backstepping control of VTOL vehicles[J]. Automatica,2013,49(7):2160-2167.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Height control of stratospheric aerostat based on secondary airbag

LIN Kang[1], MA Yunpeng[1,*], ZHENG Zewei[2], WU Zhe[1]

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

Abstract: In the past, when the aerostat hovering or flight control was designed, wind was used as an interference item or resistance, and the propeller was required to overcome the wind resistance. The energy carried by the aerostat is limited, so there is a problem of insufficient energy in the design of the aerostat. According to the characteristics of the stratospheric wind field, this paper uses a secondary airbag to control the height of the aerostat, realizes the utilization of wind fields with different heights in the stratosphere, and can reduce the energy consumption of the aerostat. In this paper, the aerostat height control model is established, backstepping is used to design the aerostat height controller, the state observer is used to estimate the aerostat model error and input error, and simulation analysis is performed to prove the designed controller can effectively control the height of the aerostat. And this paper establishes the change model of the pressure difference between the inside and outside of the airbag when the aerostat height is controlled, and simulates and analyzes the influence of the change of aerostat height on the pressure difference between the inside and outside of the airbag.

Keywords: stratospheric aerostat; secondary airbag; height control; utilization of wind fields; backstepping; pressure difference between inside and outside of airbag

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-04; **Accepted**: 2021-01-08; **Published online**: 2021-02-01 15:21
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210201.1149.002.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0674

基于 CE-PF 算法的舰载机离场调度优化问题

全下文载

万兵[1], 韩维[1], 苏析超[1,*], 刘洁[2]
(1. 海军航空大学, 烟台 264001; 2. 军事科学院 战争研究院, 北京 100850)

摘 要: 甲板作业调度研究是提升航母战斗力的关键技术,而其具有时间、空间与资源受限的复杂约束调度问题已被证实为 NP-hard。根据舰载机出动离场调度优化问题的特点,将其抽象为零缓存区混合流水车间调度模型,建立包含飞机避碰等约束的混合整数规划模型。提出一种交叉熵与作业剖面匹配(CE-PF)算法用于问题求解,并给出了算法流程架构。交叉熵算法通过高斯采样完成启发式规则下的工件分组,作业剖面匹配算法完成分组工件的任务排序、作业编排及约束检查等调度设计,Gap 逼近算法进行目标值评估、精英种群选择、抽样参数更新及收敛判定。通过算例仿真,验证了 CE-PF 算法求解离场调度优化问题的有效性;灵敏度分析表明起飞模式和空间约束对出动效能影响较大。

关 键 词: 舰载机; 出动离场; 交叉熵与作业剖面匹配(CE-PF)算法; 调度; 优化
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0771-15

航母编队是遂行海上移动作战的“大国重器”,其综合效能的发挥与舰载机的技战术性能和甲板作业调度水平密切相关[1]。甲板作业主要完成舰载机起降任务规划与指挥管理,体现航母综合保障的“软”实力。与陆基机场的多跑道、空间大等特点不同,航母甲板空间有限,动平台作业安全风险高,任务种类多,工序流程及资源约束复杂,作业交叉耦合强,海战场环境下的保障时效严苛,尤其是舰载机起降时要求航母调转航向以提供所需“甲板风”[2]。因此,研究舰载机机队出动离场调度优化问题,合理规划离场工序,缩短机队出动时间,减少甲板跑道占用率,使出动离场快速、协调、安全有序,这既是制约舰载机出动效能的重要一环,也是提升航母综合保障力和战斗力的关键技术。

舰载机甲板作业调度是一个典型由人工监督操纵的任务规划/资源调度问题,属于资源配置与调度问题的复杂类型,现已经历了人工经验调度、计算机辅助决策和智能决策优化 3 个阶段,目前正向人-机交互智能决策方向发展[3-4]。现有研究主要从全流程作业和分阶段优化两方面进行。从全流程看,麻省理工学院人机交互实验室针对有人机/无人机甲板协同作业问题,开发了甲板任务规划决策系统[5],可进行自动算法、人工模式及人-机交互下任务规划,实现舰载机起降作业全流程的任务管理与智能调度。在此基础上,Michini 和 How[6] 提出基于马尔可夫决策过程(Markov decision process, MDP)决策模型的逆向强化学习算法,通过学习领域专家知识生成智能调度方案,但从仿真实验看,强化学习用于调度问题的效果不如全局智能搜索算法。Dastidar 和 Frazzoli[7] 基于作业阶段飞机优先序策略构建了甲板作业决策的排队网络模型,采用蒙特卡罗模拟及差分进化算法进行出动回收全周期优化。Ryan[8] 引入人-机交互协同机制,构建有人机/无人机条件下的整数线性规划模型,提出人工干预的重调度策略,利用

收稿日期: 2020-12-02; **录用日期**: 2021-03-12; **网络出版时间**: 2021-04-09 15:39
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210409.1353.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61903374); 航空科学基金(2016ZA01008)
* **通信作者**. E-mail: suxich@126.com

引用格式: 万兵, 韩维, 苏析超, 等. 基于CE-PF算法的舰载机离场调度优化问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 771-785. WAN B, HAN W, SU X C, et al. Carrier-based aircraft departure scheduling optimization based on CE-PF algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 771-785 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

IBM ILOG CPLEX 优化器进行求解，并采用基于多智能体协同的甲板作业调度仿真系统检验了人-机交互算法的有效性。Qi 和 Wang[9] 提出层次任务网络规划算法来解决舰面保障任务耦合问题。郑茂等[10] 提出基于闭排队网络开展舰载机出动作业规划与效能评估。

从分阶段调度看，舰载机起降流程包括任务规划、布列调运[11]、机务勤务保障[12]、出动离场[13]、进近回收等几个作业阶段，其中任务规划核心是决策分配，布列调运是路径规划，机务勤务保障是资源受限项目调度问题，进近回收是单机调度。而出动离场作业可抽象成混合流水车间调度问题，但还涉及空间约束（跑道共用、起飞位干涉）、资源约束、路径干涉与飞机避碰等约束，此外，该流水车间作业具有工件阻塞（blocking）或零缓存区特点，属于具有复杂约束的 NP-hard 问题[4,14]。这也是与陆基飞机进/离场作业的最大不同，通常陆基机场对空间约束要低、作业耦合相对要弱[15]。舰载机机队在完成机务勤务保障后，转入出动离场任务——依序滑行到相应分配的起飞位后离场起飞。尽管该过程持续时间不长，但在舰载机连续/波次出动回收作业中高效、安全的出动离场作业非常关键，其作业场景限于高负荷高周转的全甲板空间，事关前续机群的正常回收，也关系到后续空中任务的再次出动准备。调度问题传统的求解思路是建立混合整数规划模型，采用元启发式智能算法或其改进算法进行求解（如贪婪禁忌、模拟退火等邻域搜索，或遗传算法、基因表达、人工蜂群及粒子群等群智能算法）。Zhang[14]、苏析超[16]、Liu[17]、Jiang[18] 等提出双层编码遗传算法、改进交叉熵算法和混合分布估计算法对车间调度问题进行研究。

综上所述，现有研究虽然取得了一些成果，但仍存在以下不足：①全流程调度研究主要从各阶段重要节点进行优化分配、决策，难以有效对离场过程中起飞位故障、滑行路径干涉等情况的调度分析，系统调度的精细考虑不足；②出动阶段调度研究集中在停机位与起飞位间路径规划、避碰策略设计及资源配置等方面，而对离场调度排序研究不多，由于甲板作业空间、跑道与起飞位干涉等特殊因素，致使现有民航飞机的进/离场调度成果难以直接推广到研究问题中；③传统元启发式智能算法优点突出，但对离散优化问题存在种群早熟、局部最优化及参数灵敏度过高等不足[19]，尽管有不少全局探索与局部开发的平衡与改进策略，但对复杂约束问题效果不理想。

针对上述问题，本文主要开展出动离场作业调度研究，针对路径干涉、作业耦合、流水车间阻塞难点，通过引入飞机避碰处置方法、作业任务约束满足一致性检查，建立混合流水车间的整数规划模型，提出交叉熵与作业剖面匹配（cross entropy-operations profile fitting，CE-PF）算法进行优化调度求解。在阻塞式混合流水车间调度设计中，主要采用作业剖面匹配来编排任务以解决工件阻塞，核心则是完成各流水线的工件分组和流水线最后工序的并线排序。工件分组基于交叉熵的随机抽样，并迭代更新高斯分布参数。流水线作业调度则基于作业剖面匹配和最短空闲时间规则来编排，在多流水线并线排序中，可采用飞机优先序进行，但考虑到飞机出动时间窗约束通常较为宽泛且易于满足，而优先序规则会出现生硬排序导致调度目标函数值难以优化，故主要采用先到先服务（first come first served，FCFS）规则。本文研究旨在给出出初离场调度高效算法，分析空间约束改变、不同起飞模式下的出动效能影响，为舰载机作业调度和保障模式的改进提供一定理论指导。

1 机队出动作业问题

舰载机机队出动作业流程如图 1 所示。机队出动任务生成并完成机务保障后，先后经可用停机位选择、分配起飞位（出动排序）、滑行进入起飞准备位、等待入位（起飞位偏流板冷却复位）、起飞前检查、起飞跑道离场升空等工序[20] 完成离场。出动离场作业属于一个典型流水车间调度问题，但出动过程还受到甲板空间、作业阻塞、滑行碰撞、尾流间隔等约束。

对出动离场过程作如下合理假设：暖机过程发动机低速运行，忽略尾流对甲板或其他设备的

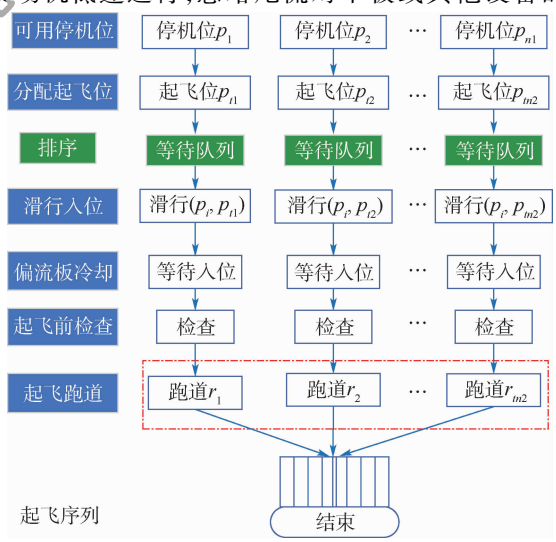


图 1 舰载机出动作业流程

Fig. 1 Flowchart of departure and operation of carrier-based aircraft

北航学报 赠阅

干扰;停机位到起飞位的路径库已知(参见舰载机调运与布列相关成果[4,11]);飞机滑行速度相对稳定,不同停机位到不同起飞位的滑行时间根据路径库已测算得到,滑行时间集为 $T=\{t_{i,j}\mid i\in P, j\in C\}$(其中 $t_{i,j}$ 为 i 到 j 滑行时间,P 为停机位集,C 为起飞位集);如果在滑行过程中发生多机路径干涉情况时,遵照优先出动飞机继续前进,其他飞机等待干涉解除后继续滑行的原则处理干涉、防止碰撞,而该等待时间假定为 $\Delta\tau$;出动作业过程采用的是非抢占、有阻塞式作业模式,即按照流水车间顺序作业但还应考虑加工阻塞等待。

综上,出动离场过程可简化为混合流水车间调度问题,如 3 个起飞位模式下则为 3 条流水线的调度问题,当然还包含出动飞机分组(分配到不同起飞位过程)、平行流水线作业调度设计、流水线汇聚调度编排。此外,受甲板空间制约及出动工序要求,流水车间上的 2 个连续加工机器间为零缓冲存储区,即当一个工件在当前机器下完成加工,但其后续机器仍忙碌时,那么该工件无法转入到下台机器,此时该工件仍须在当前机器上进行等待,这导致当前机器将无法启动后续工件加工。飞机多起飞通道离场具有上述特点,即作业阻塞。因此,对于有 3 个起飞位的某航母,离场调度则是解决 n 架出动飞机具有阻塞情况、涉及平行流水线并线的混合流水车间问题。

针对带阻塞的混合流水车间调度问题,需解决:①各工序阻塞检查、滑行碰撞检查;②C2、C3 起飞跑道共用问题;③尾流间隔问题,应做出预留考虑;④流水车间并线问题。为研究方便,具体策略如下:阻塞、碰撞检查是由约束检查完成,贯穿调度编排过程,如发生碰撞则采用避碰检查策略调整(见 2.3 节);跑道共用问题,通过交叉时序检查,将 C2 位起飞检查提前到起飞位后方,进而减少对公共跑道占用时间、延长 C2 位的检查时间等进行近似处理;尾流间隔问题,将起飞飞机间的安全尾流间隔纳入到离场工序中。

2　离场调度数学模型

建立离场调度模型前,假设如下:①作业为非抢占式,即不可中断;②忽略飞机折叠/展开机翼对滑行路径影响,滑行过程按照路径库进行,即滑行时间主要由飞机所处的停机位和所选的起飞位来决定,并假定该时间为常值;③出动任务较为固定,无其他外力干扰。

2.1　符号及变量定义

i:加工机器,$i\in \mathrm{Mc}=\{1,2,\cdots,m\}$,Mc 为机器集。

j:工件(作业飞机)编号,$j\in N=\{1,2,\cdots,n\}$,N 为飞机集。

k:工序号,$k\in T_j$,T_j 为飞机 j 工序集。

M_k:工序 k 的加工机器集,$\mathrm{Mc}=\cup M_k$。

$S_{i,j}^{k}(t)$:工件开始时间,工序 k 中第 i 台机器加工飞机 j,$C_{i,j}^{k}(t)$ 为工件结束时间,$D_{i,j}^{k}(t)$ 为工件离开时间。

$P_{i,j}^{k}$:工件处理时间,工序 k 中第 i 台机器加工飞机 j 的加工时间。

$\mathbf{TR}_{j,2}(t)$:飞机 j 在第 2 个工序的滑行路径。

E_{ki}:工序 k 阶段机器 i 上连续作业工件集合,$(j_m,j_n)=E_{ki}$ 为连续作业工件。

Y_p:随机抽样样本,$X_p=\{x_1,x_2,\cdots,x_n\}$,索引号 $\{1,2,\cdots,n\}$ 为飞机编号,x_i 为飞机 i 分配起飞位。

WX_l:第 l 条起飞跑道未调度飞机集合。

SX_l:第 l 条起飞跑道完成调度飞机集合。

决策变量 $x_{j_m,j_n}^{k,i}$、$y_{i,j}^{k}$ 为布尔变量,分别为

$$x_{j_m,j_n}^{k,i}=\begin{cases}1 & j_m \text{ 先于 } j_n \text{ 在工序 } k \text{ 机器 } i \text{ 作业}\\ 0 & j_n \text{ 先于 } j_m \text{ 在工序 } k \text{ 机器 } i \text{ 作业}\end{cases} \tag{1}$$

$$y_{i,j}^{k}=\begin{cases}1 & \text{飞机 } j \text{ 第 } k \text{ 工序在机器 } i \text{ 作业}\\ 0 & \text{飞机 } j \text{ 第 } k \text{ 工序未在机器 } i \text{ 作业}\end{cases} \tag{2}$$

作业开始时间 $S_{i,j}^{k}(t)$ 与布尔变量关系为

$$S_{i,j}^{k}(t)=\begin{cases}\mathrm{St}_{j,k} & y_{i,j}^{k}=1\\ \mathrm{NaN} & y_{i,j}^{k}=0\end{cases} \tag{3}$$

式中:$\mathrm{St}_{j,k}\in R$,NaN 表示为非数,$i\in \mathrm{Mc}$,j,j_m,$j_n\in N$,$k\in T_j$。

2.2　混合整数规划模型

2.2.1　目标函数

针对舰载机机队出动问题,调度最优的指标可以是机队总滑行时间最小(即燃油消耗最少),机队总作业完成时间最少,机队出动总延迟时间最小,以及机队出动效能最大等多个目标,但是机队出动完成时间的最大值最小化这个目标函数则蕴含有前面的多个目标特性。因此,对该目标函数优化处理则内含其他目标也为最优值。

$$\text{Minimize } C_{\max}=\max_{j\in N}\{C_{i,j}^{k}(t)\}=\max_{j\in N}C_{i,j}^{|T_j|}(t)$$
$$\forall i\in \mathrm{Mc} \tag{4}$$

式中:$k=|T_j|$ 为飞机 j 作业最后一道工序。优化目标为机队出动离场作业总时长 Makespan 最小化,而离场作业总时长即为所有飞机完成最后一道工序时间的最大值。

2.2.2　约束条件

1)对任一飞机工序,仅能选择一台机器加工。

$$\sum_{i=1}^{M_k}y_{i,j}^{k}=1 \qquad \forall j\in N,k\in T_j \tag{5}$$

北航学报 赠阅

2）对任一工序任一机器，至多加工一架飞机。

$$\sum_{j=1}^{n} y_{i,j}^{k} \leqslant 1 \qquad \forall k \in T_j, i \in M_k \tag{6}$$

3）对任一飞机在任一工序的某机器上加工后的完成、离开时间约束，$\forall j \in N$，$k \in T_j$，$i = \arg(y_{i,j}^{k} = 1)$。

$$\begin{cases} C_{i,j}^{k}(t) = S_{i,j}^{k}(t) + P_{i,j}^{k} \\ D_{i,j}^{k}(t) \geqslant S_{i,j}^{k}(t) + P_{i,j}^{k} \end{cases} \tag{7}$$

4）同一飞机在前后工序上优先约束。对同一飞机只有前一道工序完成方能开始下道工序。

$$\begin{cases} S_{i_k,j}^{k}(t) \geqslant C_{i_{k-1},j}^{k-1}(t) \\ S_{i_k,j}^{k}(t) = D_{i_{k-1},j}^{k-1}(t) \end{cases} \quad k > 1, i_k \in M_k, \forall j \in N \tag{8}$$

式中：$k-1$ 工序为 k 的前序工序；i_k、i_{k-1} 分别为飞机 j 在相应工序 k、$k-1$ 上的加工机器号。

5）不同飞机在同一机器上加工优先序。$\forall i \in \mathrm{Mc}$，$k \in T_{jm}(T_{jn})$，$(j_m, j_n) \in E_{ki}$，$M$ 为大正数，有

$$\begin{cases} S_{i,j_n}^{k}(t) + M(1 - x_{j_m,j_n}^{k,i}) \geqslant D_{i,j_m}^{k}(t) \\ S_{i,j_m}^{k}(t) + M x_{j_m,j_n}^{k,i} \geqslant D_{i,j_m}^{k}(t) \end{cases} \tag{9}$$

6）起飞离场并行流水作业问题。对任一飞机，工序 2 确定了加工机器（即起飞位分配）后，工序 3 ~ 工序 5 的机器也可知：

$$y_{i,j}^{k} = y_{1,j}^{k} \qquad \forall i \in \mathrm{Mc}, j \in N, k = 3,4,5 \tag{10}$$

7）起飞安全约束。工序 6 中所有起飞位一次至多只能起飞一架飞机。

$$\sum_{j=1}^{n} \sum_{i=1}^{|M_6|} y_{i,j}^{6} \leqslant 1 \tag{11}$$

8）起飞安全尾流间隔约束。起飞升空段 2 架飞机 j_p、j_q 的起飞间隔不小于最小间隔 ΔT，$\forall i \in M_6$，$(j_p, j_q) \in E_{ki} | k = 6$，有

$$\begin{cases} S_{i,j_q}^{6}(t) + M(1 - x_{j_p,j_q}^{6,i}) \geqslant C_{i,j_p}^{6}(t) + \Delta T \\ S_{i,j_p}^{6}(t) + M x_{j_p,j_q}^{6,i} \geqslant C_{i,j_q}^{6}(t) + \Delta T \end{cases} \tag{12}$$

9）滑行段避碰约束。任一时刻各飞机间不能发生碰撞，即飞机 j_p 的轨迹 $\mathbf{TR}_{j_p,2}(\cdot)$ 和飞机 j_q 之间的距离 $\mathbf{TR}_{j_q,2}(t)$ 不小于最小间隔距离 D_{safe}：

$$\min \left\| \mathbf{TR}_{j_p,2}(t) - \mathbf{TR}_{j_q,2}(t) \right\| \geqslant D_{\mathrm{safe}} \tag{13}$$

综合式(1) ~式(13)，舰载机出动离场调度优化为混合整数规划模型，其决策变量为式(1) ~式(3)，目标函数为式(4)，约束条件为式(5) ~式(13)。该模型适用于弹射起飞和滑行起飞模式。

2.3 滑行阶段避碰策略

在滑行阶段，会出现多架飞机同时滑向起飞位情况，如 3 个起飞位时的出动则类似于 3 条流水线作业，那么任意时刻最多可能出现 3 架飞机在甲板上滑行。而飞机滑行属于多同构体协同路径规划问题，可采用牛顿迭代保辛伪谱-Dubins-速度避障（Newton symplectic pseudospectral Dubins reciprocal velocity obstacle，NSP-Dubins-RVO）协同路径规划算法[4,17]求解，以解决多机滑行时的协同避碰问题，确保甲板作业安全。约束检查可采用如下避碰策略：

1）利用文献[17]中 NSP 算法建立离线路径库。算法给出各停机位到各起飞位间的滑行路径时间轨线及相关数据 $\mathbf{TR}_{j,2}(t)$，包含路径点、对应时间及滑行所需时间，从而确定滑行时间 $P_{i,j}^{k} | k = 2$。

2）由出动任务规划模型，得到机队出动离场调度方案，即所有飞机的分组排序及其分配的加工机器，而后分离出所有飞机在滑行段的分组编排、开始加工时间及对应加工机器（起飞通道）。

3）根据该分组加工顺序，采用 NSP-Dubins-RVO 协同路径规划算法依次更新各架飞机的实际路径和到达时间，主要策略是等待与避让、调整路径、延长滑行工作时间。步骤如下：

步骤 1 对于调度方案加工顺序为 K 的飞机（$K = 1,2,\cdots,n$），若 $K > n$ 则避碰检测结束；否则，假设其按预设路径及开始时间滑出。

步骤 2 基于已滑出飞机时间，获取期间其他后续执行滑行工序飞机位置、姿态、速度信息等。

步骤 3 采用凸壳碰撞检测方法检测后续飞机与正在滑行飞机是否发生碰撞，若不会碰撞，则各机依序执行；否则，上述飞机使用 NSP-Dubins-RVO 算法进行协同路径规划，得到参与路径规划飞机的路径、到达时间，同时更新上述滑行工序处理时间。令 $K = K + 1$，返回步骤 1。

当然，简易的路径协同处理措施是滑行过程中发生危险接近时相互等待，路径影响较小，主要增加等待飞机的滑行时间。

3 基于 CE-PF 算法求解设计

针对混合整数规划模型，传统解法有基于分枝定界的精确解法，但算法复杂度随优化规模增加呈指数级增长，目前广泛使用的是元启发式搜索，如贪婪迭代、模拟退火、遗传算法、分布式估计等智能搜索算法，但存在早熟及局部最优等问题，因此结合混合流水车间调度[21]特性，综合交叉熵（cross entropy，CE）[22-23]算法和约束规划特点，引入作业剖面匹配（operations profile fitting，PF）启发规则进行调度设计，并提出 CE-PF 算法用来求解机队出动离场调度优化问题。

机队出动离场调度问题，重点是开展阻塞式多平行流水车间最终汇聚为单机调度的混合流水车间优化研究。算法总体思路为：①交叉熵随机抽样。给定初始分布参数，满足均衡抽样条件下

北航学报 赠阅

生成分组分配样本。②混合流水车间调度编排。基于作业剖面匹配引导，在满足模型约束情况下，采用工件最短总作业时间优先、最短机器闲置等待总时间优先、FCFS 优先等规则，分别完成各流水线首个工件、剩余工件编排，以及多流水线并线为单机调度的协同调度。③Gap 优化逼近与回溯迭代。基于交叉熵抽样样本利用理想平行流水车间模型计算目标下界，由编排算法完成调度设计并计算目标上界，通过与精英样本比较，进行 Gap 逼近判定，如满足阈值要求算法结束，否则，更新目标上下界、精英样本、抽样分布参数，回溯进行抽样、编排等迭代及 Gap 优化逼近。

3.1　基于交叉熵抽样完成起飞位分组（第 1 阶段）

第 1 阶段主要完成出动离场飞机的起飞位分组分配，并利用启发式规则进行随机分组有效性检查。一是基于高斯分布抽样模型产生随机样本数据；二是基于样本数据更新抽样部分模型的参数，使抽样产生更好的样本。

步骤 1　初始化高斯分布参数 $v_0=(\mu_0,\sigma_0)$，μ_0 和 σ_0 分别为初始分布的均值和方差；精英抽样集合 $X_{v_0}=\varnothing$，其元素为随机抽样的样本；抽样代数 $p=0$。

步骤 2　由高斯分布模型生成一组随机样本 $X_p=\{x_1,x_2,\cdots,x_N\}$，即生成出动飞机起飞位分配。

步骤 3　根据调度分配均衡启发规则，对随机抽样分配进行各分组飞机数量、总滑行时间的均衡检查。检查方法如下：

1）分配到各起飞位的飞机数量基本相当，抽样满足：

$$\left|\,|X_j|-\frac{\sum|X_j|}{|C|}\right|<\varepsilon_c\qquad\forall j\in C\tag{14}$$

式中：X_j 为分配到第 j 起飞位的飞机集合；C 为起飞位集合；ε_c 为分组均衡小量（可由规模调节）。

2）不同起飞位分组飞机的总滑行时间基本相当，抽样满足：

$$\left|\sum_{i\in X_j}t_{i,j}-\frac{\sum\limits_{i\in X}t_{i,j}}{|C|}\right|<\varepsilon_t\qquad\forall j\in C\tag{15}$$

式中：$X=\bigcup\limits_{j\in C}X_j$ 为分配至各起飞位的全体飞机；ε_t 为分组总滑行时间的均衡小量。

若步骤 2 生成的随机样本满足式（14）和式（15）均衡要求，则进入第 2 阶段——调度编排；否则，返回步骤 2 重新进行抽样处理。

该阶段计算中，随机抽样的初始分组与编号映射关系为：原始待出动飞机集合 $\{1,2,\cdots,N\}$，交叉熵抽样的集合 $\{x_1,x_2,\cdots,x_N\}$，如 $\{1,2,3,1,\cdots,2,3\}$ 中 1～3 对应起飞位 C1～C3，各起飞位分组分配中：X_1：$\{x_{11},x_{12},\cdots,x_{1n1}\}$，$X_2$：$\{x_{21},x_{22},\cdots,x_{2n2}\}$，$X_3$：$\{x_{31},x_{32},\cdots,x_{3n3}\}$，其中 $N=n_1+n_2+n_3$。

3.2　出动离场调度编排（第 2 阶段）

基于作业剖面匹配算法，对各起飞位流水线的出动离场调度进行编排设计。

步骤 1　初始化。未调度编排的飞机集合，3 个起飞通道所分配的飞机集合：$WX_1=X_1$，$WX_2=X_2$，$WX_3=X_3$；已完成调度的飞机集合：$SX_1=SX_2=SX_3=\varnothing$。

步骤 2　编排各组第 $k=1$ 个工件，j_1^1、j_1^2、j_1^3。

1）并行流水线作业阶段。各起飞流水线（对应工件集 X_1、X_2、X_3）上，所有机器处理时间总和为最小的工件则编排为第一位置工件（即安排为第一架出动离场飞机），即采用总处理时间最小规则选择编排第一个工件（job）。该工件（在各流水线上分别称为 j_1^1、j_1^2、j_1^3）在作业编排时，不会遇到任何阻塞，可从一台台机器连续平滑的处理下去，同时生成一个作业剖面（见图 2）。

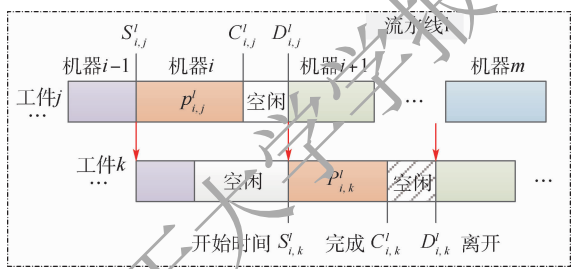


图 2　作业剖面示意图

Fig. 2　Sketch map of operation profile

各组第一位置工件可由式（16）确定：

$$\begin{cases}j_1^1=\arg\left(\min\limits_{j\in X_1}\sum\limits_{i=1}^{m}P_{i,j}^1\right)\\ j_1^2=\arg\left(\min\limits_{j\in X_2}\sum\limits_{i=1}^{m}P_{i,j}^2\right)\\ j_1^3=\arg\left(\min\limits_{j\in X_3}\sum\limits_{i=1}^{m}P_{i,j}^3\right)\end{cases}\tag{16}$$

式中：$P_{i,j}^1$、$P_{i,j}^2$、$P_{i,j}^3$ 分别表示在各起飞流水线上工件 $j\in X_1$，X_2，X_3 在机器 i 上的加工时间。而上述工件生成的作业剖面则是由第 i 台机器作业完成后离开时间 $D_{i,j_1^{1*}}$ 来确定。为方便处理，j_1^1、j_1^2、j_1^3 简记为 k^1、k^2、k^3，那么第一工件离开各机器时间为

$$\begin{cases}D_{i,j_1^{1*}}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{h,j_1^1}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{hk^1}\\ D_{i,j_1^{2*}}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{h,j_1^2}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{hk^2}\\ D_{i,j_1^{3*}}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{h,j_1^3}=\sum\limits_{h=1}^{i}p_{hk^3}\end{cases}\qquad\forall i\in \mathrm{Mc}\tag{17}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中：$D_{i,j_1^{1*}}$、$D_{i,j_1^{2*}}$、$D_{i,j_1^{3*}}$分别为各流水线上第一工件（k^1、k^2、k^3）在各流水线上机器 i 上的离开时间；p_{h,j_1^m}为第 m 条流水线上第 1 个工件在该流水线上第 h 台机器上的作业时间。

2）多流水线并线为起飞离舰作业阶段。在飞机出动离场这个混合流水车间作业中，前几个工序是平行流水线作业，但最终起飞升空工序为多线并为单线的单机作业环节。采用 FCFS 原则进行调度设计。

不妨假定各流水线最后工序（机器 m 作业）的离开时间 $D_{m,k^{1*}} \leqslant D_{m,k^{2*}} \leqslant D_{m,k^{3*}}$，$k^{1*}$、$k^{2*}$、$k^{3*}$分别代表了 k^1、k^2、k^3 的任意组合情况，其作业剖面由步骤 2 中 1）计算，根据 FCFS 有

① 对于尾序最小离开时间的工件 k^{1*}，其优先起飞离舰。将其与上一组编排工件的作业时间比较，如果离开时间小于上组最晚离开时间，则该工件作业剖面整体延迟这两者时间差；否则，作业剖面保持不变。

② 对于尾序次小离开时间的工件 k^{2*}，类似机器阻塞分析，由于甲板空间安全约束一次仅起飞 1 架飞机，其出动须等待 k^{1*} 结束离开后方能进行最后一道工序。

情况 1 若 $D_{m-1,k^{1*}} \leqslant D_{m-1,k^{2*}} \leqslant D_{m,k^{1*}}$ 时，并线等待时间 $\Delta T = D_{m,k^{1*}} - D_{m-1,k^{2*}}$，对工件 k^{2*} 的作业剖面的整体延迟 ΔT 时间单位，如 $D_{m,k^{2*}} = D_{m,k^{2*}} + \Delta T$ 等。

情况 2 若 $D_{m-1,k^{2*}} \geqslant D_{m,k^{1*}}$ 时，对工件 k^{2*} 的作业剖面保持不变。

③ 对于尾序最大离开时间的工件 k^{3*}，采取②中工件 k^{2*} 相对 k^{1*} 的相同分析方法。在工件 k^{2*} 完成作业编排后，工件 k^{3*} 方能依照 k^{2*} 的作业剖面进行调度设计。

情况 1 若 $D_{m-1,k^{2*}} \leqslant D_{m-1,k^{3*}} \leqslant D_{m,k^{2*}}$ 时，并线等待时间 $\Delta T' = D_{m,k^{2*}} - D_{m-1,k^{3*}}$，对工件 k^{3*} 的作业剖面整体延迟 $\Delta T'$ 时间单位。

情况 2 若 $D_{m-1,k^{3*}} \geqslant D_{m,k^{2*}}$ 时，对工件 k^{3*} 的作业剖面保持不变。编排后更新 $WX_1 = WX_1 - k^1$，$WX_2 = WX_2 - k^2$，$WX_3 = WX_3 - k^3$，$SX_1 = \varnothing \cup k^1$，$SX_2 = \varnothing \cup k^2$，$SX_3 = \varnothing \cup k^3$，索引值 $k = k + 1$。

步骤 3 调度编排各组第 k 个工件。Switch，情况 1：$k \leqslant |X_1|$ & $k \leqslant |X_2|$ & $k \leqslant |X_3|$，3 条流水线需编排处理；情况 2：当 $k \leqslant |X_1|$ & $k \leqslant |X_2|$ 或 $k \leqslant |X_2|$ & $k \leqslant |X_3|$ 或 $k \leqslant |X_1|$ & $k \leqslant |X_3|$，2 条流水线需进行编排，另外一条已完成出动编排；情况 3：$k \leqslant |X_i|$，$\forall i \in \{1,2,3\}$，仅一条流水线仍需编排，其他 2 条流水线已完成出动；情况 4：否则 $k > |X_i|$，完成调度编排。

情况 1 三条流水线编排。

1）并行策略进行平行流水作业编排。对 WX_1、WX_2 和 WX_3 待编排的工件集，完成对其每个候选工件的测试评估，主要进行机器的闲置时间和工件在机器上的阻塞等待时间的计算。$\forall j_k^i \in WX_i$（$i = 1,2,3$）代表从 3 个待编工件集中分别任取 1 个工件，由 j_k^1、j_k^2 和 j_k^3 表示。那么，这 3 个任意候选工件的作业剖面（即流水线上各机器的离开时间）由式（18）进行递归计算：

$$\begin{cases} D_{1,j_k^l} = \max(D_{1,j_{k-1}^l} + p_{1,j_k^l}, D_{2,j_{k-1}^l}) \\ D_{i,j_k^l} = \max(D_{i-1,j_k^l} + p_{i,j_k^l}, D_{i,j_{k-1}^l}) \\ D_{m,j_k^l} = \max(D_{m-1,j_k^l}, D_{m,j_{k-1}^l}) + p_{m,j_k^l} \end{cases} \tag{18}$$

式中：$i = 2,3,\cdots,m-1$；$l = 1,2,3$；j_{k-1}^l表示 j_k^l 的前一个工件；工件 D_{i,j_k^l}为第 l 组工件集中工件 j_k^l（$\forall j_k^l \in WX_l$）在机器 i 上的离开时间。那么，该工件在机器 i 上所多花费时间（即机器闲置或工件在机器上等待）为 $\mathrm{Idle}_{j_k^l}^i$。该工件 $j_k^l \in WX_l$ 在其流水线上的全部机器闲置与等待时间总和为

$$\mathrm{SIdle}_{j_k^l} = \sum_{i=1}^{m} \mathrm{Idle}_{j_k^l}^i = \sum_{i=1}^{m} D_{i,j_k^l} - D_{i,j_{k-1}^l} - p_{i,j_k^l} \tag{19}$$

在上述 3 个工件集中，$\forall j_k^l \in X_l$，根据作业剖面匹配的启发式规则，具有最小的总闲置等待时间 $\mathrm{SIdle}_{j_k^l}$的候选工件 j_k^{l*} 则被选择为第 l 条流水线第 k 位置的工件：

$$j_k^{l*} = \arg\left(\min_{j_k^l \in WX_l} \mathrm{SIdle}_{j_k^l}\right) \tag{20}$$

那么，j_k^{l*} 则为已编 SX_l 工件集中第 k 位置的最佳编排工件。

2）多流水线并线为起飞升空作业阶段。针对上面得到各待编工件集的最佳编排匹配 j_k^{1*}，j_k^{2*}，j_k^{3*} 工件，其作业剖面由式（17）得到。运用步骤 2 中的多流水线并线处理方法，完成对各组第 k 个工件的调度编排设计，方法同上。

更新 $WX_1 = WX_1 - k^1$，$WX_2 = WX_2 - k^2$，$WX_3 = WX_3 - k^3$，$SX_1 = SX_1 \cup k^1$，$SX_2 = SX_2 \cup k^2$，$SX_3 = SX_3 \cup k^3$，$k = k + 1$，返回步骤 3 继续迭代。

情况 2 二条流水线编排。

该情况可以是 WX_1、WX_2 和 WX_3 待编排工件集的任意两两组合，不妨以 WX_1 和 WX_2 两个工件集为例说明（此时，$k > |X_3|$，$WX_3 = \varnothing$，X_3 组起飞通道的飞机已完成编排），而其他 2 种组合情况做法相同。

1）平行流水线编排作业阶段。对于待编排工件集 WX_1 和 WX_2，先任取候选工件 $\forall j_k^1 \in WX_1$，$\forall j_k^2 \in WX_2$，那么其作业剖面由式（17）得到，所不同的是 $l = 1,2$ 分别表示对 2 个待编工件集进行编排调度。再由式（19）和式（20）计算已编 SX_l 工件集中第 k 位置最佳编排工件，记为 j_k^{l*}。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2）二条流水线并线为起飞升空作业阶段。

针对上面得到的各待编工件集的最佳编排匹配 j_k^{1*}，j_k^{2*} 工件（简写为 k^1、k^2 工件），其作业剖面由式（17）计算。然后运用步骤 2 并线处理方法，完成第 k 个工件的编排。

更新 WX_i、SX_i，$k=k+1$，返回步骤 3。

情况 3　一条流水线编排。

单条流水线情况，可以是 WX_1、WX_2 和 WX_3 待编工件集的任意一个，不妨以 WX_1 集为例说明（即 $k>|X_2|\,\&\,k>|X_3|$，$WX_2=WX_2=\varnothing$，X_2，X_3 组起飞通道的飞机已完成编排），其他做法相同。

对于待编排工件集 WX_1，先任取候选工件 $\forall j_k^1\in WX_1$，其作业剖面由式（17）得到。由式（19）计算候选工件在流水线上总空闲时间，那么 j_k^{1*} 则为已编 SX_1 工件集中第 k 位置最佳编排工件。

编排后更新 $WX_1=WX_1-k^1$，$SX_1=SX_1\cup k^1$，$k=k+1$，返回步骤 3 继续迭代（j_k^{1*} 记为 k^1）。

情况 4　否则，出动调度编排完成。

至此完成在交叉熵抽样分组下的舰载机出动离场调度编排，进入第 3 阶段——调度优化。

3.3　Gap 逼近算法的调度优化（第 3 阶段）

第 1、2 阶段计算完成对待出动飞机的起飞位分组与离场排序及作业编排，Gap 逼近主要完成目标函数值的计算与调度优化判定。

初始化：令初始理想下界值 $\mathcal{L}_0=-\infty$，初始上界值 $u_0=\infty$。

步骤 1　估算最短出动完成时间。基于第 1 阶段的随机抽样的分组任务集 $\{X_l\,|\,i=1,2,3\}$，评估其调度最短出动完成时间，记为 $\mathcal{L}$，为该分组出动的下界。处理方法为：将原问题视为无限缓存区的并行流水车间，基于最小处理时间优先原则，采用递归算法估算分组出动的下界。工件 $j_k^l\in X_l\,|\,l=1,2,3$ 的总处理时间由式（21）计算，记为 $S_{\text{operation}}(j_k^l)$；再由从小到大排序给出工件集 $\{j_k^l\}$ 的排序，记为序列 $(j_1^l,j_2^l,\cdots,j_{n_l}^l)$，表示各分组的工件编排序列，$n_l$ 表示相应分组的工件数。

$$S_{\text{operation}}(j_k^l)=\sum_{i=1}^{m}p_{i,j_k^l}\qquad\forall j_k^l\in X_l\,|\,l=1,2,3 \tag{21}$$

而出动时间估算则由式（22）~式（25）递归得到

$$C_{i,j_1^l}=\sum_{h=1}^{i}p_{h,j_1^l}\qquad i=1,2,\cdots,m,\ l=1,2,3 \tag{22}$$

$$C_{1,j_k^l}=\sum_{h=1}^{k}p_{1,j_h^l}\qquad k=1,2,\cdots,n_l,\ l=1,2,3 \tag{23}$$

$$C_{i,j_k^l}=\max(C_{i-1,j_k^l},C_{i,j_{k-1}^l})+p_{i,j_k^l} \tag{24}$$

$$\mathcal{L}=\max_{l=1,2,3}C_{m,j_{n_l}^l} \tag{25}$$

式中：$C_{m,j_{n_l}^l}$ 为 l 组工件 $j_{n_l}^l$ 在机器 m 上完成时间。

此时，判定 $\mathcal{L}_0$ 与 $\mathcal{L}$ 大小，若 $\mathcal{L}_0\geqslant\mathcal{L}$，则 $\mathcal{L}_0=\mathcal{L}$；否则 $\mathcal{L}_0$ 不变。

步骤 2　计算任务编排应完成时间。基于第 1、2 阶段的编排生成方案，最后一架飞机离开时间即为机队出动离场的完成时间，是离场调度目标值，为离场调度上界，记为 u。对已完成编排集合 SX_1，SX_2，SX_3（其元素个数为 n_1，n_2，n_3），其元素是按工件出动顺序进行编排的，记为 $\{j_1^l,j_1^l,\cdots,j_{n_l}^l\,|\,l=1,2,3\}$。于是，离场调度上界由式（26）表示：

$$u=\max_{l=1,2,3}D_{m,j_{n_l}^l} \tag{26}$$

式中：$D_{m,j_{n_l}^l}$ 为 l 组工件 $j_{n_l}^l$ 在机器 m 上离开时间。

相应地，调度方案由第 2 阶段已调度集 SX_1，SX_2，SX_3 和作业剖面匹配算法进行编排，根据离开机器时间 D_{i,j_k^l} 及作业时间 $p_{i,j_k^l}\,|\,i\in M$，$j_k^l\in SX_l$，$l=1,2,3$，可得工件开始时间 S_{i,j_k^l} 为

$$\begin{cases}S_{i,j_1^l}=D_{i,j_1^l}-p_{i,j_1^l} & i\in M,l=1,2,3\\ S_{i,j_k^l}=D_{i,j_{k-1}^l} & i\in M,k=2,3,\cdots,n_l\end{cases} \tag{27}$$

同样，机器作业空闲情况则由式（28）进行计算：

$$I_{i,j_k^l}=D_{i,j_k^l}-p_{i,j_k^l}-\begin{cases}0 & \text{机器忙时}\\ >0 & \text{闲置时}\end{cases} \tag{28}$$

$$I_{i,j_k^l}=\begin{cases}D_{i,j_k^l}-p_{i,j_k^l}=0 & \text{加工}\\ D_{i,j_k^l}-p_{i,j_k^l}>0 & \text{空闲}\end{cases}$$

式中：I_{i,j_k^l} 为第 l 组工件 j_k^l 在第 i 台机器的闲置或等待时间。

故 S_{i,j_k^l}、$D_{m,j_{n_l}^l}$ 和 $I_{i,j_k^l}(i\in M,j_k^l\in SX_l,l=1,2,3)$ 为出动离场的调度方案，u 为调度目标值。

步骤 3　判定并更新最优目标值 u_0 和抽样高斯分布参数 $\nu_p(\mu_p,\sigma_p)$。若 $u_0\geqslant u$，则 $u_0=u$，将第 1 阶段抽样分组 X 更新其精英集合 $X_{\nu_0}=X_{\nu_0}\cup X_p$，并计算该集合分布参数 $\nu'_p(\mu'_p,\sigma'_p)$，采用式（29）更新分布参数：

$$\nu_{p+1}(\mu_{p+1},\sigma_{p+1})=(1-\beta)\nu'_p(\mu'_p,\sigma'_p)+\beta\nu_p(\mu_p,\sigma_p) \tag{29}$$

式中：$\nu_{p+1}(\mu_{p+1},\sigma_{p+1})$ 为第 $p+1$ 次迭代高斯分布参数，μ_{p+1}、σ_{p+1} 为其均值、方差；$0\leqslant\beta\leqslant1$ 为精英样本学习系数。否则，上界 u_0 保持不变，随机抽样分布值不变，为

$$\nu_{p+1}(\mu_{p+1},\sigma_{p+1})=\nu_p(\mu_p,\sigma_p) \tag{30}$$

步骤 4　Gap 逼近判定。出动调度下界 $\mathcal{L}_0$ 是

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

当前抽样分组下理想无缓存流水线的调度完成时间，其下界会随算法迭代愈加接近理想调度值。而上界 u_0，则是抽样方案中的最佳作业调度值。

算法终止的判定方法：若 $\{u_0\}$ 序列的收敛数值 $\Delta u_0 < \varepsilon$，且作业调度 Gap $= u_0 - \mathcal{L}_0 < \varepsilon_{\text{gap}}$，算法结束，找到最佳调度；否则，返回第 1 阶段，令 $p = p + 1$，重新进行交叉熵随机抽样、出动调度编排、优化分析。其中，ε_{gap} 为最佳调度方案与无限缓存区的理想调度方案的一个门限值（可根据实际问题和计算时长要求来调整）。

3.4 CE-PF 算法的结构流程

综合 3 个阶段算法分析与迭代计算流程，舰载机机队出动离场优化问题的混合流水车间调度的 CE-PF 算法结构流程如图 3 所示。

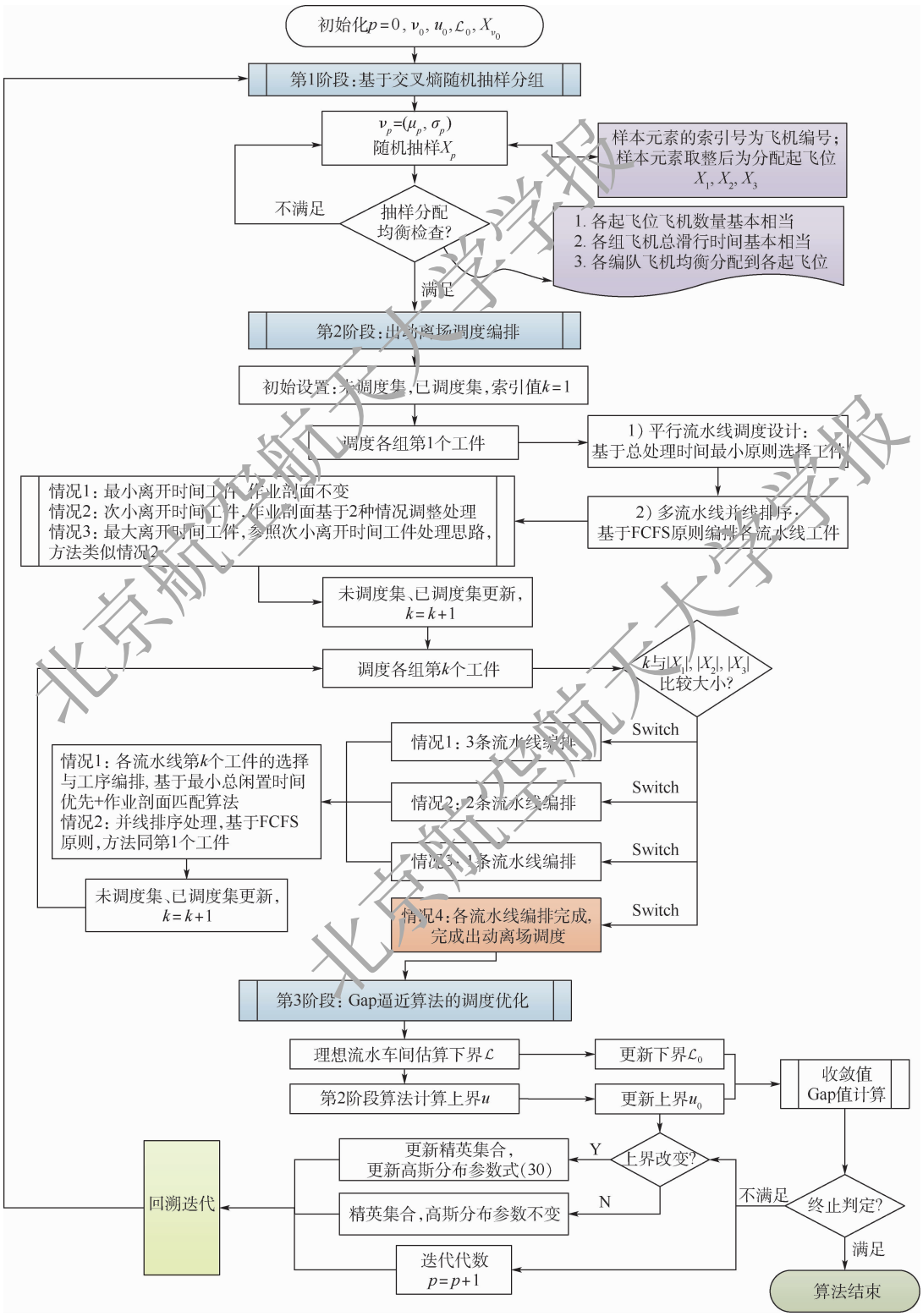


图 3 基于 CE-PF 算法求解离场调度的结构流程

Fig. 3 Flowchart for solving departure scheduling based on CE-PF algorithm

北航学报 增阅

4　仿真分析

4.1　仿真初始条件

仿真案例参考库兹涅佐夫航母甲板出动作业环境，其舰载机采用“滑跃起飞”模式（简化处理见 2.2 节），离场作业中起飞位共 3 个、出动机位 18 个，仿真实验数据基于公开文献[4,15,24]并做适当合理简化。假定出动飞机情况如表 1 所示，滑行速度 5 m/s，由路径库信息可知各飞机不同滑行作业时间，其甲板仿真环境如图 4 所示。

表 1　仿真实验中出动飞机情况

Table 1　Departure aircraft in simulation

停机位	飞机编号		
	8 架出动	12 架出动	16 架出动
A0			
A1			
A2		1	1
A3	1		2
A4		2	3
A5	2	3	4
A6		4	5
A7	3		6
A8		5	7
A9	4	6	8
A10	5	7	9
A11			10
A12	6	8	11
A13			12
B1	7	9	13
B2		10	14
B3	8	11	15
B4		12	16

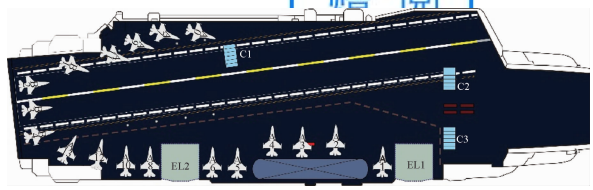


图 4　某型航母甲板概况

Fig. 4　Overview of aircraft carrier deck

现对 8 架、12 架、16 架不同规模机队的出动离场调度进行优化仿真实验。离场飞机及其停机位由出动任务规划系统完成，这既可由人工设置也可由基于启发式规则的自动规划算法生成，但已超出研究范围，此外出动飞机已完成甲板机务保障，其初始停机位是随机给出，使得仿真实验更贴合真实问题。

算法仿真平台 Intel（R）Core（TM）i7-4790@3.6 GHz，内存 8 GB，运行环境 win10，采用 MATLAB2018a 编程工具。

4.2　出动仿真结果分析

采用 CE-PF 算法对 8 架、12 架、16 架飞机的出动离场过程进行调度优化计算，起飞位均随机选择。飞机在 C2 起飞位的起飞前检查等环节作业时长更多，主要考虑是与 C3 共用起飞跑道。算法仿真中，种群规模 50，迭代次数 500，学习因子 0.3，评价次数 10 000 次。

8 架飞机出动离场的最优值为 372 s，各起飞位的最佳分组与出动顺序为：L1：4→5；L2：2→3→6；L3：1→7→8，飞机出动任务甘特图如图 5 所示，计算时间为 0.828 s。出动调度的编排设计依照图 1 的离场流程进行，由于甲板作业受时间空

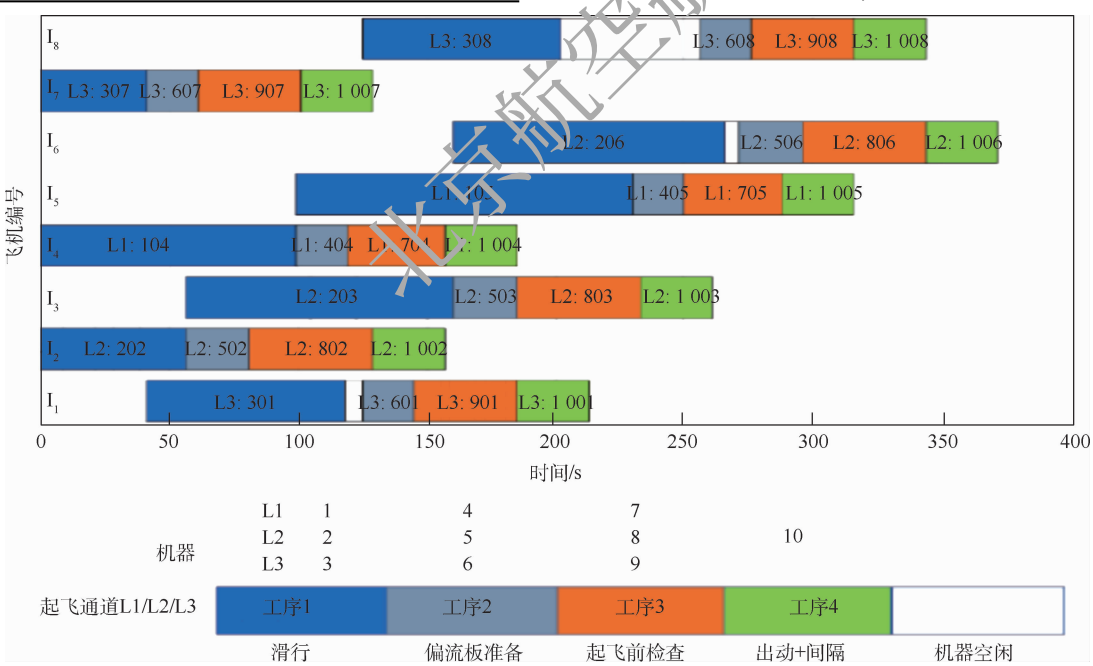


图 5　8 架飞机出动调度甘特图

Fig. 5　Gantt chart of departure scheduling of 8 aircraft

北京航空航天大学学报

间限制,对于出动离场这个零存储空间“阻塞式”混合流水车间问题,图 5 中的空白框为机器空闲阻塞阶段。

本文仿真过程中,各工件的加工工序严格按照阻塞式时序编排,未发生违反模型约束的情况,尤其是各飞机在滑行段满足空间避碰要求,调度方案符合实际需求。图 5 中示例编号与内容详见图例,工序 1 其他甘特图亦相同。例如,L3:307,表示第 3 个起飞通道,第 3 台机器(为工序 1 的机器 3)加工第 7 个工件(为飞机),蓝色代表工序 1(飞机滑行至相应起飞位),图中白色框为机器空闲或工件等待,其他如此。

根据避碰检测策略进行调度方案碰撞检查,针对各飞机的停机位、分配起飞位及出动时序已明确情况,相应的滑行路径则可确定,运用基于 NSP-Dubins-RVO 算法和离线路径库的协同避碰策略进行协同检查,可得出该 8 架飞机的滑行路径如图 6 所示。

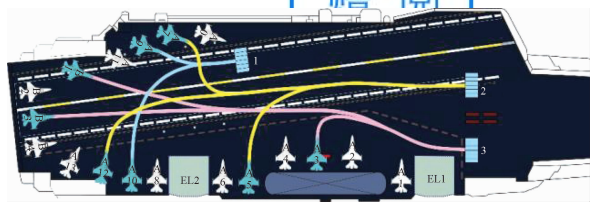


图 6 8 架飞机的滑行路径

Fig. 6 Taxiing trajectory of 8 aircraft

12 架飞机出动离场的最优值为 538 s,各飞机出动任务甘特图如图 7 所示,计算时长为 1.06 s。

16 架飞机出动离场的最优值为 691 s,各起飞位的最佳分组与出动顺序为:起飞位 L1:6→7→13→8→9;L2:3→4→12→14→15;L3:11→5→1→2→16→10,飞机出动任务甘特图如图 8 所示,计算时长为 1.323 s。

1)单机平均出动时长分析。从上述对8 架、12 架、16 架飞机出动离场调度仿真来看,单机平均出动时长依次为 46.5 s、44.8 s、43.2 s,说明随着飞机出动规模的增多,单机平均出动时间减小,

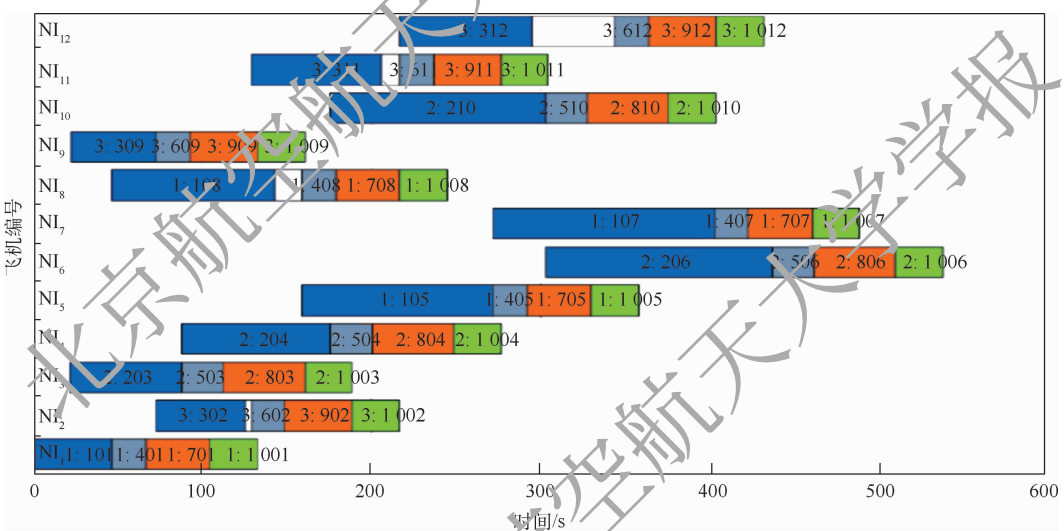


图 7 12 架飞机出动调度甘特图

Fig. 7 Gantt chart of departure scheduling of 12 aircraft

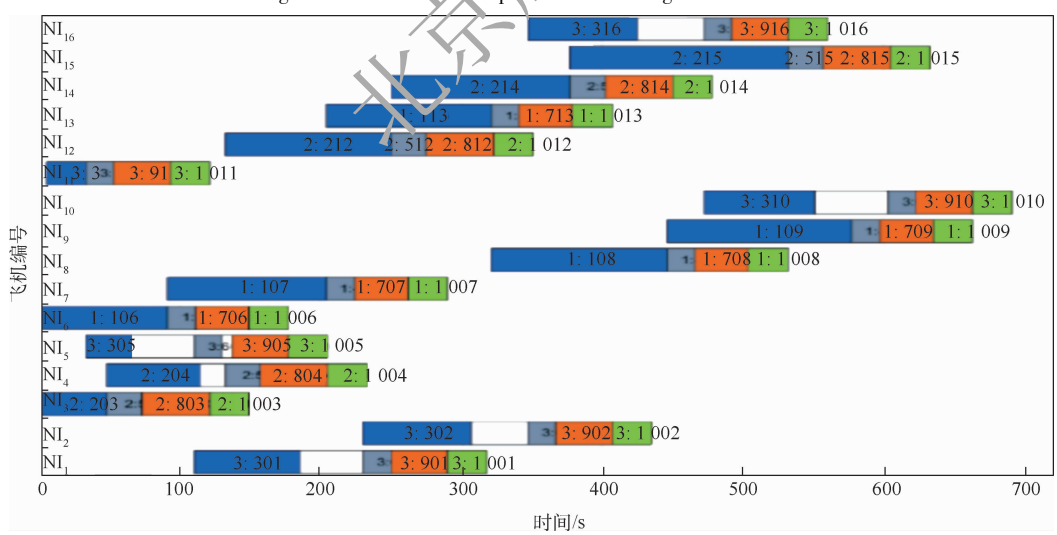


图 8 16 架飞机出动调度甘特图

Fig. 8 Gantt chart of departure scheduling of 16 aircraft

北航学报 赠阅

但缩小幅度并不大，主要原因为：①受甲板空间制约的零缓冲存储特性，阻塞调度会出现机器空闲或者工件排队等待；②舰载机起飞离场跑道干涉及作业安全，致使同一时间仅能起飞一架飞机；③飞行安全因素，舰载机出动过程带来的尾流扰动，先后出动飞机间还需设置安全尾流间隔，确保飞机飞行安全。这些因素使出动离场固定时间开销较大，因此增大出动规模对单机出动效率提升并不显著。

2）机器空闲基本出现在第 1 道工序。从图 5 ~ 图 8 可以看出，机器闲置主要发生在滑行阶段，因为在整个出动离场中：①多数飞机滑行时间占出动过程大头，而起飞前准备、起飞过程时间较短，作业中飞机容易在这些环节出现淤塞，然而整个离场过程为零缓存区流水作业，因此需要从飞机作业源头（工序 1）进行控制；②滑行过程中飞机间路径干涉不可避免，容易发生碰撞，在发生干涉时各飞机间需互相避让，那么在调度编排时安排飞机位于最早可能的开始时间进行作业，这更容易导致工件等待或机器空闲。

然而，该空闲等待一方面可以有效缓解路径干涉带来的影响，另一方面在离场作业调度过程中，具有机器空闲的工件在滑行阶段因空间避碰而导致的作业扰动或延迟，一定程度上可弥补作业扰动影响从而增强调度方案适应扰动能力。

3）调度优化方案的作业时间。针对 16 架飞机出动调度优化，基于 CE-PF 算法对调度方案的作业最大时间、最优化时间、平均时间等 3 个指标，运用 MATLAB 进行了 50 次的模拟计算，同时也给出了出动离场问题如果在无阻塞情况下优化调度结果。具体结果如图 9 所示，多次模拟计算的小散布值也表明仿真结果的可信度。如果不经过优化调度，作业时长最大可能是 970 s，平均值也有 770 s，然而经过优化调度后的值为 691 s，较大提高了舰载机出动效能。当然，如果出动作业不考虑阻塞（无限缓存区）流水车间，那么最优作业时间值为 622 s。无限缓存区下的最佳调度方案记为离场优化问题的理想下界。如果由式（31）定义 Gap 值，那么该出动情况下最优 Gap 值为 69 s，gap 相对值 $\mathrm{gap_{rel}}$ 为 9.9%。

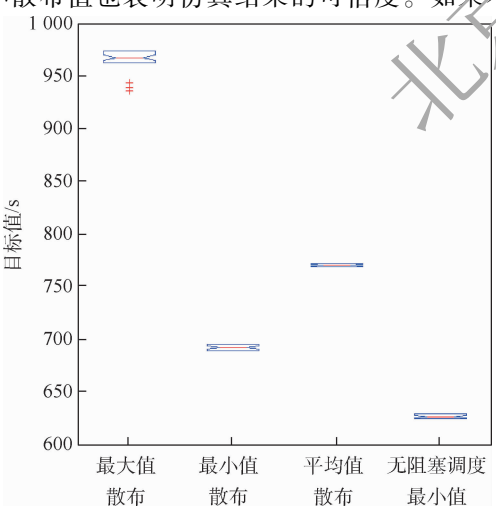


图 9　50 次仿真优化计算结果的散布值

Fig. 9　Scatter of 50 simulation optimization results

$$\begin{cases} \mathrm{Gap} = C_{\max}^{\mathrm{LIS}} - C_{\max}^{\mathrm{UIS}} \\ \mathrm{gap_{rel}} = (C_{\max}^{\mathrm{LIS}} - C_{\max}^{\mathrm{UIS}})/C_{\max}^{\mathrm{LIS}} \end{cases} \tag{31}$$

式中：$C_{\max}^{\mathrm{UIS}}$ 为无限缓存区作业时间；$C_{\max}^{\mathrm{LIS}}$ 为有限缓存区作业时间。

4.3　空间约束变化对调度优化方案的影响

如果甲板空间增加或缩小飞机尺寸，那么可以理解为甲板空间约束限制作适量松弛，意味着在离场的混合流水车间模型中，耗时量大的滑行阶段的缓存区可以理解为有限缓冲存储区。即同一起飞通道上的多架飞机满足允许的尾流干扰、空间避碰要求，而且不同起飞通道间的飞机满足避碰约束，此时，同一起飞通道上，2 架以上飞机可同时进行滑行作业。

滑行阶段作业叠加（满足空间约束），不必等到前续工件完成便组织后续工件启动滑行，这将极大缩短整个离场作业时间。对 4.2 节中 8 架、12 架、16 架不同规模的机队仿真发现，离场调度最优值分别减少 52 s、109 s、154 s，具体最优值受空间约束变化的影响情况如表 2 所示。可以看出：①调度最优解与理论值有 Gap。对研究的阻塞式混合流水车间问题，其理想解（最优值下界）为无阻塞情况下的最优值，但由于各工序、机器加工缓存受限，阻塞调度无法到达该最优值，两者用 Gap 值来评估。②滑行段交叠作业提升出动效率。从表 2 可以看出，3 种不同出动规模在允许交叠作业下，可大大缩减作业的总时长，提升 14% ~ 22% 的出动效率，而且比无阻塞调度情况下的理想值要低。该情况下作业调度的甘特图如图 10 所示。由上述分析可知，如果增加甲板面积或减少飞机尺寸，将进一步提升飞机出动效能。

4.4　算法性能比较

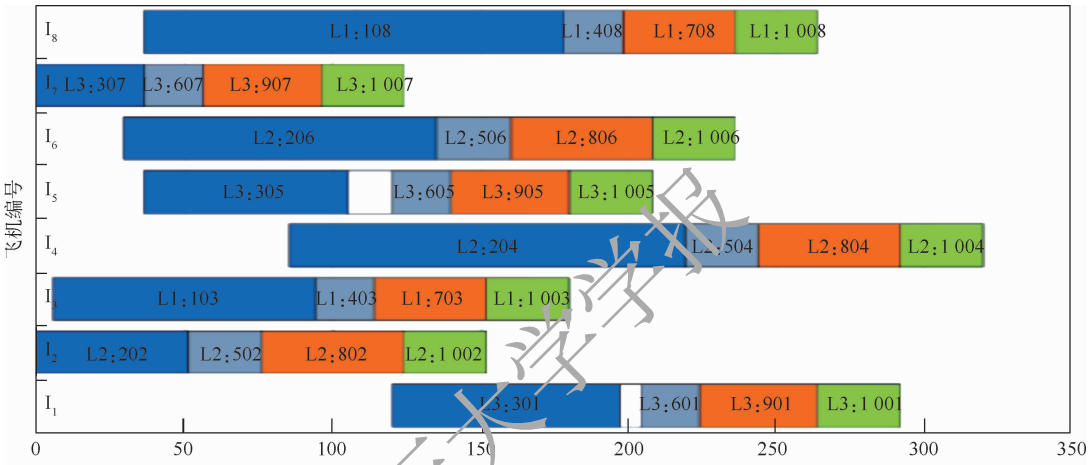
针对舰载机出动离场调度这个阻塞式混合流水车间问题，传统解法有基于双层编码遗传（DL-GA）、差分进化（DE）、差分-交叉熵（DE-CE）等元启发式搜索算法，而本文中采用的是基于约束满足的 CE-PF 算法。现将 DL-GA、DE-CE 等典型算法与 CE-PF 算法进行比较，每个算法在 8 架、12 架、16 架出动规模下独立运行 20 次，得到其性

北航学报 赠阅

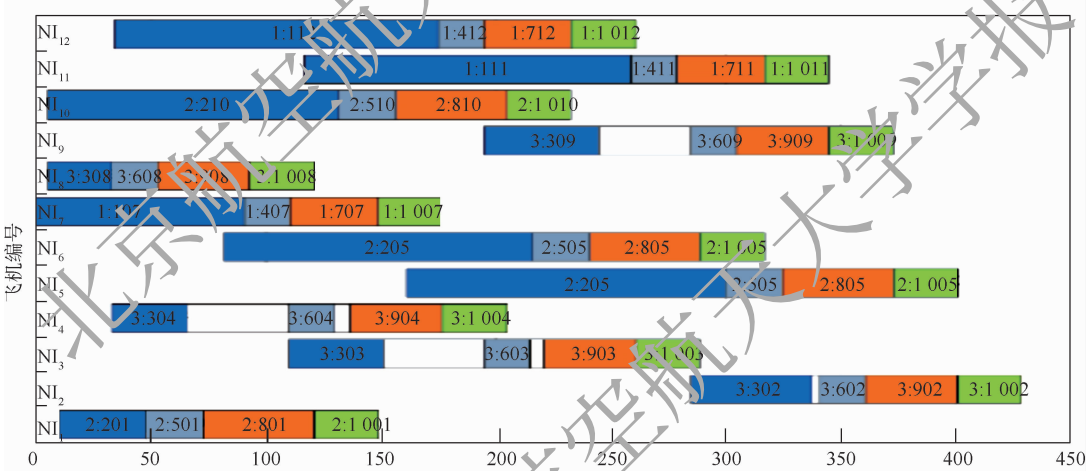
表 2 空间约束变化对离场调度方案的影响

Table 2 Impact of spatial constraint changes on departure scheduling scheme

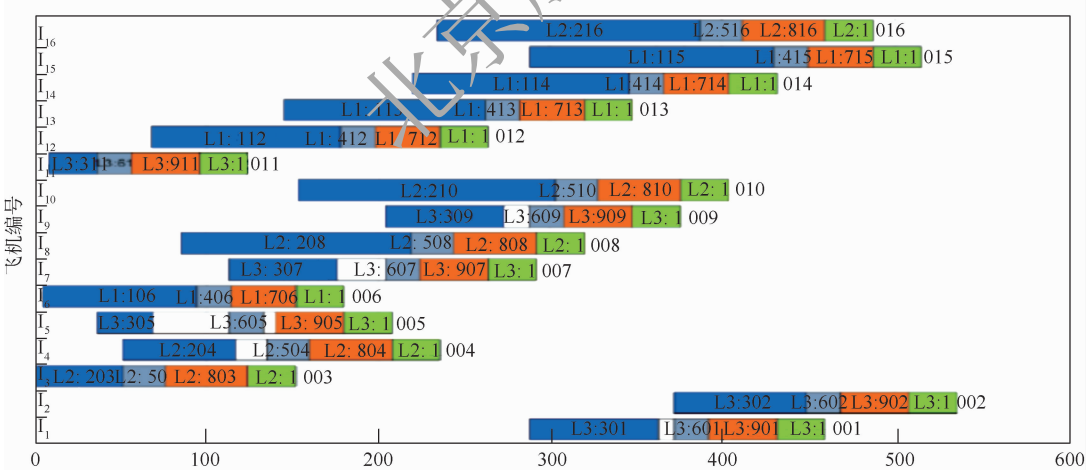
阻塞式(本文)		无阻塞情况			滑行作业交叠情况		
出动规模/架	最优值/s	最优值/s	Gap 值/s	gap 相对值	最优值/s	减少量/s	提升率
8	372	349	23	0.07	320	52	0.14
12	538	481	57	0.12	429	109	0.20
16	691	622	69	0.11	537	154	0.22



(a) 8架飞机出动甘特图



(b) 12架飞机出动甘特图



(c) 16架飞机出动甘特图

图 10 允许滑行交叠作业下不同出动规模的调度甘特图

Fig. 10 Gantt chart of scheduling with different departure scales under taxiing overlap operation

北航学报 赠阅

能统计参数：平均算法时间，出动完成时间的最好解（Best）、均值（Avg.）、最差解（Worst）和标准差（Std.），如表 3 所示。通过比较不同算法结果，本文算法的计算时间短、效率高，最佳目标值最好，目标优化值稳定、标准差小；其他算法的计算效率要低、目标值的标准差较大（即结果散布大），且随着规模增大其最佳目标值愈加不如本文算法，其中 DL-GA 算法时间最长，DE-CE 算法目标值散布最大。综上，CE-PF 算法对求解机队出动离场调度问题要好于其他算法，多次实验的优化结果性能好且较恒定、摄动小，表明算法更为稳定，可为离场调度提供高效优化方案。

表 3　不同出动规模下调度算法性能比较

Table 3　Performance comparison of scheduling algorithms under different departure scales

算法	出动规模/架	平均算法时间/s	出动完成时间/s			
			Best	Avg.	Worst	Std.
CE-PF	8	0.93	372	374.6	378	1.729
	12	1.14	538	540.15	542	1.089
	16	1.28	691	695.9	701	3.28
DL-GA	8	10.38	376	382.75	390	4.18
	12	12.63	545	557.6	559	6.17
	16	16.82	695	714.4	736	14.6
DE-CE	8	3.84	372	385.9	396	7.37
	12	5.05	546	557.5	576	9.63
	16	8.25	697	716.8	730	9.68

4.5　起飞模式影响分析

模型灵敏度分析对象多，但由于舰载机起飞模式的特殊性，重点分析不同起飞模式对离场调度影响。舰载机起飞通常有滑跃、弹射起飞 2 种模式，4.4 节上面仿真是基于滑跃起飞进行的。2 种模式差别在于离场跑道耦合程度、起飞检查及离场作业时间不相等，但算法模型相同。滑跃起飞航母，典型代表为俄罗斯库兹涅佐夫号、英国伊丽莎白女王号，优点是起飞流程简单，便于维护，但存在起飞跑道间耦合；弹射起飞航母，代表有法国戴高乐号、美国各型航母，优点是弹射动力足可满足各型飞机起飞，起飞跑道耦合小（如美国航母可同时弹射 2 架飞机出动），缺点是起飞准备时间长、维护困难。假设弹射模式也采用 3 条起飞跑道，并合理设定其他时间参数，仿真发现，弹射模式下 3 种出动规模的作业时间比滑跃模式下分别缩短了 20 s、31 s、44 s。

以 16 架飞机出动调度来对比分析 2 种起飞模式的区别，图 11 为 2 种模式下各起飞位作业调度甘特图，图 12 为弹射模式下 16 架飞机出动调度甘特图（可与图 8 同出动规模下滑跃模式调度图比较）。从作业甘特图看，弹射模式的机器空闲时间更少，即离场作业更加紧凑，作业时间也比滑跃模式要短，分析其主要原因是弹射起飞下离场耦合减少，工件作业不容易出现加工作业阻塞。

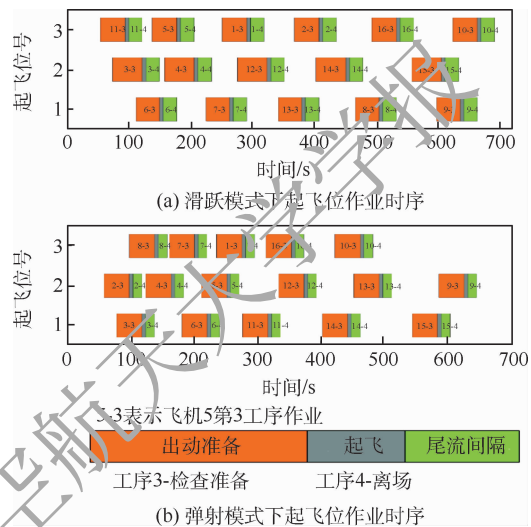


图 11　出动 16 架飞机时各起飞位调度甘特图

Fig. 11　Gantt chart of take-off position scheduling for 16 aircraft

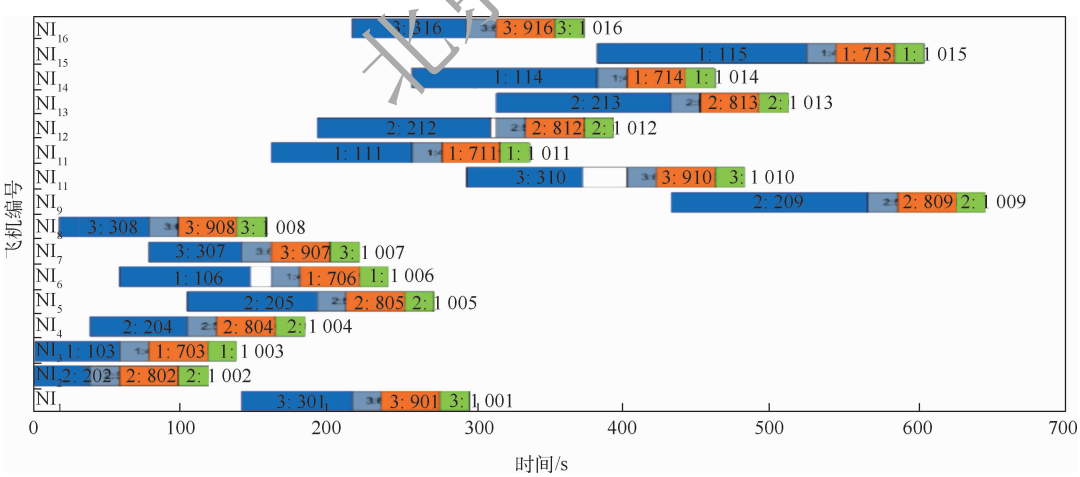


图 12　弹射模式下 16 架飞机出动甘特图

Fig. 12　Gantt chart of 16 aircraft in ejection mode

北航学报 赠阅

而从起飞位机器作业时序看,二者作业过程都比较均衡,各起飞位的利用率均较高,未出现某个起飞位长时间闲置,然而相比滑跃模式,弹射起飞出动更加高效,作业总时间为 647 s,飞机平均起飞间隔更小。因此,若改用弹射技术将进一步提升舰载机出动效能。

5 结 论

本文研究了基于 CE-PF 算法求解舰载机出动离场调度优化问题。通过模型、算法和仿真研究得出:

1)实例仿真表明,CE-PF 算法可以高效求解各种出动规模离场调度问题,满足模型约束、飞机滑行干涉;此外,阻塞情况下机器空闲一定程度上可抵抗调度过程中部分扰动因素影响。

2)研究空间约束变化对调度影响,阻塞式调度的理想解是无阻塞调度的最优值,但因空间、机器存储区因素,二者间存在不同的 Gap 值,如果作业空间约束改变,那么不同 Gap 值则是调度的改进值;如果允许同一起飞通道的滑行线上多机作业,那么作业时间将大大缩短,出动效能提升约14% ~ 22%,当然需要增加甲板面积、缩小飞机尺寸。

3)从多次模拟实验看,CE-PF 算法比传统 DL-GA、DE-CE 算法效率高,最佳目标值优化性能好且散布小,表明了 CE-PF 算法的有效性和稳定性。

若将滑跃改为弹射起飞,机队离场调度时间还能有较大改进空间。

参考文献(References)

[1] 屈也频,金惠明,何肇雄.航母舰载机装备体系及指标论证方法[J].航空学报,2018,39(5):108-119.
QU Y P,JIN H M,HE Z X. Carrier-based aircraft equipment system-of-systems and index demonstration method[J]. Acta Aeronuatica et Astronautica Sinica,2018,39(5):108-119(in Chinese).

[2] 谢君,廖松,石章松.航母作战部署中的舰载机出动规划模型[J].系统工程与电子技术,2020,42(1):128-132.
XIE J,LIAO S,SHI Z S. Programming model of flight sortie for an aircraft carrier in transit[J]. Systems Engineering and Electronics,2020,42(1):128-132(in Chinese).

[3] 姜龙光.国外航母航空保障系统[M].北京:国防工业出版社,2016:1-35.
JIANG L G. Foreign aircraft carrier aviation support system[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2016:1-35(in Chinese).

[4] WANG X W,LIU J,SU X C,et al. A review on carrier aircraft dispatch path planning and control on deck[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2020,33(12):3039-3057.

[5] RYAN J C,CUMMINGS M L,ROY N,et al. Designing an interactive local and global decision support system for aircraft carrier deck scheduling: AIAA-2011-1516[R]. Reston: AIAA,2011.

[6] MICHINI B,HOW J P. A human-interactive course of action planner for aircraft carrier deck operations[C]// Proceedings of AIAA Information Technology. Reston:AIAA,2011:1515.

[7] DASTIDAR R G,FRAZZOLI E. A queueing network based approach to distributed aircraft carrier deck scheduling[C]// Proceedings of AIAA Information Technology. Reston: AIAA,2011:1514.

[8] RYAN J C. Evaluating safety protocols for manned unmanned environments through agent based simulation[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology,2014:35-65.

[9] QI C,WANG D. Dynamic aircraft carrier flight deck task planning based on HTN[J]. IFAC-PapersOnLine,2016,49(12):1608-1613.

[10] 郑茂,黄胜,王超.优先网络排队的舰载机出动回收能力研究[J].北京理工大学学报,2013,33(10):1051-1055.
ZHENG M,HUANG S,WANG C. Research on aircraft sortie generation rate with the use of HOL closed queueing network model[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2013,33(10):1051-1055(in Chinese).

[11] 司维超,韩维,史玮韦.基于 PSO 算法的舰载机舰面布放调度方法研究[J].航空学报,2012,33(11):2048-2056.
SI W C,HAN W,SHI W W. Research on deck-disposed scheduling method of carrier planes based on PSO algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,33(11):2048-2056(in Chinese).

[12] 苏析超,韩维,萧卫,等.基于 Memetic 算法的舰载机舰面一站式保障调度[J].系统工程与电子技术,2016,38(10):2303-2309.
SU X C,HAN W,XIAO W,et al. Pit-stop support scheduling on deck of carrier plane based on Memetic algorithm[J]. Systems Engineering and Electronics,2016,38(10):2303-2309(in Chinese).

[13] 杨放青,王超,姜滨,等.舰载机出动回收调度策略生成方法[J].北京理工大学学报,2018,38(10):1030-1036.
YANG F Q,WANG C,JIANG B,el al. A method of policy automated generation for carrier aircraft sortie and recovery scheduling[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology,2018,38(10):1030-1036(in Chinese).

[14] ZHANG J F,ZHAO P,ZHANG Y,et al. Criteria selection and multi-objective optimization of aircraft landing problem[J]. Journal of Air Transport Management,2020,82:101734.

[15] 苏析超,韩维,张勇,等.考虑人机匹配模式的舰载机甲板机务勤务保障调度方法[J].航空学报,2018,39(12):222314.
SU X C,HAN W,ZHANG Y,et al. Scheduling method for maintenance and service support of carrier-based aircraft on flight deck with different man-aircraft matching patterns[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(12):222314(in Chinese).

[16] SU X C,HAN W,WU Y,et a1. A proactive robust scheduling method for aircraft carrier flight deck operations with stochastic

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

durations[J]. Complexity, 2018, 2018: 6932985.

[17] LIU J, HAN W, ZHANG Y, et al. Design of an online nonlinear optimal tracking control method for unmanned ground systems [J]. IEEE Access, 2018, 6: 33251-33260.

[18] JIANG T, SU X, HAN W. Optimization of support scheduling on deck of carrier aircraft based on improved differential evolution algorithm[C]// Proceedings of the 3rd IEEE International Conference on Control Science and Systems Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 136-140.

[19] ASHIS G B, NICHOLAS R. Efficiently solving repeated integer linear programming problems by learning solutions of similar linear programming problems using boosting trees: MIT-CSAIL-TR-2015-001[R]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2015: 12-35.

[20] 刘翱，刘克. 舰载机保障作业调度问题研究进展[J]. 系统工程理论与实践，2017，37(1)：49-60.
LIU A, LIU K. Advances in carrier-based aircraft deck operation scheduling [J]. Systems Engineering-Theory and Practice, 2017, 37(1): 49-60(in Chinese).

[21] PINEDO M L. Scheduling theory, algorithms, and systems[M]. 5th ed. Berlin: Springer, 2016: 150-165.

[22] CABO M, POSSANI E. Considerations on applying cross entropy methods to the vehicle routing problem[J]. International Journal of Combinatorial Optimization Problems and Informatics, 2015, 6(3): 22-33.

[23] 王桂荣，李歧强，丁然，等. 加工时间不确定的炼钢连铸生产调度串级交叉熵算法[J]. 控制与决策，2016，31(7)：1153-1160.
WANG G R, LI Q Q, DING R, et al. Cascade cross entropy algorithm for steelmaking-continuous casting production scheduling with uncertain processing time[J]. Control and Decision, 2016, 31(7): 1153-1160(in Chinese).

[24] 张智，林玉琳，朱齐丹，等. 考虑运动学约束的不规则目标遗传避碰规划算法[J]. 航空学报，2015，36(4)：1348-1358.
ZHANG Z, LIN S L, ZHU Q D, et al. Genetic collision avoidance planning algorithm for irregular shaped object with kinematics constraint[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(4): 1348-1358(in Chinese).

Carrier-based aircraft departure scheduling optimization based on CE-PF algorithm

WAN Bing[1], HAN Wei[1], SU Xichao[1,*], LIU Jie[2]

(1. Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. War Research Institute, Academy of Military Sciences, Beijing 100850, China)

Abstract: Carrier-deck operation scheduling is a key technology to improve the combat effectiveness of aircraft carriers, and the optimization scheduling problem of complex constraints with time, space and resource constraints has been proved to be NP-hard. We study the optimization problem of carrier-based aircraft sortie and departure scheduling, which is abstracted as a zero-buffer hybrid flow shop scheduling model. A mixed integer programming model including aircraft collision avoidance and other constraints is established. Then, a cross entropy-operation profile fitting (CE-PF) optimization intelligent algorithm is proposed to solve the mathematical model. The flowchart of solving algorithm is given. The jobs grouped by heuristic rules are accomplished by the cross-entropy algorithm through Gaussian sampling, the scheduling design of task sorting, operations permutation and constraint checking in the grouped jobs is completed by the operation profile fitting algorithm, and the gap approximation algorithm is used to perform the target value evaluation, elite population selection, sampling parameters update and optimal convergence decision. The simulation results show that the CE-PF algorithm can solve the departure scheduling problem efficiently. The sensitivity analysis shows that the take-off mode and space constraints have a great influence on aircraft sortie efficiency.

Keywords: carrier-based aircraft; sortie and departure; cross entropy-operations profile fitting (CE-PF) algorithm; scheduling; optimization

Received: 2020-12-02; **Accepted**: 2021-03-12; **Published online**: 2021-04-09 15:39

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210409.1353.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903374); Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA01008)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0680

面向可靠性预计的软件运行时行为模型构造方法

全下文载

李秋英[1,2,*]，陆民燕[1,2]，古廷阳[1,2]

（1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院，北京 100083；
2. 可靠性与环境工程技术国防科技重点实验室，北京 100086）

摘 要：运行时行为模型构造是面向可靠性预计的软件运行时模型构造的组成部分，为软件可靠性预计提供运行时组件与组件之间的动态交互关系和状态之间的转移概率信息。基于 Java 开发平台提出了一种基于非侵入式监控的软件运行时行为模型的构造方法，包括获得当前时刻的运行时体系结构模型；根据运行时体系结构模型确定监控对象；声明监控方法中的代理 Bean；声明监控方法中的监控 Bean，实现对组件动态调用信息的提取；声明代理 Bean 和监控 Bean 的接口；基于模型构造算法实现对运行时行为模型的构造等步骤。基于 Rainbow-znn 软件进行了实例应用，验证了所提方法的可行性。

关 键 词：软件可靠性；非侵入式监控；运行时行为模型；组件动态调用信息；运行时体系结构模型

中图分类号：TP311

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0786-09

传统的软件可靠性预计是在软件生命周期的早期阶段，根据需求和设计文档及相应的历史数据对软件未来的可靠性进行预测，使软件从开发伊始就考虑可靠性问题，避免软件开发结束后因可靠性过低而必须反复修改或重新开发的问题，节省软件开发资源。国内外学者从不同角度提出了多种软件可靠性预计方法，其中，在设计阶段基于软件体系结构的方法最为常见。

从 Parnas[1] 和 Shooman[2] 首次将软件体系结构用于软件可靠性预计起，涌现出了 Littlewood[3]、Cheung[4]、Kubat[5] 基于状态的模型及 Krishnamurthy[6]、Yacoub 和 Ammar 等[7-8] 基于路径的模型。

需要注意的是，上述方法和模型针对的对象都是传统的非自适应软件，这类软件在运行阶段的体系结构与设计阶段的体系结构不存在显著区别与变化。即软件在运行过程中体系结构不会发生改变。因此，不需要基于变化的运行时体系结构进行可靠性预计。

然而，随着网络和计算技术的迅猛发展，软件工程领域面临着重大变革。软件的运行环境由静态、可控变为动态、难控；应用模式由被动、单一变为主动、灵活；规模由简单变为复杂，这些因素导致软件在实际运行中存在非常多的不确定性。为了应对这些不确定性，需要软件系统能够在运行时自主地感知自身和环境的变化，并按照功能指标和性能指标进行静态调整和动态演化，以提供高可靠、可持续的服务，具备这种能力的自适应软件应运而生。自适应软件是一种能够通过调整自身行为及结构来响应运行环境变化的软件，其显著特征是体系结构在运行过程中会发生变化。例

收稿日期：2020-12-04；**录用日期**：2021-04-02；**网络出版时间**：2021-04-09 13:54
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210409.1146.001.html
基金项目：国防科技重点实验室稳定支持项目（WDZC2019601A303）
* **通信作者**. E-mail：li_qiuying@buaa.edu.cn

引用格式：*李秋英，陆民燕，古廷阳. 面向可靠性预计的软件运行时行为模型构造方法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：786-794. LI Q Y，LU M Y，GU T Y. Construction method of software runtime behavior model for reliability prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：786-794 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

如,基于云的应用程序等,需要在运行过程中针对不断增加的事件快速地进行改变,这些事件包括资源中断、峰值负载、新涌现的客户需求及基础设施或第三方服务的变更等[9]。而且,随着软件运行阶段在软件生命周期中的占比越来越重要,如何在软件运行时对软件系统进行有效的管理已成为软件工程领域面临的重要课题。运行时可靠性预计结果也成为某些运行时管理决策的依据和参考。可见,随着运行时体系结构应用的深入、体系结构的研究从静态体系结构发展到动态体系结构,带来了在动态体系结构背景下进行软件运行时可靠性预计的新需求。上述原因都推动了基于运行时体系结构进行可靠性预计研究的必要性。

运行时体系结构的概念最早是由 Oreizy 等[10]提出的,以 C2 体系结构风格为基础对系统运行时的演化进行了描述。2009 年,Blair 等[11]提出了运行时模型的概念,定义运行时模型是关联系统的因果关系自述,从问题空间的角度强调系统的结构、行为或目标,运行时模型提供了运行时现象的抽象,利用运行时模型能够修复设计错误或将新的设计决策折叠到正在运行的系统中,以支持受控的在线设计。同时,运行时模型作为软件演化和适应行为的研究基础[12],也是解决复杂系统运行时管理问题的关键[13]。运行时模型分为运行时结构模型和运行时行为模型。其中,运行时结构模型侧重于描述系统的组成及配置,即强调软件的构建方式,如面向对象而言,结构模型描述的是继承关系和调用途径、组件及其连接等;运行时行为模型侧重于描述组件间动态交互信息,强调根据事件或跟踪流程的系统执行,或者事件的发生及其执行途径,如行为模型描述事件的到达、排队、选择、调度等信息。运行时模型是一种与目标系统存在因果联系的自我表示[11,14]。运行模型与目标系统间存在因果联系是指当目标系统发生变化时,运行时模型也随之发生变化;当运行时模型发生变化时,模型层的变化也会被作用到系统使得系统产生变化。可以看出,运行时体系结构模型与设计阶段体系结构模型最大的不同在于:运行时体系结构模型与运行时系统间存在因果联系,而设计阶段体系结构模型不具备这一属性。

运行时体系结构模型侧重如何通过模型来描述运行时系统当前时刻的结构和配置[15-17]。对于构建运行时体系结构模型的研究,代表性的研究成果有 Rainbow 框架[18]和北京大学黄罡教授等[19]提出的运行时体系结构构造基础设施 SM@RT。Rainbow 框架通过快照的形式自动生成被控对象的运行时体系结构模型,描述被控对象当前时刻(快照生成时刻)的系统组成和组成元素之间的交联关系,但只强调运行时系统当前时刻的结构和配置,而 SM@RT 是建立在通用体系结构与系统同步技术之上的运行时体系结构生成框架。

综上,运行时体系结构模型反映的是系统当前时刻的结构和配置,即系统当前时刻是由哪些组件组成的及这些组件间的交联关系,描述了系统的静态结构,但缺少对组件间动态交互信息的描述,即对组件与组件间的调用关系、调用次数、调用时序等动态信息的描述。利用运行时体系结构模型可以实现在模型层对质量属性的预计和分析,目前大多数研究利用该方法对性能进行预测[15]。

此外,目前在 EJB 组件监控研究领域,最常用的一种监控方式是非侵入式监控[20],但绝大多数研究集中在对代码层进行监控,即监控函数间的调用关系,文献[21-22]提出了 Java 组件级监控框架,但缺少具体且行之有效的监控方法。

基于此,本文提出了一种基于非侵入式监控的面向可靠性预计的运行时行为模型构造方法。基于 Java 开发平台,在运行时体系结构模型的基础上,通过获取组件间动态交互信息,确定监控对象,声明监控方法中的代理 Bean、监控 Bean 及代理 Bean 与监控 Bean 的接口。基于模型构造算法实现对运行时行为模型的建立,并基于开源软件 Rainbow-znn 对方法进行验证,实现了在模型层对软件可靠性进行预计的目标。

1　方法概述

1.1　运行时行为模型与可靠性预计的关系

基于运行时行为模型进行软件可靠性预计的方法在很大程度上借鉴了传统的基于体系结构的软件可靠性预计方法的原理,但所依据的关键信息和针对的对象都从静态信息转化为了运行时需要获取的动态信息,即通过技术手段和方法获取软件运行时刻的各种结构和行为信息,这也是该方法的特点和难点所在。

传统的基于体系结构的软件可靠性预计方法可以概括为 4 个步骤[3]:

1)基于软件需求规范和设计说明,识别软件子系统/系统的体系结构风格,并构造相应的子系统/系统的软件体系结构模型。

2)基于构造的软件体系结构模型,转化或构造状态模型(或视图),并计算或取得每个状态的可靠度值和状态之间的转移概率信息。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3）将所有的子系统状态模型（或视图）合成整个系统的全局状态模型（或视图）。

4）构造转移矩阵，基于系统的全局状态模型（或视图）计算得到系统的可靠性。

基于运行时行为模型的软件可靠性预计方法的思路如下：

1）构造软件运行时体系结构模型，该体系结构模型与目标软件之间具有因果关联，即当目标系统发生变化时，运行时行为模型也随之发生变化；当运行时行为模型发生变化时，模型层的变化也会被作用到系统使得系统产生变化。

2）构造软件运行时行为模型，该行为模型体现的是在运行中组件与组件之间的交互关系和概率转移信息，无论是交互关系还是转移概率，都将对可靠性预计结果产生影响。

3）基于适应策略与根据软件运行中环境的变化，驱动运行时体系结构模型和行为模型发生变化，并推测出面向可靠性预计的运行时行为模型。

4）对面向可靠性预计的运行时行为模型进行可靠性信息扩展，扩展的内容包括组件的可靠度等。

5）将面向预计的可靠性扩展模型转换为马尔可夫分析模型，基于马尔可夫分析模型对软件整体可靠性水平进行预测。

显然，提出的运行时行为模型的构造主要应用在本文方法中的步骤 2 和步骤 3，是面向可靠性预计的软件运行时模型构造的组成部分，为软件可靠性预计提供软件运行时组件与组件之间的动态交互关系和状态之间的转移概率信息。这些是构造转移矩阵所必须的信息，也是进行可靠性定量计算的必要条件。相比而言，传统可靠性预计方法中的转移概率信息常常借助于相似产品或专家经验，导致与实际运行系统之间存在差异，因此，会对软件可靠性预计结果的精度产生较大影响。

1.2 方法的适用对象和进入条件

运行时行为模型构造的基础是 Java 的反射机制，因此，本文方法适用的监控对象是基于 Java 平台开发构造的软件系统。Rainbow 是由卡内基梅隆大学软件工程研究所设计实现的一个 Java 扩展框架。通过该框架可以直接获得与自适应软件具有因果联系的运行时体系结构模型，借助 Rainbow 的运行时体系结构模型快照机制得到需要监控的对象，即本文自适应调整方法与 Rainbow 框架生成的运行时体系结构模型中组件相对应的 EJB 组件。

在当前阶段运行时体系结构模型的基础上，构造一个能描述当前阶段组件静态结构和动态行为的运行时行为模型，该模型包含如下动态信息：组件间的调用关系、调用次数和调用时序。

1.3 方法流程

步骤 1 通过 Rainbow 框架直接获得当前阶段的运行时体系结构模型。

步骤 2 根据运行时体系结构模型确定监控对象。

步骤 3 声明监控方法中的代理 Bean，代理 Bean 与应用程序 Bean 对应且具有相同的远程接口。

步骤 4 声明监控方法中的监控 Bean，实现对组件动态调用信息的提取。其中，组件动态调用信息包括组件间的调用关系、调用次数和调用时序。

步骤 5 基于步骤 3 和步骤 4 中建立的代理 Bean 和监控 Bean，声明代理 Bean 和监控 Bean 的接口。

步骤 6 基于模型构造算法实现对运行时行为模型的构造。

2 方法的关键步骤

2.1 根据运行时体系结构模型确定监控对象

在 Rainbow 框架中，模型管理器维护的运行时体系结构中的每个组件都有与之对应的系统元素，这意味着由 Rainbow 生成的运行时体系结构模型中每个组件的名称和文件地址都与系统（被控对象）中的元素的名称和文件地址相同。由于 Rainbow 是一个基于 J2EE 的扩展框架，可以认为每个运行时体系结构的组件都有一个 EJB 组件与之对应。因此，本文方法的监控对象是运行时体系结构模型中的组件所对应的 EJB 组件。

首先，利用 Java 的反射机制，在 EJB 容器中生成一个代理 Bean 和一个监控 Bean。然后，通过监控 Bean 收集代理 Bean 所对应的应用程序 Bean 与客户端之间的方法调用、消息转发、事务处理等调用信息。最后，将监控信息用一个 XML 格式的文件进行记录并保存。该监控方法主要包含以下 3 步：①声明代理 Bean；②声明监控 Bean；③基于 XML 给出客户端和应用程序 Bean 的接口描述。该方法的顺序图如图 1 所示。

2.2 声明监控方法中的代理 Bean

代理 Bean 与应用程序 Bean 一一对应，且与应用程序 Bean 具有相同的远程接口，使用相同的标识接收客户端的调用，并将调用信息转发给监控 Bean。代理 Bean 的生成可以利用 Java 自身提

北航学报 赠阅

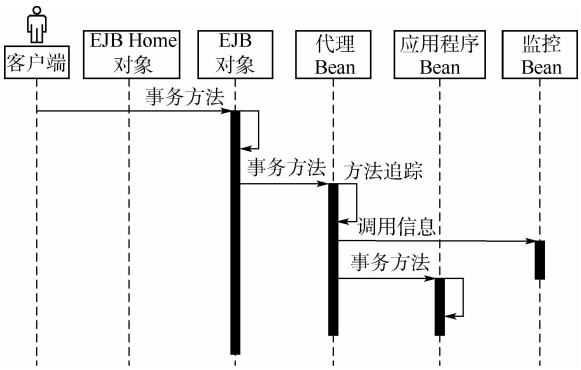


图 1　代理 Bean 和监控 Bean 获取组件运行时信息的顺序图

Fig. 1　Sequence diagram of proxy Bean and monitoring Bean achieving runtime component information

供的反射机制,声明一个与应用程序 Bean 具有相同方法的 Bean,具体的声明可以基于 XML 或者 JAVAConfig 的方式进行。

其中,EJB 是存在于逻辑应用服务环境中的 Java 对象,这一服务环境为 EJB 组件提供所需要的服务资源,如数据库的事务上下文、消息传递等。得益于这些服务,EJB 组件可以通过 XML 文件的描述符进行声明,并在部署时使用这些描述符来生成 EJB 对象的包装类(Wrapper 类),客户端将用这些包装类的对象代替实际的组件对象。客户端访问一个 EJB 对具体过程如图 2 所示。

在图 2 中,一个 EJB 容器由一个 EJB Home 对象、一个 EJB 对象和一个真实 Bean 构成。当客户端访问 EJB 时,客户端将请求 EJB Home 对象创建一个 EJB 对象,使得客户端可以访问真实 Bean 向客户端提供的公共方法(public method)。

EJB Home 对象在收到请求后创建的 EJB 对象并不是真实 Bean,而是一个服务器生成的对象,其充当客户端和真实 Bean 之间的代理。这一代理,即 EJB 对象,可以为 EJB 组件提供其他服务,如事务处理,EJB 对象拥有真实 Bean 的所有公共方法,并将客户端的请求委托给真实 Bean。

当客户端接收到新创建的 EJB 对象的引用(reference)后,就可以使用真实 Bean 所有的公共方法。由于客户端并不直接访问真实 Bean,实际上客户端是在 EJB 容器生成的 EJB 对象上调用其所需要的方法。

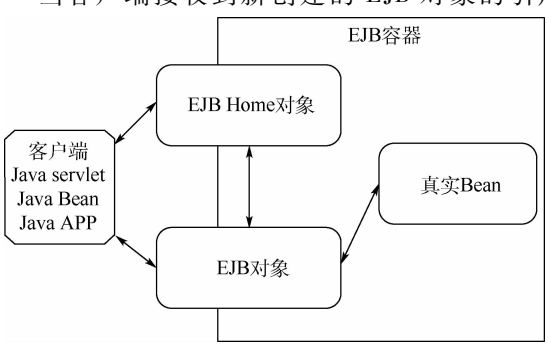


图 2　客户端访问 EJB 过程

Fig. 2　Process diagram of client accessing EJB

EJB 对象将所有的方法调用转发给真实 Bean,真实 Bean 将执行所需的操作和结果返回给 EJB 对象,之后 EJB 对象将结果返回给客户端。由于 EJB 对象为真实 Bean 提供了大量的服务,EJB 对象除了转发方法调用这一功能外,还可以为真实 Bean 提供其他额外的服务。例如,EJB 对象可以验证客户端是否有调用特定方法的权限,此外,还可以生成一个事务并在事务的上下文中调用所需的方法。需要注意的是,所有这些额外的服务对于客户端而言都是透明的,不需要开发人员额外地编写任何代码。

2.3　声明监控方法中的监控 Bean

声明监控方法中的监控 Bean 用来实现对组件动态调用信息的提取。监控 Bean 的作用主要包含以下 2 个方面:①通过 get 方法获取代理 Bean 中的信息;②根据监控的需求对获取到的信息进行处理。组件间的调用可能存在并发和选择(或顺序)关系,这一关系只将对可靠性预计的结果产生影响,因此,需要在监控过程中明确组件在调用过程中是否存在并发关系。

需要提取的信息包括组件间的调用关系、调用次数和调用时序。

1)组件调用关系的获取方法

组件间的调用关系定义的具体格式为:ECS = 〈caller, callee, &〉。其中,caller 为发起调用的 EJB 组件,callee 为被调用的组件,“&”表示调用关系,且其可以具体描述为 caller→callee。ECS 的具体实现可通过实时监控获得,每当监控到组件调用发生时,在组件间调用序列中添加一行,记录该调用对,每行的格式为“主调组件 被调用组件”,得到的序列可以用 ECS. XML 文件保存。

2)组件调用次数的获取方法

ECT(EJB calling times)是存储组件间调用次数的列表,其格式为 ECT = 〈caller, callee, times〉。EJB 组件的调用次数可通过对 ECS. XML 文件进行扫描获取,具体方法为:对所有组件调用次数列表中的第 1 列 caller 取值为 A 的调用对进行统计,即可算出 EJB 组件 A 在该阶段内调用其他 EJB 组件的总次数。同理,将所有第 2 列 callee 取值为 B 的调用对进行统计,即可算出 EJB 组件 B 在该阶段被其他 EJB 组件调用的总次数。将所有 caller 为 A 且 callee 为 B 的调用对进行统计,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

即可获得组件 A 调用组件 B 的总次数。

3）组件间调用的时间戳获取方法

通过记录每个组件的调用时间戳，即被调用的时间及调用结束的时间可以实现对组件调用过程中是否存在并发的判定。

组件调用时间戳是一个二元组$\langle T_{start}, T_{end}\rangle$，其中，$T_{start}$为发起调用的时刻，$T_{end}$为调用的结束时刻。

当组件 A 调用组件 B 时，简单记为 A→B，则T_{start}可以表示为$T(A\rightarrow B)_{start}$，$T_{end}$可以表示为$T(A\rightarrow B, B!\ A)_{end}$，其中 B! A 表示组件 A 的接口与组件 B 的接口进行解绑，即组件 B 执行完毕。

对于组件调用过程中是否存在并发的判断，可以采用以下方式实现：当组件 A 调用组件 B 时，记录其发起调用的时间T_{start}，当组件 B 执行完毕后，即组件 B 的接口与组件 A 的接口进行解绑时，记录调用的结束时间T_{end}。同理，可以记录组件 A 与组件 C 之间的调用开始时间与结束时间。如果组件 A 在调用组件 B 的同时又调用组件 C，在时间上满足式(1)，该式中“>”表示晚于，那么便可认为组件 B、C 之间存在并发关系。

$$T(A\rightarrow B, B!A)_{end} > T(A\rightarrow C)_{start} \tag{1}$$

为方便实时地记录数据，采用如下原始数据格式对组件调用的时间戳进行记录：原始数据的每一行表示一次组件调用的开始或结束，每一行包含 3 列，第 1 列为组件名称，第 2 列为组件进入或退出标识（即该组件被开始调用或结束调用的标识），第 3 列表示开始调用或结束调用的时间戳。通过对这一原始文件进行分析，可以判断出组件间调用是否存在并发关系。

2.4 基于 XML 声明代理 Bean 和监控 Bean 的接口

EJB 组件在交互过程中通过接口方式进行方法调用、消息转发和事务处理等操作，因此，需要对代理 Bean 和监控 Bean 之间的接口进行声明，以实现监控 Bean 获取代理 Bean 的调用信息并规范相应的数据格式。EJB 组件间的调用存在发起调用和被调用 2 种形式，因此，接口说明分为组件发起调用的 XML 描述和组件被调用的 XML 描述。XML 文件的关键字及说明如表 1 所示。

组件发起调用的行为可以看作该组件对外发起请求的过程。组件在发起调用请求时，需要声明调用的组件名称及所需要的类、方法、返回值、参数、事件等一系列信息，进而通过 EJB 容器中管理模块的相关规则查找符合要求的被调用组件，并与被调用组件进行交互，最终完成调用过程。

表 1 XML 文件的关键字及说明

Table 1 Keywords and statements for XML file

关键字	说明
InvokeInformation	调用信息
ComponentName	发起调用的组件名称
ClassName	类的名称或接口的名称
MethodName	方法名称
ReturnType	返回类型
ParameterType	参数类型
EventName	事件名称

当组件被调用时，可以看作该组件向外提供服务的过程，需要提供自身的方法、功能、返回类型、参数类型等一系列信息。当功能或业务流程需要调用该组件时，可以通过上述信息与其他组件进行交互，从而完成调用。

3 模型构造算法

模型构造算法的核心是：通过运行时监控收集到的组件调用序列和原始组件调用时间戳列表，构造组件调用的邻接矩阵。其输入、输出和基本步骤如下：

1）算法的输入

① 组件调用序列。序列中从第 1 行至最后 1 行按顺序记录组件间的调用。

② 原始组件调用时间戳列表。列表中从第 1 行至最后 1 行按顺序记录组件的一次被调用，其中每一行包含 3 列，第 1 列为组件名称，第 2 列为标识符，取值为 IN 和 OUT，分别表示该组件被调用、该组件结束被调用，第 3 列为组件开始或结束调用的时间。

2）算法的输出

输出为邻接矩阵形式的组件调用模型。其中，矩阵中第 i 行第 j 列的取值表示运行时组件 i 调用组件 j 的次数，当取值为负时，表示组件 i 调用组件 j 时存在其他并发调用。

3）算法的基本步骤

① 初始化一个空的调用堆栈 stack 和临时堆栈 tmpStack。

② 将原始组件调用时间戳列表中的第 1 个组件名称保存在变量 preComp 中。

③ 对于时间戳列表中的每一行：

a. 将该行第 1 列存入变量 compName。

b. 将该行第 2 列存入变量 notation。

c. 如果 notation 为 IN：首先，将 compName 压入堆栈 stack。随后，进行判断。如果邻接矩阵存

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在某一行名称与 compName 相同,则将 preComp 行、compName 列的取值加 1。否则,在邻接矩阵中添加一行和一列,名称为 compName,并将 preComp 行、compName 列的取值初始化为 0。

d. 如果 notation 为 OUT:首先,读取 stack 堆栈顶部元素,并进行判断。如果栈顶元素名称为 compName,首先,从堆栈 stack 中弹出该栈顶元素,随后,若 tmpStack 中存在元素,则依次弹出并压入堆栈 stack 中。否则,意味着 compName 组件被调用结束前已有其他组件被并发调用了,此时,首先,将邻接矩阵 preComp 行、栈顶元素名称列的元素及 preComp 行、compName 列的元素置为负数,然后,将 stack 栈顶元素弹出,并压入 tmpStack 中,随后,读取堆栈 stack 栈顶元素,继续上述判断,将堆栈 stack 顶部剩下的第 1 个元素存入变量 preComp。

基于上述思路,运行时行为模型构造算法的伪代码如下:

输入:组件的调用顺序 list,每一行的格式为:Caller:Callee;原始调用时间戳列表 timeList,每一行格式为:ComponentName:IN/OUT:TimeStamp。

输出:组件调用的邻接矩阵 invMat。

```
1 初始化空堆栈 stackInv 和 tmpStack
2   preComp←list 中第 1 个元素的第 1 列
3 foreach line in list do
4      compName←第 1 列 line
5      notation←第 2 列 line
6 if notation = 'IN' then
7      压入 compName 到 stackInv
8      if invMat 列包含 compName then
9        将 preComp 行、compName 列的取值加 1
10           end
11     else
12           在邻接矩阵 invMat 中添加一行和一列,命名 compName
13           设置 preComp 行,compName 列初始值为 0
14           end
15     preComp←compName
16     end
17     if notation = 'OUT' then
18     topElement←弹出 stackInv 顶部的元素
19     if topElement = compName then
20       弹出 tmpStack 中的每个元素并将其推到 stackInv
21           end
22     else
23           设置 preComp 行、compName 列为负值
24           设置 preComp 行、topElement 列为负值
25           压入 topElement 到 tmpStack
26           Return to 18
27           end
28     preComp←留在 stackInv 顶部的元素
29   end
30 end
```

4　实验与分析

4.1　实验目的

本文提出了方法的基本原型,因此实验目的是验证方法的可行性,即能否基于 Java 开发平台通过非侵入式监控技术得到与预期监控目标相对应的监控数据,能否通过模型构造算法得到预期的运行时行为模型。

4.2　实验对象与实验环境搭建

选取 Rainbow-znn[23] 作为实例验证对象。Rainbow-znn 是自适应软件领域被广泛应用的一个研究对象,研究者基于 Rainbow 框架实现了 znn.com 的自适应。

实验环境为:Apache-2.2.16、Ubuntu19.04、运行环境监控工具 Hyperic-Sigar、JDK1.8、用户访问模拟工具 Jmeter-2.5.1、znn.com 提供的相关工具包、Eclipse SDK 集成开发环境及 mysql-5.5.25。

基于下载的 znn.com 安装包及 Rainbow 框架配置说明文档和文献[23],实现对 Rainbow-znn 的部署。如图 3 所示,本文实验准备了 7 个计算节点,所有计算节点均部署了 Eclipse 4.5 和 Rainbow 框架。

具体部署过程如下:

1)在计算节点 4 ~ 7 上分别部署了 Web1 ~ Web4 服务及 Apache-2.2.16,使其能够模拟 znn.com 中的服务池 service1 ~ service4。

2)在计算节点 3 上部署了 znnmaster 服务(Rainbow-znn 的服务器),运行环境监控工具 Hyperic-Sigar 和 COMPAS J2EE 框架。

3)在计算节点 2 上部署了由 znn.com 安装包中 install-lb.sh 所提供的 distributor-0.7 软件以实现 znn.com 的负载均衡 znndist 服务。

4)在计算节点 1 上部署了 znnclient 服务,以模拟 znn.com 的客户端,此外,还在该节点上部署了 Jmeter-2.5.1,以模拟用户对 znn.com 的

北航学报 赠阅

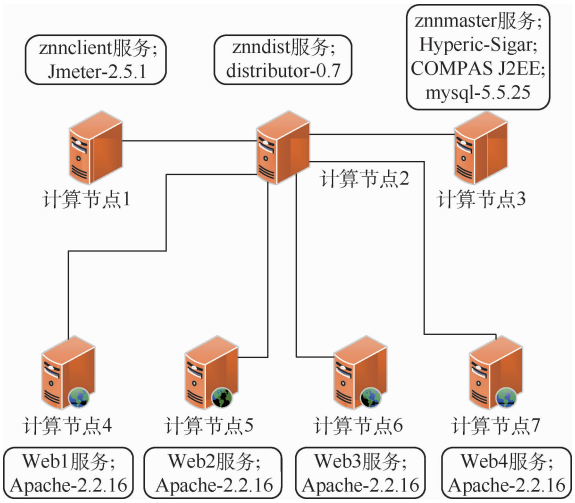


图 3 实验环境部署

Fig. 3 Deployment of experimental environment

访问。

4.3 实验过程

1）通过 Rainbow 和 znnmaster 的控制台启动 znn. com 运行。

2）启动 Jmeter-2. 5. 1 模拟客户端的用户访问，根据文献[23]、类似系统及一些技术交流网站(github、CSDN 等)提供的客户端模拟脚本，编写了用于模拟 znn. com 客户端发送服务请求的脚本。

3）在 znn. com 运行之后，通过在 znn. com 控制台输入“show-znn sh-configuration”的命令，记录规定时间内的运行信息。

```
Path number = 61
{
  {type=EJB, name=znnClientEJB, method=processEvent, timestamp=1600737[illegible]}
      {type=relation, callerName=znnClientEJB, callerMethod=processEvent, calleeName=znnDistEJB, calleeMethod=setRequest}
  {type=EJB, name=znnDistEJB, method=setRequest, timestamp=1600737[illegible]}
      {type=relation, callerName=znnDistEJB, callerMethod=setRequest, calleeName=webservice1EJB, calleeMethod=getMessage}
  {type=EJB, name=webservice1EJB, method=getMessage, timestamp=1600737707516173}
      {type=relation, callerName=webservice1EJB, callerMethod=getMessage, calleeName=znndbEJB, calleeMethod=getDatabase}
  {type=EJB, name=znndbEJB, method=getDatabase, timestamp=1600737707518250}
}

Path number = 62
```

图 5 部分监控信息记录

Fig. 5 Record of partial monitoring information

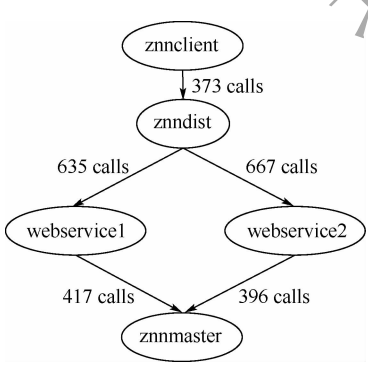


图 6 未标注转移模式的运行时行为模型

Fig. 6 Runtime behavior model without transition mode marked

4.4 实验结果

通过 Rainbow 提供的运行时体系结构模型快照机制，获取运行时体系结构模型，如图 4 所示。

通过该模型，首先，可以确定需要监控的对象为 znnclientEJB、znndistEJB、webservice1EJB、webservice2EJB 和 znnmasterEJB。然后，利用集成了监控方法的 COMPAS J2EE，对上述组件进行运行时监控，通过在 COMPAS J2EE 中定义监控组件，将监控信息记录到 ECS. XML 文件中，如图 5 所示。

通过生成算法，利用建模工具 Graphviz 得到运行的行为模型，如图 6 所示。

进一步地，对图 6 中组件转移模式进行标注。通过对时间戳信息进行分析可知，负载均衡组件向 Web1 组件和 Web2 组件间的转移模式为并发转移模式。标注了转移模式的运行时行为模型如图 7所示。

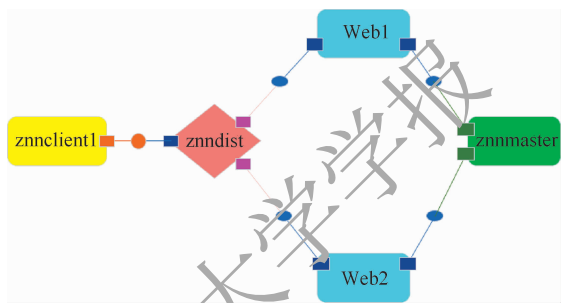


图 4 运行时体系结构快照

Fig. 4 Runtime architecture snapshot of rainbow-znn

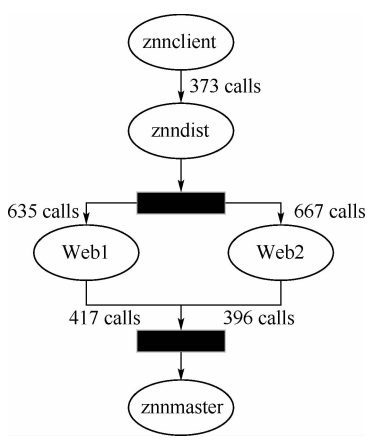


图 7 标注了转移模式的运行时行为模型

Fig. 7 Runtime behavior model with transition mode marked

北航学报 赠阅

由图 7 得到 Rainbow-znn 软件的所有组成构件、构件的拓扑结构、构件之间的转移模式、构件的调用关系和次数,通过调用关系和次数能够计算得到构件之间的转移概率,这些信息是进行软件运行时可靠性预计的必要条件。

5　结　论

为实现基于运行时行为模型进行软件可靠性预计的目标,以 Java 开发平台为基础,本文提出了一种基于非侵入式监控的组件动态交互信息提取方法,为运行时行为模型的构造提供了结构和参数基础,实现了在运行时体系结构模型基础上的运行时行为模型的获取,并基于 Rainbow-znn 软件进行了实例应用,验证了所提方法的可行性。主要结论如下:

1) 在 Rainbow 平台提供的运行时体系结构的基础上,通过非侵入式监控,基于 EJB 技术特性,定制监控对象的代理 Bean 和监控 Bean。

2) 获取组件间的邻接矩阵信息,并通过记录组件间调用的时间戳,实现对组件在调用过程中是否存在并发关系的判定,这些均为软件运行时可靠性预计提供了必要信息。

参考文献(References)

[1] PARNAS D. The influence of software structure on reliability [J]. ACM SIGPLAN Notices, 1975, 10(6): 358-362.

[2] SHOOMAN M L. Structural models for software reliability prediction[C]// Proceedings of the 2nd International Conference on Software Engineering. Piscataway: IEEE Press, 1976: 268-280.

[3] LITTLEWOOD B. A reliability model for systems with Markov structure[J]. Journal of the Royal Statistical Society Series C (Applied Statistics), 1975, 24(2): 172-177.

[4] CHEUNG R C. A user-oriented software reliability model[J]. IEEE Transactions on Software Engineering, 1980, 6(2): 118-125.

[5] KUBAT P. Assessing reliability of modular software[J]. Operations Research Letters, 1989, 8(1): 35-41.

[6] KRISHNAMURTHY S, MATHUR A P. On the estimation of reliability of a software system using reliabilities of its components [C]// Proceedings of the 8th International Symposium on Software Reliability Engineering. Piscataway: IEEE Press, 1997: 146-153.

[7] YACOUB S, CUKIC B, AMMAR H. A scenario-based reliability analysis approach for component-based software [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2004, 53(4): 465-480.

[8] YACOUB S, AMMAR H. A methodology for architecture-level reliability risk analysis[J]. IEEE Transactions on Software Engineering, 2002, 28(6): 529-547.

[9] HEINRICH R. Architectural run-time models for performance and privacy analysis in dynamic cloud applications[J]. Performance Evaluation Review, 2016, 43(4): 13-22.

[10] OREIZY P, MEDVIDOVIC N, TAYLOR R N. Architecture-based runtime software evolution[C]// Proceedings of the 20th International Conference on Software Engineering. Piscataway: IEEE Press, 1998: 177-186.

[11] BLAIR G, BENCOMO N, FRANCE B. Models@ run. time[J]. Computer, 2009, 42(10): 22-27.

[12] HEINRICH R, JUNG R, SCHMIEDERS E, et al. Architectural run-time models for operator-in-the-loop adaptation of cloud applications[C]// 2015 IEEE 9th Symposium on the Maintenance and Evolution of Service-Oriented and Cloud-based Environments. Piscataway: IEEE Press, 2015: 36-40.

[13] 黄罡,梅宏,杨芙清,等. 基于软件体系结构的反射式中间件研究[J]. 软件学报,2003,14(11):1819-1826.
HUANG G, MEI H, YANG F Q, et al. Research on architecture-based reflective middleware[J]. Journal of Software, 2003, 14(11): 1819-1826(in Chinese).

[14] LEMOS R D, GIESE H, MÜLLER H A, et al. Software engineering for self-adaptive systems: A second research roadmap [M]. Berlin: Springer, 2013: 1-32.

[15] SZVETITS M, ZDUN U. Systematic literature review of the objectives, techniques, kinds, and architectures of models at runtime[J]. Software & Systems Modeling, 2016, 15(1): 31-69.

[16] LEHMANN G, BLUMENDORF M, TROLL'AIN F, et al. Meta-modeling runtime models[C]// Proceedings of the 2010 International Conference on Models in Software Engineering. Berlin: Springer, 2010: 209-223.

[17] BENCOMO N, FRANCE R, CHENG B, et al. Models@ run. time: Foundations, applications, and roadmaps [M]. Berlin: Springer, 2014: 47-100.

[18] HUANG A, GARLAN D, SCHMERL B. Rainbow: Architecture-based self-adaptation with reusable infrastructure[C]// Proceedings of the 1st International Conference on Autonomic Computing. Piscataway: IEEE Press, 2004: 46-55.

[19] 宋晖,黄罡,武义涵,等. 运行时软件体系结构的建模与维护[J]. 软件学报,2013,24(8):1731-1745.
SONG H, HUANG G, WU Y H, et al. Modeling and maintaining runtime software architectures[J]. Journal of Software, 2013, 24(8): 1731-1745(in Chinese).

[20] BUŔ M, SZILÁGVI G, VÖRÖS A, et al. Distributed graph queries for runtime monitoring of cyber-physical systems[C]// International Conference on Fundamental Approaches to Software Engineering. Berlin: Springer, 2018: 111-128.

[21] MOS A, MURPHY J. Performance management in component-oriented systems using a model driven architecture approach [C]// Proceedings of the 6th International Enterprise Distributed Object Computing Conference. Piscataway: IEEE Press, 2002: 227-237.

[22] MOS A, MURPHY J. Performance monitoring of Java component-oriented distributed applications[C]// 9th International Conference on Software, Telecommunication & Computer Networks. Piscataway: IEEE Press, 2001: 123-129.

[23] CHENG S W. Rainbow: Cost-effective software architecture-based self-adaptation[D]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2008.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Construction method of software runtime behavior model for reliability prediction

LI Qiuying[1,2,*], LU Minyan[1,2], GU Tingyang[1,2]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. National Defense Key Laboratory on Reliability & Environmental Engineering, Beijing 100086, China)

Abstract: Runtime behavior model construction is a component of software runtime model construction oriented to reliability prediction. It provides runtime component-to-component dynamic interaction relationship and state transition probability information for software reliability prediction. Based on Java development platform, a construction method of software runtime behavior model based on non-intrusive monitoring is proposed, including the following steps: obtaining the current runtime architecture model; determining the monitoring objects according to the runtime architecture model; declaring the proxy Bean in the monitoring method; declaring the monitoring Bean to realize the extraction of the dynamic component interaction information; declaring the interface between the proxy Bean and the monitoring Bean; based on the construction algorithm, the runtime behavior model is constructed. Finally, based on the Rainbow-znn software, an example is carried out, which verified the feasibility of this method.

Keywords: software reliability; non-intrusive monitoring; runtime behavior model; dynamic component interaction information; runtime architecture model

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-04; **Accepted**: 2021-04-02; **Published online**: 2021-04-09 13:54
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210409.1146.001.html
Foundation item: National Defense Key Laboratory Support Program (WDZC2019601A303)
* **Corresponding author**. E-mail: li_qiuying@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0658

全下文载

Android 恶意 APP 多视角家族分类方法

郝靖伟[1], 罗森林[1], 张寒青[1], 杨鹏[2,*], 潘丽敏[1]
(1. 北京理工大学 信息与电子学院, 北京 100081; 2. 国家计算机网络应急技术处理协调中心, 北京 100029)

摘 要: 针对现有 Android 恶意软件家族分类方法特征构建完备性不足、构建视角单质化等问题,提出了一种多视角特征规整的卷积神经网络(CNN)恶意 APP 家族分类方法。该方法结合 MinHash 算法。将软件中 Android 框架系统 API 操作码序列、AndroidManifest.xml 文件中的权限和 Intent 组合 3 个视角的原始特征在保留 API 间相似度情况下进行规整,并利用多路卷积神经网络完成对各视图的特征提取和信息融合,构建一套恶意 APP 家族分类模型。基于公开数据集Drebin、Genome、AMD 的实验结果表明:恶意 APP 家族分类准确率超过 0.96,证明了所提方法能够充分挖掘各视角的行为特征信息,能有效利用多视角特征间的异构特性,具有较强的实用价值。

关 键 词: Android 恶意软件; 家族分类; 多视角特征; 行为语义; 卷积神经网络(CNN)
中图分类号: V219; TP317
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0795-10

移动互联网的不断发展使 Android 设备成为了人们生活中不可或缺的工具,伴随而来的恶意应用(APP)对用户信息安全构成了严重威胁。此外,Android 恶意软件数量爆发式增长和持续进化升级给恶意软件分析技术带来了巨大的挑战。因此,研究高效能 APP 行为表示方法,实现对日益复杂的恶意 APP 检测和家族分类对维护网络空间安全具有重要的意义和价值。

Android 恶意软件家族的分类方法可以分为监督学习方法和无监督聚类方法。监督学习方法通过提取具有代表性的恶意软件特征并结合分类算法来完成恶意软件的分类;无监督聚类方法主要通过提取和恶意家族软件强相关的特征,选择恶意家族里具有代表性的样本,计算新样本和已有软件家族的相似度完成恶意软件的分类[1-4]。Suarez-Tangil 等[5]提出了 Dendroid 方法,根据代码结构对不同软件家族进行分析以完成家族分类,但是字节结构级别的转换很容易混淆代码结构,导致提取的特征失效,从而使分类准确率降低。Fan 等[6]提出了一种基于频繁子图分析的恶意家族分类方法,通过社区检测算法分析已知恶意软件共有的函数调用图,并将得到的频繁子图作为特征,训练分类器完成分类,该方法构建过程繁复,且同样无法保证频繁子图的完备性。Joshua 等[7]提取了 Android 系统 API、反射特性及 native 二进制文件特征,结合机器学习方法完成家族分类,该方法仅依靠经验选取代表性结构化特征,其完备性同样难以保证,并且分类方法缺乏对特征异构特性的有效利用。Zhang 等[8]提出了一种基于 Opcode 的 N-gram 特征和在线学习的恶意家族分类方法,具有良好的拓展性,但是该方法仅依赖 Opcode 序列,鲁棒性不足。Pektas 和 Acarman[9]将嵌入的高维度 API 调用图进行了缩放和归一化处理,虽然有利于模型分类,但是该方法仅针对 API 序列,且更关注局部特征相似性,可解释性不高。

收稿日期: 2020-11-25; **录用日期**: 2020-12-25; **网络出版时间**: 2021-02-26 10:26
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210225.1812.001.html
基金项目: 国家 242 信息安全计划 (2019A012); 工信部 2020 年信息安全软件项目 (CEIEC-2020-ZM02-0134)
* **通信作者**. E-mail: yp@cert.org.cn

引用格式: 郝靖伟, 罗森林, 张寒青, 等. Android 恶意 APP 多视角家族分类方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 795-804. HAO J W, LUO S L, ZHANG H Q, et al. Android malicious APP multi-view family classification method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 795-804 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

现有恶意家族分类方法的思路主要是通过特征工程方法,筛选出与恶意行为相关的敏感元素,将其结构化并结合机器学习方法完成对恶意家族的分类。其主要存在如下 2 个问题:①有效特征构建完备性不足。同一个恶意软件家族在不断进化和发展,部分敏感操作在正常组件中也会出现,因此,通过特征工程方式提取恶意软件中具有代表性的恶意元素的研究思路在机制上存在特征构建不完备性缺陷。②现有的多数方法特征构建视角单一、同质化严重,已有的方法往往仅从 API 调用、Opcode 等单一角度分析和提取软件的敏感元素,无法充分利用现有安装包数据多源异构特性,导致其分类准确率不高。

针对上述问题,本文提出了一种基于多视图卷积神经网络(CNN)的恶意软件家族分类方法。首先,分别提取 Android 框架中 API[10-11]、smali 语言操作码序列 Tri-gram 特征及 AndroidManifest.xml(MF)文件中全部权限和 Intent 组合特征作为软件原始的语义特征集。然后,结合 MinHash 算法[12-14]分别将上述 3 种特征集合在保留其样本相似度的情况下进行可视化特征规整。最后,针对得到的 3 类具有异构特性的特征图设计了一种多路 CNN 进行特征提取和异构特征信息融合,完成对恶意软件家族的分类。

1 算法原理

1.1 方法框架

本文方法的原理框架如图 1 所示。首先,通过解压缩和反编译得到 APK 的 smali 源码和 AndroidManifest.xml 文件。然后,分别从 OP 视角(Opcode 序列)、API 视角及 MF 视角 3 个视角提取特征集合,并结合 MinHash 算法对特征集进行维度规整处理。通过可视化操作将规整后的特征集合转换为 RGB 通道的图片格式。最后,设计了一套多路 CNN 对多视角的特征进行特征提取和信息融合,完成对恶意家族的分类。具体地,本文方法原理框架分为如下 5 个子模块:

1)预处理。部分恶意程序存在加壳或者混淆保护时,需通过动态调试技术对加壳文件进行脱壳脱密处理,再使用 Androguard 工具对 Android APK 文件进行解压缩和反编译以获得 smali 源码和 AndroidManifest.xml 文件。

2)特征集提取。旨在对预处理得到的原始数据集进行多视角特征集构建。API 视角上,相对比使用筛选出的敏感 API 特征,本文方法无差别使用系统 API 作为特征。在 MF 视角上,使用权限及 Intent 多级组合作为原始特征集。OP 视角上,使用 Opcode 操作码的 Tri-gram 特征形成特征集。

3)MinHash 签名。旨在对子模块 2 提取的特征进行维度转换。提取的语义特征集维度过高,MinHash 签名算法能在保留集合间相似度的同时将各视角的特征转换为同等维度特征图。

4)可视化处理。为了充分利用深度学习在图像处理上已有的技术优势,将 MinHash 算法处理后的特征值转换为图片,以便后续神经网络的处理。

5)多视角卷积神经网络。基于子模块 4 得到

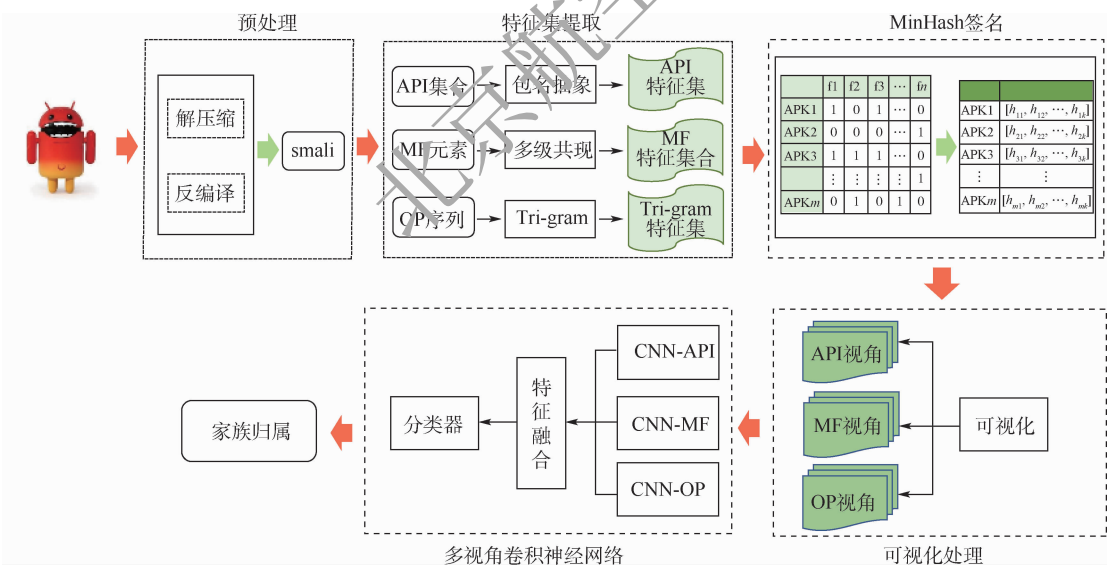


图 1 多视角特征规整的 CNN Android 恶意软件家族分类原理框架

Fig. 1 Principle framework of Android malware family classification method based on multi-view features regularization and convolutional neural network

北航学报 赠阅

的图片数据,设计了一种多路 CNN 对原始特征集进行特征提取、信息融合处理,完成对恶意软件家族的分类。

1.2　预处理

采用 Androguard 工具对原始的 APK 文件进行解压缩和反编译处理,得到 smali 源码及 AndoridManifest. xml 文件。smali 文件将作为 API 视角及 OP 视角的原始文件。AndoridManifest. xml 文件数据将作为后续权限组合及 Intent 组合相关特征提取的原始材料文件。

1.3　特征集提取

特征构建和提取是 Android 恶意软件家族分类准确率提升的核心环节。针对现有大多数方法存在有效特征构建完备性不足、特征考量视角单质化等问题,从 3 个层面全方位进行原始特征集构建。

1) API 视角特征构建

不同于传统方法只考虑部分敏感或者关键 API 的做法,本文方法不需要做任何特殊的特征工程工作来筛选对家族分类重要的 API 调用。将 Android 框架下全体系统函数计入统计范围,共计包含 11 970 个应用包。另外,考虑到具体 API 数量庞大,将 API 抽象为其包名,可以在不丢失 API 具体功能含义的条件下减少考虑的 API 数量。例如,Ljava/crypto/Cipher; getInstance 最终将表示为 Ljava/crypto/Cipher。

API 的提取是通过反编译得到的 smali 代码得到的。通过解析 smali 代码中包含的 invoke-virtual、invoke-direct、invoke-static 和 invoke-super 等 4 个指令的汇编代码得到所有的 API 调用。API 构建的特征集 S_{API} 表示如式(1)、式(2)所示,其中,p_m 表示计入统计的 API 项。

$$S_{\mathrm{API}} = \{p_1, p_2, \cdots, p_m\} \qquad m = 11\ 970 \tag{1}$$

$$p_m = \begin{cases} 1 & p_m \text{ 出现在 APK 源码中} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{2}$$

2) MF 视角特征构建

AndroidManifest. xml 文件具有丰富的能够表明 Android 软件行为的元素,以 Android7. 1. 2 版本为例,主要关注权限及系统组件定义的 Intent 元素。Android 是一种权限分离的操作系统,通过提供基于权限的访问控制机制来保证系统的安全性。如果应用想要进行特定的敏感操作,需要在 AndroidManifest. xml 文件中进行申明。因此,通过解析 AndroidManifest. xml 中的权限能够在一定程度上获知程序具有的系统操作及其行为意图。Android 应用程序由 Activity、service、broadcast receiver 及 content provider 四大组件组成。每一个组件都可以注册用于接收消息的元素,称之为 Intent,该元素可用于启动组件或向组件传递重要数据。因此,AndroidManifest. xml 文件中定义的 Intent 元素也蕴含着程序的行为意图。本文方法中用到系统自定义的常见 95 个权限,以及系统定义的 85 个 Intent,其具体信息如表 1 所示。

表 1　系统权限和系统自定义 Intent 信息

Table 1　System permissions and system customized Intent information

元素	数目	样例
系统权限	95	android. permission. ACCESS_NETWORK_STATEandroid. permission. CAMERA android. permission. ADD_SYSTEM_SERVICE android. permission. WRITE_CONTACTS android. permission. REBOOT ⋮
系统定义的 Intent	85	android. intent. category. BROWSABLE com. android. settings. APPLICATION_SETTINGS com. android. settings. WIFI_IP_SETTINGS android. intent. action. CALL android. intent. category. CAR_DOCK ⋮

为了增加特征的完备性,在 MF 视角的特征提取中加入了特征间的多级共现特征。该操作主要出于如下考虑:如果恶意家族具有盗取用户隐私信息的特征,其一般都需要获取信息后将信息通过网络发送至远程服务器。因此,该类家族需要同时有读取某类隐私信息和获取网络传输相关的权限,那么这 2 种权限同时出现的现象对恶意家族的分类也很重要。为了在特征信息完备性、泛化性能及计算代价之间取得平衡,采取统计系统权限和系统 Intent 的一级、二级、三级共现关系作为原始特征集。

由于系统权限和系统 Intent 的多级共现特征

北航学报 赠阅

提取方法一致,本文将以权限作为范例,以统一的数学形式阐述具体特征集的构建过程。

将所有计入统计的权限表示为集合 S_{all},如式(3)所示,其中,q_n 表示计入统计的权限项。

$$S_{all} = \{q_1, q_2, \cdots, q_n\} \tag{3}$$

第一级共现关系定义为软件包 AndroidManifest. xml 文件中出现的全部权限,包含用户自定义权限和系统权限 2 部分。自定义权限由于数量不定,直接将出现的权限加入特征集,在数学上表示为 S_0(系统 Intent 元素同上)。对于系统自定义的权限特征集 S_1',其具体表示如下:

$$S_1' = \{p_1, p_2, \cdots, p_m\} \quad p_m \in S_{all} \tag{4}$$

$$p_m = \begin{cases} 1 & p_m \text{ 出现在 MF 文件中} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{5}$$

综上,一级特征集为 $S_1 = S_1' \cup S_0$。

第二级共现关系定义为 2 个权限是否在 AndroidManifest. xml 文件中同时出现,该特征集合具体表示如下:

$$S_2 = \{p_1p_2, p_1p_3, \cdots, p_1p_m, \cdots, p_{m-1}p_m\}$$
$$p_m \in S_{all} \tag{6}$$

$$p_mq_n = \begin{cases} 1 & p_m \text{ 和 } q_n \text{ 均出现在 MF 文件中} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{7}$$

第三级共现关系定义为 3 个不同的权限是否均出现在 MF 文件中,该特征集合具体表示如下:

$$\boldsymbol{S}_3 = \{p_1p_2p_3, p_1p_2p_4, p_1p_2p_5, \cdots, p_{m-2}p_{m-1}p_m\}$$
$$p_m \in S_{all} \tag{8}$$

$$p_mq_np_k = \begin{cases} 1 & p_m、q_n、p_k \text{ 均出现在 MF 文件中} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{9}$$

权限组合特征最终表示为 3 级特征并集,表示为

$$S_{permission} = S_1 \cup S_2 \cup S_3 \tag{10}$$

同样的,特征构建方法可得到 Intent 的组合特征,MF 视角的特征集可以表示为

$$S_{MF} = S_{permission} \cup S_{intent} \tag{11}$$

3) OP 视角特征构建

smali 语言是一种 Android 专用的汇编语言,其构成形式与常见汇编代码一致,由操作数、操作码等组成。其操作码序列蕴含着丰富的语义信息,将 Opcode 序列视为应用软件行为的第三视角特征。

如果仅仅使用单个 Opcode 则结果过于简单,不同恶意软件系列之间的差异太小,无法反映特定恶意软件代码的特征;如果使用过长操作码序列作为原始特征集,则从不同恶意软件中提取序列差异性过大,无法体现不同恶意软件家族的普遍性。本文提出的 S_{OP} 特征集提取算法,smali 语言共有 256 种操作码,如果采用 Tri-gram 方法提取特征,则最多有 256×256×256 个不同的序列,该空间的大小对恶意软件代码表征相对合适。

算法 1 S_{OP} 特征集提取算法。

输入:smali 代码 C。

输出:特征集 S_{OP}。

```
ins_list = [ ]
  for i in C:
      ins_list <— ins_list + Opcode(i)
// Opcode( ) 表示提取汇编指令的操作码
  while i <= len(ins_list) - 3:
      S_OP <— S_OP + str(ins_list[i] + ins_list[i + 1] + ins_list[i + 2])
      i <— i + 1
返回:S_OP
```

综上,完成了对 APK 文件的行为特征构建。通过 API 视角特征提取、MF 视角特征提取及 Opcode特征提取可以得到 3 个视角层面的特征集 S_{MF}、S_{API}、S_{OP}。

1.4 MinHash 签名

各软件之间不同视角下的特征集数目各不相同且维度最大值不确定,导致其无法被常用的机器学习算法处理。为了对特征集的数据维度进行规整,同时最大程度保留原始特征集在家族分类任务中有效特征的完备性,采用 MinHash 算法对特征集进行维度规整处理。

在 MinHash 签名中,共设置了 128×128 = 16 384个不同的哈希函数,对于每一个样本其特征集为 S_{MF}、S_{API}、S_{OP}。通过随机种子设置哈希函数组,其表达形式如下:

$$\boldsymbol{S}_{hash} = \{\text{hash}_1, \text{hash}_2, \cdots, \text{hash}_n\}$$
$$n = 16\ 384 \tag{12}$$

3 个视角的特征集经过 MinHash 算法处理后,结果如下:

$$H_{API} = \text{MinHash}(S_{API}) = [\text{hash}_1(A = S_{API}), \text{hash}_2(A = S_{API}), \cdots, \text{hash}_n(A = S_{API})] \tag{13}$$

$$H_{MF} = \text{MinHash}(S_{MF}) = [\text{hash}_1(A = S_{MF}), \text{hash}_2(A = S_{MF}), \cdots, \text{hash}_n(A = S_{MF})] \tag{14}$$

$$H_{OP} = \text{MinHash}(S_{OP}) = [\text{hash}_1(A = S_{OP}), \text{hash}_2(A = S_{OP}), \cdots, \text{hash}_n(A = S_{OP})] \tag{15}$$

经过上述步骤,所有 APK 样本各视角的特征维度均转换为 128×128。MinHash 算法处理后,

北京航空航天大学学报

依然留存了软件特征之间的 Jaccard 相似度,实现了对原始特征集在家族分类任务上有效特征最大程度的保留。与有差别使用系统 API 相比,本文方法不过分关注某个样本且可以对特征维度进行拓展,使模型具备了更高的鲁棒性。

1.5　可视化处理

通过可视化操作将哈希签名值转变为 RGB 彩色图片数据,以便后续 CNN 进行特征提取和家族分类。主要思路是:将一个哈希值转换为 3 个 0 ~ 255 之间的像素值,并分属于红、绿、蓝通道。如果得到一个哈希值,先将该值转换为二进制;分别取该哈希值的 1 ~ 8 位、9 ~ 16 位、17 ~ 24 位的数据作为 R、G、B 三通道的像素值;将 3 个通道的数据合并保存为一张 RGB 彩图。图 2 为 plankton 家族中一个样本的 3 个视角的可视化效果。

1.6　多视角卷积神经网络

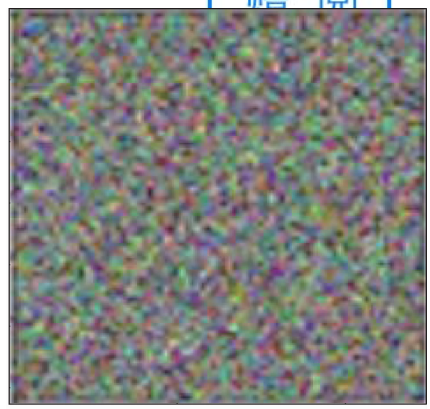
经过 1.5 节中可视化操作,每一个 APK 文件被转换成包含 OP 视角、API 视角及 MF 视角的 RGB 图片。鉴于 CNN 在图片处理上的优势,设计了一种包含 3 路 CNN 的深度学习模型。该神经网络的总体结构如图 3 所示。

该网络有 3 路 CNN,分别为 CNN-API、CNN-MF 及 CNN-OP。首先,每一路神经网络提取各自所属视角和恶意家族分类相关的语义特征,并在各路 CNN 之后将其展开为长度为 n 的相等一维向量;然后,将 3 路神经网络输出进行合并组成$3 \times n$ 的 2 维张量,通过平均池化获得 3 个视角融合之后的表示向量;最后,通过全连接层加上 Softmax 分类函数完成剩余的家族分类操作。神经网络使用的损失函数为常用的交叉熵,如下:

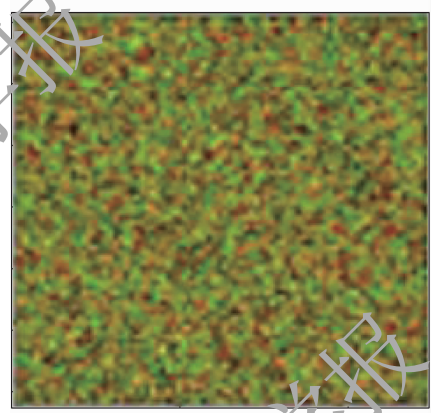
$$y = -\frac{1}{N}\sum_{i=0}^{N-1}\sum_{k=0}^{K-1} y_{i,k}\lg p_{i,k} \tag{15}$$

式中:N 为样本的个数;K 为恶意家族分类的类别;$y_{i,k}$为第 i 个样本预测为第 k 个标签的概率值;$p_{i,k}$为第 i 个样本预测为第 k 个类别的真实标签。

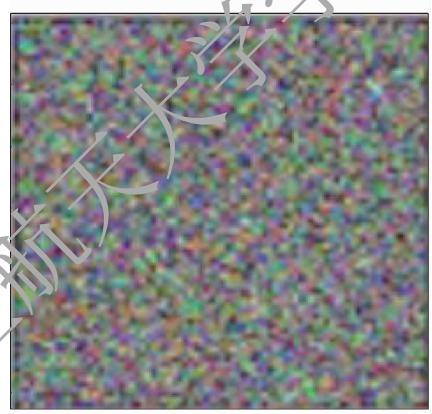
通过实验发现,各视角间的特征属性存在一定差异,导致其最快收敛所需的网络结构复杂度不同。由于 OP 视角的特征空间较大,实验中发现相对复杂的 CNN 结构能取得单个视角较好的分类性能,而 API 视角和 MF 视角的特征空间较小,相对于 OP 视角所需的 CNN 结构相对简单,如果使用与 OP 视角一致的网络结构会导致训练过程中无法快速收敛。为此,本文设计了 2 套 CNN,OP 视角为一套,API 视角和 MF 视角使用另一套相同结构的 CNN。



(a) MF视角



(b) OP视角



(c) API视角

图 2　plankton 家族样本 3 视角特征可视化效果

Fig. 2　Visualization results of 3-view features of plankton family sample

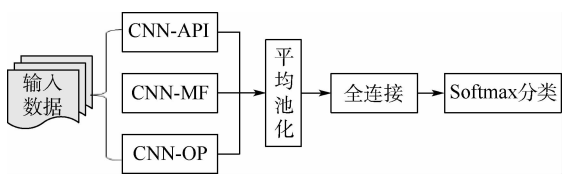


图 3　多视角卷积神经网络结构

Fig. 3　Multi-view CNN structure

具体而言,OP 视角的网络结构如图 4 所示。该网络主要结构包含 1 层 BatchNorm 层、3 层卷积网络,2 层最大池化层及全连接层。该网络中所使用的激活函数均为 ReLU 函数。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

针对得到的3类图片形态数据设计3路CNN对各视角的数据进行特征提取,并结合平均池化完成各视角特征信息的融合,结合样本数据训练模型,实现了对Android恶意软件家族的分类。

API视角和MF视角所用的CNN结构如图5所示。主要结构相比于OP视角少了一层卷积层,该网络主要由1层BatchNorm层、2层卷积层、2层最大池化层及全连接层组成。同OP视角所使用的卷积网络一致,该网络中所有激活函数均为ReLU函数。

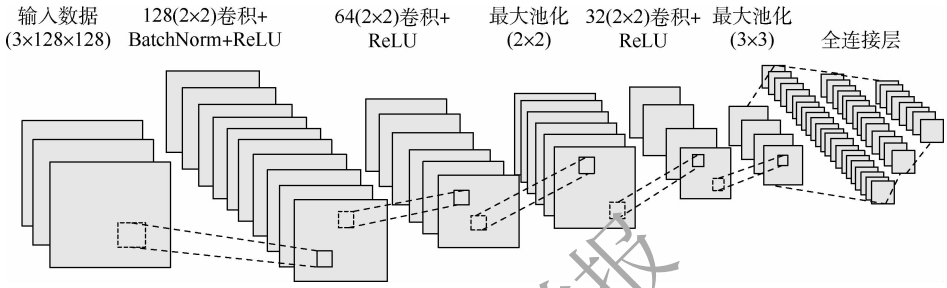


图4 OP视角卷积神经网络结构

Fig. 4 OP view CNN structure

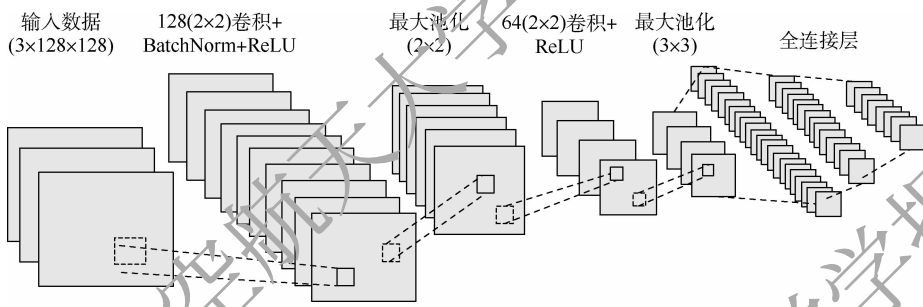


图5 API视角及MF视角卷积神经网络结构

Fig. 5 API view and MF view CNN structure

2 实验分析

2.1 实验目的和数据源

本文实验共涉及Drebin[15]、Genome[16]、AMD[17]3个开源数据集。数据库Drebin包含来自179个恶意家族的5 560个样本;数据库Genome包含来自36个不同恶意家族的1 247个样本;数据库AMD包含5 065个样本,分属于42个恶意家族,数据集均对外开放。

本文实验所依赖的软硬件环境如表2所示。

表2 实验软硬件环境信息概况

Table 2 Overview of experimental software and hardware environment information

项目	配置
Dell服务器	Inter(R) Xeon(R) Gold 5 120 CPU 2.20 GHz, GPU Tesla T4 ×4, Ubuntu 16.04 64 64
开发工具	Pytorch1.3.0, python3.5, androguard3.3.5

2.2 评价方法

恶意APP家族分类为多分类问题,采用各类家族分类精确率、召回率、F值的加权平均和准确率作为实验效果的评价指标。

对于每一类家族样本,精确率、召回率及F值计算方法如下:

$$P = \frac{TP}{TP + FP} \tag{17}$$

$$R = \frac{TP}{TP + FN} \tag{18}$$

$$F = \frac{2PR}{P + R} \tag{19}$$

式中:FP为分类器错误地将该类家族分为其他恶意家族的数量;FN为分类器错误地将其他类家族归类为本类家族的应用数量;TP为正确归类为该类恶意家族的应用数。

加权平均精确率、平均加权召回率和平均加权F值计算方法如下:

$$P_{weight} = \sum_{i=1}^{n} w_i P_i \tag{20}$$

$$R_{weight} = \sum_{i=1}^{n} w_i R_i \tag{21}$$

$$F_{weight} = \sum_{i=1}^{n} w_i F_i \tag{22}$$

式中:n为所有恶意家族软件的数量;w_i为该类家族样本数量占所有样本数量的比值;P_i、R_i和F_i分别为该类样本的精确率、召回率和F值。

另外,准确率评价指标为

北航学报 赠阅

$$Acc = \frac{M}{N} \tag{23}$$

式中:M 为家族类型分类正确的样本;N 为所有测试样本数量。

2.3　消融测试实验

2.3.1　实验过程和参数

消融测试实验选取数据集 Drebin。为排除样本不均衡对实验结果的影响,实验仅选取数据集 Drebin 中样本个数大于或等于 20 的家族参与测试。筛选后共计包含 4 636 个样本,23 个恶意软件家族。为充分体现 3 个视角在不同泛化能力需求下对分类结果的影响,实验根据训练集和测试集比例不同,将 Drebin 数据划分为 4 个子数据集,训练测试集比分别为 1:10、1:5、1:2和 5:1。

实验设计了 7 种不同的分类模型。首先,MF 视角、OP 视角及 API 视角各自基于单路 CNN 网络进行恶意家族分类。然后,将各视角之间进行两两组合形成双路 CNN,共计 MF-OP、MF-API 及 OP-API 三个模型。最后,将所有视角特征融合得到最终方法的分类模型。

综上,共计 7 个模型在 4 组不同数据集下进行性能测试实验,并得到了 28 组实验结果。实验中神经网络相关设置如表 3 所示。

由于测试中没有额外划分第 3 份测试集,实验采用选取训练过程 100 epoch 中前 3 个 Acc 指标最好结果的平均值作为最终模型性能的测试结果。

表 3　神经网络参数设置信息

Table 3　Neural network parameter setting information

设置项	信息
优化算法	AdamW
初始学习率	0.001
epoch	100
batch_size	128

2.3.2　实验结果

设计的 7 个模型所得到的全部 28 组实验结果如表 4 所示。

表 4　恶意家族分类消融测试实验结果

Table 4　Experimental results of classified ablation of malicious family

训练测试集比	评价指标	API	OP	MF	API + OP	API + MF	OP + MF	API + OP + MF
1:10	Acc	0.908	0.877	0.862	0.914	0.914	0.864	0.920
	P_{weight}	0.910	0.876	0.860	0.915	0.917	0.867	0.921
	R_{weight}	0.908	0.877	0.862	0.914	0.914	0.864	0.920
	F_{weight}	0.907	0.872	0.854	0.908	0.908	0.853	0.914
1:5	Acc	0.932	0.922	0.877	0.948	0.945	0.910	0.947
	P_{weight}	0.928	0.922	0.877	0.947	0.943	0.910	0.946
	R_{weight}	0.932	0.922	0.870	0.948	0.945	0.910	0.947
	F_{weight}	0.928	0.917	0.873	0.946	0.942	0.907	0.944
1:2	Acc	0.963	0.941	0.918	0.962	0.965	0.928	0.964
	P_{weight}	0.957	0.94	0.912	0.963	0.963	0.927	0.963
	R_{weight}	0.963	0.941	0.918	0.962	0.965	0.928	0.964
	F_{weight}	0.959	0.939	0.913	0.961	0.962	0.924	0.961
5:1	Acc	0.979	0.964	0.936	0.986	0.984	0.977	0.990
	P_{weight}	0.974	0.966	0.951	0.986	0.985	0.977	0.990
	R_{weight}	0.979	0.964	0.956	0.986	0.984	0.977	0.990
	F_{weight}	0.976	0.964	0.952	0.985	0.984	0.976	0.989

根据表 4 的实验结果可以看出,在 4 种数据划分形式的 4 种评价指标下,多视角融合后的结果均好于单视角的测试结果。全部 16 个测试结果中,3 个视角融合之后的模型获得了9 项最好的表现;剩余 7 项最好结果分别存在于 API 和 OP 融合模型及 API 和 MF 融合模型之中,这 7 项测试结果数据中,三视角融合模型的测试结果与之也仅相差 0.001 左右。

为了更直观分析各视角的性能表现,选取评价指标中的 Acc 作为参考指标,按照训练集和测试集的比例分布,通过折线图将 7 个模型的分类准确率结果进行可视化展示,如图 6 所示。

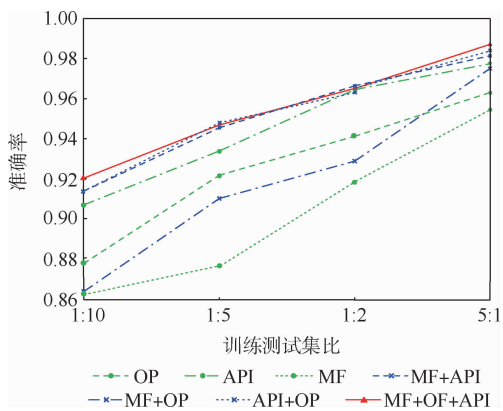


图 6　不同模型在不同数据划分方式下的分类准确率

Fig. 6　Classification accuracy of different models under different data partitioning methods

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

从图 6 中可知：

1）多视角融合网络能够有效利用视角之间的异构特性提升分类效果。3 个视角融合之后，准确率普遍高于单视角和双视角模型的测试结果。在 1:5 和 1:2 的测试和训练集划分时，出现略低于双视角融合情况，可能是由于模型没有完全收敛，但差距均在 0.001 左右，并不影响最终结论。

2）各视角特征之间对分类贡献度的强弱存在明显区别。API 视角特征最强，单个层面的特征效果与 3 个视角特征混合后模型差距在 0.02 左右。MF 视角特征最弱，在训练和测试集比为 1:10时准确率为 0.862，与 3 个视角融合后的效果相差约 6%。

2.4 对比分析实验

2.4.1 实验过程和参数

为了证明本文提出的多视角 CNN 恶意软件家族分类方法的有效性，基于 Drebin、Genome 及 AMD 三个公开数据集和其他方法进行对比分析实验。实验中神经网络相关设置如表 3 所示。

将准确率作为评价指标，并采用十折交叉验证的方法获得实验结果。此外，与文献[6]工作一致，为了保证测试结果的可信度，在实验中去除数据库中仅有一个样本的家族软件，处理后的数据库样本数据概况如表 5 所示。

本节测试基于多视角 CNN 模型同其他 SOTA 方法对比的表现效果。

表 5 恶意家族样本数据

Table 5 Malicious family sample data

数据库	家族类型数量	软件数量
Drebin	130	5 347
Genome	33	1 185
AMD	42	5 065

2.4.2 实验结果

本文方法在 3 个数据库上的分类结果如表 6 所示，与其他 8 种恶意家族分类方法对比的实验结果如表 7 所示。

从表 6 的实验结果可知，基于多视角 CNN 方法在 3 个数据集上均有较好的表现，恶意家族分类准确率均超过 0.96，加权平均精确率、召回率和 F 值同准确率保持了较好的同步。

表 6 基于不同数据库的测试结果

Table 6 Test results based on different databases

数据库	Acc	P_{weight}	R_{weight}	F_{weight}
Genome	0.982	0.987	0.982	0.982
Drebin	0.965	0.963	0.965	0.962
AMD	0.976	0.970	0.962	0.978

表 7 对比实验结果

Table 7 Comparative experimental results

方法	数据库	Acc
Dendroid	Genome	0.942
Apposcopy	Genome	0.900
DroidSIFT	Genome	0.930
MudFlow	Genome	0.881
TriFlow	Genome	0.881
DroidLegacy	Genome	0.929
Astroid	Genome	0.938
Astroid	AMD	0.943
FalDroid	Genome	0.972
FalDroid	Drebin	0.953
本文	Genome	0.982
本文	Drebin	0.965
本文	AMD	0.976

从表 7 的实验结果可知，本文提出的基于多视角 CNN 恶意家族分类方法在对比实验中取得了较好的分类效果，有力地证明了方法的有效性。本文方法在单视角特征构建上具备较好的完备性，不依赖传统繁琐人工特征工程的同时，能够充分利用不同源数据之间的异构特性提升分类性能。相比 FalDroid、DroidSIFT、Asdroid 等依靠复杂的图挖掘算法的方法，方法在分类准确率上依然表现出一定的优势，具有较强的实用价值。

3 结 论

本文针对现有恶意家族分类方法存在特征构建完备性不足、视角单质化的问题，提出了一种基于多视角 CNN 的恶意家族分类方法。

1）在不过多依赖人工特征工程的情况下，完成了对不同视角异构信息的利用，实现了对恶意 APP 家族的有效分类。

2）在开源数据集 Drebin 上的测试结果表明，当实验分别以 1:10、1:5、1:2、5:1 比例划分训练集和测试集时，多视角融合方法的分类效果均高于单视角分类结果；并在 1:10 和 5:1 划分训练和测试集时，分类准确率分别达到 0.920 和 0.990。在对比实验中，基于 Genome、Drebin、AMD 开源数据进行性能测试时，准确率分别达到 0.982、0.965和 0.976，获得了先进的分类效果。

3）能够充分挖掘各视角的行为特征信息，有效利用 APK 文件中多视角特征间的异构特性，提升 Android 恶意软件家族分类准确率。

参考文献（References）

[1] SCHULTZ M G, ESKIN E, ZADOK E, et al. Data mining methods for detection of new malicious executables[C]// Proceed-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ings 2001 IEEE Symposium on Security and Privacy. Piscataway:IEEE Press,2000:38-49.

[2] ABOU-ASSALEH T,CERCONE N,KESELJ V,et al. Detection of new malicious code using N-grams signatures[C]// Second Annual Conference on Privacy Security and Trust. Piscataway:IEEE Press,2004:193-196.

[3] PARK Y H,REEVES D S,STAMP M. Deriving common malware behavior through graph clustering[J]. Computers & Security,2013,39:419-430.

[4] SHEEN S,KARTHIK R,ANITHA R. Comparative study of two- and multi-classification-based detection of malicious executables using soft computing techniques on exhaustive feature set[M]// KRISHNAN G S S,ANITHA R,LEKSHMI R S,et al. Computational intelligence, cyber security and computational models. Berlin:Springer,2014:215-225.

[5] SUAREZ-TANGIL G,TAPIADOR J E,PERISLOPEZ P,et al. Dendroid:A text mining approach to analyzing and classifying code structures in Android malware families[J]. Expert Systems with Applications,2014,41(4):1104-1117.

[6] FAN M,LIU J,LUO X P,et al. Android malware familial classification and representative sample selection via frequent subgraph analysis[J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security,2018,13(8):1890-1905.

[7] JOSHUA G,MAHMOUD H,MALEK S. Lightweight, obfuscation-resilient detection and family identification of Android malware[C]// IEEE/ACM 40th International Conference on Software Engineering. Piscataway:IEEE Press,2018:497-497.

[8] ZHANG L,THING V,CHENG Y. A scalable and extensible framework for Android malware detection and family attribution[J]. Computers & Security,2019,80:120-133.

[9] PEKTAS A,ACARMAN T. Deep learning for effective Android malware detection using API call graph embeddings[J]. Soft Computing,2020,24(2):1027-1043.

[10] GAO T C,PENG W,SISODIA D,et al. Android malware detection via graphlet sampling[J]. IEEE Transactions on Mobile Computing,2019,18(12):2754-2767.

[11] ZHANG M,DUAN Y,YIN H,et al. Semantics-aware Android malware classification using weighted contextual API dependency graphs[C]// Proceedings of the 2014 Conference on Computer and Communications Security. New York:ACM,2014:1105-1116.

[12] AAFER Y,DU W,YIN H. DroidAPIMiner:Mining API-level features for robust malware detection in Android[C]// International Conference on Security and Privacy in Communication Systems. Berlin:Springer,2013:86-103.

[13] CAI H,MENG N,RYDER B,et al. DroidCat:Effective Android malware detection and categorization via APP-level profiling[J]. IEEE Transactions on Information Forensics and Security,2019,14(6):1455-1470.

[14] SUN G,QIAN Q. Deep learning and visualization for identifying malware families[J]. IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing,2021,18(1):283-295.

[15] ARP D,SPREITZENBARTH M,HUBNER M. Drebin:Effective and explainable detection of Android malware in your pocket[C]// 21st Annual Network and Distributed System Security Symposium,2014:23-26.

[16] ZHOU Y,JIANG X. Dissecting Android malware:Characterization and evolution[C]// Proceedings of the 2012 IEEE Symposium on Security and Privacy. Piscataway:IEEE Press,2012:95-109.

[17] LI Y,JANG J,HU X,et al. Android malware clustering through malicious payload mining[C]// International Symposium on Research in Attacks. Berlin:Springer,2017:192-214.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Android malicious APP multi-view family classification method

HAO Jingwei[1], LUO Senlin[1], ZHANG Hanqing[1], YANG Peng[2,*], PAN Limin[1]

(1. School of Information and Electronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. National Computer Network Emergency Response Technical Team and Coordination Center, Beijing 100029, China)

Abstract: Aimed at the problems of incompleteness and singularization of feature construction in the existing Android malware family classification methods, a malicious APP family classification method based on multi-view features regularization and convolutional neural network (CNN) is proposed. We combine the MiniHash algorithm to visualize the original features of the three perspectives which contain APIs of Android framework, opcode sequences, and permissions and Intents in AndroidManifest.xml file, while retaining the similarity among APPs. The feature extraction and information fusion of each view are accomplished through a multi-view convolutional neural network, and then build a set of malicious APP family classification models. The experimental results based on Drebin, Genome and AMD public datasets show that the classification accuracy of malicious APP family is over 0.96, which proves that the proposed method can fully exploit the behavioral characteristic information of various perspectives and effectively make use of the heterogeneous characteristics among multiple perspectives, which has strong practical value.

Keywords: Android malware; family classification; multi-view features; behavioral semantics; convolutional neural network (CNN)

北京航空航天大学学报 北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-25; **Accepted**: 2020-12-25; **Published online**: 2021-02-26 10:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210225.1812.001.html

Foundation items: 242 National Information Security Projects (2019A012); 2020 Information Security Software Project of the Ministry of Industry and Information Technology (CEIEC-2020-ZM02-0134)

* **Corresponding author**. E-mail: yp@cert.org.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0668

基于贪心策略的直角坐标机器人动态分拣规划

全下文载

陈林，毕树生，李大寨*，林闯，欧阳铜
（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：针对直角坐标机器人在动态分拣过程中顺序规划算法效率低下的问题，提出了一种适用于机器人连续分拣作业的改进贪心策略规划算法。建立直角坐标机器人的运动学模型，确保物体被准确拾取。设计时间窗口，对传送带上的连续运动物体进行区域划分，并应用贪心策略对同一时间窗口内的物体规划分拣顺序。考虑物体存在分拣遗漏的风险，设计评价函数对贪心策略进行改进，增强了所提算法的实用性。设计模拟程序对所提算法进行仿真，并利用搭建的机器人平台开展分拣实验，验证了算法的可行性和有效性。实验表明：所提算法可在机器人实际分拣作业中规划出有效的分拣路径，平均分拣距离和分拣时间均小于顺序规划算法，提高了机器人对平面随机分布的连续运动物体的分拣效率，实时性好，实用性强，对机器人动态分拣场景下的分拣路径优化研究具有一定的指导意义。

关 键 词：动态分拣；直角坐标机器人；分拣规划；贪心策略；物体分拣
中图分类号：TP242.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0805-11

近年来，工业机器人技术迅速发展，应用场景不断扩展，被广泛应用于装卸、分拣、包装、医疗服务等领域，成为当前机器人领域的研究热点之一[1-2]。分拣规划是工业机器人生产作业中的基本问题之一，合理的分拣路径可以减少机器人的运动距离和时间，提高分拣效率。分拣规划本质上是组合优化问题，组合优化问题作为一类最优化问题，得到了广泛的研究[3-6]。

机器人分拣作业按照传送带停止与否可分为静态分拣作业和动态分拣作业。在静态分拣方式下，机器人对工作空间内物体的分拣规划等价于旅行商问题（traveling salesman problem，TSP），即静态分拣规划算法可以参考 TSP 的求解算法。TSP 的常用求解算法主要有动态规划法[7]、遗传算法[8]、人工神经网络算法[9]、模拟退火算法[10]、蚁群算法[11]等。魏彤和龙琛[12]提出了一种基于改进遗传算法的路径规划方法，引入插入算子和删除算子，减少了计算量，得到了长度最短且平滑的路径，对分拣规划具有启发意义。贺磊盈等[13]综合贪心算法和遗传算法提出了一种贪心遗传算法，对穴盘苗补栽路径进行规划，相比固定顺序补苗路径显著缩短，对于固定目标的路径规划表现出较好的性能，对于机器人分拣路径研究具有一定的参考价值，但不适用于运动目标的路径规划。

在动态分拣方式下，物体随传送带运动，上游新物体不断进入工作空间，下游物体不断离开，规划空间复杂多变，难以应用静态分拣规划算法求解。根据动态分拣中物体的分布形式可分为单物体流分拣和多物体流分拣。在单物体流分拣条件下，物体单行排序通过，可直接按照先后顺序进行规划分拣；在多物体流情况下，物体在分拣平面上随机分布，甚至并行排列，较为复杂。

对于机器人分拣技术的研究大多集中于采用

收稿日期：2020-11-30；**录用日期**：2021-03-05；**网络出版时间**：2021-04-01 09:27
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210401.0909.001.html
基金项目：国家自然科学基金（51675015）
*通信作者. E-mail：lidazhai@buaa.edu.cn

引用格式：陈林，毕树生，李大寨，等. 基于贪心策略的直角坐标机器人动态分拣规划[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：805-815. CHEN L，BI S S，LI D Z，et al. Dynamic sorting planning of Cartesian robot based on greedy strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：805-815 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Delta 机器人对小型轻质零部件产品进行分拣作业中的轨迹规划[14-16]和机器视觉技术[17-19]，对 Delta 机器人的运动规划方法集中于特定任务的分拣。虽然有多种方法指导机器人分拣过程中的运动控制，如防止碰撞、抑制振动、减少磨损等，但现有的研究工作很少涉及机器人实际生产作业中基于特定场景的动态分拣路径规划。Zhang 等[20]对 Delta 机器人进行路径规划和轨迹优化，实现了传送带低速运动下对同种材料的动态分拣，提高了分拣系统的效率，但该方法只能分拣小范围、小型及同种类材料，在大范围、大质量及多种类物体的分拣应用上较为困难。

为此，本文提出了改进贪心策略的动态分拣规划算法，应用于直角坐标机器人在大质量、多种类物体的分拣场景，提高机器人的分拣效率。首先，设计了直角坐标机器人分拣系统，并建立了机器人的运动学模型。其次，将分拣规划问题抽象为一般性的数学模型并进行分析。然后，按照时间窗口对连续运动的平面分布物体进行划分，考虑物体遗漏和分布密度，设计了基于贪心策略的评价函数，完成了算法的设计。最后，通过仿真和实验对算法的有效性和实用性进行了验证。

1 分拣平台

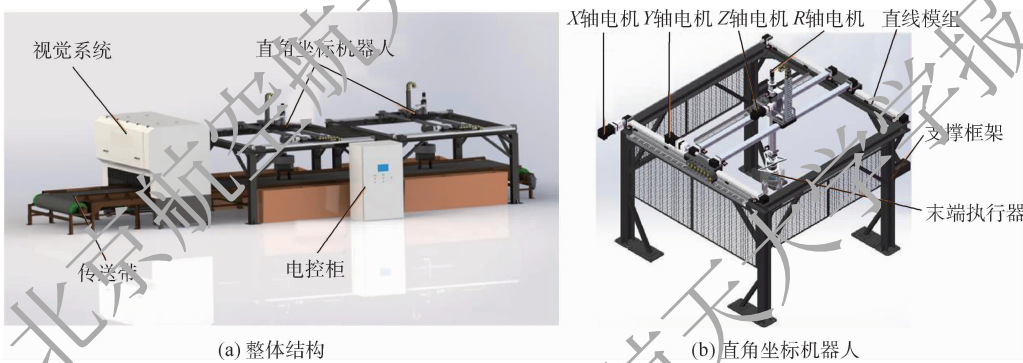
1.1 整体结构

为了实现机器人对连续运动的平面分布物体的分拣，按照种类放入对应的收集箱，设计了如图 1所示的分拣机器人平台。该平台由传送带、视觉系统和直角坐标机器人三部分组成：

1）传送带负责物体的实时输送。

2）视觉系统对运动物体进行识别，并将物体位置、种类等特征参数发送到控制中心，提供机器人执行准确分拣的物体信息。

3）直角坐标机器人具有 3 个移动自由度和 1 个绕 Z 轴的转动自由度，可对传送带上的运动物体进行分拣。



(a) 整体结构　　(b) 直角坐标机器人

图 1 分拣机器人平台

Fig. 1 Robotic sorting platform

1.2 运动学模型

1.2.1 正运动学

为了实现对运动物体的精确定位，以直角坐标机器人作为主要研究对象，采用 D-H 法[21]建立直角坐标机器人的运动学模型，得到机器人 D-H 模型参数如表 1 所示。表中：$i(i=1,2,3,4)$ 为机器人关节序号，a_i 为关节距离，α_i 为关节角度，d_1 为机器人 Z 轴方向的移动距离，d_2 为机器人 Y 轴方向的移动距离，d_3 为机器人 X 轴方向的移动距离，θ_4 为机器人绕 Z 轴转动的角度。

表 1 直角坐标机器人 D-H 模型参数

Table 1 D-H model parameter of Cartesian robot

关节序号 i	a_{i-1}/mm	α_{i-1}/(°)	d_i/mm	θ_i/(°)	变量
1	0	0	d_1	0	d_1
2	0	−90	d_2	−90	d_2
3	0	90	d_3	0	d_3
4	0	0	0	θ_4	θ_4

1.2.2 逆运动学

本文的机器人结构较为简单，通过直接观察可得到解析解。设物体在机器人坐标系中的位置为$(p_x,p_y,p_z)^{\mathrm{T}}$，最终求得机器人关节变量的表达式为

$$\begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_z \\ p_y \\ -p_x - L \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中：L 为末端执行器与关节 4 沿 X 轴方向的距离。

分拣系统运行时，视觉系统根据编码器脉冲输出周期信号触发工业相机拍照。随着传送带的运动，当物体进入视觉检测区域时，工业相机拍照获取目标物体图像，通过视觉识别、坐标变换等计算得到物体的位置、尺寸、材质等信息，发送到控制中心。当物体到达机器人工作

北航学报 赠阅

空间,控制中心根据机器人与目标物体之间的位姿和分拣策略指导机器人对物体进行拾取和放置。

1.3　分拣目标物体

本文分拣的目标物体为固体建筑垃圾,包括石块、混凝土块、碎砖、木料、塑料瓶等,将其按照种类分类,实现建筑垃圾的资源化利用。分拣物体如图 2 所示。

由于建筑垃圾质量、体积一般较大,为此设计了专用的锯齿状抓手,适应于多种不同形状和不同尺寸大小的物体,可有效防止物体脱落。末端执行器最大张开距离为 520 mm,可拾取的最大物体宽度为 500 mm,高度为 300 mm,质量为 30 kg。

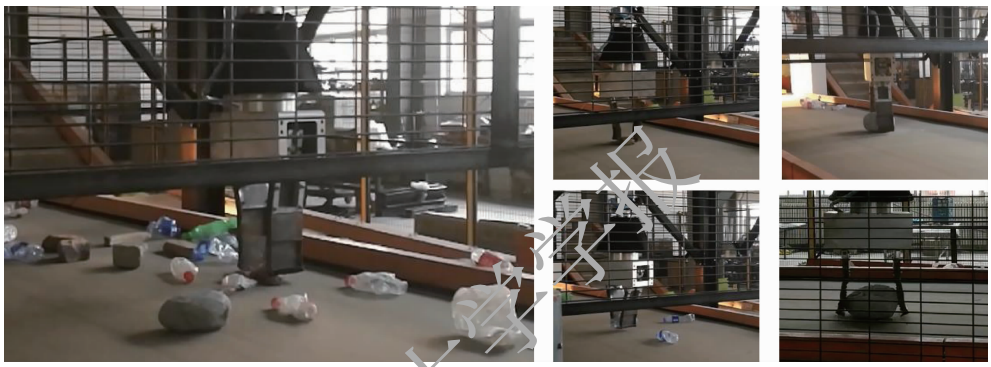


图 2　物体种类

Fig. 2　Types of objects

2　动态分拣规划算法

2.1　问题描述

分拣系统的主要任务是从传送带上拾取材料,将其按照种类放入对应的收集箱中。一般来说,不同的分拣系统由于分拣材料、流程和其他因素的不同而有差异。在现有的分拣任务中,分拣策略通常简单但缺乏灵活性。绝大多数分拣系统采用的分拣策略均是固定的(如顺序分拣),传统分拣规划算法存在的灵活性差、效率低等缺点,严限制了其应用。

分拣机器人在执行动态分拣任务时,由于目标物体的运动,在不同时刻对同一物体的分拣具有不同的分拣距离和分拣时间。对于传送带平面上分布的连续运动物体,机器人将其分拣后的放置位置即为分拣下一物体的起始位置。因此,不同的分拣顺序对应不同的运动路径,最终造成机器人分拣过程中分拣距离和分拣时间的差别。图 3 为机器人在不同规划顺序下执行分拣的运动距离对比,收集箱收集的物体种类分别为①、②、③、④。显然,机器人在图 3(a)中分拣顺序下的分拣距离要小于图 3(b)中分拣顺序下的分拣距离。为了提高分拣系统的效率和实用性,有必要为其设计有效的规划算法。

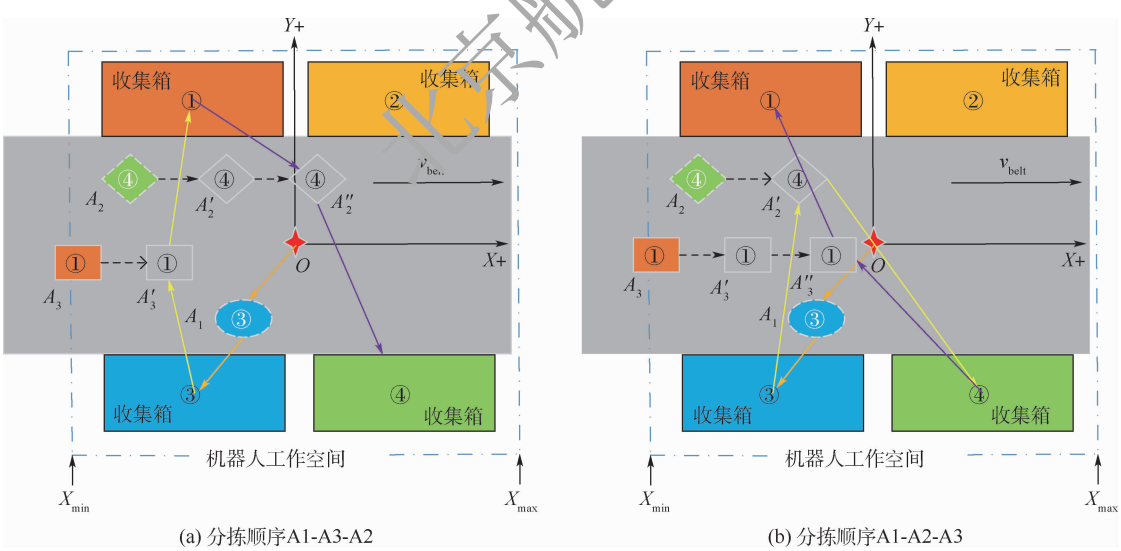


图 3　不同分拣顺序下的分拣距离对比

Fig. 3　Comparison of sorting distances related to different sorting sequences

北航学报 赠阅

2.2 数学模型

2.2.1 表 达

机器人动态分拣规划的数学描述如下。

1）设有 N 个节点集合 $\{A_1, A_2, \cdots, A_N\}$，坐标为 $(x_{A_i}(t), y_{A_i}(t))(i=1,2,\cdots,N)$，节点的材质数量有 M 种，其中节点 A_i 的 X 坐标值随时间变化，按照式(2)计算：

$$x_{A_i}(t) = x_{A_i}(0) + v_{\text{belt}}t \tag{2}$$

式中：v_{belt} 为传送带速率；$x_{A_i}(0)$ 为物体初始坐标值。

2）任一节点 $A_i(i=1,2,\cdots,N)$ 属于 M 种类别之一，每种材质类别的收集箱为固定坐标 $Q_j(x_{Q_j}, y_{Q_j})(j=1,2,\cdots,M)$。

3）存在一个访问者，访问者初始位置为坐标原点 $O(0,0)$，访问者移动速率为 $u(u > v_{\text{belt}})$，在访问某一节点 A_i 之后必须立刻访问节点材质所属的收集箱坐标 $Q_j(x_{Q_j}, y_{Q_j})(j=1,2,\cdots,M)$，该次访问过程耗时为 t_i。

4）当且仅当 $X_{\min} < x_{A_i}(t) < X_{\max}$ 时能够访问（$X_{\max}$、$X_{\min}$ 分别为访问者工作空间的上、下限）。

5）规划访问路径使访问者完成 N 个物体访问的分拣距离最短（或耗时最少）。

将上述数学描述对应于本文的规划问题，节点即为待分拣的物体，访问者为分拣机器人（其速率大于传送带速率 $(u_{\text{robot}} > v_{\text{belt}})$，故能追及拾取目标物体）；物体材料类别对应于收集箱数量，即 $M=4$；访问节点过程耗时 t_i 对应为机器人分拣物体的过程耗时；$[X_{\min}, X_{\max}]$ 为机器人在传送带运动方向（X 轴方向）上的工作范围，当且仅当物体位于机器人工作空间内可被拾取。

2.2.2 分 析

如果把物料和收集箱看作 2 个城市组 A 和 B，动态分拣规划问题看作 TSP，两者均求解访问若干个节点的最短距离，但又存在区别：

1）在传统的 TSP 中，城市位置保持不变。因此，TSP 求解算法对应的规划地图不变，而本文分拣任务下物料的位置是实时变化的，物料的连续运动会离开工作空间导致无法访问。因此，本文涉及的动态分拣规划问题的规划求解复杂多变且与时间相关。

2）在传统的 TSP 中，城市群中的旅行商在城市中任意穿行。在本文场景下，末端执行器类似于旅行商，但又存在不同：其只在 2 个城市组 A 和 B 之间来回交替。

因此，很多已知的求解 TSP 算法并不适合本文的分拣场景。当前高速动态场景采用的算法为顺序规划分拣算法，该算法实现简单、无需复杂的迭代计算、实时性好且通用性强，在机器人动态分拣作业中被广泛使用。

2.3 分拣距离

顺序规划算法是以物体进入工作空间的先后顺序为规划准则对物体进行分拣。为了避免物体流出工作空间造成丢失，优先考虑前面的物体，即按顺序分拣。分拣顺序如下：

$$O \to A_1 \to B_1 \to A_2 \to B_2 \to \cdots \to A_n \to B_n$$

式中：O 为机器人执行器初始位置；A_i 为第 i 个进入工作空间的物体，其坐标为 $A_i(x_{A_i}, y_{A_i})$；B_i 为物体 i 对应的收集箱，其坐标为 4 个收集箱坐标 $Q_j(x_{Q_j}, y_{Q_j})(j=1,2,3,4)$ 之一。

对 N 个物体来说，第 i 个物体 $A_i(x_{A_i}, y_{A_i})$ 对应的收集箱为 $B_i(x_{B_i}, y_{B_i})$，则机器人末端执行器分拣的总行程为

$$S(t) = \sum_{i=1}^{N} S_i(t) \tag{3}$$

$$S_i = S_{B_{i-1}A_i}(t) + S_{A_iB_i}(t) \tag{4}$$

$$S_{B_{i-1}A_i}(t) = \sqrt{(x_{B_{i-1}}(t) - x_{A_i}(t))^2 + (y_{B_{i-1}}(t) - y_{A_i}(t))^2} \tag{5}$$

$$S_{A_iB_i}(t) = \sqrt{(x_{B_i}(t) - x_{A_i}(t))^2 + (y_{B_i}(t) - y_{A_i}(t))^2} \tag{6}$$

式中：$S_i(t)$ 为末端执行器分拣物体 i 的运动行程；$S_{B_{i-1}A_i}(t)$ 为拾取距离；$S_{A_iB_i}(t)$ 为放置距离。

分拣过程中，物体在机器人 X 轴方向上的位置如图 4 所示，物体位置随时间变化。因此，末端执行器分拣总行程 S 是一个与时间 t 相关的函数。

对第 i 个物体 $A_i(x_{A_i}, y_{A_i})$，设其前 k 个物体的分拣耗时 t_{A_i}，则其在分拣时刻的 X 坐标按式(7)计算：

$$x_{A_i}(t) = x_{A_i}(0) + v_{\text{belt}}t_{A_i} \tag{7}$$

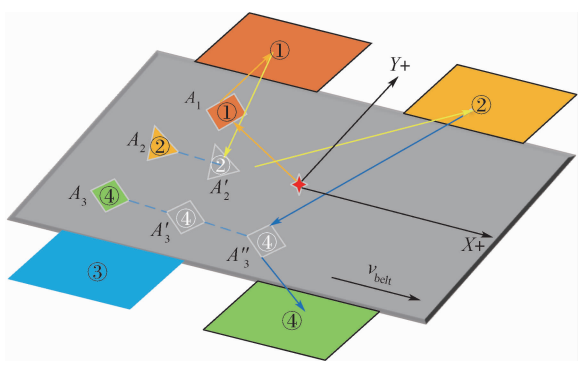


图 4 分拣过程中物体位置的变化

Fig. 4 Change of objects position during sorting

北航学报 赠阅

式中：$x_{A_i}(0)$ 为末端执行器分拣第一个物体时 A_i 的 X 坐标值。

2.4　贪心策略算法设计

顺序分拣的主要缺点在于只考虑物体丢失，因而优先分拣排序在前的物体，没有对执行器分拣任务中的分拣距离进行优化，从而造成分拣效率低下。因此，有必要设计合适的算法对分拣路径进行规划，提高分拣系统的效率。通过分析分拣过程，优化的分拣规划排列顺序如下：

$$O\rightarrow A_i\rightarrow B_i\rightarrow A_j\rightarrow B_j\rightarrow\cdots\rightarrow A_m\rightarrow B_m$$

可以看出，分拣的顺序不再固定，而是来自于实时变化的分拣路径。假设末端执行器速度一定，其完成分拣任务的总行程越短，耗时越短，则效率越高。

2.4.1　时间窗口

随机分布在传送带上的物体运动形成连续的物体流，故引入时间窗口，将连续运动物体按照时间窗口划分区域，如图 5 所示。当时间窗口的第一个物体进入机器人工作空间后，采用算法进行规划。时间窗口 T 为

$$T=\beta\frac{L_r}{W_{\text{belt}}v_{\text{belt}}} \tag{8}$$

式中：L_r 为机器人 X 方向上的工作空间；W_{belt} 为传送带宽度；β 为修正系数，根据实际分拣情况确定。

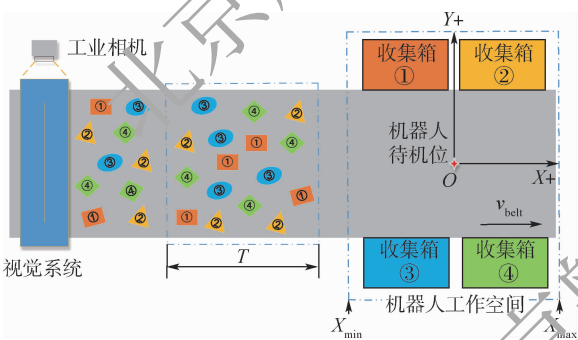


图 5　连续物体区域划分

Fig. 5　Dividing continuous objects into regions

2.4.2　贪心策略规则

贪心策略的目标即通过优化分拣顺序缩短执行器分拣距离。目标函数如下：

$$\min S(t)=\min\sum S_i(t)=\sum\left(S_{B_{i-1}A_i}(t)+S_{A_iB_i}(t)\right) \tag{9}$$

机器人对同一个时间窗口区域内物体的总分拣行程为其对各物体的分拣行程之和。贪心策略的具体过程为：每次末端执行器执行分拣前，遍历当前时刻执行器到同一时间窗口区域内所有物体的分拣距离，选择分拣距离最短的物体进行分拣，如图 6 所示，优先选择物体 A_4 进行分拣。

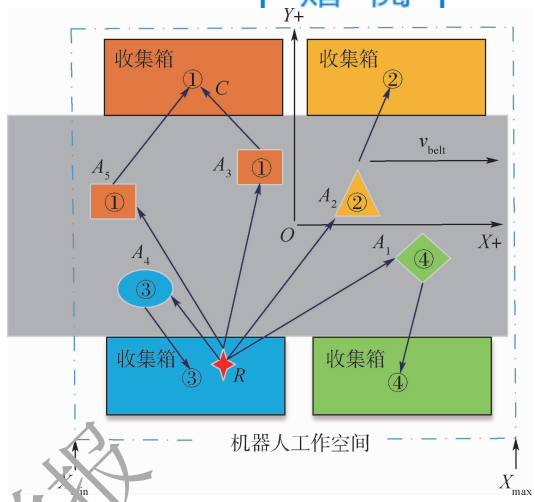


图 6　分拣物体选择

Fig. 6　Selection of objects for sorting

2.4.3　遗漏补偿

贪心策略不再优先选择具有最大 X 坐标的物体，因此存在丢失分拣物体的风险。如图 6 所示，若先分拣物体 A_4，则在分拣 A_4 过程中物体 A_1 可能会离开机器人工作空间引起分拣遗漏，这是分拣作业中需要避免的问题。为了避免遗漏的情况，需要对贪心策略进行改进。在贪心策略的基础上引入补偿函数，将贪心策略与补偿函数相结合优化路径。补偿函数为

$$C(x_{A_j}(t))=\begin{cases}0 & x_{A_j}(t)\geqslant X_{\max}-v_{\text{belt}}T_{\min}\\ \dfrac{\Delta_x v_{\text{belt}}T_{\min}}{X_{\max}-x_{A_j}(t)} & x_{A_j}(t)<X_{\max}-v_{\text{belt}}T_{\min}\end{cases} \tag{10}$$

$$\Delta_x=X_{\max}-X_{\min} \tag{11}$$

式中：$T_{\min}$ 为单次分拣的最短时间，为执行器预留拾取时间，确保在物体流出工作空间前拾取物体。

分拣物体的贪心策略代价函数为

$$L(A_i(t))=\left(S_{B_mA_i}(t)+S_{A_iB_i}(t)\right)-\alpha C(x_{A_i}(t)) \tag{12}$$

式中：α 为补偿系数；B_m 为末端执行器当前时刻的位置，即为上一个物体的放置位置。

则选择的待分拣物体为

$$A_*=\arg\min L(A_i(t)) \tag{13}$$

式(12)和式(13)通过对物体位置的综合评估，改进了贪心算法的评价标准，降低了材料遗漏的可能性，提高了分拣效率。

2.4.4　分布密度

由于机器人最大分拣频率的限制，当同一时间窗口内物体数量较多时，末端执行器不可能对该区域内的所有物体执行分拣。通过修改补偿系

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

数对分拣策略进行平衡,有计划地舍弃一些分拣行程较远的物体。因此,修改补偿系数为

$$\alpha = \begin{cases} \lambda \dfrac{n_{i,B}}{n_{i,F}} & n_{i,B} < n_p - n_m \\ 0 & n_{i,B} \geqslant n_p - n_m \end{cases} \tag{14}$$

$$n_p = \left\lfloor \frac{T}{T_{\min}} \right\rfloor \tag{15}$$

式中:$n_{i,B}$为 X 方向坐标值不大于 A_i 的物体数量;$n_{i,F}$为 X 方向坐标值不小于 A_i 的物体数量;n_p 为时间窗口区域内允许分拣的最大物体数量;n_m 为当前窗口区域已分拣的物体数量;λ 为比例系数,根据分拣系统实际工况进行调整。

2.5 算法实现

改进的贪心策略动态分拣规划算法在考虑遗漏补偿和物体分布密度后,流程如下:

1)初始化收集箱位置、传送带速率和宽度、单次分拣最短时间、机器人工作空间的参数。

2)根据参数计算时间窗口 T 和该窗口区域中可被分拣的最大数量 n_p。

3)确定同一时间窗口的物体集合 A_n 及其所属的收集箱位置 B_n。

4)计算时间窗口区域内所有物体的代价函数,选择代价函数最小的物体进行分拣。

5)执行分拣,已分拣物体数量 n_m 加 1。

6)判断时间窗口内物体是否全部分拣或离开工作空间,是则进入步骤 7,否则跳转步骤 4。

7)跳转步骤 3,进行下一时间窗口物体的分拣。

3 仿真与实验

3.1 仿真验证

采用 Python 语言编写机器人模拟分拣仿真程序,搭建一个基于机器人分拣实际参数(包括机器人分拣流程、运动参数、传送带速率等)的分拣规划验证环境,其参数基于实际分拣系统测量或拟合得到,该系统能模拟生成标准或随机分布的物体,分拣过程接近于真实过程。

对实际采集的机器人的分拣距离与时间数据进行处理,采用多项式函数进行数据拟合,近似得到机器人各关节的动态运动性能参数。以机器人 Y 轴为例,机器人 Y 轴分拣距离与时间的关系如图 7 所示。通过最小二乘法对数据进行三阶多项式拟合,得到机器人 Y 轴运动的时间-分拣距离函数为

$$t = 2 \times 10^{-10}x^3 - 5 \times 10^{-7}x^2 + 0.000\,7x + 0.210\,5 \tag{16}$$

模拟程序通过式(16)计算得到末端执行器分拣物体所需的时间。为了证明本文所提规划算法的有效性,使用模拟分拣仿真程序在物料标准分布和随机分布的条件下分别对顺序规划算法和贪心策略规划算法进行模拟分拣测试。

机器人分拣场景的详细参数如表 2 所示。

模拟分拣物料位置分布如图 8 所示。物体随传送带运动,其材质种类用①、②、③、④代替,4 个收集箱分别存放对应种类的物体;机器人方框代表末端执行器,可在分拣过程中运动。

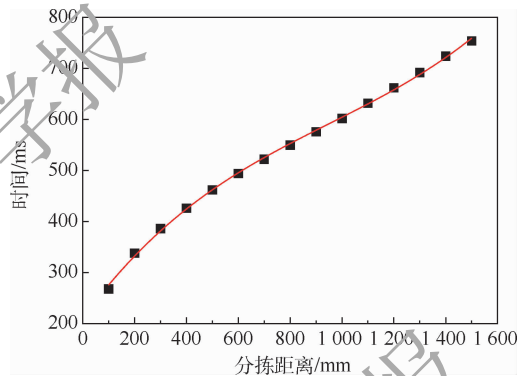


图 7 机器人分拣距离与时间关系

Fig. 7 Relationship between robot sorting distance and time

表 2 分拣系统参数

Table 2 Parameters of sorting system

参数	数值
$X_{\max}$/mm	+1 000
$X_{\min}$/mm	-1 000
$T_{\min}$/ms	1 500
收集箱数量	4
传送带宽度/mm	1 200
机器人工作空间/(mm × mm)	2 000 × 2 000
机器人 X 轴运动速度/(mm · s^{-1})	2 000
机器人 Y 轴运动速度/(mm · s^{-1})	2 000
机器人 Z 轴运动速度/(mm · s^{-1})	1 800

3.1.1 标准分布模拟分拣

物料在传送带上的分布密度与速率均是影响分拣效率的因素。一般来说,传送带速率越快,同一时间窗口内可完成分拣的物体就越少;而分布密度则可以通过给料系统进行控制,使目标物体保持合理的密度分布。表 3 记录了物料位置标准分布情况下顺序规划算法与贪心策略规划算法在不同传送带速率条件下分拣数量、分拣顺序、分拣时间及分拣行程的数据。从表 3 中可知,在传送带速率相同的条件下,贪心策略规划算法在分拣数量、平均分拣时间和平均分拣行程都要优于顺序规划算法。

根据表 3 中的数据,绘制得到 2 种算法在不同传送带速率下完成分拣任务的平均分拣时间,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

如图 9(a)所示，平均分拣行程如图 9(b)所示。随传送带速率的增加，分拣顺序也会发生改变，同一时间窗口内完成的分拣物体数量会减少，物料流失也增多，造成不必要的能源浪费。然而，传送带速率过慢会造成上游给料系统的物料堆积。因此，需要协调传送带速率与上游给料系统的给料速率，平衡物料分布状态，避免物料的集中堆叠或者稀疏分布。

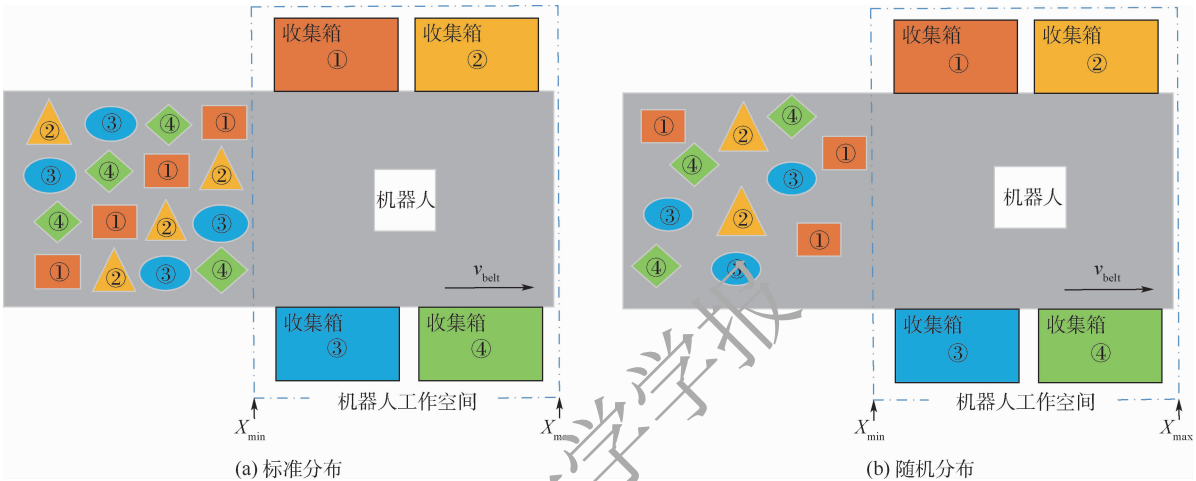


图 8　分拣仿真

Fig. 8　Simulation of sorting

表 3　物料标准分布分拣模拟结果

Table 3　Simulated sorting results of standard position distribution of materials

传送带速率/(mm·s^{-1})	算法	分拣数量	分拣顺序	总分拣时间/ms	总分拣行程/mm	平均分拣时间/ms	平均分拣行程/mm
200	贪心策略	10	2-5-3-8-11-12-9-1-7-10	12 150	15 008	1 215	1 500
	顺序规划	9	1-2-3-4-5-6-7-8-9	11 370	18 144	1 263	2 016
250	贪心策略	8	2-5-3-8-11-12-9-10	10 205	11 691	1 276	1 461
	顺序规划	8	1-2-3-4-5-6-7-9	11 308	14 826	1 414	1 853
300	贪心策略	7	2-5-8-11-12-9-10	9 150	10 753	1 331	1 536
	顺序规划	6	1-2-3-4-5-6	9 315	12 914	1 553	2 152
350	贪心策略	6	2-5-8-11-9-10	8 038	9 618	1 340	1 603
	顺序规划	5	1-2-3-4-5	7 875	11 213	1 575	2 243
400	贪心策略	6	2-5-8-11-9-10	7 980	9 678	1 330	1 613
	顺序规划	5	1-2-3-4-9	7 550	10 749	1 510	2 150
450	贪心策略	5	2-5-9-1-7	6 658	7 829	1 332	1 566
	顺序规划	4	1-2-3-5	6 655	10 443	1 664	2 611
500	贪心策略	4	2-5-9-6	5 140	5 736	1 285	1 434
	顺序规划	4	1-2-3-9	6 400	9 893	1 600	2 473

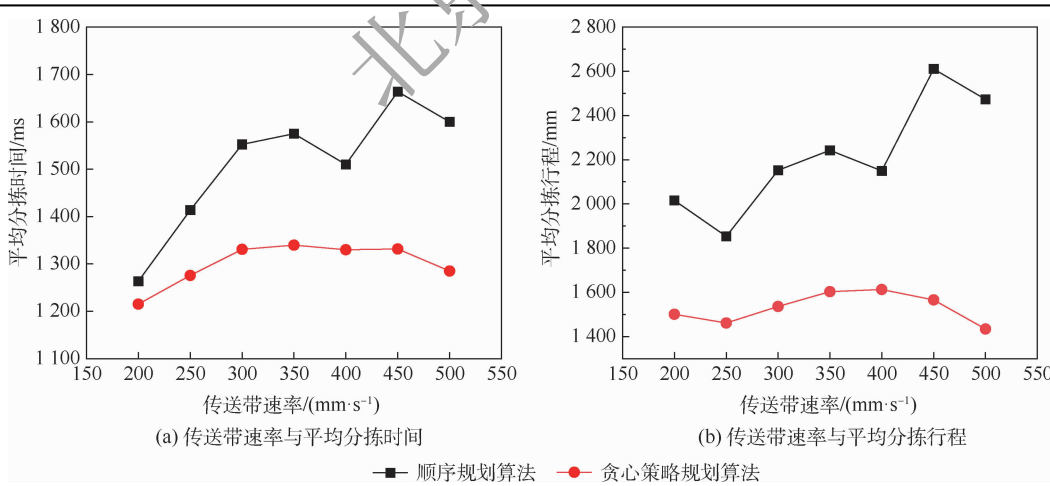


图 9　不同传送带速率下物料标准分布分拣模拟结果

Fig. 9　Simulated sorting result of standard position distribution of obejects with different conveyor speeds

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3.1.2 随机分布模拟分拣

物料位置随机分布情况下,顺序规划算法与贪心策略规划算法在不同传送带速率条件下分拣数量、分拣顺序、分拣时间及分拣行程的数据如表4所示。从表4中可知,物料随机分布的分拣效率比标准分布的分拣效率低,在实际中操作给料系统控制物料均匀分布有利于提高效率。此外,在相同输送条件下,贪心策略规划算法分拣效率仍然优于顺序规划算法。

随机分布的物料更接近于实际的分拣情况,根据表4中的数据绘制2种算法在不同传送带速率下的分拣时间,如图10(a)所示,分拣行程如图10(b)所示。从图10可以看出,当传送带速率过大时,会造成物料过快离开工作空间,分拣时间波动,增加了分拣结果的不确定性。

表4 物料随机分布分拣模拟结果

Table 4 Simulated sorting results of random position distribution of materials

传送带速率/(mm·s^{-1})	算法	分拣数量	分拣顺序	总分拣时间/ms	总分拣行程/mm	平均分拣时间/ms	平均分拣行程/mm
200	贪心策略	11	2-4-5-10-8-6-3-1-9-12-11	15 220	18 757	1 384	1 705
	顺序规划	10	1-2-3-4-5-6-7-8-9-11	16 420	23 317	1 642	2 332
250	贪心策略	9	2-4-5-10-8-6-3-7-12	12 257	14 798	1 362	1 644
	顺序规划	8	1-2-3-4-5-6-7-10	13 090	18 795	1 636	2 349
300	贪心策略	8	2-4-5-10-8-6-11-12	11 015	13 172	1 379	1 647
	顺序规划	7	1-2-3-4-5-6-12	11 030	16 141	1 576	2 306
350	贪心策略	7	2-4-5-10-6-9-12	9 745	11 792	1 392	1 684
	顺序规划	6	1-2-3-4-5-12	10 085	15 039	1 681	2 507
400	贪心策略	6	2-4-6-3-10-12	8 570	10 728	1 428	1 788
	顺序规划	5	1-2-3-4-8	8 510	12 962	1 702	2 592
450	贪心策略	4	1-2-3-4	6 700	10 056	1 675	2 514
	顺序规划	4	1-2-3-5	6 803	10 174	1 701	2 544
500	贪心策略	5	2-10-8-6-12	6 825	8 403	1 365	1 681
	顺序规划	4	1-2-3-7	6 510	9 431	1 628	2 358

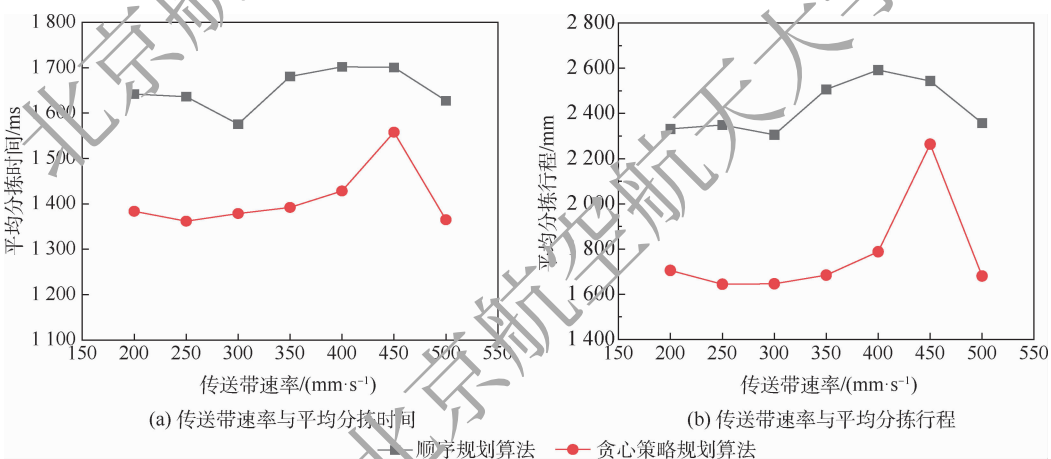


图10 不同传送带速率下物料随机分布分拣模拟结果

Fig. 10 Simulated sorting result of random position distribution of materials with different conveyor speeds

3.2 实验验证

为便于观察实验现象,验证本文算法的有效性和实用性,设计了机器人对预先摆放的目标物体的分拣实验和随机分布连续运动物体的分拣实验。

3.2.1 预先摆放的目标物体分拣

预先设计的物体摆放如图11所示。设计有塑料瓶、砖块和木条3种类别的待分拣物体,将物体分成2列,列之间相隔1 000 mm,每列3个目标物体,同列物体之间间隔60 cm,不同列物体沿传送带方向上的间隔为30 cm。在对应位置摆放对应类别物料后,对顺序规划算法和贪心策略动态分拣规划算法进行3次对比实验,记录不同算法下的机器人抓取路径及在该抓取路径下所消耗的时间。

实验结果如表5所示。可知,顺序规划算法和贪心策略规划算法具有不同的规划路径。从表5中可以看出,3次实验下,贪心策略规划算法的平均分拣时间比顺序规划算法的平均分拣时间减少约300 ms,贪心策略规划算法性能优于顺序规划算法。

北航学报 赠阅

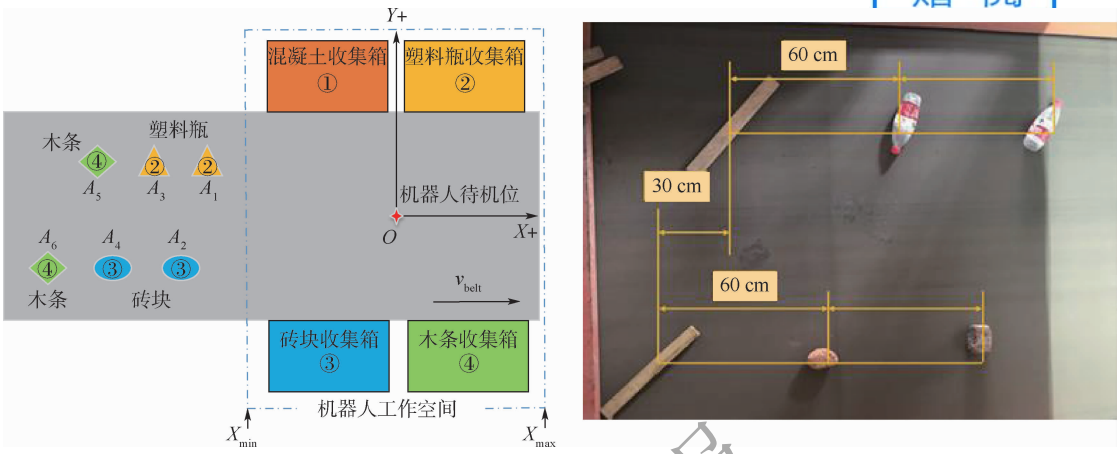


图 11　物体摆放

Fig. 11　Placement of materials

表 5　顺序规划算法与贪心策略规划算法实验结果

Table 5　Experimental results of sequence planning algorithm and greedy strategy planning algorithm

次数	顺序规划算法		贪心策略规划算法	
	分拣结果	平均分拣时间/ms	分拣结果	平均分拣时间/ms
1	A_1-A_2-A_6	2 195	A_2-A_4-A_6	1 925
2	A_1-A_2-A_5	2 245	A_2-A_4-A_6	1 960
3	A_1-A_2-A_5	2 275	A_2-A_4-A_6	1 945
均值		2 238		1 943

3.2.2　随机连续物体分拣

机器人在实际工作中,对随机分布的连续物体动态分拣如图 12 所示。传送带上游的物料经过给料系统后分散掉落到传送带上,位置随机分布。分别记录机器人在顺序规划算法和贪心策略规划算法下分拣前 10 个物体的过程中每次分拣物体所需的时间。

实验结果如表 6 所示可知,采用贪心策略的动态分拣规划算法在机器人实际分拣工作中,平均分拣时间比顺序规划算法减少 273 ms,省时约 13.8%,性能优于顺序规划算法。

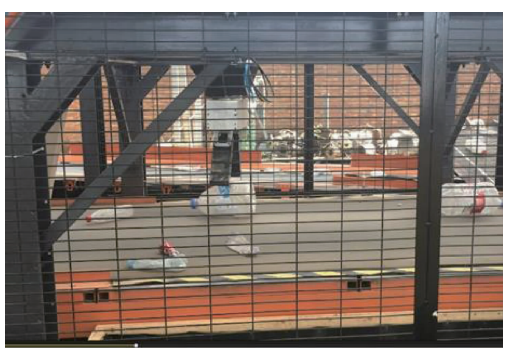


图 12　连续物体分拣

Fig. 12　Sorting of continuous materials

表 6　顺序规划算法与贪心策略规划算法分拣时间

Table 6　Time consumed by sequence planning algorithm and greedy strategy planning algorithm

序号	耗时/ms	
	贪心策略规划算法	顺序规划算法
1	1 720	1 925
2	1 810	2 150
3	1 680	2 255
4	1 540	2 065
5	1 775	1 910
6	1 620	2 255
7	1 735	1 910
8	1 630	1 785
9	1 715	1 785
10	1 760	1 775
平均	1 698.5	1 971.5

4　结　论

1）本文算法引入时间窗口,对平面分布式连续流物体进行划分,将规划目标物体范围由整个输送范围缩小到单个区域中,降低了复杂度,缩短了计算时间,适合长时间的分拣任务。

2）考虑分拣遗漏风险和物体分布密度,设计了评估函数,更贴近实际分拣场景,增强了本文算法的实用性。

3）本文算法相对于传统的顺序规划算法,平均分拣时间减少约 13.8%,减少了分拣任务的执行时间,提高了分拣效率。

优化算法并将其应用于双机器人分拣系统以提高双机器人协调分拣的效率是下一步的工作重点。

参考文献（References）

[1] 王田苗,陶永. 我国工业机器人技术现状与产业化发展战

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

略[J]. 机械工程学报,2014,50(9):1-13.
WANG T M,TAO Y. Research status and industrialization development strategy of Chinese industrial robot[J]. Journal of Mechanical Engineering,2014,50(9):1-13(in Chinese).

[2] 赵京,张自强,郑强,等. 机器人安全性研究现状及发展趋势[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(7):1347-1358.
ZHAO J,ZHANG Z Q,ZHENG Q,et al. Research status and development trend of robot safety[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(7):1347-1358.

[3] SKINDEROWICZ R. An improved ant colony system for the sequential ordering problem[J]. Computers & Operations Research,2017,86:1-17.

[4] DAHAN F,HINDI E,MATHKOUR A,et al. Dynamic flying ant colony optimization (DFACO) for solving the traveling salesman problem[J]. Sensors,2019,19(8):1-28.

[5] HUANG R H,YU T H. An effective ant colony optimization algorithm for multi-objective job-shop scheduling with equal-size lot-splitting[J]. Applied Soft Computing,2017,57:642-65.

[6] BAYKASOGLU A,SENOL M E. Weighted superposition attraction algorithm for combinatorial optimization[J]. Expert Systems with Applications,2019,138:1-15.

[7] PAUL B,NIELS A,MARIE S. Dynamic programming approaches for the traveling salesman problem with drone[J]. Networks,2018,72(4):528-542.

[8] WANG L,CAI R,LIN M,et al. Enhanced list-based simulated annealing algorithm for large-scale traveling salesman problem[J]. IEEE Access,2019,7:144366-144380.

[9] QIAO J,HU Z,LI W. Hysteretic noisy frequency conversion sinusoidal chaotic neural network for traveling salesman problem[J]. Neural Computing and Applications,2019,31(11):7055-7069.

[10] LIU C F,ZHANG Y X. Research on MTSP problem based on simulated annealing[C]// International Conference on Information Science and System. New York:ACM,2018:283-285.

[11] GAO W. New ant colony optimization algorithm for the traveling salesman problem[J]. International Journal of Computational Intelligence Systems,2020,13(1):44-45.

[12] 魏彤,龙琛. 基于改进遗传算法的移动机器人路径规划[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(4):703-711.
WEI T,LONG C. Path planning for mobile robot based on improved genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(4):703-711(in Chinese).

[13] 贺磊盈,杨太玮,武传宇,等. 基于贪心遗传算法的穴盘苗补栽路径优化[J]. 农业机械学报,2017,48(5):36-43.
HE L Y,YANG T W,WU C Y,et al. Optimization of replugging tour planning based on greedy genetic algorithm[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery,2017,48(5):36-43(in Chinese).

[14] BOUDJEDIR C E,BOURI M,BOUKHETALA D. Iterative learning control for trajectory tracking of a parallel Delta robot[J]. Automatisierungstechnik,2019,67(2):145-156.

[15] LIU C,CAO G H,QU Y Y,et al. An improved PSO algorithm for time-optimal trajectory planning of Delta robot in intelligent packaging[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2020,107(3-4):1091-1099.

[16] LIANG X,SU T. Quintic Pythagorean-Hodograph curves based trajectory planning for Delta robot with a prescribed geometrical constraint[J]. Applied Sciences,2019,9(21):1-14.

[17] KANSAL S,MUKHERJEE S. Automatic single-view monocular camera calibration-based object manipulation using novel dexterous multi-fingered Delta robot[J]. Neural Computing and Applications,2019,31(7):2661-2678.

[18] LIU Y N,HU T L,NI H P,et al. Design of a PC-based open industrial robot control system integrated with real-time machine vision[C]// Symposium on Advanced Robotics and Automation. Piscataway:IEEE Press,2018:1-6.

[19] CORONADO E,MANA M,CARDENAS A,et al. Vision-based control of a Delta parallel robot via linear camera-space manipulation[J]. Journal of Intelligent & Robotic System,2017,85(1):93-106.

[20] ZHANG H,SU T,WU S,et al. Simultaneous path planning and trajectory optimization for high-speed sorting system[J]. International Journal of Advanced Robotic Systems,2018,15(5):1-13.

[21] DENAVIT J,HARTENBERG R S. A kinematic notation for low-pair mechanisms based on matrices[J]. Journal of Applied Mechanics,1955,22(2):215-221.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Dynamic sorting planning of Cartesian robot based on greedy strategy

CHEN Lin, BI Shusheng, LI Dazhai*, LIN Chuang, OUYANG Tong

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: An improved greedy strategy planning algorithm for continuous robot sorting is proposed for the problem that the efficiency is low when traditional sequential sorting algorithm is applied to sort dynamically materials with Cartesian robot. Kinematic model of the Cartesian robot was established to ensure that materials can be accurately picked up. Time window was designed to divide the continuous flow materials on the conveyor belt into regions one by one, and the greedy strategy was applied to plan the sorting sequence of materials in the same time window. Cost function was designed to improve the greedy strategy considering the risk of missing materials in the sorting, which enhances the practicality of the algorithm. Simulation environment was designed to simulate the algorithm, and the sorting experiment was carried out using the designed robot platform to verify the feasibility and effectiveness of the algorithm. Experiments show that the algorithm can plan an effective sorting path in the actual sorting operation of the robot. The average sorting distance and sorting time are both smaller than the sequence planning algorithm, which improves the efficiency of robot sorting for continuous moving materials in the plane. The algorithm, with good real-time performance and strong practicability, has certain guiding significance for the research on the optimization of the sorting path in the case of dynamic sorting with Cartesian robot.

Keywords: dynamic sorting; Cartesian robot; sorting planning; greedy strategy; materials sorting

北京航空航天大学学报

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-30; **Accepted**: 2021-03-05; **Published online**: 2021-04-01 09:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210401.0909.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51675015)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0678

全下文载

基于熵理论的复杂装备费用测算模型

魏东涛[1,2], 刘晓东[1,*], 丁刚[1], 陈玉金[1]
(1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051; 2. 空军勤务学院 航材四站系, 徐州 221000)

摘 要: 为了提高航空器、飞机等大型复杂装备的费用预测精度,根据相似信息优先原理和熵理论,将相似装备的选取看作是一个信息融合的过程,引入距离熵和灰关联熵,构建综合相似度指标来度量装备样本与待预测装备之间的相似程度,对不同样本进行赋权,建立加权最小二乘法对装备费用进行预测。针对装备样本数量小于参数数量的情形,通过构建装备参数对费用的驱动效应矩阵及计算相应熵权,选择熵权较大的参数作为测算模型的自变量。通过实例对比分析,表明基于熵理论的加权回归测算模型具有较高的预测精度和稳定性。

关 键 词: 复杂装备; 距离熵; 灰关联熵; 驱动效应; 熵权
中图分类号: V267
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0816-08

随着新技术、新材料、新工艺大量应用于航天器、飞机等大型复杂装备的研发,装备寿命周期费用增长迅速。费用预测是装备经费配置的重要基础,预测精度的高低直接影响着装备经费的总量规模和绩效水平。为有效控制费用增长,合理规划装备经费投向投量,在复杂装备采办的各个阶段需进行准确的费用预测,为经费配置和决策权衡提供参考。

目前,常用的费用预测方法主要有专家法、类比法、参数法、工程法等[1-4]。随着预测理论与技术的不断发展,一些新的估算方法,如灰色理论[5]、极大熵理论[6]、支持向量机[7]、案例推理[8]和组合预测模型[9]等也应用于装备费用预测中,取得了较好的预测效果。但不同费用预测方法使用的时机与条件不尽相同,如工程法预测精度高,但对样本量要求多,适用于设计细节清晰的后期研发阶段,在立项论证初期较少使用;参数法通过建立费用与装备参数的函数关系,避免了对复杂装备构型细节的分析,适用于对装备设计方案的重要组成部分或整个装备费用进行估算,但费用预测精度受建模方法、数据类型、数据规模等因素影响很大。灰色理论是针对费用预测中数据、模型信息不完全,构建具有部分微分、部分差分性质的模型[10-11],来预测费用的发展趋势,优点是避免了小样本的限制,不足是模型的构建有严格的限制条件[12]。

由于影响复杂装备费用的因素较多,传统的基于统计分析获得费用估算模型的方法需要大量的成本数据做支撑。但由于管理费用、能源消耗等统计数据缺乏,工时、材料、生产工艺等数据难以获取,复杂装备费用的预测往往面临小样本、贫信息等困境,导致部分预测方法难以取得理想效果。文献[13]提出相似信息优先原理,与分析对象相似度高的信息对认知的作用大于与分析对象相似度低的信息。现有判断装备相似的方法主要有距离法、余弦相似度、灰色关联分析法等方法,但这些方法对影响费用的诸多不确定因素分析较少。由于装备信息的不可靠或不完整,需要利用已有信息获得更多有价值、客观的信息量。熵作为一种对系统不确定状态的度量方法,能有效降

收稿日期: 2020-12-04; **录用日期**: 2021-02-25; **网络出版时间**: 2021-03-16 16:32
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210316.1611.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(52074309)
* **通信作者**. E-mail: xdliu6609@qq.com

引用格式: 魏东涛, 刘晓东, 丁刚, 等. 基于熵理论的复杂装备费用测算模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 816-823.
WEI D T, LIU X D, DING G, et al. Complex equipment cost estimation model based on entropy theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 816-823 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

低主观因素对决策结果的影响[14]，在信息处理方面得到广泛应用。

因此，为充分挖掘样本信息，融合影响费用的诸多不确定因素，本文针对小样本、贫信息的装备样本，根据相似信息优先原理和熵理论，提出一种基于熵理论的复杂装备费用测算模型，通过实例对比分析，验证了测算模型的可行性和有效性。

1　复杂装备费用测算模型

1.1　熵 理 论

在统计物理学中，熵表示系统的紊乱程度，系统越有序，熵就越小。如果将复杂装备相似度看作是多信息（分子）融合系统，装备特征参数看作是该系统中分子，通过减少分子与其他分子个体间的距离及与分子总体的距离以达到系统稳定性，此时系统的总熵最小、信息量最大，有利于对装备相似度进行判别。

在信息论中，熵是信息含量的度量，指标变异度越大，其信息量也就越大。复杂装备相似度可以通过选取若干不同类型的特征参数从不同视角进行分析，通过计算特征参数之间的欧氏距离，从局部视角来反映装备相似度，通过判断特征参数序列在空间中的几何形状的相似程度，从全局视角反映装备的整体相似度。因此，为了对装备相似度进行较为全面的分析，需综合考虑参数欧氏距离和参数序列几何相似度，即根据熵理论从局部和全局的角度分析装备之间相似度。

1.2　基于熵理论的装备综合相似度

设有 n 个复杂装备样本，每个样本有 m 个参数 $y_1,y_2,\cdots,y_m$，x_{ij} 表示样本 A_i 关于参数 y_j 的指标数据，$c_i(i=1,2,\cdots,n)$ 表示样本费用，样本的指标矩阵如下：

$$\begin{array}{c} \\ A_1 \\ A_2 \\ \vdots \\ A_n \\ A_0 \end{array}\begin{array}{c} \begin{array}{cccccc} y_1 & y_2 & \cdots & y_m & \end{array} \\ \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1m} & c_1 \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2m} & c_2 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nm} & c_n \\ x_{01} & x_{02} & \cdots & x_{0m} & c_0 \end{bmatrix} \end{array}$$

式中：A_0 表示待预测费用的复杂装备，已知其参数指标 $x_{01},x_{02},\cdots,x_{0m}$。

为消除参数 $y_j(j=1,2,\cdots,m)$ 量纲对费用预测结果的影响，采用 min-max 标准化方法，即

$$x'_{ij}=\frac{x_{ij}-x_{j,\min}}{x_{j,\max}-x_{j,\min}} \tag{1}$$

式中：$x_{j,\max}$、$x_{j,\min}$ 分别为 n 个样本关于参数 y_j 的最大值、最小值。

定义 1　样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_j 的欧氏距离为

$$d_{ij}=\begin{cases}|x'_{0j}-x'_{ij}| & x'_{0j}\neq x'_{ij}\\ 0 & x'_{0j}=x'_{ij}\end{cases} \tag{2}$$

式中：x'_{ij}、x'_{0j} 分别为样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_j 的归一化参数值。

计算样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_j 欧氏距离的比重 p^1_{ij}：

$$p^1_{ij}=\frac{d_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}d_{ij}} \tag{3}$$

定义 2　样本 A_i 与 A_0 的距离熵为

$$H^d_{i0}=\begin{cases}-\dfrac{1}{\ln m}\displaystyle\sum_{j=1}^{m}\frac{d_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}d_{ij}}\ln\left(\frac{d_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}d_{ij}}\right) & d_{ij}\neq 0\\ 0 & d_{ij}=0\end{cases} \tag{4}$$

距离熵是欧氏距离和信息熵相结合的方法[15-17]，克服了欧氏距离未考虑指标间不同量纲对分析结果影响的缺陷。距离熵越大，则表示样本 A_i 中各参数出现可能性越接近，即 A_i 与 A_0 的距离信息越相似，二者之间的相似程度也就越高。

定义 3　样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_j 的灰色关联系数为

$$\gamma_{ij}=\frac{\min\limits_{i}\min\limits_{j}|x'_{ij}-x'_{0j}|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}|x'_{ij}-x'_{0j}|}{|x'_{ij}-x'_{0j}|+\rho\max\limits_{i}\max\limits_{j}|x'_{ij}-x'_{0j}|} \tag{5}$$

式中：$\rho\in[0,1]$ 为分辨系数。

灰色关联分析是对系统发展态势整体进行分析的方法，γ_{ij} 可以部分地表征装备之间的相似程度[18-20]。γ_{ij} 与欧氏距离 d_{ij} 表达的含义正好相反，参照距离熵相关定义，采用 $1/\gamma_{ij}$ 表征参数 y_j 的信息量。

计算样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_i 灰色关联信息的比重 p^2_{ij}：

$$p^2_{ij}=\frac{1/\gamma_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}1/\gamma_{ij}} \tag{6}$$

定义 4　样本 A_i 与 A_0 灰关联熵为

$$H^\gamma_{i0}=-\frac{1}{\ln m}\sum_{j=1}^{m}\frac{1/\gamma_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}1/\gamma_{ij}}\ln\left(\frac{1/\gamma_{ij}}{\sum_{j=1}^{m}1/\gamma_{ij}}\right) \tag{7}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

灰关联熵是灰色关联分析与信息熵相结合的方法[21]，灰关联熵值越大，表示样本 A_i 与 A_0 的指标序列关联性越强，则 A_i 与 A_0 变化态势信息越接近，二者之间的相似程度越高。

定义 5 样本 A_i 与 A_0 的综合相似度为

$$R_{i0} = \lambda H_{i0}^{d} + (1-\lambda) H_{i0}^{\gamma} \tag{8}$$

式中：λ 为加权系数。综合相似度表征样本 A_i 与 A_0 的整体相似度，样本 A_i 与 A_0 的综合相似度越大，A_i 的信息越能较好反映 A_0 的真实情况。

定理 1 当样本的参数指标发生仿射变换，即 $(\hat{x}_{1j}, \hat{x}_{2j}, \cdots, \hat{x}_{nj}, \hat{x}_{0j}) = a_1(x_{1j}, x_{2j}, \cdots, x_{nj}, x_{0j}) + b_1$，若分辨系数 ρ、加权系数 λ 取固定值，则样本 A_i 与的 A_0 综合相似度保持不变。

证明 若样本的参数指标发生仿射变换，采用 min-max 标准化方法对指标数据进行预处理：

$$\hat{x}'_{ij} = \frac{a_1 x_{ij} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)}{(a_1 x_{j,\max} + b_1) - (a_1 x_{j,\min} + b_1)} = \frac{x_{ij} - x_{j,\min}}{x_{j,\max} - x_{j,\min}} = x'_{ij}$$

即样本 A_i 与 A_0 经 min-max 标准化后数值保持不变。

样本 A_i 与 A_0 关于参数 y_j 欧氏距离的比重为

$$\hat{p}_{ij}^{1} = \frac{\hat{d}_{ijij}}{\sum_{j=1}^{m} \hat{d}_{ij}} = \frac{|a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)|}{\sum_{j=1}^{m} |a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)|} = p_{ij}^{1}$$

即样本 A_i 与 A_0 各参数欧氏距离比重保持不变，可推导出距离熵不变。

样本 A_i 与 A_0 灰关联系数为

$$\hat{\gamma}_{ij} = \frac{\min\limits_i \min\limits_j |a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)|}{|a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |a_1 x_{0j} + b_1 - (a_1 x_{j,\min} + b_1)|} = \frac{\min\limits_i \min\limits_j |x'_{ij} - x'_{0j}| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |x'_{ij} - x'_{0j}|}{|x'_{ij} - x'_{0j}| + \rho \max\limits_i \max\limits_j |x'_{ij} - x'_{0j}|} = \gamma_{ij}$$

当分辨系数 ρ 取固定值时，样本 A_i 与 A_0 的灰关联系数的数值不变，依据式(5)可推导出样本 A_i 与 A_0 的灰关联信息比重、灰关联熵的数值保持不变。

当加权系数 λ 取固定值时，样本 A_i 与 A_0 的综合相似度 $\hat{R}_{i0} = \lambda \hat{E}_{i0}^{d} + (1-\lambda) \hat{E}_{i0}^{\gamma}$ 保持不变。

证毕

定理 1 说明，当分辨系数 ρ、加权系数 λ 取固定值时，样本参数指标发生仿射变换并不影响样本之间的综合相似度。

1.3 样本量 n 大于装备参数 m 的情况

假设复杂装备的费用 c_i 与参数 $y_1, y_2, \cdots, y_m$ 存在线性关系，即

$$c_i = \beta_0 + \beta_1 x_{i1} + \beta_2 x_{i2} + \cdots + \beta_m x_{im} + \varepsilon_i \quad i = 1, 2, \cdots, m$$

式中：ε_i 为误差。

矩阵表示为

$$\boldsymbol{C} = \boldsymbol{X}\boldsymbol{\beta} + \boldsymbol{\varepsilon} \tag{9}$$

式中：

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ \vdots \\ c_n \end{bmatrix} \quad \boldsymbol{X} = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1m} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2m} \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nm} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\beta} = \begin{bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_m \end{bmatrix} \quad \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \vdots \\ \varepsilon_n \end{bmatrix}$$

当 $n > m+1$ 时，费用测算模型中的未知参数 $\boldsymbol{\beta}$ 可以采用最小二乘法进行估计。

证明 最小二乘法矩阵表达式为 $\boldsymbol{\beta} = (\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X})^{-1}\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{y}$，该方法使用的前提条件为：矩阵 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 可逆，即 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 满秩。

假设 1 复杂装备费用预测模型中的系数矩阵 $\boldsymbol{X}_{n\times(m+1)}$，其中，$n$ 为样本装备数量，m 为参数数量，则 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 是 $(m+1)\times(m+1)$ 矩阵，$\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 满秩的条件是 $\mathrm{rank}(\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}) = m+1$。根据矩阵理论，

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 个矩阵相乘的秩小于等于其中任意一个矩阵的秩,矩阵的秩小于等于其行数和列数,则有

$$\mathrm{rank}(\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}) \leqslant \mathrm{rank}(\boldsymbol{X}) \leqslant \min(m+1, n)$$

如果 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X}$ 满秩,有以下必要条件:

1) $n \geqslant m+1$,即装备数量 n 不小于 $m+1$。

2) $\mathrm{rank}(\boldsymbol{X}) = m+1$,即 $\boldsymbol{X}$ 的列向量线性无关。

根据必要条件 1),当 $n > m+1$ 时,使用最小二乘法对未知参数进行估计。 **证毕**

由于样本 $A_1, A_2, \cdots, A_n$ 与综合相似程度不尽相同,根据相似信息优先原理,在费用预测时与 A_0 综合相似度较大的样本,在测算模型中应赋予较大权重。即设:

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon} = \sum_{i=1}^{n} \omega_i (\beta_0 + \beta_1 x_{i1} + \beta_2 x_{i2} + \cdots + \beta_m x_{im} - c_i)^2 \tag{10}$$

使 $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}$ 最小的参数 $\boldsymbol{\beta}$ 满足:

$$\boldsymbol{\beta} = (\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}\boldsymbol{X})^{-1}\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}\boldsymbol{C} \tag{11}$$

式中:

$$\boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} \omega_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \omega_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \omega_n \end{bmatrix}$$

其中:ω_i 为样本 A_i 与 A_0 的综合相似权重,即

$$\omega_i \frac{R_{i0}}{\sum_{i=1}^{n} R_{i0}} \tag{12}$$

综上,基于熵理论的加权多元回归建模的步骤如下:

步骤 1　取分辨系数 $\rho = 0.5$,加权系数 $\lambda = 0.5$,分别计算样本 $A_1, A_2, \cdots, A_n$ 与待预测装备 A_0 的距离熵、灰关联熵、综合相似度。

步骤 2　计算样本 $A_1, A_2, \cdots, A_n$ 与待预测装备 A_0 的综合相似权重。

步骤 3　利用加权最小二乘法估计未知参数 β,得到估计值 $\hat{\beta}$。

步骤 4　采用回归预测模型 $c_0 = \hat{\beta}_0 + \hat{\beta}_1 x_{01} + \hat{\beta}_2 x_{02} + \cdots + \hat{\beta}_m x_{0m}$ 预测 A_0 的费用。

1.4　样本量 n 不大于装备参数 m 的情况

对于小样本数据,当 $n \leqslant m$ 时,不能采用 1.3 节中的方法进行求解,需要对装备参数进行筛选,选择对费用影响较大的指标作为回归模型自变量,当样本量 n 大于参数 m 时,采用 1.3 节方法进行预测。

权重是反映参数重要性的度量指标,主要包括主观赋权法、客观赋权法、主客观赋权法等。其中,熵权法是一种客观赋权的方法,基本思想是根据指标变异程度的大小来确定参数客观权重[22]。

定义 6　设 $\bar{c} = \frac{\sum_{i=1}^{n} c_i}{n}, \bar{x}_j = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_{ij}}{n}, \frac{c_i}{\bar{c}} - 1$ 表示成本 c_i 在其均值周围波动大小,$\frac{x_{ij}}{\bar{x}_j} - 1$ 表示参数 y_j 在其均值周围波动的大小,$u_{ij} = \left| \left(\frac{x_{ij}}{\bar{x}_j} - 1 \right) \Big/ \left(\frac{c_i}{\bar{c}} - 1 \right) \right|$(如果 $\frac{c_i}{\bar{c}} - 1 = 0$,则 $u_{ij} = \frac{x_{ij}}{\bar{x}_j} - 1$)为指标 x_{ij} 对成本 c_i 的驱动效应。

参数 x_j 的量纲不影响 u_{ij} 的计算,u_{ij} 越大,表示 x_{ij} 对成本 c_i 驱动效应越大。

参数 y_j 的熵权计算步骤如下:

步骤 1　计算装备指标 x_{ij} 对成本的驱动效应矩阵。

步骤 2　对成本驱动效应矩阵进行标准化处理,即

$$u'_{ij} = \frac{u_{ij}}{\sum_{i=1}^{n} u_{ij}}$$

步骤 3　计算参数 y_j 在成本驱动效应中的比重 p_{ij}^3:

$$p_{ij}^3 = \frac{u_{ij}}{\sum_{i=1}^{n} u_{ij}}$$

步骤 4　计算参数 y_j 的信息熵:

$$H_j = -\frac{1}{\ln n} \sum_{i=1}^{n} p_{ij} \ln p_{ij}$$

假定当 $p_{ij} = 0$ 时,$H_j = 0$。

步骤 5　计算参数 y_j 的熵权:

$$\varphi = \frac{1 - H_j}{n - \sum_{j=1}^{n} H_j}$$

熵权反映了各个参数对成本驱动效应中所占地位或所起作用,因此,在选取装备参数时,应选取熵权较大的参数作为多元回归的自变量。为实现对已有信息的最大挖掘和利用,选择参数的个数比样本量少 2 个即可[6]。当 $n > m$ 时,采用 1.3 节的步骤 2 ~ 步骤 4,预测装备费用。

2　实例分析

1) 例 1。选择和文献[13]相同的实例,数据如表 1 所示。A ~ J 型号飞作为装备样本,K 型号飞机为待预测费用的装备,x_i($i = 1, 2, \cdots, 7$)为样本参数。采用 1.2 节中的建模方法,经计算,A ~ J

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

号飞机与 K 型号飞机的综合相似度分别为：0.102、0.102、0.099、0.100、0.099、0.101、0.098、0.099、0.102、0.098。费用测算模型为：$c = -48\,125.7 + 6\,099.6x_1 - 3.7x_2 - 24.2x_3 - 75.3x_4 + 597.8x_5 + 16.5x_6 + 2.6x_7$。结果对比如表 2 所示。

表 1 机体研制费用数据

Table 1 Airframe development cost data

飞机型号	研制周期 x_1/a	机体空重 x_2/kg	最大平飞速度 x_3/(km·h^{-1})	作战半径 x_4/m	爬升率 x_5/(m·s^{-1})	外挂质量 x_6/kg	机体首翻期 x_7/h	研制费用 c/万元
A	5	3 650	1 450	400	125	1 500	600	4 167
B	7	4 170	1 320	400	115	1 000	800	4 516
C	7	3 830	2 180	400	135	1 500	800	6 549
D	7	4 470	2 260	420	150	1 500	1 000	8 457
E	6	4 060	2 180	400	150	1 500	1 000	7 613
F	7	5 530	1 240	400	106	1 500	800	4 877
G	10	6 850	2 340	750	180	2 000	1 000	17 138
H	9	7 430	2 340	800	200	2 500	1 200	25 631
I	9	7 750	2 340	930	220	2 500	1 200	31 263
J	14	12 160	1 880	850	200	3 500	1 200	63 674
K	18	6 780	2 130	1 250	235	6 000	2 000	166 340

表 2 四种预测方法的结果比较

Table 2 Comparison of results of four prediction methods

飞机型号	实际费用/万元	多元回归预测费用值[23]/万元	BP 网络预测费用值[23]/万元	相似信息优先方法预测费用值[13]/万元	本文预测值/万元
K	166 340	101 030	129 250	133 835	13 5871
预测误差/%		39.26	22.29	19.54	18.31

与文献[13,25]的预测方法相比，基于熵理论的加权回归测算模型预测精度更高，预测误差为 18.31%，误差控制在 30% 以内，即基于熵理论的费用预测方法是可行的[20]。

2）例 2。选择和文献[24]相同的实例，数据如表 3 所示。A-6E ~ FB-111A 型号飞机为装备样本，预测 F-14A、A-7E、F-111E 等 3 种型号飞机的机载电子设备费用。x_i(i = 1,2,3,4)为样本参数，采用 1.2 节中的建模方法，分别计算各样本与待预测样本的综合相似度，分别建立各机型的机载电子设备费用测算模型。

结果对比如表 4 所示。

表 3 机载电子设备费用样本

Table 3 Sample of airborne electronic equipment cost

飞机型号	首飞时间 x_1/a	质量 x_2/kg	体积 x_3/m^3	功率 x_4/kW	实际平均费用 c/(10^3 美元)
A-6E	70	624.25	0.569 1	6.4	1 069
A-7D	68	508.93	0.710 1	10.5	669
F-4D	65	790.41	0.843	8.2	582
A-10A	72	265.14	0.239 4	3.1	315
E-4E	67	566.14	0.677 3	5.3	662
F-4J	66	1 021.05	0.982 4	19.4	1 329
F-15A	72	717.32	0.833 1	22.5	2 488
F-111A	64	805.4	0.877 4	5.6	1 267
F-111D	68	1 068.72	0.910 2	12.5	2 392
F-111A	71	933.88	1.061 1	8.9	1 577
FB-111A	70	1 136.36	1.343 2	7.9	1 965
F-14A	70	998.35	1.062 8	29.4	2 383
A-7E	68	653.76	0.841 3	8.3	828
F-111E	69	987	1.105 4	8.9	1 564

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 4　三种预测方法的结果比较

Table 4　Comparison of results of three prediction methods

飞机型号	实际平均费用/(10^3 美元)	预测费用值/(10^3 美元)			平均相对预测误差/%		
		回归预测[24]	支持向量机预测[24]	本文方法预测	回归预测[24]	支持向量机预测[24]	本文方法预测
F-14A	2 383	2 182	2 465	2 695.8			
A-7E	828	708	1 114	922.4	24.9	19.1	11.1
F-111E	1 564	753	1 867	1 701.8			

从表 4 可看出,基于熵理论的回归预测模型对 3 种型号飞机的预测误差分别为 13.1%、11.4%、8.8%,平均相对预测误差为 11.1%,低于回归预测法平均相对误差 24.9% 和支持向量机预测法平均相对误差 19.1%,说明基于熵理论的加权回归测算模型具有较高的准确性和良好的稳定性。

3)例 3。选择与文献[6]相同的实例,数据如表 5 所示。A ~ H 型号的运输机为装备样本,预测 I 型号运输机的费用,$x_i(i=1,2,\cdots,8)$ 为样本参数,由于样本量小于装备参数个数,采用 1.3 节方法筛选自变量,经计算,参数的熵权分别为:0.030 2、0.142 5、0.035 0、0.051 6、0.225 3、0.187 9、0.225 3、0.102 2,其中,最大起飞重量、机高等参数的熵权相对较小,表示其对成本驱动效应较小,在预测模型中的地位综合考虑专家意见,最大起飞重量(x_1)、机高(x_3)不作为回归预测的自变量,选取机身长(x_2)、起飞距离(x_4)、满油航程(x_5)、最大平飞速度(x_6)、空重(x_7)、载油量(x_8)为自变量,经计算,A ~ H 型号飞机与 I 型号飞机的综合相似度分别为:0.117 0、0.130 8、0.131 7、0.127 2、0.132 0、0.113 3、0.119 7、0.128 4。费用预测模型为:$c = 25\ 645.5 - 523.3x_2 + 10.3x_4 - 4.6x_5 - \frac{1}{n}15.2x_6 + 0.4x_7 + 1.7x_8$。

结果对比如表 6 所示。

表 5　运输机性能数据与费用

Table 5　Performance data and price of transport aircraft

飞机型号	最大起飞重量 x_1/kg	机身长 x_2/m	机高 x_3/m	起飞距离 x_4/m	满油航程 x_5/km	最大平飞速度 x_6/(m·s^{-1})	空重 x_7/kg	载油量 x_8/kg	费用/万元
A	13 494	23.5	8.43	867	4 262	425	6 597	5 683	6 666.7
B	6 849	14.39	4.57	987	3 701	746	3 655	2 640	3 624.3
C	9 979	16.9	5.12	1 581	4 679	874	5 357	3 350	6 569.9
D	5 670	13.34	4.57	536	3 641	536	3 656	1 653	5 586.23
E	63 503	39.75	9.3	1 859	6 764	925	33 183	21 273	27 768.8
F	22 000	29.87	6.75	1 200	2 870	907	34 360	5 500	17 575.2
G	21 500	27.17	7.65	1 050	2 000	580	12 200	5 000	18 137.6
H	70 310	29.79	11.66	1 091	7 876	602	36 300	36 300	50 476
I	21 000	24.615	7.3	1 300	3 700	819.2	11 700	6 000	14 250

表 6　不同预测方法的结果比较

Table 6　Comparison of results of different prediction methods

飞机型号	实际费用/万元	偏最小二乘回归预测费用值[2]/万元	逐步多元回归预测费用值[6]/万元	极大熵预测费用值[6]/万元	本文方法预测费用值/万元
I	14 250	13 760	13 680	14 530.27	14 016
相对误差/%		3.44	4	1.97	1.64

基于熵理论的加权回归测算模型和其他 3 种预测方法的误差(1.64%,3.44%,4%,1.97%)均达到了较高预测要求,且基于熵理论的加权回归测算模型预测精度更高。

综合本文中 3 个算例的分析结果,基于熵理论的复杂装备费用测算模型具有较高的精度和稳定性。

3　结　论

针对小样本、贫信息的复杂装备费用预测,从熵的角度分析了装备样本与待预测装备的相似程度和参数对费用驱动效应的熵权大小。

当样本量大于装备参数时,通过计算综合相似度、综合相似权重,建立加权最小二乘回归预测模型。

当样本量不大于装备参数时,通过构建参数对成本驱动效应矩阵,选择熵权较大的参数作为预测模型的自变量,当选择参数的个数比样本量少 2 个时,可以建立加权最小二乘回归预测模型。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通过实例分析,基于熵理论的加权回归测算模型的预测精度较高,相对稳定。

本文提出的基于熵理论的加权回归测算模型是一种可行、有效的预测的方法,拓展和补充了现有复杂装备费用预测方法,具有一定的理论和应用价值。

参考文献(References)

[1] 史志富,张安,王卫华,等. 导弹武器系统费用的模糊估算模型研究[J]. 模糊系统与数学,2006,20(2):153-157.
SHI Z F,ZHANG A,WANG W H,et al. Research on fuzzy estimation model of missile weapon system cost[J]. Fuzzy Systems and Mathematics,2006,20(2):153-157(in Chinese).

[2] 解建喜,宋笔锋,刘东霞,等. 基于灰色关联分析理论和等工程价值比方法的飞行器研制生产费用研究[J]. 兵工学报,2007,28(2):223-227.
XIE J X,SONG B F,LIU D X,et al. Research on aircraft development and production costs based on grey relational analysis theory and equivalent engineering value ratio method[J]. Acta Armamentarii,2007,28(2):223-227(in Chinese).

[3] 姜鹏,郭铜修,孟德运,等. 基于 PLSR-CER 模型的大飞机成本风险控制[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(3):425-430.
JIANG P,GUO T X,MENG D Y,et al. Cost risk control of large aircraft based on PLSR-CER model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012,44(3):425-430(in Chinese).

[4] 王骏,罗鹏程,周经伦,等. 军用飞机出厂费用估算方法研究进展综述[J]. 系统工程与电子技术,2017,39(9):2012-2021.
WANG J,LUO P C,ZHOU J L,et al. Overview of the research progress of military aircraft ex-factory cost estimation methods[J]. Systems Engineering and Electronics,2017,39(9):2012-2021(in Chinese).

[5] 吴利丰,于亮,文朝霞. 预测复杂装备研制费用的 GM(0,N)模型[J]. 中国管理科学,2019,27(7):203-207.
WU L F,YU L,WEN Z X. GM(0,N) model for forecasting the development cost of complex equipment[J]. China Management Science,2019,27(7):203-207(in Chinese).

[6] 方世力,吴利丰,刘思峰,等. 复杂装备费用驱动因子识别的效应比重极大熵模型[J]. 系统工程,2014,32(10):149-153.
FANG S L,WU L F,LIU S F,et al. Effective weight maximum entropy model for identification of cost driving factors of complex equipment[J]. System Engineering,2014,32(10):149-153(in Chinese).

[7] 钟诗胜,付旭云,胡淑荣. 小样本条件下航空装备费用预测[J]. 哈尔滨工业大学学报,2011,43(5):52-55.
ZHONG S S,FU X Y,HU S R. Aviation equipment cost forecast under small sample conditions[J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2011,43(5):52-55(in Chinese).

[8] 付雅芳,刘晓东,李延杰,等. 基于遗传算法和案例推理的软件费用估算方法[J]. 计算机工程与应用,2012,48(8):86-91.
FU Y F,LIU X D,LI Y J,et al. Software cost estimation method based on genetic algorithm and case-based reasoning[J]. Computer Engineering and Applications,2012,48(8):86-91(in Chinese).

[9] 蔡伟宁,方卫国. 飞机研制费用的组合预测方法[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(8):1573-1579.
CAI W N,FANG W G. Combination forecasting method of aircraft development cost[J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(8):1573-1579(in Chinese).

[10] 刘思峰,杨英杰,吴利丰,等. 灰色系统理论及其应用[M]. 7 版. 北京:科学出版社,2014:140-168.
LIU S F,YANG Y J,WU L F,et al. Grey system theory and its application[M]. 7th ed. Beijing:Science Press,2014:140-168(in Chinese).

[11] 邓聚龙. 灰色系统理论教程[M]. 武汉:华中理工大学出版社,1990:1-20.
DENG J L. Gray system theory course[M]. Wuhan:Huazhong University of Science and Technology Press,1990:1-20(in Chinese).

[12] 罗党,王小雷,孙德才,等. 含时间周期项的离散灰色 DGM(1,1,T)模型及其应用[J]. 系统工程理论与实践,2020,40(10):2737-2746.
LUO D,WANG X L,SUN D C,et al. Discrete gray DGM(1,1,T) model with time period term and its application[J]. Systems Engineering Theory and Practice,2020,40(10):2737-2746(in Chinese).

[13] 吴利丰,刘思峰,方世力,等. 相似信息优先的复杂装备费用测算模型[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(10):2024-2028.
WU L F,LIU S F,FANG S L,et al. Complicated equipment cost estimation model with similar information priority[J]. Systems Engineering and Electronic Technology,2014,36(10):2024-2028(in Chinese).

[14] 韩其松,余敏建,高阳阳,等. 云模型和距离熵的 TOPSIS 法空战多目标威胁评估[J]. 火力与指挥控制,2019,44(4):136-141.
HAN Q S,YU M J,GAO Y Y,et al. TOPSIS air combat multi-target threat assessment based on cloud model and distance entropy[J]. Fire Power and Command Control,2019,44(4):136-141(in Chinese).

[15] 管清云,陈雪龙,王延章. 基于距离熵的应急决策层信息融合方法[J]. 系统工程理论与实践,2015,35(1):216-227.
GUAN Q Y,CHEN X L,WANG Y Z. Emergency decision-level information fusion method based on distance entropy[J]. System Engineering Theory and Practice,2015,35(1):216-227(in Chinese).

[16] 左静,帅斌,何凯妮,等. 基于改进熵权聚类 SVD 的铁路应急救援辅助决策方法[J]. 铁道学报,2017,39(8):18-26.
ZUO J,SHUAI B,HE K N,et al. Railway emergency rescue aid decision-making method based on improved entropy weight clustering SVD[J]. Journal of the China Railway Society,2017,39(8):18-26(in Chinese).

[17] 左静,帅斌,黄文成. 改进距离熵权 MULTIMOORA 的铁路应急救援方案搜索[J]. 吉林大学学报(工学版),2017,47

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

(4):1068-1074.
ZUO J, SHUAI B, HUANG W C. Improved distance entropy weight MULTIMOORA's railway emergency rescue plan search [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2017, 47(4): 1068-1074(in Chinese).

[18] 张岐山,郭喜江,邓聚龙. 灰关联熵分析方法[J]. 系统工程理论与实践,1996,16(8):8-12.
ZHANG Q S, GUO X J, DENG J L. Grey relation entropy analysis method [J]. Systems Engineering Theory and Practice, 1996, 16(8): 8-12(in Chinese).

[19] 王育红,党耀国. 基于灰色关联系数和 D-S 证据理论的区间数投资决策方法[J]. 系统工程理论与实践,2009,29(11):128-134.
WANG Y H, DANG Y G. An interval number investment decision method based on grey correlation coefficient and D-S evidence theory [J]. Systems Engineering Theory and Practice, 2009, 29(11): 128-134(in Chinese).

[20] 刘思峰,蔡华,杨英杰,等. 灰色关联分析模型研究进展[J]. 系统工程理论与实践,2013,33(8):2041-2046.
LIU S F, CAI H, YANG Y J, et al. Research progress of grey relational analysis model [J]. System Engineering Theory and Practice, 2013, 33(8): 2041-2046(in Chinese).

[21] 王琦,季顺祥,钱子伟,等. 基于熵理论和改进 ELM 的光伏发电功率预测[J]. 太阳能学报,2020,41(10):151-158.
WANG Q, JI S X, QIAN Z W, et al. Photovoltaic power prediction based on entropy theory and improved ELM [J]. Acta Energia Sinica, 2020, 41(10): 151-158(in Chinese).

[22] 冯忠居,朱彦名,高雪池,等. 基于熵权-灰关联法的岩质开挖边坡安全评价模型[J]. 交通运输工程学报,2020,20(2):55-65.
FENG Z J, ZHU Y M, GAO X C, et al. Safety evaluation model of rock excavation slope based on entropy weight-grey correlation method [J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2020, 20(2): 55-65(in Chinese).

[23] 李登科,张恒喜,李寿安. BP 神经网络的飞机机体研制费用估算[J]. 火力与指挥控制,2006,31(9):27-29.
LI D K, ZHANG H X, LI S A. BP neural network based aircraft body development cost estimation [J]. Fire Power and Command Control, 2006, 31(9): 27-29(in Chinese).

[24] 张晓军,朱家元,张恒喜. 基于 LS-SVM 的小样本费用智能预测[J]. 计算机工程与应用,2004,40(27):203-204.
ZHANG X H, ZHU J Y, ZHANG H X. Smart prediction of small sample cost based on LS-SVM [J]. Computer Engineering and Applications, 2004, 40(27): 203-204(in Chinese).

[25] 张小海,金家善,耿俊豹,等. 用 DEA 优化主成分回归的寿命周期费用建模[J]. 海军工程大学学报,2011,23(1):32-36.
ZHANG X H, JIN J S, GENG J B, et al. Using DEA to optimize the life cycle cost modeling of principal component regression [J]. Journal of Naval University of Engineering, 2011, 23(1): 32-36(in Chinese).

Complex equipment cost estimation model based on entropy theory

WEI Dongtao[1,2], LIU Xiaodong[1,*], DING Gang[1], CHEN Yujin[1]

(1. School of Equipment Management and UAV Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Air Force Material and Four-Stations Department, Air Force Logistics College, Xuzhou 221000, China)

Abstract: In order to improve the cost prediction accuracy of large and complex equipment such as aircraft and airplanes, based on the principle of similar information priority and entropy theory, the selection of similar equipment is regarded as a process of information fusion, and distance entropy and grey relational entropy are introduced to construct a comprehensive similarity index in order to measure the similarity between the equipment sample and the equipment to be predicted, assign weights to different samples, and establish a weighted least squares method to predict equipment costs. In the situation where the number of equipment samples is less than the number of parameters, the cost driven effect matrix is established and the calculation of the corresponding entropy weight is performed by constructing equipment parameters. The parameter with larger entropy weight is selected as the independent variable of the prediction model. The comparative analysis of examples shows that the weighted regression calculation model based on entropy theory has high prediction accuracy and stability.

Keywords: complex equipment; distance entropy; grey relational entropy; driving effect; entropy weight

Received: 2020-12-04; **Accepted**: 2021-02-25; **Published online**: 2021-03-16 16:32
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210316.1611.006.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52074309)
* **Corresponding author**. E-mail: xdliu6609@qq.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0652

全下文载

一种修正的马氏距离判别法

王珂瑶[1,2], 王惠文[1,3], 赵青[1,2], 王珊珊[1,2,*]

(1. 北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083; 2. 城市运行应急保障模拟技术北京市重点实验室, 北京 100083;
3. 北京航空航天大学 大数据科学与脑机智能高精尖创新中心, 北京 100083)

摘 要: 马氏距离判别法是一种基于马氏距离的多元统计分析方法,其引入了协方差矩阵的逆矩阵,以排除属性变量的量纲及变量之间的相关性对距离度量的干扰。然而,在属性变量存在严重的多重共线性时,样本协方差矩阵的奇异性会影响其逆矩阵估计的稳定性,从而降低马氏距离判别法的有效性。为此,提出了一种修正的马氏距离判别法,采用了一般交叉验证(GCV)方法,在属性变量间存在高度相关性的情况下,选择预测效果最好的变量维度,同时可以对协方差矩阵的逆矩阵进行稳定的估计。修正的马氏距离判别法可以得到可靠的协方差矩阵的估计,提高模型的判别准确率;也可以抵抗样本外的扰动,提高模型的泛化能力。仿真实验结果验证了在属性变量存在严重的多重共线性情形下,修正的马氏距离判别法的判别效果较经典的马氏距离判别法有明显的提升。

关 键 词: 马氏距离; 判别分析; 多重共线性; 降维; 交叉验证
中图分类号: O212.4
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0824-07

判别分析是一种通过建模来识别个体所属类别的多元统计分析技术[1-3]。一方面,为了更完备地描述系统,尽可能不遗漏重要的解释变量,在建模过程中经常需要罗列诸多可能对因变量具有解释效力的自变量;另一方面,这样构成的初始变量集合可能存在维度过高、蕴含的信息过于复杂、包含大量冗余信息的特点。若直接使用这样的自变量集合做判别分析,经典的判别方法往往会由于难以处理变量之间的多重共线性而失效。因此,对初始自变量集合进行降维,消除变量之间的多重共线性,对于构建判别分析模型是十分必要的[4]。

马氏距离是一种常用的距离度量,20 世纪 30 年代由著名统计学家 Mahalanobis[5] 首先提出。马氏距离既可以独立用于判别样本点的类别归属,也可以与其他多元统计分析或机器学习方法相结合进行判别分析[6]。

关于马氏距离判别法的合理性与优越性在很多教科书和研究文献中都有详细的介绍[7-8]。马氏距离最重要的特点是引入了样本协方差矩阵的逆矩阵作为距离权重矩阵。需要注意的是,马氏距离的使用有一个重要的前提条件,即属性变量之间不能存在严重的多重共线性。事实上,当属性变量存在严格的多重共线性时,样本协方差矩阵是一个奇异矩阵,其逆矩阵是不存在的。这时,如果依然根据经典的马氏距离定义计算马氏距离,则无法保证逆矩阵估计的稳定性,模型的预测效果和泛化能力都会受到很大的影响。

然而,在属性变量之间存在高度相关性却是实际应用中经常遇到的问题。因而,对经典的马

收稿日期: 2020-11-23; **录用日期**: 2021-03-22; **网络出版时间**: 2021-05-07 13:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210507.0915.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (71420107025,11701023)
* **通信作者**. E-mail: sswang@buaa.edu.cn

引用格式: 王珂瑶, 王惠文, 赵青, 等. 一种修正的马氏距离判别法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 824-830.
WANG K Y, WANG H W, ZHAO Q, et al. A modified Mahalanobis distance discriminant method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 824-830 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

氏距离进行修正,使之适用于这类场景是非常必要且有意义的。已有文献对于该问题进行过一些有益的探索。在模式识别领域,Cudney 和 Ragsdell[9]在基于马氏距离的马田系统中尝试用伴随矩阵和 Gram-Schmidt 正交化 2 种方法处理变量间存在多重共线性导致的问题。陶建波和程龙生[10]在此基础上使用了岭估计来消除部分复共线性对马氏距离判别法的影响。在应用领域也有诸多将主成分分析等变量综合工具和马氏距离判别法相结合来克服变量之间高度相关性的工作[11-12]。然而,这些工作都是基于经验进行变量综合或变量筛选,对于保留的变量个数的选择具有一定的主观性。

属性变量之间存在多重共线性时,影响马氏距离判别法有效性的一个核心因素是对保留的属性变量维度的合理选择。该问题可以转化为对协方差矩阵特征值有效个数的估计。针对该问题,目前主要有 3 种主流的方法:①基于经验,如碎石图[13];②基于分布假设的显著性检验[14];③非参数统计的方法,如 bootstrap 假设检验[15-16]和交叉验证[17]。交叉验证是一种可靠的选择属性变量个数的方法。使用交叉验证进行降维的原则是:最终保留的特征值与特征向量的个数应该使得待估函数的预测值尽可能接近真实的观测,即令二者的均方误差尽可能小。在非参数回归中,一般交叉验证(general cross-validation,GCV)是在选择属性变量维度时,对留一法(leave-one-out)交叉验证的一种实用的近似[18]。GCV 基于预测均方误差和加权残差平方和之间的关系,使用平滑矩阵的秩对预测误差进行形式上的近似和简化,可以极大地减少交叉验证过程的计算复杂度。

本文提出了一种修正的马氏距离判别法,在使用 GCV 对保留的属性变量的维度进行合理选择的基础上,得到对协方差矩阵逆矩阵的可靠估计,从而在属性变量之间存在高度相关性的情形下提高马氏距离判别法的预测效果、泛化能力和抗干扰能力。该方法在属性变量之间不存在严重的高度相关性的条件下,与经典的马氏距离计算结果是完全一致的。而在属性变量之间高度相关时,则可以避免对距离权重矩阵进行计算时产生较大的误差,从而解决自变量多重共线条件下马氏距离判别法的有效建模问题。

为了验证修正的马氏距离判别法的有效性,本文将修正的马氏距离判别法和经典的马氏距离判别法进行对比分析。结果说明,在属性变量之间存在高度相关性时,修正的马氏距离判别法在判别准确率和 F_1 值上都有显著提高。

1　马氏距离的基本原理

在 p 维总体 G 中随机抽取 n 个样本 $\{\boldsymbol{e}_i \in \mathbf{R}^p, i=1,2,\cdots,n\}$,得到样本均值为 $\boldsymbol{g} \in \mathbf{R}^p$,样本协方差矩阵为 $\boldsymbol{\Sigma} \in \mathbf{R}^{p\times p}$。对于任意一个新的样本点 $\boldsymbol{e}_{\text{new}} \in \mathbf{R}^p$,可以定义其到总体 G 的马氏距离的平方取值如下:

$$d_{\text{M}}^2(\boldsymbol{e}_{\text{new}};G) = (\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g})'\boldsymbol{\Sigma}^{-1}(\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g}) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\Sigma}^{-1}$ 为样本协方差矩阵的逆,记为距离权重矩阵。

在距离判别问题中,给定 K 个 p 维总体 G_k,$k=1,2,\cdots,K$,可以判断样本点 $\boldsymbol{e}_{\text{new}}$ 属于第 l 类总体 G_l,当满足下述条件:

$$d_{\text{M}}^2(\boldsymbol{e}_{\text{new}};G_l) = \min_k\{d_{\text{M}}^2(\boldsymbol{e}_{\text{new}};G_k): k=1,2,\cdots,K\} \tag{2}$$

即计算样本点 $\boldsymbol{e}_{\text{new}}$ 到每一类 G_k($k=1,2,\cdots,K$)的马氏距离,若 $\boldsymbol{e}_{\text{new}}$ 与总体 G_l 的马氏距离最小,就判断 $\boldsymbol{e}_{\text{new}} \in G_l$。

回顾马氏距离的基本原理。对于包含 p 个变量的 n 个样本点 $\{\boldsymbol{e}_i \in \mathbf{R}^p, i=1,2,\cdots,n\}$ 构成的类别 G,记数据表 $\boldsymbol{X}_{n\times p}=(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_p)$ 的样本协方差矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}$ 的特征值为 $\lambda_1 \geqslant \lambda_2 \geqslant \cdots \geqslant \lambda_p$,分别对应 p 个正交的单位化特征向量:$\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p$,其中 $\boldsymbol{u}_j \in \mathbf{R}^p, j=1,2,\cdots,p$。又记:$\boldsymbol{\Lambda}=\text{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_p)$,$\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p)$,则样本协方差矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}$ 可以被分解为

$$\boldsymbol{\Sigma} = \boldsymbol{U}\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{U}' \tag{3}$$

根据马氏距离的定义(1),样本点 $\boldsymbol{e}_{\text{new}} \in \mathbf{R}^p$ 到类别 G 的马氏距离可表达为

$$d_{\text{M}}^2(\boldsymbol{e}_{\text{new}};G) = (\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g})'\boldsymbol{\Sigma}^{-1}(\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g}) = (\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g})'\boldsymbol{U}\boldsymbol{\Lambda}^{-1}\boldsymbol{U}'(\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g}) \tag{4}$$

形象地看,就是先对样本点 $\boldsymbol{e}_{\text{new}}$ 进行中心化处理得到($\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g}$);然后通过主成分分析(principal component analysis, PCA)求得新坐标系($\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p$);再将中心化的样本点沿着新坐标系($\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p$)的方向进行投影,从而得到投影坐标为

$$\boldsymbol{f} = (f_1,f_2,\cdots,f_p)' = \boldsymbol{U}'(\boldsymbol{e}_{\text{new}}-\boldsymbol{g}) \tag{5}$$

于是马氏距离(4)可重新表达为

$$d_{\text{M}}^2(\boldsymbol{e}_{\text{new}};G) = \boldsymbol{f}'\boldsymbol{\Lambda}^{-1}\boldsymbol{f} = \left(\frac{f_1}{\sqrt{\lambda_1}},\frac{f_2}{\sqrt{\lambda_2}},\cdots,\frac{f_p}{\sqrt{\lambda_p}}\right)\left(\frac{f_1}{\sqrt{\lambda_1}},\frac{f_2}{\sqrt{\lambda_2}},\cdots,\frac{f_p}{\sqrt{\lambda_p}}\right)' \tag{6}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

由式(6)可见,马氏距离的方法就是对新的坐标值数据进行压缩处理后,再进行普通欧氏距离的计算。

通过上面的分析可以看出马氏距离在变量高度相关时失效的原因。事实上,如果 p 个属性变量之间存在严重的高度相关性,则会存在一部分特征值小到几乎等于零。而对于几乎等于零的数值进行开根号和做除法运算时,得到的估计是不稳定的,这会对判别分析结果带来严重影响。在应用马氏距离时,应该消除这些几乎等于零的特征值及其对应特征向量的作用,选择合理的主成分空间维度(以下简称 PCA 空间维度)。

2 PCA 空间维度的选择

本文使用 GCV 来自动确定协方差矩阵特征值与特征向量的最佳个数,从而为稳定地估计马氏距离权重矩阵提供一种快速有效的方法。

GCV 是对"期望最大化交叉验证方法"(expectation-maximization cross-validation EM cross-validation)的一种实用性的近似[17]。EM cross-validation 的理论基础源于 EM-PCA 方法[19-20],EM-PCA 方法是一种对含有缺失值的数据矩阵做主成分分析的方法。EM cross-validation 将留一法与 EM-PCA 有机结合起来,用以选择使预测值均方误差最小的 PCA 空间维度 m,作为最终保留的特征值与特征向量的个数。

具体而言,如果 $\boldsymbol{X}_{n\times p}=(\boldsymbol{X}_1,\boldsymbol{X}_2,\cdots,\boldsymbol{X}_p)$ 是一个具有 n 个样本点和 p 个变量的原始数据矩阵,$X_{i,j}$ 为数据表 $\boldsymbol{X}_{n\times p}$ 中第 i 行与第 j 列的元素。EM cross-validation 的步骤是:首先,选定 $m\in\{1,2,\cdots,p\}$;然后,使用留一法逐一删去 $X_{i,j}$ 后,对剩余数据采用 EM-PCA 方法将 p 维空间降到 m 维;最后,使用主成分分析的数据重构公式,估计出 $X_{i,j}$ 的预测值 $(\hat{X}_{i,j}^{-(i,j)})^{(m)}$,则 $X_{i,j}$ 预测值的均方误差 MSEP(m)的表达式为

$$\mathrm{MSEP}(m)=\frac{1}{np}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{p}((\hat{X}_{i,j}^{-(i,j)})^{(m)}-X_{i,j})^2 \tag{7}$$

使得 MSEP(m)达到最小的 m,即为可以最佳保留原始数据信息的 PCA 空间维度。也就是说,如果采用主成分分析将 p 维空间降到 m 维,可以很好地保留原始数据表中的整体信息,同时其样本外预测的泛化能力也是最强的。

不过在实际应用中,上述 EM cross-validation 的计算复杂度非常高。因而参考文献[18]给出了 GCV 方法,指出式(7)的一阶近似公式为

$$\mathrm{GCV}(m)=\sum_{j=m+1}^{p}\hat{\lambda}_j\frac{p}{(p-m)^2}+o\left(\frac{1}{n}\right) \tag{8}$$

式中:$\sum_{j=m+1}^{p}\hat{\lambda}_j$ 为较小的 $p-m$ 个特征值的估计值的和,可以表示 $X_{i,j}$ 预测值和真实值的残差平方和;$o(1/n)$ 表示 $1/n$ 的高阶无穷小。

从式(8)可以看出,在保留的特征值个数 m 增加时,$\sum_{j=m+1}^{p}\hat{\lambda}_j$ 就会变小,即残差平方和减小。但是残差的自由度平方 $(p-m)^2$ 的减小可能会平衡 $\sum_{j=m+1}^{p}\hat{\lambda}_j$ 减小的水平,因此可能存在 m 使 GCV(m)取到最小值。找到使得 GCV 最小化的 m,即为保留特征值和特征向量的最优个数。值得强调的是,使用式(8)将不再需要进行留一法的迭代计算,因而可以极大地降低计算复杂度。

3 修正的判别法的计算和性质

修正的马氏距离判别法将借助 GCV,对经典马氏距离定义(1)中的距离权重矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}^{-1}$ 进行调整。其原理是:选择对样本集重构效果最好的特征值构成对角矩阵 $\tilde{\boldsymbol{\Lambda}}$,利用第 1 节中协方差矩阵的特征值分解的性质得到 $\boldsymbol{\Sigma}^{-1}$ 的近似。具体的计算步骤如下:

步骤 1 对包含 n 个样本点、p 个变量的数据表 $\boldsymbol{X}$ 的样本协方差矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}$ 进行特征值分解,求出其全部特征值 $\lambda_1\geqslant\lambda_2\geqslant\cdots\geqslant\lambda_p$ 及其对应的特征向量 $\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p$,记 p 个特征向量构成矩阵 $\boldsymbol{U}=(\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_p)$。

步骤 2 用 GCV 方法判断保留的特征值与特征向量的个数 m。取前 m 个特征值构成对角矩阵 $\tilde{\boldsymbol{\Lambda}}=\mathrm{diag}(\lambda_1,\lambda_2,\cdots,\lambda_m)$,对应的特征向量构成的矩阵为 $\tilde{\boldsymbol{U}}=(\boldsymbol{u}_1,\boldsymbol{u}_2,\cdots,\boldsymbol{u}_m)$。

步骤 3 计算新的距离权重矩阵 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{adj}}$:

$$\boldsymbol{W}_{\mathrm{adj}}=\tilde{\boldsymbol{U}}\tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{U}}' \tag{9}$$

步骤 4 对于一个新的样本点 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}$,在给定距离权重矩阵 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{adj}}$ 下计算其到类别 G 的马氏距离为

$$d^2_{\mathrm{adjM}}(\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}};G)=(\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}-\boldsymbol{g})'\boldsymbol{W}_{\mathrm{adj}}(\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}-\boldsymbol{g}) \tag{10}$$

进而可以用修正的马氏距离来进行判别分析。计算样本点 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}$ 到每一类 G_k 的修正马氏距离,当满足下述条件:

$$d^2_{\mathrm{adjM}}(\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}};G_l)=\min_k\{d^2_{\mathrm{adjM}}(\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}};G_k):k=1,2,\cdots,K\} \tag{11}$$

即 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}$ 与总体 G_l 的距离最小时,有 $\boldsymbol{e}_{\mathrm{new}}\in G_l$。

不论属性变量间是否存在多重共线性,修正

北航学报 赠阅

的马氏距离判别法都具有良好的性质:

1)当属性变量之间高度相关时,样本协方差矩阵的秩 $\mathrm{rank}(\boldsymbol{\Sigma})<p$,对其逆矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}^{-1}$ 的估计不稳定,经典的马氏距离失效。这时修正的马氏距离利用式(9)得到对距离权重矩阵的可靠估计,仍然可以得到合理的计算结果。

2)当 p 维空间中的属性变量不存在多重共线性时,属性变量的协方差矩阵满秩,保留特征值与特征向量的个数 $m=p$,修正的马氏距离判别法利用式(9)得到的距离权重矩阵 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{adj}}$ 与经典马氏距离判别法的距离权重矩阵 $\boldsymbol{\Sigma}^{-1}$ 的计算结果完全等价。

4　仿真实验

本节生成了服从多元正态分布的总体和多元非正态的总体,在仿真数据集上验证了修正的马氏距离判别法的有效性。

4.1　实验设计

本文研究了总体服从最常见的 3 种分布(正态分布、均匀分布和指数分布)时,修正的马氏距离判别法与经典马氏距离判别法的判别效果。在每种分布下各进行了 50 次重复实验。每次重复实验包含 2 个总体 G_1 和 G_2,总体 G_1 记为类别 1(正例),总体 G_2 记为类别 0(负例),每个总体包含9 个属性变量。前 2 个变量的参数设计如表 1 所示。

表 1　三种分布下总体的参数设计

Table 1　Parameter design of populations following three types of distribution

分布类型	类别	x_1	x_2
正态分布	G_1	$N\left((2,1),\begin{pmatrix}1 & 0.5\\ 0.5 & 1\end{pmatrix}\right)$	
	G_2	$N\left((1,2),\begin{pmatrix}1 & 0.5\\ 0.5 & 1\end{pmatrix}\right)$	
均匀分布	G_1	$U(0,2)$	$U(0,1)$
	G_2	$U(0,1)$	$U(0,2)$
指数分布	G_1	$E(2)$	$E(1)$
	G_2	$E(1)$	$E(2)$

分别构造其他 7 个变量均为前 2 个变量的线性组合 $x_i=a_ix_1+(1-a_i)x_2+\delta\varepsilon_i$,$i=3,4,\cdots,9$,其中 $a_i=0.1i$,噪声 $\varepsilon_i\sim N(0,1)$,噪声的水平 $\delta\in[0,1]$。这 7 个变量均与 x_1、x_2 高度线性相关。

分别从每一类总体中抽出 250 个样本点,2 个类别共 500 个样本点。采用五折交叉验证,随机将正负例样本分别分成 5 个不相交的子集,每次各自取 1 个子集作为测试集,其他 4 个为训练集。训练集的样本容量为 400,2 类样本容量比为 1:1。

本文在生成的仿真数据集上验证修正的马氏距离判别法的有效性。选择的评价指标为准确率和 F_1 值。准确率和 F_1 值的定义分别为

$$\mathrm{Acc}=(\mathrm{TP}+\mathrm{TN})/(\mathrm{TP}+\mathrm{TN}+\mathrm{FN}+\mathrm{FP}) \tag{12}$$

$$F_1=2\mathrm{TP}/(2\mathrm{TP}+\mathrm{FN}+\mathrm{FP}) \tag{13}$$

式中:TP、TN、FN、FP 分别为把正例判为正例的数目、负例判为负例的数目、正例错判为负例的数目、负例错判为正例的数目。

修正的马氏距离判别法与经典马氏距离判别法均采用五折交叉验证的方法,把 5 次计算求得的准确率和 F_1 值的平均值作为该判别模型的真实准确率和 F_1 值。本文实验在 R 3.6.2 版本上进行。所有的协方差矩阵的特征值和特征向量均保留 4 位有效数字。

4.2　实验结果

设噪声水平 $\delta=0$,在服从正态分布、均匀分布和指数分布的总体上,分别使用修正的马氏距离判别法与经典的马氏距离判别法进行 50 次重复实验。判别准确率及 F_1 值的均值和标准差,如表 2 所示,准确率和 F_1 值的箱线图结果如图 1 所示。

可以看到,在噪声水平 $\delta=0$ 的条件下,经过修正的马氏距离判别法的准确率和 F_1 值与经典的马氏距离判别法相比有显著的提升。

设噪声水平 $\delta=0.3$,在服从正态分布、均匀分布和指数分布的总体上,分别使用修正的马氏距离判别法与经典的马氏距离判别法进行 50 次重复实验。判别准确率及 F_1 值的均值和标准差如表 3 所示,准确率和 F_1 值的箱线图结果如图 2 所示。

表 2　两种方法的判别准确率和 F_1 值比较($\delta=0$)

Table 2　Comparison of discriminant accuracy and F_1 value between two methods ($\delta=0$)

分布类型	修正的马氏距离判别法		马氏距离判别法	
	准确率均值(标准差)	F_1 值均值(标准差)	准确率均值(标准差)	F_1 值均值(标准差)
正态分布	0.84(0.02)	0.83(0.02)	0.50(0.04)	0.39(0.13)
均匀分布	0.75(0.02)	0.75(0.02)	0.51(0.04)	0.41(0.12)
指数分布	0.64(0.03)	0.63(0.03)	0.50(0.02)	0.42(0.12)

北京航空航天大学学报

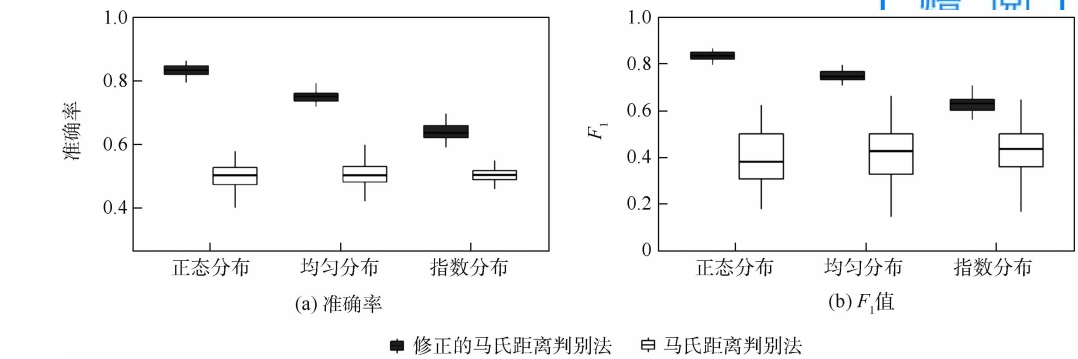


图 1 经典的马氏距离判别法与修正的马氏距离判别法的判别准确率和 F_1 值的比较($\delta=0$)

Fig. 1 Comparison of discriminant analysis accuracy and F_1 value between typical Mahalanobis distance discriminant method and modified Mahalanobis distance discriminant method ($\delta=0$)

表 3 两种方法的判别准确率和 F_1 值比较($\delta=0.3$)

Table 3 Comparison of discriminant accuracy and F_1 value between two methods ($\delta=0.3$)

分布类型	修正的马氏距离判别法		马氏距离判别法	
	准确率均值(标准差)	F_1 值均值(标准差)	准确率均值(标准差)	F_1 值均值(标准差)
正态分布	0.64(0.03)	0.65(0.04)	0.63(0.02)	0.62(0.04)
均匀分布	0.74(0.02)	0.74(0.02)	0.75(0.02)	0.75(0.02)
指数分布	0.64(0.03)	0.65(0.04)	0.63(0.02)	0.62(0.04)

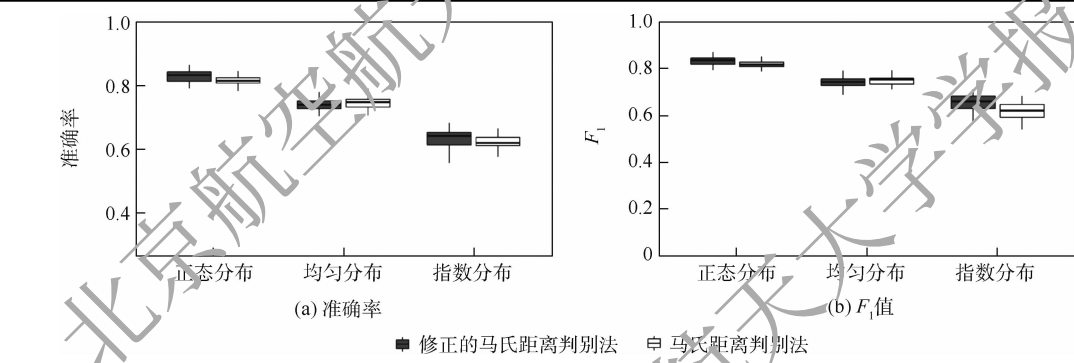


图 2 经典的马氏距离判别法与修正的马氏距离判别法的判别结果的比较($\delta=0.3$)

Fig. 2 Comparison of discriminant results between classical Mahalanobis distance discriminant method and modified Mahalanobis distance discriminant method ($\delta=0.3$)

噪声水平 $\delta=0.3$ 时,变量之间不存在严格的多重共线性,从表 3 和图 2 可以看到,此时经过修正的马氏距离判别法的计算结果与经典的马氏距离判别法没有明显的区别。

5 结 论

根据专家经验和问题自身涉及的专业知识,研究者往往会结合实际需要,罗列出很多可能与判别相关的属性变量,这样形成的变量集合通常会包含大量的冗余信息。如果直接采用该变量集合做判别分析,不仅不符合统计模型的参数节省原则,而且会对判别结果造成不良的影响。如何更加合理有效地去除属性变量集合中的多重共线性一直是判别分析的核心问题之一。

本文提出了一种修正的马氏距离判别法,在属性变量集合中借助 GCV 选择使预测效果最好的协方差矩阵的特征值数量,进而对距离权重矩阵进行了稳定的估计,在这样的基础上建立的马氏距离判别模型可以有效克服变量多重共线性对判别模型的不良影响,从而提高模型的判别性能。

未来可以探索适用范围更广泛的对协方差矩阵特征值估计的方法,采用加权的马氏距离判别等方法,进一步提高修正的马氏距离判别法的有效性和高效性。

参考文献(References)

[1] 上官丽英,王惠文. 单形空间中多元成分数据的 Fisher 判别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(10): 1376-1380.
SHANGGUAN L Y, WANG H W. Fisher discriminant method for multiple compositional-data variables in simplex space[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2013,39(10):1376-1380(in Chinese).

[2] CHI S P,MATTHEW Z H. A self-calibrated direct approach to precision matrix estimation and linear discriminant analysis in high dimensions[J]. Computational Statistics & Data Analysis,2021,155:1-20.

[3] 黄雅楠,魏立力. 基于相似度的三角模糊数 Fisher 线性判别分析[J]. 计算机工程,2018,44(8):38-42.
HUANG Y N,WEI L L. Similarity-based Fisher linear discriminant analysis for triangular fuzzy number[J]. Computer Enginnering,2018,44(8):38-42(in Chinese).

[4] 王惠文,陈梅玲,Gilbert Saporta. 基于 Gram-Schmidt 过程的判别变量筛选方法[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(8):958-961.
WANG H W,CHEN M L,SAPORTA G. Variable selection in discriminant analysis based on Gram-Schmidt process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(8):958-961(in Chinese).

[5] MAHALANOBIS P C. On the generalized distance in statistics[J]. Proceedings of the National Institute of Sciences of India,1936,2(1):49-55.

[6] 史骏,陈才扣. 基于马氏距离的半监督鉴别分析及人脸识别[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(12):1589-1593.
SHI J,CHEN C K. Mahalanobis distance-based semi-supervised discriminant analysis for face recognition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(12):1589-1593(in Chinese).

[7] DE MAESSCHALCK R,JOUAN-RIMBAUD D,MASSART D L. The Mahalanobis distance[J]. Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems,2000,50(1):1-18.

[8] 梅江元. 基于马氏距离度量学习算法研究及应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016:7-15.
MEI J Y. Research on Mahalanobis distance based metric learning algorithm and its applications[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2016:7-15(in Chinese).

[9] CUDNEY E A F,RAGSDELL K M. Forecasting using the Mahalanobis-Taguchi system in the presence of collinearity[R]. [S.l.]:SAE Technical Paper,2006.

[10] 陶建波,程龙生. 基于岭估计的岭马田系统在复共线性数据中的应用[J]. 数学的实践与认识,2016,46(4):109-116.
TAO J B,CHENG L S. The application of ridge Mahalanobis-Taguchi system based on ridge estimation in data with multicollinearity[J]. Mathematics in Practice and Theory,2016,46(4):109-116(in Chinese).

[11] 丁坤,刘振飞,高列,等. 基于主成分分析和马氏距离的光伏系统健康状态研究[J]. 可再生能源,2017,35(1):1-7.
DING K,LIU Z F,GAO L,et al. Research on photovoltaic system health state based on PCA-MD method[J]. Renewable Energy Resources,2017,35(1):1-7(in Chinese).

[12] 谢吉伟,刘君强,王小磊. 基于马氏距离的航空发动机健康监控方法[J]. 航空计算技术,2015,45(3):72-75.
XIE J W,LIU J Q,WANG X L. Aero-engines health monitoring method based on Mahalanobis distance[J]. Aeronautical Computing Technique,2015,45(3):72-75(in Chinese).

[13] JOHNSON R A,WICHERN D W. Applied multivariate statistical analysis[M]. 6th ed. New York:Pearson,2007:445.

[14] CHOI B Y,TAYLOR J,TIBSHIRANI R. Selecting the number of principal components:Estimation of the true rank of a noisy matrix[J]. The Annals of Statistics,2017,45(6):2590-2617.

[15] FORKMAN J,JOSSE J,PIEPHO H P. Hypothesis tests for principal component analysis when variables are standardized[J]. Journal of Agricultural,Biological and Environmental Statistics,2019,24:289-308.

[16] VIRTA J,NORDHAUSEN K. Estimating the number of signals using principal component analysis[J]. Stat,2019,8(1):e231.

[17] HASTIE T,TIBSHIRANI R,FRIEDMAN J. The elements of statistical learning[M]. 2nd ed. Berlin:Springer,2009:232-249.

[18] JOSSE J,HUSSON F. Selecting the number of components in PCA using cross-validation approximations[J]. Computational Statistics & Data Analysis,2012,56:1869-1879.

[19] KIERS H A L. Weighted least squares fitting using ordinary least squares algorithms[J]. Psychometrica,1997,62(2):251-266.

[20] JOSSE J,PAGÈS J,HUSSON F. Gestion des données manquantes en analyse en composantes principales[J]. Journal de la Société Fran? aise de Statistiques,2009,150:28-51.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A modified Mahalanobis distance discriminant method

WANG Keyao[1,2], WANG Huiwen[1,3], ZHAO Qing[1,2], WANG Shanshan[1,2,*]

(1. School of Economics and Management, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Beijing Key Laboratory of Emergency Support Simulation Technologies for City Operations, Beijing 100083, China;
3. Beijing Advanced Innovation Center for Big Data and Brain Computing, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Mahalanobis distance discriminant method is an effective multivariate statistical analysis method based on the Mahalanobis distance. An important feature of the Mahalanobis distance is its introduction of the inverse of covariance matrix, which avoids the disturbance to the distance measurement from the scales of the attribute variables and the correlations among these variables. However, when there is multicollinearity among the attribute variables, the singularity of the covariance matrix will affect the stability of the inverse matrix estimation, and will greatly damage the effect of the Mahalanobis distance discriminant method. We propose a modified Mahalanobis distance discriminant method, which adopts the general cross-validation (GCV) to choose the dimensions of these variables with the best prediction effect, so that the inverse of the covariance matrix can be well estimated when these attribute variables are highly correlated. The modified Mahalanobis distance discriminant method can provide a reliable estimation of the covariance matrix, resist the disturbances outside the sample set, improve the discriminant accuracy of the model, and enhance the generalization ability of the model. Simulations are conducted to verify the improvement of the discriminant performance of the modified Mahalanobis distance discriminant method compared with the classical one.

Keywords: Mahalanobis distance; discriminant analysis; multicollinearity; dimension reduction; cross-validation

北京航空航天大学学报 北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-23; **Accepted**: 2021-03-22; **Published online**: 2021-05-07 13:04
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210507.0915.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71420107025, 11701023)
* **Corresponding author**. E-mail: sswang@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0659

腹板开口对复合材料梁腹板剪切承载性能的影响

全下文载

周睿，高维成*，刘伟
（哈尔滨工业大学 航天学院，哈尔滨 150001）

摘 要：针对平面编织复合材料梁腹板结构剪切载荷作用下的面内剪切屈曲失稳和后屈承载能力问题，采用实验与有限元方法进行了研究。结合实验所得应变分布规律与有限元分析所得失稳模态分析了梁腹板结构剪切失稳特点。后屈曲承载分析中引入了平面织物复合材料 Hashin 失效准则，获得的结构主要失效模式包括纬向纤维压溃和经向纤维拉断，与实验结果符合良好。基于经实验结果验证的有限元模型进行了参数化研究，分析了腹板开口尺寸和开口形式对平面织物复合材料梁腹板剪切稳定性、承载能力和破坏模式的影响。研究结果可为复合材料结构设计和强度评估提供参考。

关 键 词：复合材料；平面织物；梁腹板；屈曲和后屈曲；剪切载荷；开口影响
中图分类号：V214.8；TB330.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0831-10

纤维增强复合材料具有较高水平比强度、比刚度，易于通过变换铺层角度实现设计目标，且裁剪灵活，成型方式多样，在飞机结构中应用广泛[1]。采用复合材料制造的梁腹板结构作为主要承力构件广泛应用于机翼、尾翼等飞机结构盒段中。在飞机结构设计过程中，复合材料梁腹板结构在剪切载荷、弯剪复合载荷作用下的承载稳定性和承载极限是分析、实验关注的重点。

复合材料梁腹板在实际结构中承受并传递剪力和弯矩，且在失稳后仍具有一定后屈曲承载能力，充分利用这一特性可以有效提高结构的承载效率[2-4]。为研究复合材料梁腹板的承载特性，国内外学者开展了大量的研究工作。

Bailey[5]和 Rezaeepazhand[6]等研究了开口尺寸、长度比等因素对复合材料腹板结构承载特性的影响。Kumar 和 Singh[7-8]采用有限元方法结合实验对比，研究了开口形状对复合材料腹板屈曲失稳和后屈曲承载特性的影响，指出了面内载荷作用下椭圆开口形状层板具有最大的临界失稳载荷和后屈曲承载能力。Gao 等[9]通过实验方法研究了大尺寸椭圆形开口对纯剪切作用下方形复合材料腹板应力集中水平及临界失稳载荷的影响，并通过有限元方法预报了结构的渐进损伤过程和破坏载荷。张健等[10]通过实验和有限元方法研究了开口补强对复合材料梁腹板稳定性和承载能力的影响，结合 Tsai-Wu 准则较准确地预报了结构的破坏载荷和破坏位置；在其进一步的研究工作中[11]，详细分析了双开口复合材料梁腹板的损伤特点、损伤机理，并通过有限元方法研究了立柱补强对结构剪切受载下的临界失稳载荷和承载极限的增强效果。张修路等[12]通过有限元分析方法对比了不同开口梁腹板强度极限计算结果，总结了开口形状、角度对梁腹板承载极限的影响，提出了一种适用于民机机翼复合材料梁腹板的开口

收稿日期：2020-11-26；**录用日期**：2021-03-19；**网络出版时间**：2021-03-26 20:50
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210326.0850.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11772110）
* **通信作者**. E-mail：gaoweicheng@sina.com

引用格式：*周睿，高维成，刘伟. 腹板开口对复合材料梁腹板剪切承载性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：831-840. ZHOU R，GAO W C，LIU W. Effects of web cutout on bearing performance of composite beam webs under shear load[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：831-840 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

涉及方法。张讯和葛建彪[13]基于理论计算和有限元模拟,分析了立柱补强复合材料开口梁腹板剪切受载下的失稳特性,在此基础上对某民机复合材料后梁开展了进一步优化设计。Asadi 等[14]提出一种基于梁单元的高计算效率模型以分析复合材料 I 型截面梁剪切载荷作用下的失稳,模型得到了已有文献结果的验证,并被进一步应用于复合材料 I 型截面梁复合载荷作用下的失稳特性。赵娜等[15]结合有限元分析和实验方法研究了剪切载荷作用下复合材料开口加筋板的失效过程,计算了结构的损伤演化过程和最终失效载荷。刘婷[16]总结了复合材料开口结构补强方面的研究进展,对研究相关问题的有效实验方法和分析方法进行了较全面的归纳。

平面织物复合材料与单向带复合材料相比,虽然纤维方向弹性模量、强度相对较低,但加工成型性能好、易于铺叠操作,在无人机、通用飞机等飞机结构中应用广泛。织物复合材料由纤维束在经向和纬向编织而成,采用平面织物复合材料制造的梁腹板结构剪切破坏模式与单向带复合材料梁腹板结构存在差异。对平面织物复合材料梁腹板剪切载荷作用下的失稳和破坏过程相关研究开展较少。

以平面织物复合材料梁腹板剪切实验为基础,结合有限元分析,研究了剪切载荷作用下平面织物复合材料梁腹板的面内剪切屈曲失稳和后屈曲破坏特点。基于经实验结果验证的有限元模型开展了参数化分析,研究了开孔尺寸和开口形状对平面织物复合材料梁腹板失稳和承载能力的影响,可为相关的工程设计、参数选择及结构强度评估提供参考。

1 梁腹板剪切实验和有限元模型

1.1 梁腹板剪切试验件

梁腹板剪切试验件为工型梁,分为梁缘条和腹板部分。试验件长 500 mm,宽 80 mm,腹板高 180.5 mm,具体尺寸如图 1 所示。图中同步给出了梁缘条和梁腹板的材料坐标系,其中 x 方向为经向纤维 0°对应方向,y 方向为纬向纤维 0°对应方向,z 方向为铺层堆叠方向。腹板部分铺层厚度由图示外围区域向中心考核区域渐变过渡。试验件所用复合材料单层厚度 0.216 mm,其中梁缘条和腹板外围区域铺层数量 22 层,厚度为 4.752 mm;腹板中心区域铺层数量 10 层,厚度为 2.16 mm。不同区域铺层方式如表 1 所示。

梁腹板采用 T300 级中模高强碳纤维增韧环氧树脂织物预浸料铺叠,高温加压固化,单层材料力学性能测试结果如表 2 所示,材料属性包括经向(0°方向)模量 E_{11}、纬向(90°方向)模量 E_{22}、剪切模量 G_{12}、泊松比 ν_{12}、经向拉伸强度 X_T、经向压缩强度 X_C、纬向拉伸强度 Y_T、纬向压缩强度 Y_C 和面内剪切强度 S_{12}。

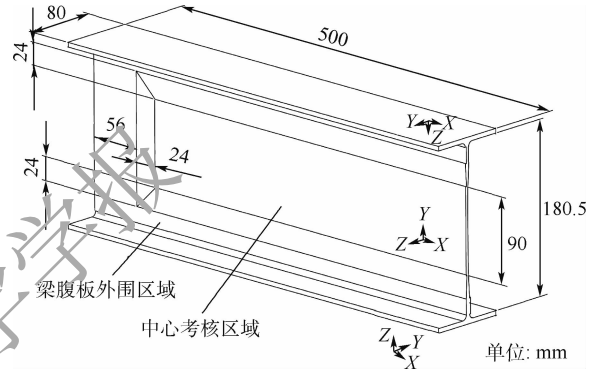


图 1 复合材料梁腹板试验件尺寸及铺层区域划分

Fig. 1 Dimensions and lay-up region division of composite beam web specimen

表 1 复合材料梁腹板试验件不同区域铺层方式

Table 1 Lay-up sequences of composite beam web specimen in different regions

区域	铺层方式
缘条	$[45/45/0/0/45/0/0/45/0/45/0]_s$
外围区域腹板	$[45/45/0/0/45/0/0/45/0/45/0]_s$
中心区域腹板	$[45/0/0/45/0]_s$

表 2 平面织物复合材料属性

Table 2 Properties of plain woven composite material

参数	数值
E_{11}/GPa	56.85
E_{22}/GPa	56.85
G_{12}/GPa	3.86
ν_{12}	0.042
X_T/MPa	717
X_C/MPa	597
Y_T/MPa	717
Y_C/MPa	597
S_{12}/MPa	128

1.2 梁腹板剪切加载方式

复合材料梁腹板剪切加载及剪切载荷示意图如图 2 所示。试验件一端固支,另一端与加载接头连接,在加载接头与试验件交汇处通过作动筒施加集中载荷实现对结构的剪切加载。将结构实际工作载荷 42.4 kN 作为限制载荷。在结构稳定性实验中,进行一步 5% 限制载荷的步进加载(加载间隔 2.12 kN)至 65% 限制载荷,随后进行一步 2% 限制载荷的步进加载(加载间隔 0.848 kN)至

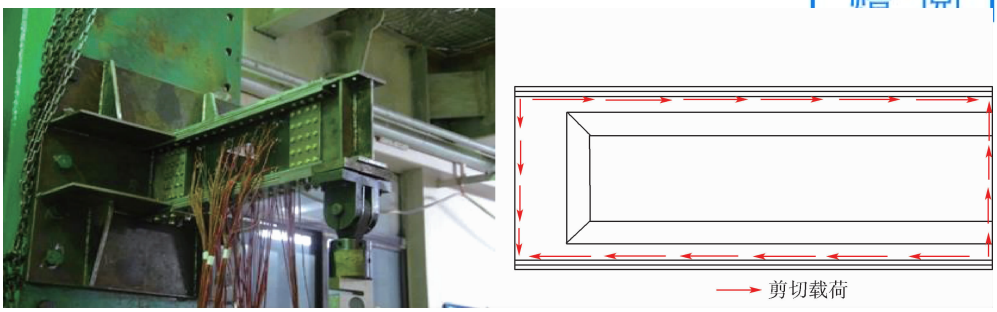


图 2　平面织物复合材料梁腹板剪切加载及剪切载荷

Fig. 2　Shear loading and shear load of plain woven composite beam web

99% 限制载荷。破坏实验在稳定性实验基础上连续加载至结构破坏。为保证试验件上下缘条不先于腹板失稳,使用金属加强片连接于上下缘条进行加强。

加载过程中,监测梁腹板正反面典型位置的应变结果以分析结构失稳特点,应变测点位置如图 3所示,其中正面应变测点编号 1 ~3,反面应变测点编号 01 ~03,各测点均采用三向应变花进行应变结果的测量,应变花所测的应变结果通过公式转化为各测点的主应变。加载过程中,固定加载速度为 1 mm/min,同步采集加载过程中与载荷对应的测点应变和作动筒加载点沿加载方向位移,生成应变-载荷曲线、载荷-位移曲线实验结果。为验证实验结果的重复性,对同一批次 4 件相同试验件进行了测试,试验件编号 W01 ~ W04。

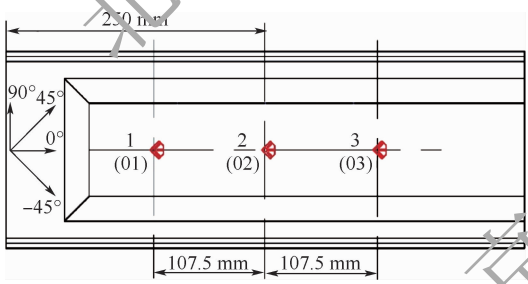


图 3　复合材料梁腹板应变测点

Fig. 3　Strain measurement points of composite beam web

1.3　梁腹板有限元分析模型

采用 ABAQUS 软件建立平面织物复合材料梁腹板有限元分析模型。在稳定性分析方面与实验所得应变结果配合以分析结构失稳特点,在后屈曲承载分析方面与实验结果配合以分析结构承载能力及破坏模式。有限元模型如图 4 所示,模型包括复合材料梁腹板和上下缘条处配套的金属加强片。梁腹板和加强片均采用 S4R 减缩积分壳单元离散,为兼顾计算精度和计算效率,最终确定模型单元数量为 2 971。上下缘条与加强片通过 fastener 连接单元进行连接。

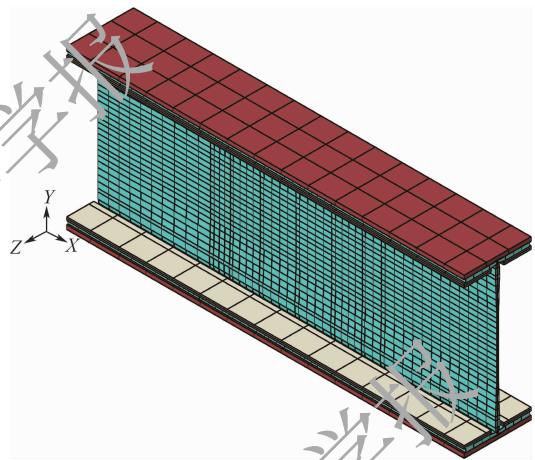


图 4　复合材料梁腹板有限元模型

Fig. 4　Finite element model of composite beam web

有限元模型根部节点约束全部自由度以模拟图 2 所示固支边界条件。模型端部节点与参考点耦合,对参考点施加集中载荷实现以模拟实验中的集中加载。

首先对模型进行线性稳定性分析,获得结构一阶失稳模态,并通过特征值计算结构临界失稳载荷。提取失稳模态对应的有限元模型节点相对位移,将其作为几何缺陷引入结构受载后的非线性响应过程分析。结构的非线性受载响应分析采用考虑几何非线性的静力分析方法,计算过程中的收敛性问题通过合理划分结构网格解决。面内剪切后屈曲承载过程分析中引入改进的适用于平面织物复合材料的 Hashin 准则判定结构失效[17-18]。材料主要损伤模式包括经向纤维拉伸损伤、经向纤维压缩损伤、纬向纤维拉伸损伤、纬向纤维压缩损伤,当损伤发生后,对相应的材料性能参数进行折减[19]以模拟结构的渐进损伤过程。材料的损伤判定和参数退化如表 3 所示,在计算中通过场变量子程序 Usdfld 实现。计算完成后,提取与端部节点耦合的参考点沿图 4 所示 y 方向位移计算结果,以及对应于图 3 位置单元的应变计算结果,生成应变-载荷曲线、载荷-位移曲线计算结果,与实验结果对应。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 3 平面织物复合材料损伤起始准则及材料性能退化

Table 3 Damage initiation criteria and property degradation of plain woven composite material

损伤类型	失效准则	材料性能退化
经向纤维拉伸损伤	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2\geqslant 1$	$E_{11}=0.1E_{11},G_{12}=0.1G_{12},\upsilon_{12}=0.1\upsilon_{12}$
经向纤维压缩损伤	$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2\geqslant 1$	
纬向纤维拉伸损伤	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2\geqslant 1$	$E_{22}=0.1E_{22},G_{12}=0.1G_{12},\upsilon_{12}=0.1\upsilon_{12}$
纬向纤维压缩损伤	$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2\geqslant 1$	

注:σ_{11}为 1 方向(经向纤维束方向)正应力,τ_{12}为面内剪切应力,σ_{22}为 2 方向(纬向纤维束方向)正应力。

2 实验结果分析及有限元模型验证

2.1 梁腹板面内剪切稳定性分析

端部集中载荷作用下梁腹板结构首先经历线性承载阶段,当载荷达到临界失稳载荷后,结构发生屈曲。图 5 为有限元线性屈曲分析所得结构失稳模态。

失稳发生后,离面位移导致梁腹板中部区域产生 3 个明显的失稳半波。实验中,同一测量位置正反两面应变结果的走向变化可反映失稳现象。4 件试验件对应实验结果具有相同规律,以 W01 试验件所得结果为代表进行分析。图 6(a)为试验件上测点 1、2、3 及反面对应测点 01、02、03 在剪切实验中所得 0°方向的应变-载荷曲线,测点位置与图 3 对应。图 6(b)为K-载荷曲线,其中 K 为应变关于载荷的二阶导数,即应变-载荷曲线斜率变化率。

实验结果表明,结构失稳后,同一位置正反两面应变测点应变-载荷曲线发生明显分叉,分叉点对应载荷为结构失稳载荷实验值,但曲线分叉点不易量化提取。应变关于载荷的二阶导数 K 为应变-载荷曲线的斜率关于载荷的变化率。K-载荷曲线可反映结构刚度随载荷增加而变化的快慢程度,曲线极值点对应结构刚度变化最剧烈的点,将极值点对应载荷判定为结构失稳载荷实验值,具有明确的数学意义和物理意义。将图 6(b)所示曲线极值点载荷作为结构失稳载荷实验值,是量化临界失稳载荷的有效方法。测点 01、2、03 在 0°方向应变-载荷曲线走向相同,失稳后均为拉伸应变,表明实验所得中心失稳半波离面位移沿 z 轴正向、前后两失稳半波离面位移沿 z 轴负向,实验结果所得失稳模态与图 5 所示有限元分析结果符合。图 6(c)、(d)中给出了测点 2、02 位置最大、最小主应变的实验结果与有限元分析结果对比。

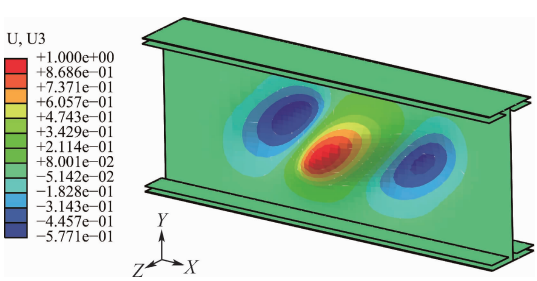


图 5 结构失稳模态有限元计算结果

Fig. 5 Finite element calculation results of structural buckling mode

图 6(e)为 W01 试验件载荷-位移曲线实验结果与有限元分析结果对比。实验曲线上 A 点对应结构失稳载荷实验值,A 点前的线性承载阶段,载荷随位移增大基本呈线性增长。A 点后结构进入面内剪切后屈曲承载阶段,结构失稳导致承载刚度下降,载荷-位移曲线斜率降低,后屈曲承载过程中,结构发生局部损伤,伴随载荷-位移曲线发生小幅波动。直至 B 点处,载荷达到结构承载极限,损伤大范围扩展,结构丧失承载能力,载荷突降。有限元计算所得载荷位移曲线与实验结果符合较好,A'点与 B'点分别对应计算所得结构失稳点和承载极限点。由于试验件经过多次预加载和稳定性实验,导致破坏加载过程中结构刚度相比于未经加载前略有降低,失稳前至临近破坏阶段,载荷-位移曲线计算结果斜率略高于实验结果。

有限元分析所得应变-载荷曲线、载荷-位移曲线与实验结果符合较好,计算模型适用于分析梁腹板失稳和后屈曲承载过程。获得的结构失稳载荷实验值与线性屈曲分析所得结构临界失稳载荷对比如表 4 所示,有限元分析结果与实验结果平均值偏差 1.9%。

有限元分析所得结构失稳特点与实验结果符合良好,计算结果获得的失稳位移模态为实验失稳现象提供了有力的补充。

北京航空航天大学学报

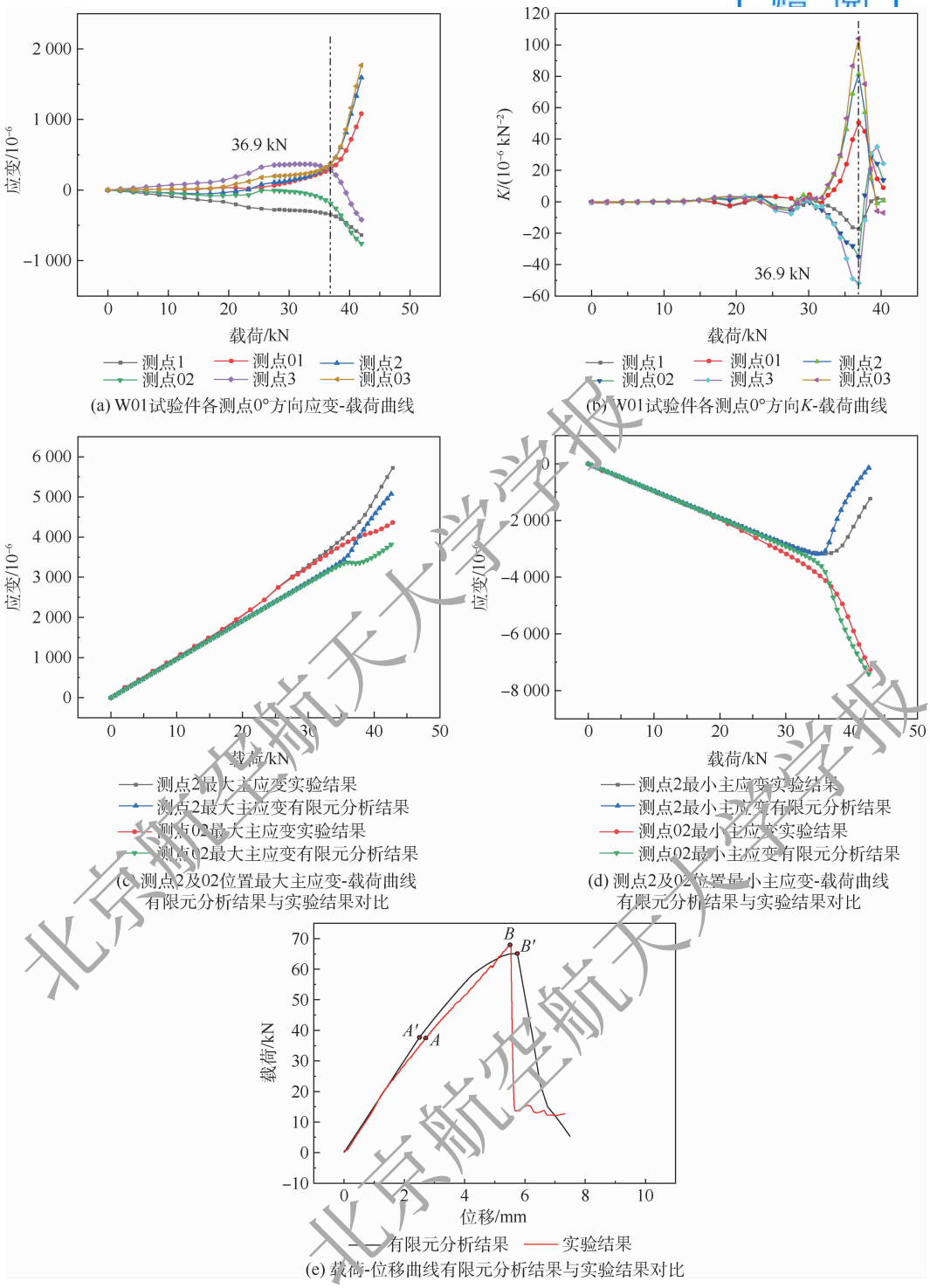


图 6　W01 试验件实验结果及有限元分析结果

Fig. 6　Experimental and finite element analysis results of W01 specimen

表 4　复合材料梁腹板临界失稳载荷实验与有限元分析结果

Table 4　Experimental and finite element analysis results of critical buckling load of composite beam web

试验件编号	结构失稳载荷实验值/kN	承载极限实验结果/kN	结构失稳载荷实验平均值/kN	承载极限实验结果平均值/kN	临界失稳载荷有限元分析结果/kN	承载极限有限元分析结果/kN
W01	36.9	68.0	37.3	63.3	38.0	65.2
W02	37.7	61.7				
W03	36.1	61.6				
W04	38.6	61.7				

2.2　梁腹板损伤破坏分析

梁腹板结构承受剪切载荷失稳后，在进一步受载过程中变形加剧。梁腹板 0°铺层对应的剪切应力、45°铺层对应的经向拉伸应力集中和纬向

北航学报 赠阅

压缩应力集中随载荷增大进一步加剧,直接导致结构损坏。根据表 3 所示 Hashin 准则,剪切应力与经向纤维拉伸应力加剧将导致经向纤维拉伸损伤,剪切应力与纬向纤维压缩应力加剧将导致纬向纤维压缩损伤。图 7 给出了结构表层破坏的有限元模拟结果,模拟所得的结构主要破坏模式为经向纤维拉伸损伤和纬向纤维压缩损伤,与图 8所示结构破坏的实验结果吻合。各试验件破坏载荷及有限元分析所得结构破坏载荷如表 4 所示,破坏载荷的有限元分析结果与实验结果平均值偏差 3.0% 。

剪切载荷作用下的临界失稳载荷和承载极限是梁腹板结构设计和强度校核的重要指标。为保证结构使用的绝对安全,工程设计中一般通过临界失稳载荷制定相应的安全使用载荷。复合材料结构在受载失稳后仍具有一定的后屈曲承载能力,充分发掘结构的后屈曲承载潜力是复合材料结构设计的重要任务,确定结构的承载极限在工程中备受关注。表 4 结果表明,平面织物复合材料梁腹板结构临界失稳载荷平均值为承载极限平均值的 58.9% ,在保证一定面内剪切后屈曲承载潜力的同时,结构具有较高的抵抗失稳的能力。

结构面内剪切后屈曲承载阶段的破坏原因及破坏模式与失稳变形特点密切相关,有限元分析结果在预报结构临界失稳载荷、失稳模态、承载能力和破坏模式方面均与实验结果吻合。复合材料梁腹板在飞机结构内的实际使用中,由于减重、安装、维修等需求不可避免存在开口,开口对结构承载特性产生影响,在结构设计中需要特别关注。基于经实验结果验证的上述有限元模型开展了参数化分析,研究了开口尺寸和开口形状对梁腹板结构承载能力的影响。

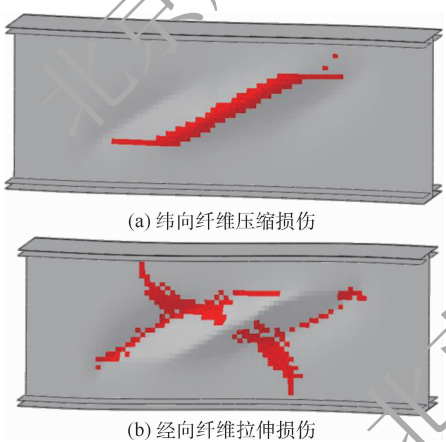


图 7 复合材料梁腹板结构破坏有限元分析结果

Fig. 7 Finite element analysis results of structural damage of composite beam web

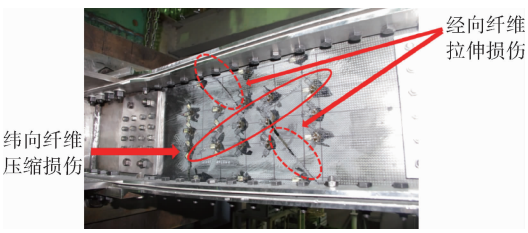


图 8 复合材料梁腹板结构破坏实验结果

Fig. 8 Experimental results of structural damage of composite beam web

3 开口尺寸对梁腹板承载性能的影响

开孔复合材料梁腹板有限元模型如图 9 所示,单元类型及材料属性与上述有限元模型相同。参数化分析中,改变圆孔直径尺寸,对比不同模型的临界失稳载荷、失稳模态、载荷-位移曲线及破坏模式,以分析开口尺寸对梁腹板承载能力的影响。有限元模型的开孔直径范围为 5 ~ 80 mm。

复合材料梁腹板结构临界失稳载荷与承载极限随开孔直径变化规律如图 10 所示。梁腹板结构承载稳定性并未因开孔显著降低,结构临界失

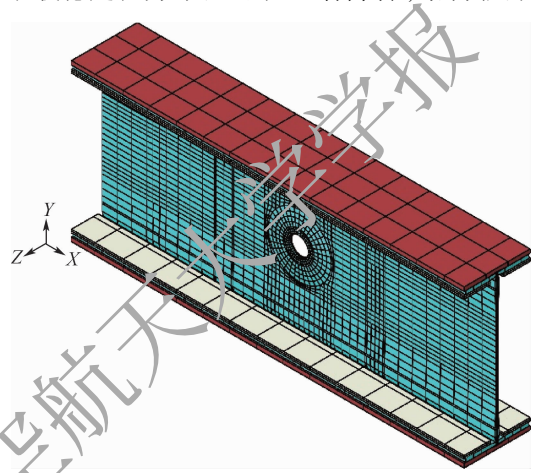


图 9 开孔复合材料梁腹板有限元模型

Fig. 9 Finite element model of composite beam web with circular cutout

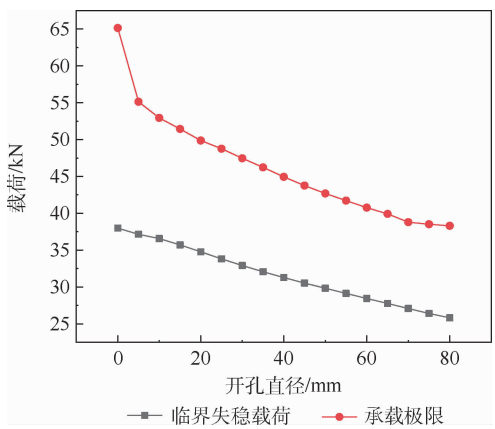


图 10 开口尺寸对复合材料梁腹板结构临界失稳载荷和承载极限的影响

Fig. 10 Effect of circular cutout dimension on critical buckling load and collapse load of composite beam webs

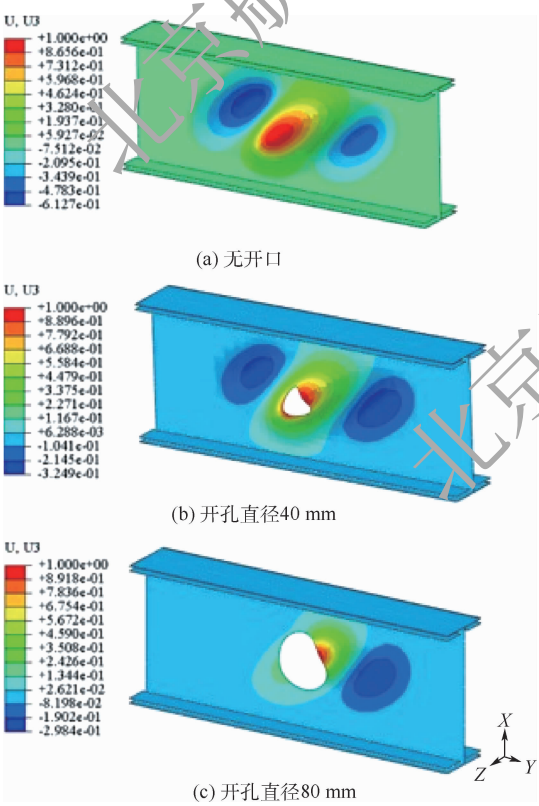
北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

稳载荷随开孔直径增大平缓下降，基本呈线性规律。随开孔直径的增大，结构失稳逐渐以开孔区域中心失稳半波为主，前后 2 个失稳半波离面位移水平逐渐降低。图 11 为无开孔、开孔直径 40 mm和开孔直径 80 mm 时有限元模型对应的失稳模态计算结果。开孔直径 80 mm 时，结构临界失稳载荷下降为未开孔时的 67.9%。

梁腹板结构存在开孔时，结构承载极限相比未开孔时显著下降。图 12 为 20 kN 集中载荷作用下开孔直径 5 mm、25 mm 和 50 mm 梁腹板模型表面 45°铺层的纬向正应力分布。随开孔直径的增加，相同载荷作用下孔边应力集中水平加剧，加速了损伤的起始，降低了结构的承载能力。随开口尺寸的逐步增大，承载极限呈线性平缓下降，开孔直径 80 mm 时，结构承载极限下降为未开孔时的 58.8%。

开孔直径尺寸对结构的最终破坏模式影响较小，对于不同开孔直径的梁腹板模型，计算所得结构失效均以沿腹板 45°方向的纬向纤维压缩破坏和沿腹板 −45°方向的经向纤维拉伸破坏为主，损伤发生在梁腹板中部位置，在孔边起始并向外扩展。以开孔直径 25 mm 梁腹板为例，图 13 给出了开孔梁腹板表层的失效计算结果。



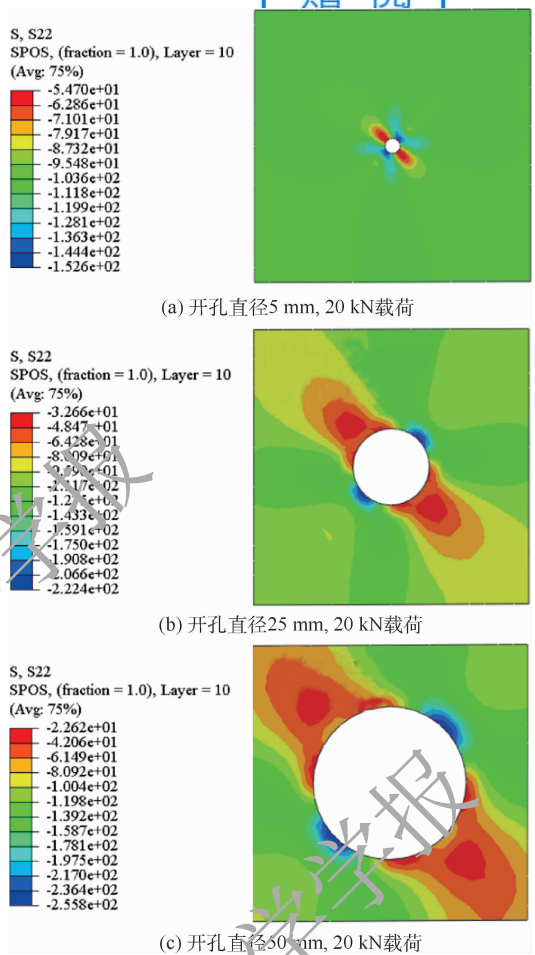
(a) 无开口

(b) 开孔直径40 mm

(c) 开孔直径80 mm

图 11　开口尺寸对复合材料梁腹板失稳模态的影响

Fig. 11　Effect of circular cutout dimension on buckling mode of composite beam webs



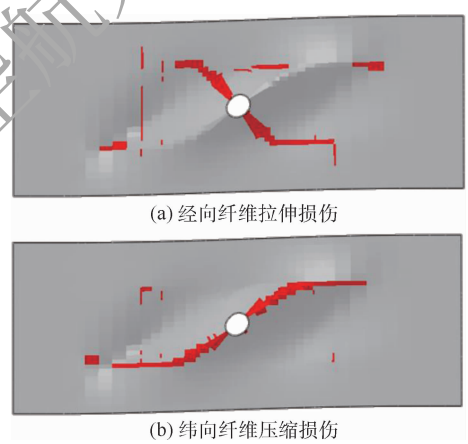
(a) 开孔直径5 mm, 20 kN载荷

(b) 开孔直径25 mm, 20 kN载荷

(c) 开孔直径50 mm, 20 kN载荷

图 12　开孔直径对复合材料梁腹板孔边应力状态的影响

Fig. 12　Effect of circular cutout diameter on stress status around the cutout of composite beam webs



(a) 经向纤维拉伸损伤

(b) 纬向纤维压缩损伤

图 13　开孔复合材料梁腹板破坏形式计算结果

Fig. 13　Calculation results of failure mode of composite beam webs with circular cutout

在 0 ~ 80 mm 开孔直径范围内的计算结果表明，开孔对梁腹板结构的临界失稳载荷和极限承载能力都有明显的影响。结构开孔后的面内剪切后屈曲承载强度极限的确定应作为梁腹板结构设计中关注的重点之一。

北京航空航天大学学报

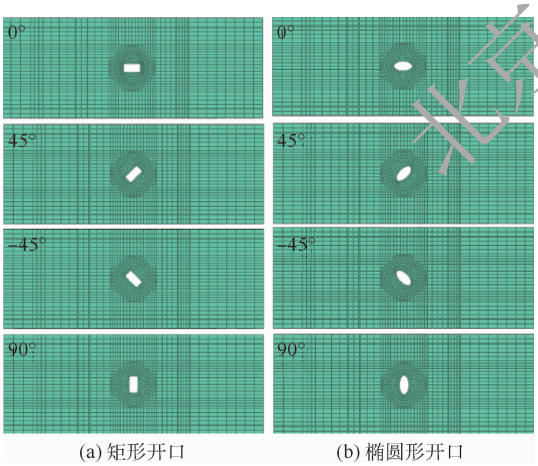
4 开口形状对梁腹板承载性能影响

在第 3 节研究不同直径尺寸圆形开孔对梁腹板承载性能影响的基础上，基于有限元模型进一步研究了相同开口面积情形下不同开口形状对梁腹板结构承载性能的影响。为简化分析并考虑工程上开口尺寸的实际需求，设开口面积为 490.625 mm^2（对应直径 25 mm 的圆形开口），开口形状包括圆形、正方形、椭圆形和矩形。其中矩形开口长宽比及椭圆开口长轴短轴比均为 2∶1，所有开口均位于梁腹板中心位置。首先研究了椭圆形及矩形开口方向对梁腹板结构稳定性和承载能力的影响，在确定最优开口方向后，进一步对比了相同开口面积下开口形状对梁腹板结构稳定性和承载能力的影响。

图 14 为椭圆形开口和矩形开口梁腹板沿不同方向开口有限元模型示意图，开口方向以图示坐标系为基准，包括 −45°、0°、45°、90°四个方向。图 15 为椭圆形开口、矩形开口梁腹板各开口方向有限元模型计算所得临界失稳载荷和破坏载荷。计算结果表明，对椭圆形开口和矩形开口形式，开口方向对结构稳定性和承载能力存在一定影响，开口沿 45°方向时，椭圆形开口和矩形开口梁腹板具有最高水平的临界失稳载荷和承载极限，且椭圆形开口梁腹板承载稳定性和极限承载能力略高于矩形开口梁腹板。

图 16 进一步对比了相同开口面积下圆形开口、正方形开口、45°方向椭圆形开口、45°方向矩形开口梁腹板模型的临界失稳载荷和面内剪切后屈曲承载极限。计算结果表明，本文研究开口形状范围内，椭圆形开口梁腹板模型承载稳定性和极限承载能力最高，正方形开口梁腹板模型相应指标最低，相同开口尺寸下，相比正方形开口梁腹板，椭圆形开口梁腹板临界失稳载荷提高 5.2%，承载极限提高 25.0%。

本文研究开口面积下，开口形状不影响结构



(a) 矩形开口 (b) 椭圆形开口

图 14 不同开口方向椭圆形开口及矩形开口复合材料梁腹板有限元模型

Fig. 14 Finite element models of composite beam web with elliptical and rectangular cutouts in different directions

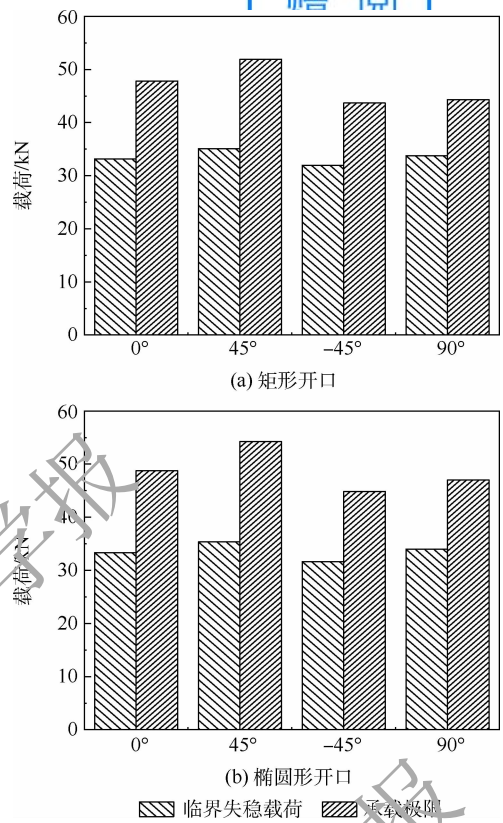


图 15 开口方向对椭圆形开口及矩形开口复合材料梁腹板临界失稳载荷及承载极限的影响

Fig. 15 Effect of cutout directions on critical buckling load and collapse load of composite beam web with elliptical and rectangular cutouts

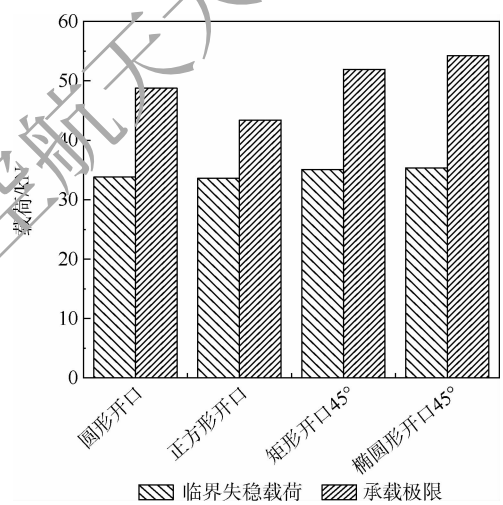


图 16 开口形状对复合材料梁腹板临界失稳载荷和承载极限的影响

Fig. 16 Effect of cutout shape on critical buckling load and collapse load of composite beam webs

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

失稳模态,由于失稳模态特点,中心开口导致的梁腹板 -45°方向不连续尺寸增大将影响结构剪切承载刚度,结构临界失稳载荷降低。

所有模型的损伤过程计算结果表明,纬向纤维压缩损伤和经向纤维拉伸损伤起始于开口边缘并分别沿梁腹板 45°方向和 -45°方向扩展。不同开口形式对应的结构中部沿梁腹板 45°方向和 -45°方向不连续尺寸大小不同,计算结果表明,经向纤维拉伸损伤的起始和扩展对结构丧失承载能力起主导作用,在开口面积相同的情况下,合理选择开口形状,减小梁腹板中部 -45°方向的不连续尺寸,可延缓结构经向纤维拉伸损伤的起始和扩展,有效提高结构承载极限。

5　结　论

通过实验方法研究了平面织物复合材料梁腹板剪切载荷作用下的面内剪切屈曲失稳特点、后屈曲承载极限和破坏模式,并基于经实验验证的有限元模型开展了参数化分析,研究了开口尺寸和开口形式对梁腹板结构剪切承载稳定性和承载极限的影响,主要结论如下:

1)梁腹板结构剪切载荷作用下,失稳模态表现为以中心为主的 3 个失稳半波,破坏模式表现为沿梁腹板 45°方向的纬向纤维压溃和沿梁腹板 -45°方向的经向纤维拉断。中心失稳半波导致的纬向纤维压应力集中及剪切载荷作用导致的经向纤维拉应力集中是导致结构损伤起始和扩展的主要因素。

2)小尺寸圆形开孔对梁腹板结构承载稳定性影响较小,但会导致结构承载极限显著下降。随开口尺寸增大,结构临界失稳载荷和承载极限线性降低。

3)梁腹板中心位置开口导致结构不连续,结构中心 -45°方向不连续尺寸大小对结构临界失稳载荷和承载极限产生显著影响。较小的结构中心 -45°方向不连续尺寸对应更高的结构刚度和临界失稳载荷,同时可延缓经向纤维损伤的起始和扩展,对应更高的结构承载极限。相同开口面积下,沿 45°方向的椭圆形开口梁腹板具有最高的临界失稳载荷和承载极限。

参考文献(References)

[1] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报,2008,25(1):1-10.
DU S Y,GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinaca,2008,25(1):1-10(in Chinese).

[2] STEVENS K,RICCI R,DAVIES G. Buckling and post-buckling of composite structures[J]. Composites,1995,26(3):189-199.

[3] PEDRO B D,DINAR C. Post-buckling behavior and strength of cold-formed steel lipped channel columns experiencing distortional/global interaction[J]. Computers and Structures,2011,89(3-4):422-434.

[4] ZIMMERMANN R,KLEIN H,KLING A. Buckling and post-buckling of stiffener-stiffened fiber composite curved panels-test and computations[J]. Composite Structures,2006,13(2):150-161.

[5] BAILEY R,WOOD J. Stability characteristics of composite panels with various cutout geometries[J]. Composite Structures,1996,35(1):21-31.

[6] REZAEEPAZHAND J,JAFARI M. Stress analysis of perforated composite plates[J]. Composite Structures,2005,71(3-4):463-468.

[7] KUMAR D,SINGH S B. Stability and failure of composite laminates with various shaped cutouts under combined in-plane loads[J]. Composites Part B-Engineering,2012,43(2):142-149.

[8] KUMAR D,SINGH S B. Effects of flexural boundary conditions on failure and stability of composite laminate with cutouts under combined in-plane loads[J]. Composites Part B-Engineering,2013,45(1):657-665.

[9] LI X,GAO W,LIU W. The bearing behavior and failure characteristic of CFRP laminate with cutout under shearing load:Part 1,Experiments[J]. Composite Structures,2016,141:355-365.

[10] 张健,刘伟,高维成. 开孔补强对受剪复合材料工字型梁腹板稳定性的影响研究[J]. 船舶力学,2018,22(10):1241-1248.
ZHANG J,LIU W,GAO W C. Effect of cutout and edge reinforcement on buckling and post-buckling responses of composite I-section beams under shear load[J]. Journal of Ship Mechanics,2018,22(10):1241-1248(in Chinese).

[11] ZHANG J,LIU W,GAO W C. Failure behavior and strength of composite I-section beam with double cutouts and stiffener reinforcement[J]. Applied Composite Materials,2018,25:1385-1400.

[12] 张修路,杜芳静,王锡芝. 剪切载荷作用下复合材料机翼梁腹板开口分析[J]. 沈阳航空航天大学学报,2018,35(6):50-56.
ZHANG X L,DU F J,WANG X Z. Analysis on openings of composite laminated aircraft wing beam web under shear load[J]. Journal of Shenyang Aerospace University,2018,35(6):50-56(in Chinese).

[13] 张讯,葛建彪. 基于 NASTRAN 的复合材料后梁稳定性优化设计与开口补强分析[J]. 民用飞机设计与研究,2019,1:11-17.
ZHANG X,GE J B. Optimal design and opening strengthen analysis of composite rear spar stability based on Nastran[J]. Civil Aircraft Design & Research,2019,1:11-17(in Chinese).

[14] ASADI A,SHEIKH A H,THOMSEN O T. Buckling behavior of thin-walled laminated composite beams having open and closed sections subjected to axial and end moment loading[J]. Thin-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Walled Structures,2019,141:85-96.

[15] 赵娜,张博平,刘向东. 复合材料开孔加筋壁板剪切试验与数值分析[J]. 科学技术与工程,2012,12(13):3155-3159.
ZHAO N,ZHANG B P,LIU X D. Shear experimental and numerical analysis of composite ribbed panel with open hole structure[J]. Science Technology and Engineering,2012,12(13):3155-3159(in Chinese).

[16] 刘婷. 复合材料层合板的开口补强研究进展[J]. 航空工程进展,2013,4(1):10-16.
LIU T. Cutout reinforcement research progress of composite laminates[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2013,4(1):10-16(in Chinese).

[17] 邹健,程小全,邵世纲,等. 基于 ANSYS 环境的平面编织层合板拉伸破坏数值仿真[J]. 复合材料学报,2007,24(6):180-184.
ZOU J,CHENG X Q,SHAO S G,et al. Numerical simulation for plain woven composite laminate based on ANSYS software[J]. Acta Materiae Compositae Sinaca,2007,24(6):180-184(in Chinese).

[18] 胡博海,李亚智,樊振兴,等. 复合材料梁腹板在弯剪复合载荷作用下的屈曲和后屈曲研究[J]. 机械强度,2014,36(6):916-921.
HU B H,LI Y Z,FAN Z X,et al. Buckling and post-buckling of a composite web beam under shearing bending[J]. Journal of Mechanical Strength,2014,36(6):916-921(in Chinese).

[19] REDDY Y S,REDDY J N. Three-dimensional finite element progressive failure analysis of composite laminates under axial extension[J]. Composites Technology and Research,1993,15(2):73-87.

Effects of web cutout on bearing performance of composite beam webs under shear load

ZHOU Pai, GAO Weicheng*, LIU Wei

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The buckling instability and post-buckling bearing capacity of plain woven composite beam webs under shear load were investigated through experiments and finite element method in this paper. Based on characteristics of the experimental strain results and numerical buckling mode of the finite element analysis, the buckling characteristics of the composite beam webs were analyzed. Hashin failure criteria for plain woven composite materials were imported in the post-buckling bearing analysis, and the main failure modes of the webs from the numerical results are fiber tensile failure in the warp direction and fiber compressive failure in the weft direction. The simulated failure behavior of the webs agrees well with the experimental results. A parametric study based on the experimentally validated finite element model was conducted to investigate the effects of web cutout size and form on the stability, bearing capacity and failure mode of plain woven composite beam web under shear load. The research results provide reference for the design and strength analysis of composite structures.

Keywords: composite materials; plain woven composite; beam web; buckling and post-buckling; shear load; cutout effects

Received: 2020-11-26; **Accepted**: 2021-03-19; **Published online**: 2021-03-26 20:50

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210326.0850.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11772110)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0661

基于 LMI 的过渡态主控回路闭环控制律优化设计

全下文载

缪柯强[1,2], 王曦[1,2,*], 朱美印[1,2]
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 针对涡扇发动机过渡态多变量控制设计准的问题,提出了一种基于抽功法在过渡态加减速线上的准稳态工作点处提取线性模型的方法,并在此基础上提出了一种过渡态主控回路闭环控制律的优化设计方法。通过功率输入和功率提取解决过渡态动态特征提取难题,基于增益调度可作为非线性动态控制策略的基本原理,将稳态多变量控制规律的线性矩阵不等式(LMI)设计方法推广到涡扇发动机过渡态主控回路闭环控制的设计中,并通过最小化矩阵迹优化闭环极点配置。针对2种不同过渡态主控回路闭环控制策略,分别设计了最小化矩阵迹寻优的过渡态主控回路的多变量闭环控制律,并进行从慢车到中间状态的基于涡扇发动机非线性动态模型的双通道过渡态性能仿真验证,结果表明:方案1过渡态控制双通道 N_1、N_2 的调节时间不大于5.0 s,超调量不大于0.8%;方案2过渡态控制双通道 π_T、N_2 的调节时间不大于5.6 s,超调量不大于0.8%。

关 键 词: 涡扇发动机; 过渡态主控回路; 增益调度; 线性矩阵不等式(LMI); 矩阵迹寻优
中图分类号: V233.7
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0841-14

随着现代涡扇发动机性能的日益提升,使用完善的多变量控制技术以充分发挥发动机各个部件和整机的性能成为重要发展趋势。其中,过渡态多变量控制已成为先进控制系统的一项关键技术。过渡态控制目前有开环油气比控制和闭环控制2种方法[1-3]。开环油气比控制在20世纪80年代前应用在液压机械控制中,采取的策略为主控制回路转速闭环控制、加速过程采用开环油气比对主燃油流量进行限制[4],该方法在航空发动机控制的发展历程中起到了重要的支撑作用,并一直沿用至今,且推广到涡扇发动机过渡态控制规律的设计中[5]。NASA 格林研究中心在涡扇发动机全权限电子控制器(FADEC)的主控制回路中采用了控制低压转子转速的稳态闭环控制规律,辅助控制回路采用了涡轮后温度、高压压气机出口压力、高压转子转速的限制保护控制方法,过渡态采用了油气比限制的开环控制策略,并通过最大、最小逻辑和串联开环油气比加减速计划实现过渡态控制的功能和性能。

然而,开环油气比控制规律的设计依赖于对发动机特性的了解程度[1,6],目前仍存在难以在整个飞行包线内获得满意的加速性能的问题。工程中一般根据地面和空中制定不同的加速性能要求,如地面加速时间为3~5 s,高空加速时间为5~8 s。显然,该方法是以牺牲高空的加速性能作为代价的。闭环过渡态控制是20世纪90年代美国在F100发动机上率先研制成功的一种过渡态主控回路的设计技术,过渡态主控回路

收稿日期: 2020-11-26; **录用日期**: 2021-04-16; **网络出版时间**: 2021-04-26 17:26
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210426.1713.002.html
基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0015-0067)
* **通信作者**. E-mail: xwang@buaa.edu.cn

引用格式: 缪柯强, 王曦, 朱美印. 基于LMI的过渡态主控回路闭环控制律优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 841-854. MIAO K Q, WANG X, ZHU M Y. Optimal design of transient main closed-loop control law based on LMI[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 841-854 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

采用闭环控制，而辅助控制回路采用配合油气比开环控制的策略，在保证不超转、不超温、不喘振等安全控制功能的前提下满足所需的性能要求[2]。但是，闭环过渡态控制反馈回路中需要转速的微分信号，其带来的测量噪声放大问题使得闭环过渡态控制在工程上的应用存在一定的风险[1,6]。

近年来，多变量控制在理论方面已得到了长足发展[7-9]，其中基于内点法求解[10]线性矩阵不等式(LMI)问题已成为设计多变量控制律的一种有效手段[11-15]，其思想在于：借助 LMI 将设计问题转化为线性数学问题并求解，从而完成稳态多变量控制规律的设计[14-15]。LMI 求解和优化问题已取得广泛成果，如将多变量 PID 控制器的设计问题转化为静态输出反馈设计问题的方法[16]、将 LMI 方法运用于线性输出反馈控制器的多目标综合问题[17]及基于局部双线性矩阵不等式(BMI)的优化设计方法[18]。同时，增益调度技术作为非线性动态控制的一项策略近年来受到关注[1,8-9]，通过用线性变参数(LPV)模型代替过渡态模型的可实现性保证了其在涡扇发动机鲁棒控制器设计方面的运用[19-20]。增益调度技术将非线性系统转化为线性系统进行处理，可有效保证针对线性模型所设计控制器在控制非线性动态系统时的控制性能，从而在广泛的工作条件下获得一致的过渡态响应[1]。

本文针对上述传统涡扇发动机过渡态控制设计方法存在的问题，基于增益调度可作为非线性动态控制策略这一基本原理，将稳态多变量控制规律的 LMI 设计方法推广到涡扇发动机过渡态主控回路闭环控制的设计中，提出了最小化矩阵迹寻优的增益调度过渡态主控回路闭环控制律 LMI 设计方法，并进行了基于涡扇发动机非线性动态模型的过渡态性能仿真验证。

1 过渡态主控回路闭环控制策略

对于双转子喷口可调的涡扇发动机，较为传统的 2 种稳态控制计划如下[21]：

1）通过调节喷口面积 A_8 和主燃油流量 W_f，闭环控制低压转子转速 N_1 和高压转子转速 N_2。

2）通过调节喷口面积 A_8 和主燃油流量 W_f，闭环控制涡轮落压比 π_T 和高压转子转速 N_2。

双转子喷口可调的涡扇发动机具有过渡态工作范围大、非线性特性强的特点。如果将大偏离的过渡态非线性特性用若干段小偏离的稳态线性特性来代替，即采用增益调度方法将稳态控制计划推广到过渡态主控回路的设计中，可形成图 1 所示的过渡态主控回路控制系统结构。该控制系统结构借鉴了 NASA 格林研究中心的控制系统结构，在将主控回路的稳态控制律与过渡态控制律进行重构的同时，保留辅助控制回路中的限制保护控制器。该结构在继承涡扇发动机成熟的过渡态极值限制保护策略从而保证加减速过程中不超转、不超温、不喘振等安全条件的同时，在主控制回路中采用增益调度的闭环优化控制律，避免了过渡态和稳态控制器的切换，从而避免多模态控制律的切换问题。

图 1 中的控制系统指令信号基于油门杆角度

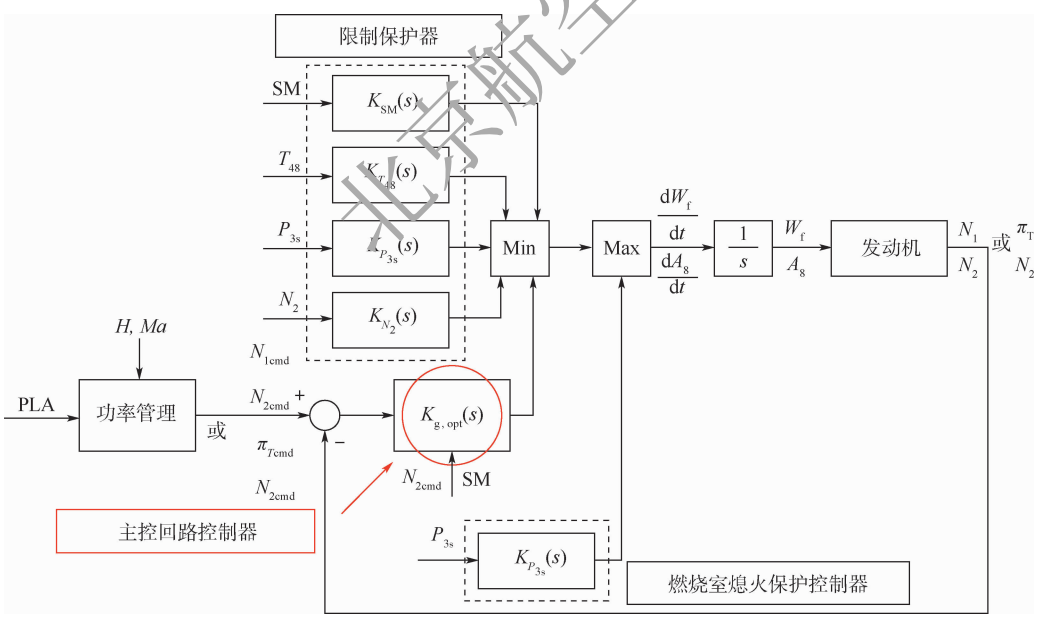


图 1 基于增益调度的过渡态控制系统结构

Fig. 1 Structure of transient control system based on gain-schedule

北航学报 增刊

(PLA)和环境条件(高度 H 和马赫数 Ma)通过功率管理获得，输出可以为 N_1 和 N_2 或 π_T 和 N_2，负反馈信号与指令信号保持一致。主控回路采用增益调度的最优控制器 $K_{g,opt}(s)$，通过指令与反馈信号间的误差计算 W_f 和 A_8 的变化量。其中，$K_{g,opt}(s)$ 为由多组基于不同稳态点和准稳态点线性模型设计的控制参数构成的 LPV 控制律，以比例-积分(PI)控制律为例，控制参数由比例参数 K_P 表和积分参数 K_I 表共同构成，控制过程中通过高压转子换算转速 n_{2cor} 和高压压气机喘振裕度 SM 进行增益调度，具体结构如图 2 所示。辅助回路包含 SM 限制保护控制器 $K_{SM}(s)$、涡轮后温度 T_{48} 限制保护控制器 $K_{T_{48}}(s)$、压气机后静压 P_{3s} 限制保护控制器 $K_{P_{3s}}(s)$、转速限制保护控制器 $K_{N_2}(s)$ 和贫油熄火限制保护控制器 $K_{P_{3s}}(s)$。主控回路和辅助回路通过高低选逻辑结构判断输出当前条件下满足限制条件的最适宜的控制量增量。

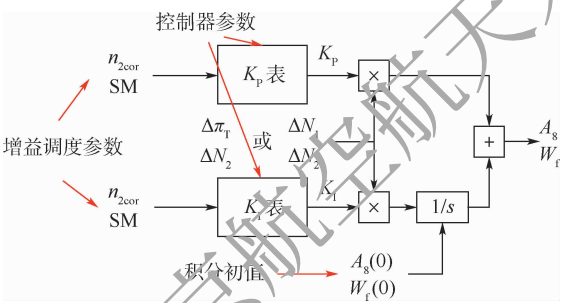


图 2　基于增益调度的主控回路控制系统结构

Fig. 2　Structure of main loop control system based on gain-schedule

2　发动机增广 LPV 模型

建立全状态双轴涡扇发动机状态空间模型需获取发动机所有工作点的动态特性，本文采取在发动机最大工作范围内将非线性模型线性化的方法，构建 LPV 多胞系统，通过二维增益调度方法表征发动机不同工作点上的动态特性。发动机最大工作范围由压比(π)与换算转速(W_{cor})的特性图上最大等换算转速线、最小等换算转速线、加速喘振裕度边界 SM_u 和减速限制边界 SM_b 组成，如图 3 所示。

对于共同工作线上的点，选取从中间状态到慢车的 s 个稳态工作点，将非线性模型输入、输出和状态参数分别归一化处理，并依次使用小偏差法对非线性模型进行线性化，获得 s 个稳态工作点上的归一化线性化模型。

对于加减速过程，由于压气机和涡轮功率不平衡，工作状态不稳定，无法使用传统线性化方法处理非线性模型。本文提出了一种在过渡态加减速线上获取准稳态工作点并提取线性模型的方法，加减速过程中在转轴上抽取剩余功率，使原非稳态工况达到功率平衡的准稳态工况，定义该工作点为准稳态工作点。

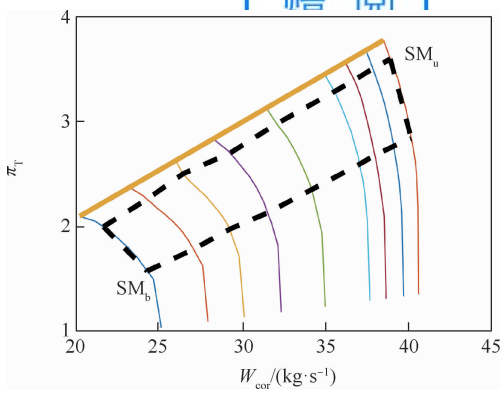


图 3　发动机最大工作范围

Fig. 3　Maximum working area of engine

对于不同的加减速过程，准稳态工作点各不相同。为实现发动机最大工作范围内线性化并构建 LPV 多胞系统的目标，需选取基于喘振裕度的上下边界 SM_u 和 SM_b 上的准稳态工作点提取线性模型。首先，通过在转轴上提取功率，使选取的 s 个稳态工作点沿着等换算转速线达到 SM_u 上的对应准稳态工作点。在这些新准稳态平衡点上对非线性模型输入、输出和状态参数进行归一化后再线性化，即可提取 s 个表征加速过程上限动态特征的归一化线性模型。然后，通过在转轴上输入功率，使选取的 s 个稳态工作点沿着等换算转速线达到 SM_b 上的对应准稳态工作点。在这些新准稳态平衡点上对非线性模型输入、输出和状态参数进行归一化后再线性化，即可提取 s 个表征减速过程下限动态特征的归一化线性模型。

最终，可得 $3s$ 个归一化线性模型：

$$\Sigma_{steady,i}:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}_i\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}_i\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}_i\boldsymbol{x} + \boldsymbol{D}_i\boldsymbol{u}\end{cases}\quad i = 1,2,\cdots,3s \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^m$ 为系统的状态向量；$\boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^n$ 为系统的控制向量；$\boldsymbol{y}\in\mathbf{R}^p$ 为系统的输出向量；$1,2,\cdots,s$ 为 SM_u 边界上从中间状态到慢车状态的 s 个准稳态点；$s+1,s+2,\cdots,2s$ 为共同工作线上从中间状态到慢车状态的 s 个稳态点；$2s+1,2s+2,\cdots,3s$ 为 SM_b 边界上从中间状态到慢车状态的 s 个准稳态点。

构建 LPV 模型如下：

$$\Sigma_{LPV}:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q})\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q})\boldsymbol{x} + \boldsymbol{D}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q})\boldsymbol{u}\end{cases} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{p}$ 和 $\boldsymbol{q}$ 为调度参数；系统矩阵分别为

$$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q}) = \sum_{j=1}^{3}\left(q_j\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}p_i\boldsymbol{A}_i\right)$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{B}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q}) = \sum_{j=1}^{3}\left(q_j \sum_{i=(j-1)s+1}^{js} p_i \boldsymbol{B}_i\right)$$

$$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q}) = \sum_{j=1}^{3}\left(q_j \sum_{i=(j-1)s+1}^{js} p_i \boldsymbol{C}_i\right)$$

$$\boldsymbol{D}(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q}) = \sum_{j=1}^{3}\left(q_j \sum_{i=(j-1)s+1}^{js} p_i \boldsymbol{D}_i\right)$$

记 $\boldsymbol{r}=(\boldsymbol{p},\boldsymbol{q})$，$r_{ij}=(p_i,q_j)$，则系统矩阵为

$$\boldsymbol{X}(\boldsymbol{r}) = \sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{X}(r_{ij}) \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{X}\in\{\boldsymbol{A},\boldsymbol{B},\boldsymbol{C},\boldsymbol{D}\}$；$\boldsymbol{X}(r_{ij})=q_j p_i X_i$。

由于 n_{2cor} 能够表征发动机工作的状态，且能够反映发动机随飞行条件变化的特性关系，而 SM 能够反映过渡态过程中发动机工作点，故而将 n_{2cor} 和 SM 选作增益调度参数。设 s 个稳态工作点高压压气机换算转速组成的向量为

$$\boldsymbol{n}_{2cor} = [\,n_{2cor,1} \quad n_{2cor,2} \quad \cdots \quad n_{2cor,s}\,] \tag{4}$$

式中：$n_{2cor,1} > n_{2cor,2} > \cdots > n_{2cor,s}$。

喘振裕度定义为

$$\boldsymbol{SM} = \begin{bmatrix} SM_{u,1} & SM_{u,2} & SM_{u,3} & \cdots & SM_{u,s} \\ SM_{m,1} & SM_{m,2} & SM_{m,3} & \cdots & SM_{m,s} \\ SM_{b,1} & SM_{b,2} & SM_{b,3} & \cdots & SM_{b,s} \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中：SM_u 为上边界喘振裕度，SM_m 为共同工作线喘振裕度；SM_b 为下边界喘振裕度。

根据 n_{2cor} 和 SM 的调度规律，设计参数 $\boldsymbol{p}$ 和 $\boldsymbol{q}$ 如下。

当 $n_{2cor,k-1} > n_{2cor} > n_{2cor,k}$，$k=2,3,\cdots,s$ 时，

$$p_{k-1} = \frac{n_{2cor,k} - n_{2cor}}{n_{2cor,k} - n_{2cor,k-1}} \tag{6}$$

$$p_k = 1 - p_{k-1} \tag{7}$$

系统矩阵为

$$\boldsymbol{A}(\boldsymbol{r}) = \sum_{i=1}^{3}\left[q_i\left(p_{k-1}\boldsymbol{A}_{(i-1)s+k-1} + p_k \boldsymbol{A}_{(i-1)s+k}\right)\right]$$

$$\boldsymbol{B}(\boldsymbol{r}) = \sum_{i=1}^{3}\left[q_i\left(p_{k-1}\boldsymbol{B}_{(i-1)s+k-1} + p_k \boldsymbol{B}_{(i-1)s+k}\right)\right]$$

$$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{r}) = \sum_{i=1}^{3}\left[q_i\left(p_{k-1}\boldsymbol{C}_{(i-1)s+k-1} + p_k \boldsymbol{C}_{(i-1)s+k}\right)\right]$$

$$\boldsymbol{D}(\boldsymbol{r}) = \sum_{i=1}^{3}\left[q_i\left(p_{k-1}\boldsymbol{D}_{(i-1)s+k-1} + p_k \boldsymbol{D}_{(i-1)s+k}\right)\right]$$

n_{2cor} 对应等换算转速线上的 3 个喘振裕度为

$$\begin{bmatrix} SM_u \\ SM_m \\ SM_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{k-1}SM_{u,k-1} + p_k SM_{u,k} \\ p_{k-1}SM_{m,k-1} + p_k SM_{m,k} \\ p_{k-1}SM_{b,k-1} + p_k SM_{b,k} \end{bmatrix} \tag{8}$$

若 $SM < SM_m$，则 $q_1 = \dfrac{SM_m - SM}{SM_m - SM_u}$，$q_2 = \dfrac{SM - SM_u}{SM_m - SM_u}$，$q_3 = 0$。

若 $SM > SM_m$，则 $q_1 = 0$，$q_2 = \dfrac{SM_b - SM}{SM_b - SM_m}$，$q_3 = \dfrac{SM - SM_m}{SM_b - SM_m}$。

分别考虑各执行机构的动态，将动态特性模型设为一阶惯性环节，构成对角阵 $\mathrm{diag}\left\{\dfrac{1}{\tau_1 s+1}, \dfrac{1}{\tau_2 s+1},\cdots,\dfrac{1}{\tau_p s+1}\right\}$，$\tau_1,\tau_2,\cdots,\tau_p$ 为动态时间常数。将执行机构动态增广到增益调度 LPV 线性模型 Σ_{LPV}，并定义增广的状态空间状态向量为 $\boldsymbol{x}_M = \begin{bmatrix}\boldsymbol{x}\\ \boldsymbol{u}\end{bmatrix}$，可得增广增益调度 LPV 模型为

$$\Sigma_M:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_M = \boldsymbol{A}_M(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_M + \boldsymbol{B}_M(\boldsymbol{r})\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}_M(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_M\end{cases} \tag{9}$$

式中：$\boldsymbol{A}_M(\boldsymbol{r}) = \begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{B}(\boldsymbol{r})\\ 0 & -\boldsymbol{\tau}^{-1}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{B}_M(\boldsymbol{r}) = \begin{bmatrix}0\\ \boldsymbol{\tau}^{-1}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{C}_M(\boldsymbol{r}) = [\,\boldsymbol{C}(\boldsymbol{r}) \quad \boldsymbol{D}(\boldsymbol{r})\,]$；$\boldsymbol{\tau} = \mathrm{diag}\{\tau_1,\tau_2,\cdots,\tau_p\}$。

3 过渡态主控回路增益调度 LMI 优化控制

考虑到系统稳定性与指令、干扰和噪声无关，在控制器设计过程中可将其简化为零，则基于发动机增广 LPV 模型 Σ_M 设计过渡态主控回路增益调度的 PI 控制律为

$$\boldsymbol{u}(t) = K_P(\boldsymbol{r})\boldsymbol{y}(t) + K_I(\boldsymbol{r})\int_0^t \boldsymbol{y}(\tau)\,\mathrm{d}\tau \tag{10}$$

式中：增益调度比例参数 $K_P(\boldsymbol{r}) = \sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js} K_P(r_{ij})$；增益调度积分参数 $K_I(\boldsymbol{r}) = \sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js} K_I(r_{ij})$。

对于闭环状态反馈线性系统，有如下引理。

引理 1[13] 对于某稳态工作点线性系统：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}(t) = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x}(t) + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{y}(t) = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t)\end{cases} \tag{11}$$

设计闭环状态反馈控制律：

$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{K}\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t) \tag{12}$$

给定的特征因子 $\alpha>0$，$\beta>0$，对于 LMI：

$$\begin{bmatrix}-(\boldsymbol{A}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} + 2\alpha\boldsymbol{P}) - \boldsymbol{B}\boldsymbol{Y} - \boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{A}\boldsymbol{P} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}} & \beta^{-1}\boldsymbol{P}\end{bmatrix} > 0 \tag{13}$$

若存在对称正定矩阵 $\boldsymbol{P}$ 解和 $\boldsymbol{Y}$ 解，则闭环系统渐近稳定，且具有特征因子 α、β 的稳定裕度和

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

鲁棒性能(闭环系统的极点落在复平面上以$(-1/\beta,0)$为圆心,$\sqrt{1/\beta^2-2\alpha/\beta}$为半径的圆内),其中$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{KCP}$。稳态 PI 控制律为$\boldsymbol{K}=\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{CP})^{+}$,上标"+"表示广义逆。

引入二维调度因子$\boldsymbol{r}$,采用增益调度的方法,将引理 1 推广到系统$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{M}}$的控制律设计中,得如下推论。

推论 1　对于增广后的增益调度 LPV 模型:

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{M}}:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{M}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{u}\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}\end{cases}$$

采用增益调度的静态输出反馈$\boldsymbol{u}(t)=K_{\mathrm{P}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{y}(t)+K_{\mathrm{I}}(\boldsymbol{r})\int_0^t\boldsymbol{y}(\tau)\mathrm{d}\tau$,对于给定的特征因子$\alpha>0,\beta>0$,对于线性矩阵不等式组(LMIs)有

$$\begin{bmatrix}-(\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+2\alpha\boldsymbol{P})-\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \beta^{-1}\boldsymbol{P}\end{bmatrix}>0 \tag{14}$$

式中:$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{M}}(r_{ij}) & 0\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(r_{ij}) & 0\end{bmatrix}$;$\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{\mathrm{M}}(r_{ij})\\ 0\end{bmatrix}$;$i=1,2,\cdots,3s$。

若对称正定矩阵解$\boldsymbol{P}$和矩阵$\boldsymbol{Y}$始终存在,则使闭环系统渐近稳定的具有特征因子α、β的稳定裕度和鲁棒性能的过渡态主控回路闭环控制律为

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P})^{+} \tag{15}$$

式中:$\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(r_{ij})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(r_{ij}) & 0\\ 0 & \boldsymbol{I}_4\end{bmatrix}$;$\boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=[K_{\mathrm{P}}(\boldsymbol{r})\ K_{\mathrm{I}}(\boldsymbol{r})]$。

证明　增广增益调度 LPV 模型系统$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{M}}$在 PI 控制律的作用下构成闭环系统:

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{CL}}:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{M}}=\boldsymbol{A}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})K_{\mathrm{P}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}+\\ \qquad\boldsymbol{B}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})K_{\mathrm{I}}(\boldsymbol{r})\int_0^t\boldsymbol{y}(\tau)\mathrm{d}\tau\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}\end{cases} \tag{16}$$

令闭环系统的状态向量为$\boldsymbol{z}(t)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{x}_{\mathrm{M}}(t) & \int_0^t\boldsymbol{y}(\tau)\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$,输出向量为$\boldsymbol{h}(t)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{y}(t) & \int_0^t\boldsymbol{y}(\tau)\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$。此闭环系统可在静态增益输出反馈$\boldsymbol{u}(t)=\boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{h}(t)$作用下等效为

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathrm{CL}}:\begin{cases}\dot{\boldsymbol{z}}(t)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{z}(t)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{h}(t)=\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{z}(t)\end{cases} \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r}) & 0\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r}) & 0\end{bmatrix}$;$\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{B}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r})\\ 0\end{bmatrix}$;

$\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{M}}(\boldsymbol{r}) & 0\\ 0 & \boldsymbol{I}_4\end{bmatrix}$,$\boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})=[K_{\mathrm{P}}(\boldsymbol{r})\quad K_{\mathrm{I}}(\boldsymbol{r})]$。

由于存在特征因子$\alpha>0,\beta>0$,对称正定矩阵解$\boldsymbol{P}$和矩阵$\boldsymbol{Y}$满足式(14)。

则

$$\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\begin{bmatrix}-(\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+2\alpha\boldsymbol{P})-\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \beta^{-1}\boldsymbol{P}\end{bmatrix}>0 \tag{18}$$

$$\begin{bmatrix}-\left(\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+2\alpha\boldsymbol{P}\right)-\\ \sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{P}+\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(r_{ij})\boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{P}\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij})+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=(j-1)s+1}^{js}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(r_{ij}) & \beta^{-1}\boldsymbol{P}\end{bmatrix}>0 \tag{19}$$

$$\begin{bmatrix}-(\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r})+2\alpha\boldsymbol{P})-\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{Y}\\ \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r})+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}) & \beta^{-1}\boldsymbol{P}\end{bmatrix}>0 \tag{20}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

考虑到式(13)中输出向量与状态向量的关系,可得状态反馈为

$$\boldsymbol{u}(t) = \boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})z(t) \tag{21}$$

由引理 1 可得,使闭环系统渐近稳定的具有特征因子 α、β 的稳定裕度和鲁棒性能的过渡态主控回路闭环控制律为

$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r}) = \boldsymbol{Y}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P})^{+} \tag{22}$$

证毕

同时,为提高系统在过渡态过程中的稳定性,进一步提出对称正定矩阵 $\boldsymbol{P}$ 的迹进行最小优化策略:

$$\text{s.t.}\begin{cases} -\begin{bmatrix} -(\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r})+2\alpha\boldsymbol{P})-\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{Y}-\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{P}+\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}(\boldsymbol{r})\boldsymbol{Y} \\ \boldsymbol{P}\boldsymbol{A}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r})+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{g}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{r}) & \beta^{-1}\boldsymbol{P} \end{bmatrix} < 0 \\ -\boldsymbol{P} < 0 \end{cases} \tag{23}$$

矩阵迹表示矩阵所有特征值的和,且系统状态矩阵的特征值与极点一一对应,最小化迹即优化系统闭环极点的位置,使之在指定区域内整体远离虚轴,增加系统的稳定裕度,保证设计的有效性。图 4 展示了在某设计点可设计状态下矩阵迹从最小值增大到最大值的过程中系统闭环极点的位置变化,随着矩阵迹的增大,系统闭环极点逐渐聚拢于配置圆的右侧。

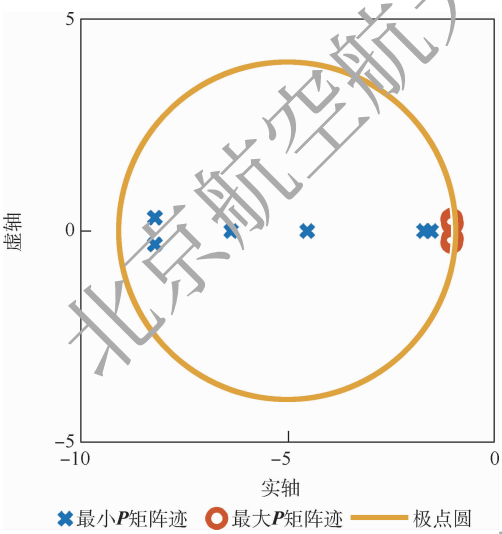


图 4 系统闭环极点随矩阵迹增大的位置变化

Fig. 4 Position change of system closed-loop poles with the increase of matrix trace

4 仿真验证

仿真采用喘振裕度定义

$$\mathrm{SM} = \left(\frac{\pi_{\mathrm{s}}/W_{\mathrm{cors}}}{\pi/W_{\mathrm{cor}}} - 1\right) \times 100\% \tag{24}$$

式中:π 为压比;W_{cor} 为换算流量;π_{s} 为等换算转速线上喘振边界的压比;W_{cors} 为等换算转速线上喘振边界的换算流量。

根据发动机的过渡态特征划定控制器设计区域,选择喘振裕度设计上边界 $\mathrm{SM_u}$ 为 5,喘振裕度设计下边界 $\mathrm{SM_l}$ 为 33。从中间状态到慢车状态选择 3 个稳态工作点,分别将非线性模型输入、输出和状态参数进行归一化,通过线性化方法提取线性模型;同时,通过抽功和加功的方法使工作点沿着等换算转速线达到喘振裕度上下边界,分别将非线性模型输入、输出和状态参数进行归一化,通过线性化方法提取线性模型。稳态点条件如表 1 所示,以 $\boldsymbol{n}_{2\mathrm{cor}}$ 和 SM 为调度参数,构建 LPV 模型。

表 1 稳态点条件

Table 1 Conditions of steady state point

编号	$\boldsymbol{n}_{2\mathrm{cor}}$	SM
1	10 588	5
2	10 265	5
3	9 943	5
4	10 588	18
5	10 265	24
6	9 943	28
7	10 588	33
8	10 265	33
9	9 943	33

将 2 种不同稳态控制计划分别推广为过渡态主控回路闭环控制方案,基于 LPV 模型求解过渡态主控回路增益调度 LMI 优化控制律。分别对 2 种情况下设计的控制器进行含发动机非线性动态模型的过渡态控制系统闭环仿真验证。

1)方案 1 过渡态控制仿真

通过调节喷口面积 A_8 和主燃油流量 W_{f},闭环控制低压转子转速 N_1 和高压转子转速 N_2,根据发动机非线性动态模型可得 LPV 状态空间线性模型为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{N}_1 \\ \dot{N}_2 \end{bmatrix} = \boldsymbol{A}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \end{bmatrix} + \boldsymbol{B}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix} A_8 \\ W_{\mathrm{f}} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \end{bmatrix} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \end{bmatrix} + \boldsymbol{D}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix} A_8 \\ W_{\mathrm{f}} \end{bmatrix} \end{cases} \tag{25}$$

式中:$\boldsymbol{C}(\boldsymbol{r}) = \boldsymbol{I}_2$;$\boldsymbol{D}(\boldsymbol{r}) = \boldsymbol{O}_2$。

状态矩阵和输入矩阵依据调度参数变化,基矩阵如表 2 和表 3 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 2　方案 1 基状态矩阵

Table 2　Basis state matrix in case 1

$\boldsymbol{A}_i$	a_{11}	a_{21}	a_{12}	a_{22}
$\boldsymbol{A}_1$	-6.36	-0.09	6.63	-4.18
$\boldsymbol{A}_2$	-9.10	0.13	5.75	-3.68
$\boldsymbol{A}_3$	-4.71	-0.16	3.82	-2.29
$\boldsymbol{A}_4$	-6.55	0.13	5.57	-3.72
$\boldsymbol{A}_5$	-5.29	-0.22	5.15	-3.54
$\boldsymbol{A}_6$	-2.90	-0.22	3.56	-2.17
$\boldsymbol{A}_7$	-5.81	0.47	3.56	-4.17
$\boldsymbol{A}_8$	-4.55	-0.34	4.60	-4.58
$\boldsymbol{A}_9$	-2.52	-0.32	3.80	-3.22

表 3　方案 1 基输入矩阵

Table 3　Basis input matrix in case 1

$\boldsymbol{B}_i$	b_{11}	b_{21}	b_{12}	b_{22}
$\boldsymbol{B}_1$	2.99	-0.10	0.31	0.67
$\boldsymbol{B}_2$	2.55	-0.14	0.46	0.68
$\boldsymbol{B}_3$	1.45	-0.02	0.72	0.67
$\boldsymbol{B}_4$	1.98	-0.01	0.48	0.66
$\boldsymbol{B}_5$	1.46	-0.04	0.64	0.70
$\boldsymbol{B}_6$	0.56	0	0.99	0.75
$\boldsymbol{B}_7$	0.42	0.02	0.92	1.00
$\boldsymbol{B}_8$	0.65	0.01	0.99	1.06
$\boldsymbol{B}_9$	0.36	0.01	1.00	1.15

考虑执行机构的动态特性$\frac{1}{0.1s+1}$，即 $\boldsymbol{\tau}=\mathrm{diag}\{0.1,0.1\}$，得到对应的等效增广线性模型：

$$\begin{bmatrix}\dot{N}_1\\ \dot{N}_2\\ \dot{A}_8\\ \dot{W}_{\mathrm{f}}\\ N_1\\ N_2\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{B}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{O}_2 & -\frac{1}{\boldsymbol{\tau}}\boldsymbol{I}_2 & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{I}_2 & \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{O}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\\ A_8\\ \int_0^t N_1(\tau)\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}+$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{O}_2\\ \frac{1}{\boldsymbol{\tau}}\boldsymbol{I}_2\\ \boldsymbol{O}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}A_8\\ W_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\\ \int_0^t N_1(\tau)\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}=$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_2 & \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{I}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\\ A_8\\ W_{\mathrm{f}}\\ \int_0^t N_1(\tau)\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}\tag{26}$$

给定特征因子 $\alpha=0.9$，$\beta=0.2$，求解式(14)的 LMI，按式(15)可得基控制参数如表 4 和表 5 所示。

表 4　方案 1 最优基控制参数 K_{P}

Table 4　Optimal basis control parameter K_{P} in case 1

$K_{\mathrm{P}i,\mathrm{opt}}$	$k_{\mathrm{P}11}$	$k_{\mathrm{P}21}$	$k_{\mathrm{P}12}$	$k_{\mathrm{P}22}$
$K_{\mathrm{P}1,\mathrm{opt}}$	-0.47	-0.05	-0.06	-2.05
$K_{\mathrm{P}2,\mathrm{opt}}$	-0.56	-0.10	0.29	-2.09
$K_{\mathrm{P}3,\mathrm{opt}}$	-0.99	-0.08	0.71	-2.21
$K_{\mathrm{P}4,\mathrm{opt}}$	-0.72	-0.02	0.26	-2.12
$K_{\mathrm{P}5,\mathrm{opt}}$	-0.94	-0.11	0.65	-2.09
$K_{\mathrm{P}6,\mathrm{opt}}$	-2.40	-0.19	2.72	-2.23
$K_{\mathrm{P}7,\mathrm{opt}}$	-3.16	-0.03	2.78	-1.58
$K_{\mathrm{P}8,\mathrm{opt}}$	-2.06	-0.09	1.84	-1.52
$K_{\mathrm{P}9,\mathrm{opt}}$	-3.63	-0.23	3.03	-1.62

表 5　方案 1 最优基控制参数 K_{I}

Table 5　Optimal basis control parameter K_{I} in case 1

$K_{\mathrm{I}i,\mathrm{opt}}$	$k_{\mathrm{I}11}$	$k_{\mathrm{I}21}$	$k_{\mathrm{I}12}$	$k_{\mathrm{I}22}$
$K_{\mathrm{I}1,\mathrm{opt}}$	-2.97	-0.59	3.41	-7.77
$K_{\mathrm{I}2,\mathrm{opt}}$	-4.95	-0.76	4.23	-6.73
$K_{\mathrm{I}3,\mathrm{opt}}$	-4.33	-0.68	5.23	-4.67
$K_{\mathrm{I}4,\mathrm{opt}}$	-4.62	0.05	5.12	-7.42
$K_{\mathrm{I}5,\mathrm{opt}}$	-4.65	-0.96	7.07	-6.52
$K_{\mathrm{I}6,\mathrm{opt}}$	-6.33	-0.83	14.32	-4.44
$K_{\mathrm{I}7,\mathrm{opt}}$	-19.44	0.62	22.69	-6.22
$K_{\mathrm{I}8,\mathrm{opt}}$	-8.69	-0.69	17.76	-6.21
$K_{\mathrm{I}9,\mathrm{opt}}$	-8.34	-0.86	23.52	-4.36

由此获得方案 1 过渡态主控回路闭环控制的加减速控制律为

$$K_{\mathrm{g,opt}}(\boldsymbol{r})=K_{\mathrm{g,opt}}(f(\boldsymbol{n}_{2\mathrm{cor}},\mathrm{SM}))=\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=3(j-1)+1}^{3j}K_{\mathrm{g,opt}}(r_{ij})\tag{27}$$

建立图 1 所示的含发动机非线性动态模型的控制系统闭环仿真平台，设定仿真时间为 30 s，仿真步长为 0.01 s，考虑反馈参数 N_1 和 N_2 传感器的噪声影响，在传感器中添加能量谱密度为 0.2 J/Hz的白噪声。

第 0～10 s 为中间状态稳态过程，从第 10 s 开始给出减速指令信号，2 个通道的转速响应如图 5(图中实线为低压转子转速的指令，虚线为低压转子转速的过渡态响应曲线)和图 6(图中实线为高压转子转速的指令，虚线为高压转子转速的过渡态响应曲线)所示。可知，N_1 调节时间为 2.9 s，超调量为 0.8%；N_2 调节时间为4.7 s，无超调量。从第 20 s 开始给出加速指令信号，2 个通道的转速响应如图 5 和图 6 所示。可知，N_1 调节时间为 3.4 s，无超调量；N_2 调节时间为 5.0 s，无

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

超调量。发动机输入信号 W_f 如图 7 所示，喷口面积 A_8 如图 8 所示，风扇喘振裕度 SM 如图 9 所示，涡轮后温度 T_{48} 如图 10 所示。全过程中，W_f 和 A_8 在其限制值范围内未出现饱和现象，SM 最低为 5，T_{48} 未超温。

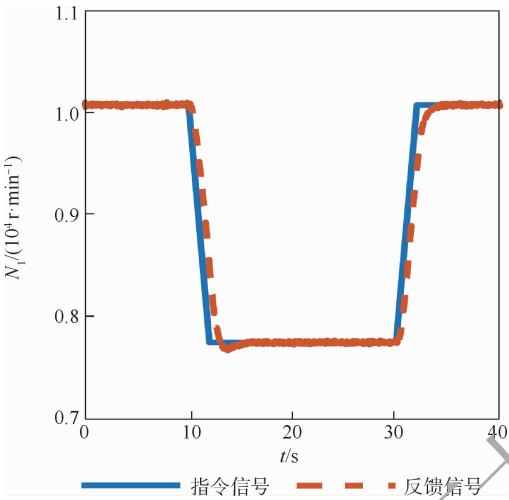


图 5 方案 1 低压转子转速 N_1 响应曲线

Fig. 5 Response curves of low-pressure rotor speed N_1 in case 1

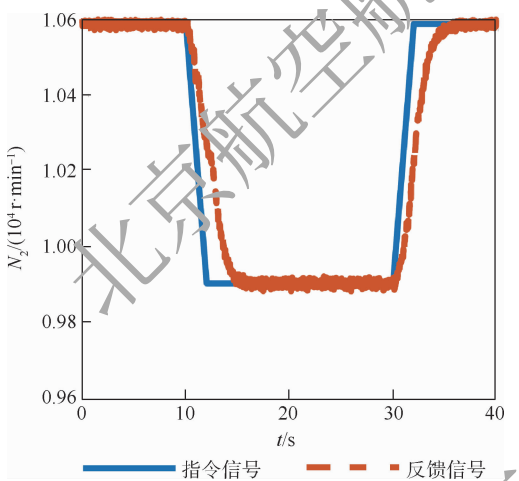


图 6 方案 1 高压转子转速 N_2 响应曲线

Fig. 6 Response curves of high-pressure rotor speed N_2 in case 1

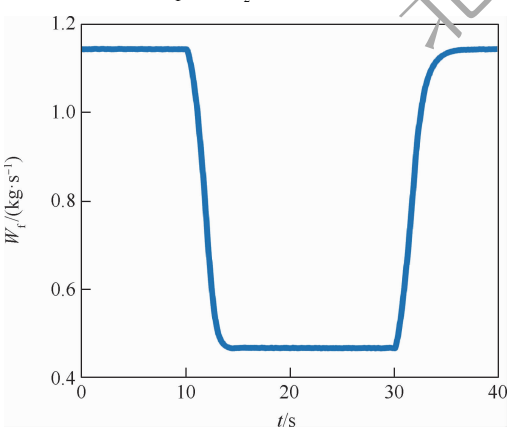


图 7 方案 1 燃油流量 W_f 响应曲线

Fig. 7 Response curves of fuel flow W_f in case 1

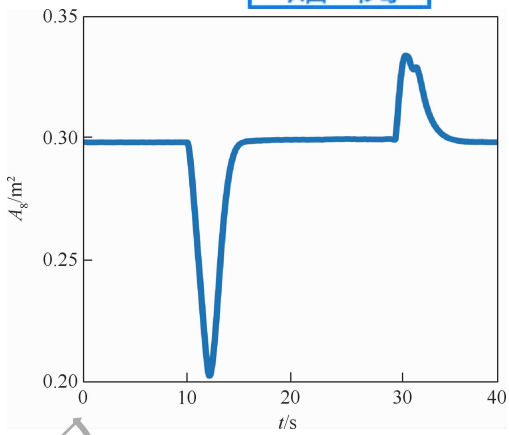


图 8 方案 1 喷口面积 A_8 响应曲线

Fig. 8 Response curve of exhaust nozzle area A_8 in case 1

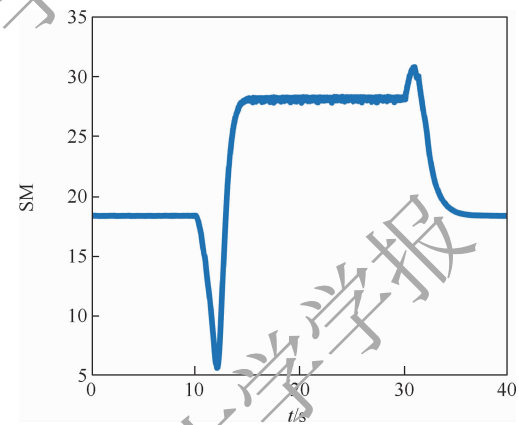


图 9 方案 1 风扇喘振裕度 SM 响应曲线

Fig. 9 Response curve of compressor surge margin in case 1

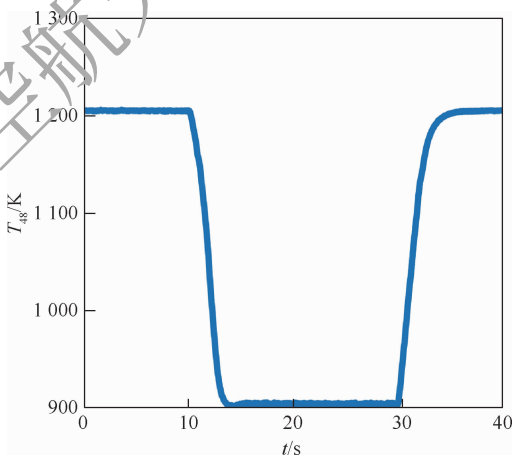


图 10 方案 1 高压涡轮后温度 T_{48} 响应曲线

Fig. 10 Response curve of temperature T_{48} after high-pressure turbine in case 1

2）方案 2 过渡态控制仿真

通过调节喷口面积 A_8 和主燃油流量 W_f，闭环控制涡轮落压比 π_T 和高压转子转速 N_2，根据发动机非线性动态模型可得 LPV 状态空间线性模型为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\begin{bmatrix}\dot{N}_1\\ \dot{N}_2\end{bmatrix}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\end{bmatrix}+\boldsymbol{B}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix}A_8\\ W_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}\\ \begin{bmatrix}\pi_{\mathrm{T}}\\ N_2\end{bmatrix}=\boldsymbol{C}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix}\pi_{\mathrm{T}}\\ N_2\end{bmatrix}+\boldsymbol{D}(\boldsymbol{r})\begin{bmatrix}A_8\\ W_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}\end{cases}\tag{28}$$

式中：状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵均根据调度参数变化。

状态矩阵和输入矩阵的基矩阵如 2 和表 3 所示，输出矩阵和前馈矩阵的基矩阵如表 6 和表 7 所示。

表 6　方案 2 基输出矩阵

Table 6　Basis output matrix in case 2

$\boldsymbol{C}_i$	c_{11}	c_{21}	c_{12}	c_{22}
$\boldsymbol{C}_1$	−0.64	0	1.18	1
$\boldsymbol{C}_2$	−1.13	0	1.27	1
$\boldsymbol{C}_3$	−0.55	0	1.21	1
$\boldsymbol{C}_4$	−0.88	0	1.14	1
$\boldsymbol{C}_5$	−0.64	0	1.28	1
$\boldsymbol{C}_6$	0.01	0	1.33	1
$\boldsymbol{C}_7$	−0.02	0	0.64	1
$\boldsymbol{C}_8$	−0.14	0	1.09	1
$\boldsymbol{C}_9$	0.25	0	1.27	1

表 7　方案 2 基前馈矩阵

Table 7　Basis feedforward matrix in case 2

$\boldsymbol{D}_i$	d_{11}	d_{21}	d_{12}	d_{22}
$\boldsymbol{D}_1$	0.73	0	0	0
$\boldsymbol{D}_2$	0.75	0	0	0
$\boldsymbol{D}_3$	0.67	0	0	0
$\boldsymbol{D}_4$	0.74	0	0	0
$\boldsymbol{D}_5$	0.68	0	0	0
$\boldsymbol{D}_6$	0.37	0	0	0
$\boldsymbol{D}_7$	0.38	0	0	0
$\boldsymbol{D}_8$	0.45	0	0	0
$\boldsymbol{D}_9$	0.26	0	0	0

考虑执行机构的动态特性，得到对应的等效增广线性模型：

$$\begin{bmatrix}\dot{N}_1\\ \dot{N}_2\\ \dot{A}_8\\ \dot{W}_{\mathrm{f}}\\ N_1\\ N_2\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{B}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{O}_2 & -\dfrac{1}{\tau}\boldsymbol{I}_2 & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{I}_2 & \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{O}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\\ A_8\\ W_{\mathrm{f}}\\ \int_0^t N_1(\tau)\,\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\,\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}+$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{O}_2\\ \dfrac{1}{\tau}\boldsymbol{I}_2\\ \boldsymbol{O}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}A_8\\ W_{\mathrm{f}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\pi_{\mathrm{T}}\\ N_2\\ \int_0^t N_1(\tau)\,\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\,\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}=$$

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{D}(\boldsymbol{r}) & \boldsymbol{O}_2\\ \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{O}_2 & \boldsymbol{I}_2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}N_1\\ N_2\\ A_8\\ W_{\mathrm{f}}\\ \int_0^t N_1(\tau)\,\mathrm{d}\tau\\ \int_0^t N_2(\tau)\,\mathrm{d}\tau\end{bmatrix}\tag{29}$$

给定特征因子 $\alpha=0.9$，$\beta=0.2$，求解式(14)的 LMI，按式(15)可得基控制参数如表 8 和表 9 所示。

表 8　方案 2 最优基控制参数 K_{P}

Table 8　Optimal basis control parameter K_{P} in case 2

$K_{\mathrm{P}i,\mathrm{opt}}$	$k_{\mathrm{P}11}$	$k_{\mathrm{P}21}$	$k_{\mathrm{P}12}$	$k_{\mathrm{P}22}$
$K_{\mathrm{P}1,\mathrm{opt}}$	−1.06	−0.29	0.40	−1.84
$K_{\mathrm{P}2,\mathrm{opt}}$	−0.86	−0.08	0.32	−2.01
$K_{\mathrm{P}3,\mathrm{opt}}$	−1.08	−0.35	0.78	−1.91
$K_{\mathrm{P}4,\mathrm{opt}}$	−0.85	0.10	0.11	−2.01
$K_{\mathrm{P}5,\mathrm{opt}}$	−1.02	−0.39	0.60	−1.69
$K_{\mathrm{P}6,\mathrm{opt}}$	1.18	−0.18	−0.73	−1.84
$K_{\mathrm{P}7,\mathrm{opt}}$	0.58	1.05	−0.06	−2.01
$K_{\mathrm{P}8,\mathrm{opt}}$	−0.30	−0.51	0.57	−1.02
$K_{\mathrm{P}9,\mathrm{opt}}$	−0.05	0.78	0.06	−2.43

表 9　方案 2 最优基控制参数 K_{I}

Table 9　Optimal basis control parameter K_{I} in case 2

$K_{\mathrm{I}i,\mathrm{opt}}$	$k_{\mathrm{I}11}$	$k_{\mathrm{I}21}$	$k_{\mathrm{I}12}$	$k_{\mathrm{I}22}$
$K_{\mathrm{I}1,\mathrm{opt}}$	−6.99	−1.50	1.39	−7.98
$K_{\mathrm{I}2,\mathrm{opt}}$	−6.18	−0.68	1.80	−6.84
$K_{\mathrm{I}3,\mathrm{opt}}$	−5.98	−1.35	3.30	−4.52
$K_{\mathrm{I}4,\mathrm{opt}}$	−5.75	0.50	−0.23	−6.88
$K_{\mathrm{I}5,\mathrm{opt}}$	−5.78	−1.48	1.70	−6.83
$K_{\mathrm{I}6,\mathrm{opt}}$	−0.65	−1.31	2.95	−3.24
$K_{\mathrm{I}7,\mathrm{opt}}$	−2.45	2.22	2.64	−6.21
$K_{\mathrm{I}8,\mathrm{opt}}$	−3.98	−1.53	5.18	−5.63
$K_{\mathrm{I}9,\mathrm{opt}}$	−1.35	0.78	2.15	−6.24

由此获得方案 2 过渡态主控回路闭环控制的加减速控制律为

$$K_{\mathrm{g,opt}}(\boldsymbol{r})=K_{\mathrm{g,opt}}(f(\boldsymbol{n}_{2\mathrm{cor}},\mathrm{SM}))=\sum_{j=1}^{3}\sum_{i=3(j-1)+1}^{3j}K_{\mathrm{g,opt}}(r_{ij})$$

建立图 1 所示的含发动机非线性动态模型的控制系统仿真平台，设定仿真时间为 30 s，仿真步长为 0.01 s，考虑计算落压比 π_{T} 所需的反馈参数涡轮前压力 P_4、涡轮后压力 P_5 和转速传感器 N_2 的噪声影响，在传感器中添加能量谱密度为 0.2 J/Hz的白噪声。

第 0 ~ 10 s 为中间状态稳态过程，从第 10 s 开始给出减速指令信号，2 个通道的响应如图 11

北京航空航天大学学报

(图中实线为发动机落压比的指令,虚线为发动机落压比的过渡态响应曲线)和图 12(图中实线为高压转子转速的指令,虚线为高压转子转速的过渡态响应曲线)所示。可知,π_T 调节时间为 5.2 s,无超调量;N_2 调节时间为 5.5 s,无超调量。从第 20 s 开始给出加速指令信号,2 个通道的转速响应如图 11 和图 12 所示。可知,π_T 调节时间为 5.6 s,无超调量;N_2 调节时间为 5.0 s,无超调量。发动机输入信号 W_f 如图 13 所示,A_8 如图 14 所示,风扇喘振裕度 SM 如图 15 所示,涡轮后温度 T_{48} 如图 16 所示。全过程中,W_f 和 A_8 在其限制值范围内未出现饱和现象,SM 最低为 18,T_{48} 未超温。

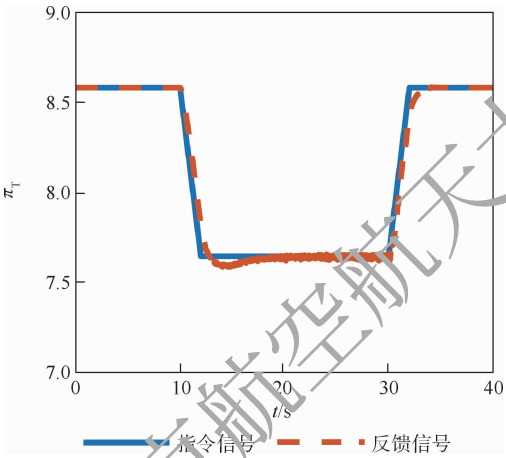


图 11 方案 2 涡轮落压比 π_T 响应曲线

Fig. 11 Response curves of turbine pressure ratio π_T in case 2

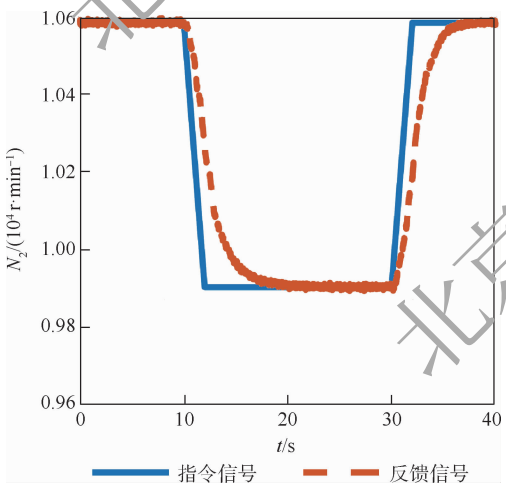


图 12 方案 2 高压转子转速 N_2 响应曲线

Fig. 12 Response of high-pressure rotor speed N_2 in case 2

3)参数拉偏仿真验证

由于建模过程存在不确定性,为验证控制律的鲁棒性,需要针对 2 种方案开展参数拉偏仿真,采用将高压转子和低压转子的转动惯量同时拉偏 30% 的策略。在相同的输入指令下,仿真结果如图 17 ~ 图 20 所示。可知,拉偏前后转子动态响应变化小,控制器具有鲁棒性。

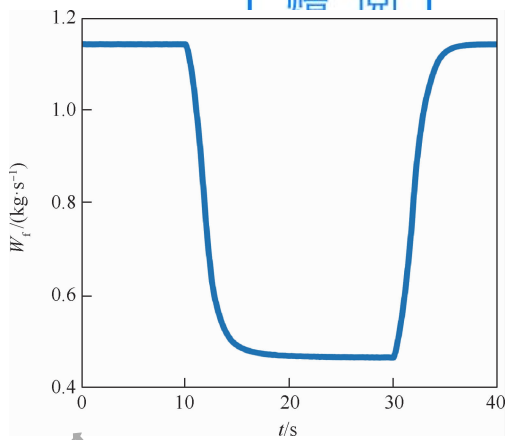


图 13 方案 2 燃油流量 W_f 响应曲线

Fig. 13 Response curve of fuel flow W_f in case 2

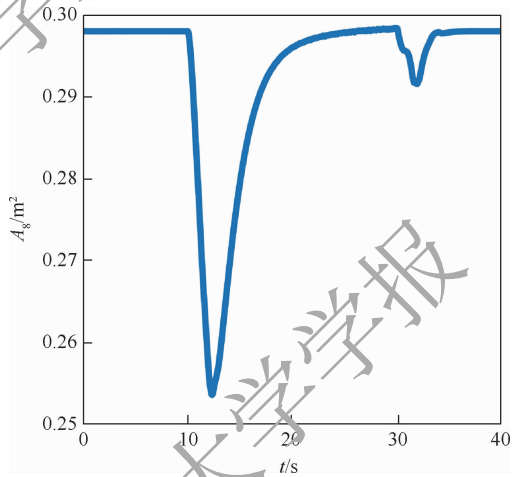


图 14 方案 2 喷口面积 A_8 响应曲线

Fig. 14 Response curve of nozzle throat area A_8 in case 2

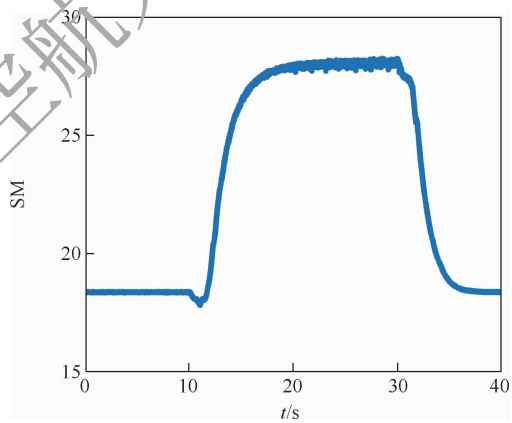


图 15 方案 2 风扇喘振裕度 SM 响应曲线

Fig. 15 Response curve of compressor surge margin in case 2

4)与传统方法对比仿真验证

基于方案 1 选取闭环 $\dot{n}$ 过渡态控制方法设计控制器,控制逻辑框图如 21 所示。

过渡态控制器设计主要目标之一为获取最短加速时间,因此,加速计划采用全转速最大转子加速度为指令;控制器 PI 参数设计目标为保证系统

北京航空航天大学学报

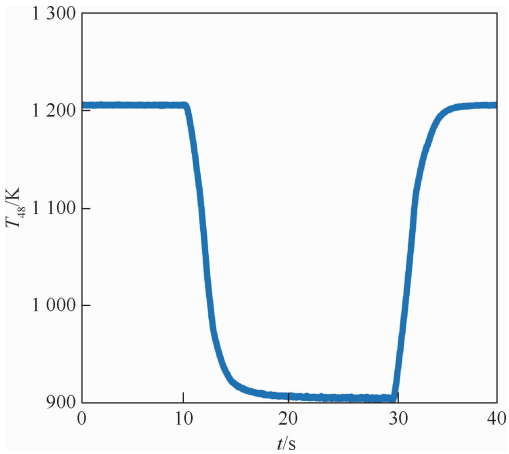


图 16　方案 2 高压涡轮后温度 T_{48} 响应曲线

Fig. 16　Response curve of temperature T_{48} after high-pressure turbine in case 2

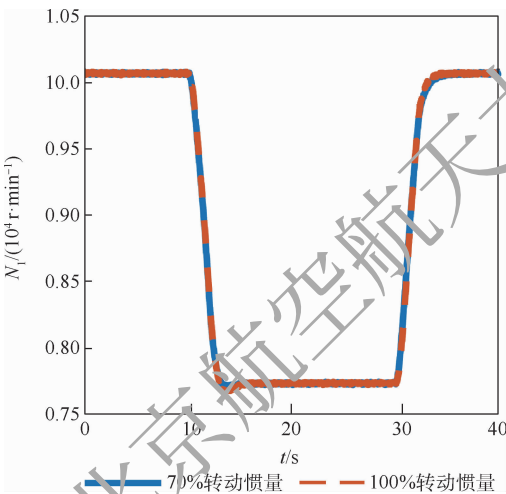


图 17　方案 1 转动惯量拉偏测试低压转子转速 N_1 响应曲线

Fig. 17　Response curves of low-pressure rotor speed N_1 with moment of inertia error in case 1

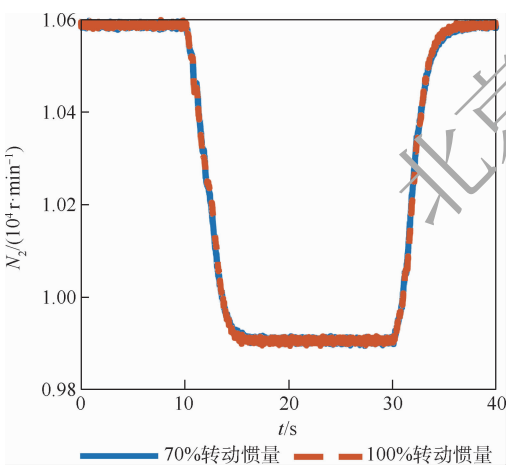


图 18　方案 1 转动惯量拉偏测试高压转子转速 N_2 响应曲线

Fig. 18　Response curves of high-pressure rotor speed N_2 with moment of inertia error in case 1

稳定性的同时减少调节时间。设计得到的过渡态

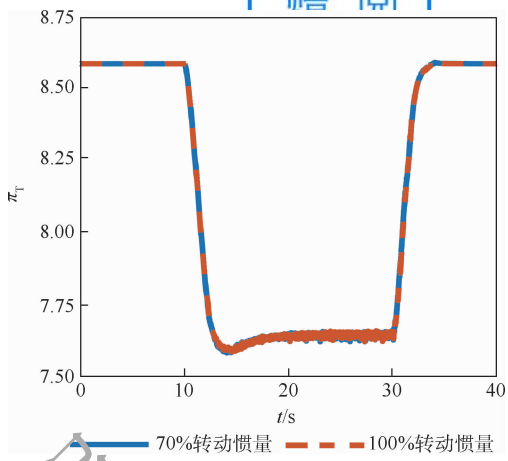


图 19　方案 2 转动惯量拉偏测试涡轮落压比 π_T 响应曲线

Fig. 19　Response curves of turbine pressure ratio π_T with moment of inertia error in case 2

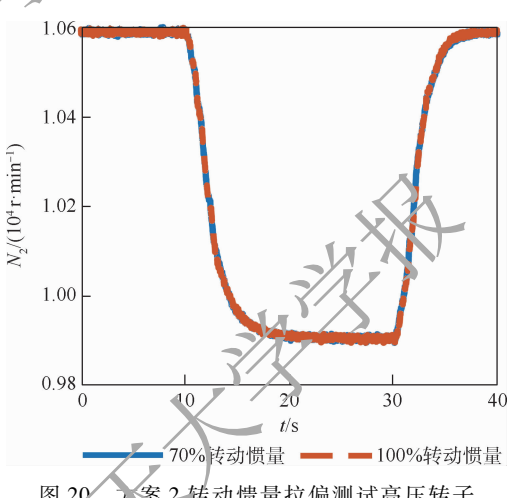


图 20　方案 2 转动惯量拉偏测试高压转子转速 N_2 响应曲线

Fig. 20　Response curves of high-pressure rotor speed N_2 with moment of inertia error in case 2

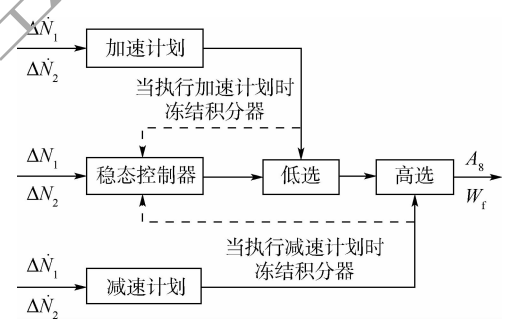


图 21　闭环 $\dot{n}$ 过渡态控制器逻辑框

Fig. 21　Logic diagram of closed-loop $\dot{n}$ transient controller

PI 控制器参数如表 10 和表 11 所示，稳态控制器采用表 4 和表 5 中第 4 ~ 6 行的参数。

设定仿真时间为 20 s，第 0 ~ 5 s 为慢车状态稳态过程，第 5 ~ 7 s 将指令信号从慢车状态拉升至中间状态，第 7 ~ 20 s 保持中间状态指令信号不变，仿真结果如图 22 和图 23 所示。可知，发动机模型在使用传统方法设计的控制器（选用 ndot

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 10 $\dot{n}$ 过渡态控制器参数 K_P

Table 10 Parameter K_P of $\dot{n}$ transient controller

$K_{Pi,opt}$	k_{P11}	k_{P21}	k_{P12}	k_{P22}
$K_{P1,opt}$	-0.13	0	0	1.32
$K_{P2,opt}$	-0.16	0	0	1.64
$K_{P3,opt}$	-0.17	0	0	1.69

表 11 $\dot{n}$ 过渡态控制器参数 K_I

Table 11 Parameter K_I of $\dot{n}$ transient controller

$K_{Ii,opt}$	k_{I11}	k_{I21}	k_{I12}	k_{I22}
$K_{I1,opt}$	-7.23	0	0	72.3
$K_{I2,opt}$	-0.88	0	0	8.8
$K_{I3,opt}$	-1.34	0	0	13.4

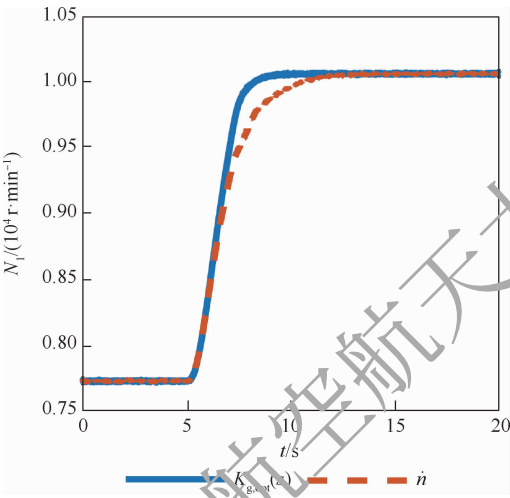


图 22 方案 1 最优控制器与传统控制器 N_1 响应曲线对比

Fig. 22 Comparison of N_1 response curve between optimal controller designed in case 1 and traditional controller

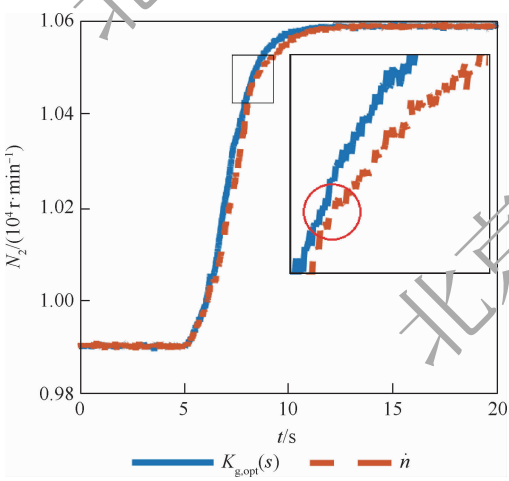


图 23 方案 1 最优控制器与传统控制器 N_2 响应曲线对比

Fig. 23 Comparison of N_2 response curve between optimal controller designed in case 1 and traditional controller

过滤态控制器,与稳态控制器使用高低选逻辑进行切换)进行控制时,N_2 的动态响应与本文所设计控制器 $K_{g,opt(s)}$ 较为一致,N_1 的动态响应比本文所设计控制器更慢。同时,由于在传统方法中 $\dot{n}$ 过渡态控制器与稳态控制器之间需要进行切换,从图 23 可以看出明显的切换点,切换前后 N_2 动态响应发生了较大变化,不利于发动机稳定工作。

5)矩阵迹优化分析验证

采用表 1 中 1 号点的线性模型和方案 2 的控制策略进行设计验证,线性模型为:$\boldsymbol{A}_1 = [-6.36 \quad -0.09 \quad 6.63 \quad -4.18]$,$\boldsymbol{B}_1 = [2.99 \quad -0.10 \quad 0.31 \quad 0.67]$,$\boldsymbol{C}_1 = [-0.64 \quad 0 \quad 1.18 \quad 1]$,$\boldsymbol{D}_1 = [0.73 \quad 0 \quad 0 \quad 0]$。分别采用最小化迹寻优和最大化迹寻优的方法开展控制律设计,控制参数为:$K_P = \{-1.06, -0.29, 0.40, -1.84\}$,$K_I = \{-6.99, -1.50, 1.39, -7.98\}$;$K_P = \{2.63, 0.56, -0.22, 2.55\}$,$K_I = \{0.24, 0.06, 0.28, -1.83\}$。系统闭环极点如图 24 所示。可知,最小化迹寻优所设计闭环系统的所有极点都处于左半平面的极点圆内,可有效保证所设计闭环系统的稳定性和动态性能;最大化迹寻优所设计闭环系统存在位于右半平面的极点,系统不稳定。

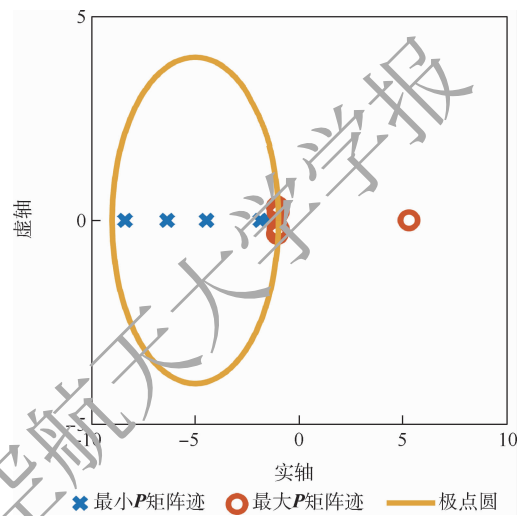


图 24 最小化迹寻优和最大化迹寻优闭环极点对比

Fig. 24 Comparison of poles of closed-loop system designed with minimized trace optimization and poles of closed-loop system designed with maximized trace optimization

5 结 论

本文提出的最小化矩阵迹寻优闭环极点的增益调度过渡态主控回路闭环控制律的 LMI 优化设计方法,以地面慢车到中间状态进行了基于发动机非线性动态模型的控制系统数字仿真验证,结论如下:

1)方案 1 过渡态控制。从中间到慢车状态的减速控制,N_1 调节时间为 2.9 s,超调量为 0.8%,N_2 调节时间为 4.7 s,无超调量,W_f 和 A_8 未出现饱和现象。从慢车到中间状态的加速控

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

制,N_1 调节时间为 3.4 s,无超调量,N_2 调节时间为 5.0 s,无超调量。W_f 和 A_8 未出现饱和现象,SM 最低为 5°,T_{48}未超温。

2)方案 2 过渡态控制。从中间到慢车状态的减速控制,π_T 调节时间为 5.2 s,无超调量,N_2 调节时间为 5.5 s,无超调量。从慢车到中间状态的加速控制,π_T 调节时间为 5.6 s,无超调量,N_2 调节时间为 5.0 s,无超调量。W_f 和 A_8 未出现饱和现象,SM 最低为 18°,T_{48}未超温。

3)实现了过渡态和稳态的无振荡柔性切换,避免了多模态控制律的切换问题。

参考文献(References)

[1] 赵连春,杰克·马丁利. 飞机发动机控制:设计、系统分析和健康监视[M]. 张新国,等译. 北京:航空工业出版社,2012:114-124.
JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine controls: Design, system analysis, and health monitoring[M]. ZHANG X G, et al, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2012: 114-124 (in Chinese).

[2] SPANG H A, BROWN H. Control of jet engines[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7(9): 1043-1059.

[3] GARG S. Propulsion controls and diagnostics research in support of NASA aeronautics and exploration mission programs: AIAA 2010-6747[R]. Reston: AIAA, 2010.

[4] CSANK J, MAY D R, LUPP S J, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine: AIAA 2010-6629[R]. Reston: AIAA, 2010.

[5] 苗浩洁,王曦,杨舒柏. 基于相似参数的加速供油规律反设计方法研究[J]. 推进技术,2019,40(3):675-681.
MIAO H J, WANG X, YANG S B. Reverse design method of fuel supply law for acceleration based on similarity parameters [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 675-681 (in Chinese).

[6] YANG S B, WANG X. A comparative study on N-dot acceleration technique[C]// ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York: ASME, 2016: 1-9.

[7] 西格德·斯科格斯特德,伊恩·波斯尔思韦特. 多变量反馈控制分析与设计[M]. 韩崇昭,张爱民,刘晓风,等译. 西安:西安交通大学出版社,2011:57-99.
SKOGESTAD S, POSTLETHWAITE I. Multivariable feedback control: Analysis and design[M]. HAN C Z, ZHANG A M, LIU X F, et al, translated. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2011: 57-99 (in Chinese).

[8] RICHTER H. A multi-regulator sliding mode control strategy for output-constrained systems[J]. Automatica, 2011, 47(10): 2251-2259.

[9] 理查特. 涡扇发动机先进控制[M]. 覃道亮,王曦,译. 北京:国防工业出版社,2013:42-75.
RICHTER H. Advanced control of turbofan engines[M]. QIN D L, WANG X, translated. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 42-75 (in Chinese).

[10] BOYD S P, CHAOUI E L. Method of centers for minimizing generalized eigenvalues[J]. Linear Algebra and its Applications, 1993, 188-189: 63-111.

[11] GAHINET P. Explicit controller formulas for LMI-based H_∞ synthesis[J]. Automatica, 1996, 32(7): 1007-1014.

[12] BOYD S P, GHAOUI E L, FERON E, et al. Linear matrix inequalities in systems and control theory[M]. Philadelphia: SIAM, 1994: 7-27.

[13] 高金凤,俞立,王春平. 线性矩阵不等式及其在控制工程中的应用[J]. 控制工程,2003,10(2):145-148.
GAO J F, YU L, WANG C P. Linear matrix inequality and its application in control engineering[J]. Control Engineering, 2003, 10(2): 145-148 (in Chinese).

[14] 崔颖,王曦. 涡扇发动机极点配置圆的多变量 PI 控制设计[J]. 航空发动机,2019,45(3):31-38.
CUI Y, WANG X. Multivariable PI control design for pole placing circle of turbofan engine[J]. Aeroengine, 2019, 45(3): 31-38 (in Chinese).

[15] 胡东,陈文华,周川. 基于 LMI 的一类 LPV 系统的自调整输出反馈极点配置[J]. 南京航空航天大学学报,1998,30(4):388-393.
HU D, CHEN W H, ZHOU C. Self-tuning output feedback pole placement for a class of LPV systems based on LMI[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(4): 388-393 (in Chinese).

[16] FENG Z, WANG Q G, LEE T H. On the design of multivariable PID controllers via LMI approach[J]. Automatica, 2002, 38(3): 517-526.

[17] SCHERER C, GAHINET P, CHILALI M. Multiobjective output-feedback control via LMI optimization[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 42(7): 896-910.

[18] KANEV S, SCHERER C, VERHAEGEN M, et al. Robust output-feedback controller design via local BMI optimization[J]. Automatica, 2004, 40(7): 1115-1127.

[19] WOLODKIN G, BAOAS G J, GARRARD W. Application of parameter-dependent robust control synthesis to turbofan engines [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(6): 833-838.

[20] PARSONS D A. N-dot schedules dynamic compensation system for gas turbines-inputs sum of speed and rate of change of speed of gas generator to schedule to output desired acceleration as function of generator speed: US, 5029441[P]. 1991-07-09.

[21] 蔡常鹏,郑前钢,颜秋英,等. 军用小涵道比涡扇发动机最大状态控制计划鲁棒性分析[J]. 推进技术,2022,43(5):1-8.
CAI C P, ZHENG Q G, YAN Q Y, et al. Robustness analysis of maximum state control plan for military small bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Porpulsion Technology, 2022, 43(5): 1-8 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Optimal design of transient main closed-loop control law based on LMI

MIAO Keqiang[1,2], WANG Xi[1,2,*], ZHU Meiyin[1,2]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to solve the problem that it is difficult to design transient multivariable control law for turbofan engines, a method of extracting linear model at quasi steady working point of transient acceleration and deceleration line based on power import and extraction is proposed. Based on this, a transient main closed-loop control optimal design method is proposed. It is extended from the steady multivariable control law's linear matrix inequality (LMI) design method to the design of transient main closed-loop control for turbofan engines because the gain-schedule can be used as nonlinear dynamic control method. Minimum matrix trace optimization closed-loop pole is configured to ensure the feasibility of the method. As demanded by two different transient main closed-loop control schedules, two different minimum matrix trace optimization transient multivariable main closed-loop control laws were designed respectively. Dual channels transient performance ground simulations based on a nonlinear turbofan engine model and containing the dynamic state between idle state and maximum power setting state were done. The results show that settling time of transient control dual channels N_1 and N_2 is no more than 5.0 s and the maximum overshoot is 0.8% in case one. In case two, settling time of transient control dual channels π_T and N_2 is no more than 5.6 s and the maximum overshoot is 0.8%.

Keywords: turbofan engine; transient main loop control; gain-schedule; linear matrix inequality (LMI); matrix trace optimization

北京航空航天大学学报 北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-26; **Accepted**: 2021-04-16; **Published online**: 2021-04-26 17:26
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210426.1713.002.html
Foundation item: National Science and Technology Major Project (2017-V-0015-0067)
* **Corresponding author**. E-mail: xwang@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0663

融合低秩和稀疏先验的结构性缺失图像修复

全下文载

胡循勇，杨晓梅*，李昊怡，梅宇博，郑秀娟，刘凯
（四川大学 电气工程学院，成都 610065）

摘 要：针对基于低秩先验的图像矩阵补全算法无法有效处理结构性缺失图像修复的问题，建立了在观测矩阵上使用双重先验的矩阵补全模型，在低秩先验的基础上引入稀疏先验，以便更好地利用观测矩阵的先验特征。该模型根据行列间的相关性，使用低秩先验对矩阵正则化；根据行列内的相关性，使用稀疏先验对矩阵正则化；为了更加精确地逼近秩函数，使用截断 Schatten-p 范数替代核范数作为低秩先验，从而提出了融合低秩和稀疏先验的矩阵补全模型，并使用交替方向乘子法有效处理所提模型。实验结果表明：算法修复的图像细节清晰，与截断核范数模型算法相比，峰值信噪比和结构相似度提升范围分别为 2% ~44% 和 0.7% ~8%。

关 键 词：稀疏先验；矩阵补全；截断 Schatten-p 范数；图像修复；交替方向乘子法
中图分类号：TP751
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0855-08

图像修复是指恢复图像中缺失的像素点，是计算机视觉领域重要的研究热点之一，近年来矩阵补全在图像修复[1-2]中得到了广泛的应用。矩阵补全是指根据不完整观测矩阵中的部分元素来恢复缺失的数据，重建一个完整的低秩矩阵[3]。通常，将图像数据表示为矩阵 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{m\times n}$，由于矩阵的秩等于矩阵的非零奇异值的个数，低秩矩阵的大多数奇异值为零，少数为非零[4]。而大多数现实图像数据都是低秩或近似低秩的，因此，对应的图像修复问题即可通过低秩矩阵恢复的矩阵补全问题来处理[5]。

矩阵补全一般通过引入低秩约束项 rank($\boldsymbol{X}$)对缺失数据进行补全，现有的多数矩阵补全算法也都是基于上述低秩问题的求解[6]。但低秩问题的求解是 NP-hard 的，Recht 等[7]证明了核范数是矩阵秩函数最紧密的凸下界，因此，大多数方法都采用核范数作为秩函数的凸近似进行秩极小化。然而核范数仅仅是将所有非零奇异值相加，使得较大的奇异值可能对秩近似的贡献特别大，导致对矩阵秩的逼近存在偏差[8]。为了解决核范数方法所存在的问题，Nie 等[9]提出使用 Schatten-p 范数来作为秩函数的逼近函数；Hu 等[2]提出使用截断核范数，利用观测矩阵较小奇异值之和来逼近低秩矩阵的秩，一定程度上克服了核范数的缺陷；Feng 等[10]结合截断核范数和 Schatten-p 范数，提出了新的截断 Schatten-p 范数，取得了更好的逼近效果。

在实际应用中，图像可能因为编码和传输错误问题导致部分损坏，使得图像矩阵整行或部分缺失，或可能被某些字符遮盖而造成连续缺失，这些缺失情况即为结构性缺失[11]，具有结构缺失的图像所创建的观测矩阵很可能在结构上也是不完整的。然而，上述低秩矩阵补全算法一般都假定缺失数据项是随机且均匀分布的，结构性缺失图像的情况违背了对应的补全条件[12]和由此推导而来的算法[13-15]。因此，这些算法无法有效处理整行缺失等结构性缺失，需引入额外的正则化来完善对结构性缺失矩阵的处理。在变换域中，许

收稿日期：2020-11-26；**录用日期**：2021-02-26；**网络出版时间**：2021-03-26 09:00
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210324.1347.001.html
基金项目：四川省科技计划项目(重点研发项目)(2020YFS0085)
* **通信作者**. E-mail：yangxiaomei@scu.edu.cn

引用格式：*胡循勇，杨晓梅，李昊怡，等. 融合低秩和稀疏先验的结构性缺失图像修复[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：855-862. HU X Y，YANG X M，LI H Y，et al. Structural missing image inpainting based on low rank and sparse prior[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：855-862 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

多信号具有特定的稀疏结构,可以在某个变换域中利用稀疏先验进行约束[16]。Liang 等[17]提出的稀疏低秩纹理修复算法根据图像矩阵在变换域中获得的稀疏结构和低秩先验信息,建立了新的矩阵补全模型。Dong 等[18]提出结合截断核范数和稀疏先验对矩阵补全问题进行建模,经实验证明,该模型取得了不错的矩阵恢复效果。

为了取得更好的秩函数逼近和矩阵恢复效果,本文提出了融合低秩和稀疏先验的矩阵补全模型(truncated Schatten-p norm and sparse regularizer, TSPN-SR)以恢复结构性缺失的图像矩阵。利用行列间相关性,通过低秩先验对矩阵进行正则化,用截断 Schatten-p 范数代替核范数作为矩阵秩函数的更优凸近似;同时利用行列内相关性,通过稀疏先验对矩阵进行正则化,用 l_1 范数近似代替 l_0 范数,便于求解。为了有效本文求解该模型,应用交替方向乘子法(alternating direction method of multipliers, ADMM)求解原问题的解,通过一系列迭代获得变量子问题的封闭解,并通过实验对比验证了本文算法的有效性。

1 矩阵补全模型

1.1 截断 Schatten-p 范数

截断 Schatten-p 范数作为秩函数的一种近似逼近方法,对于具有低秩特性的图像矩阵,相比传统核范数可获得更好的近似估计效果,并在一系列实验中验证了更优的近似逼近效果[10]。与截断核范数类似,截断 Schatten-p 范数只针对较小部分的奇异值进行处理,即根据任意不大于 $\min(m,n)$ 的非负整数 r,仅对较小的 $\min(m,n)-r$ 个奇异值对应的 Schatten-p 范数进行极小化[19],避免了较大奇异值产生的偏差影响。

截断核范数的定义如下:任意矩阵 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{m\times n}$,将矩阵 $\boldsymbol{X}$ 的奇异值按降序排列,取后 $\min(m,n)-r$ 个奇异值之和:

$$\|\boldsymbol{X}\|_r = \|\boldsymbol{X}\|_* - \max \operatorname{tr}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{X}\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}) = \sum_{i=1}^{\min(m,n)}\sigma_i(\boldsymbol{X}) - \sum_{i=1}^{r}\sigma_i(\boldsymbol{X}) = \sum_{i=r+1}^{\min(m,n)}\sigma_i(\boldsymbol{X}) = \|\boldsymbol{X}\|_* - \operatorname{tr}(\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{X}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}}) \tag{1}$$

式中:$\|\ \|_r$ 为截断核范数;$\|\ \|_*$ 为核范数;$\operatorname{tr}(\cdot)$ 为矩阵的迹;$\boldsymbol{A}=(u_1,u_2,\cdots,u_m)\in\mathbf{R}^{m\times m}$ 和 $\boldsymbol{B}=(v_1,v_2,\cdots,v_n)\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 分别由矩阵 $\boldsymbol{X}$ 进行奇异值分解(singular value decomposition, SVD)得来,如式(2)所示;$\sigma_i(\boldsymbol{X})$ 为矩阵 $\boldsymbol{X}$ 按降序排列的第 i 个奇异值;$\boldsymbol{A}_r$、$\boldsymbol{B}_r$ 分别为对 $\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$ 取前 r 列所得,$\boldsymbol{A}_r=(u_1,u_2,\cdots,u_r)$、$\boldsymbol{B}_r=(v_1,v_2,\cdots,v_r)$。

$$\begin{cases}[\boldsymbol{A},\boldsymbol{\Sigma},\boldsymbol{B}] = \mathrm{SVD}(\boldsymbol{X})\\ \boldsymbol{\Sigma} = \operatorname{diag}(\sigma_i(\boldsymbol{X}))\end{cases} \tag{2}$$

Schatten-p 范数的定义如下:对任意矩阵 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{m\times n}$,具体表示如式(3)所示,其中 $0<p\leqslant 1$。当参数 $p=1$ 时,Schatten-p(S_p)范数等价于核范数,当 p 越趋近于 0 时,Schatten-p 范数对秩函数的逼近能力就越强。

$$\|\boldsymbol{X}\|_{S_p} = \left(\sum_{i=1}^{\min(m,n)}\sigma_i^p\right)^{\frac{1}{p}} = \left(\operatorname{tr}\left((\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X})^{\frac{p}{2}}\right)\right)^{\frac{1}{p}} \tag{3}$$

结合上述 2 种范数的定义,可以得到截断 Schatten-p 范数的定义为

$$\|\boldsymbol{X}\|_{S_p,r} = \left(\operatorname{tr}((\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X})^{\frac{p}{2}}) - \operatorname{tr}((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{X}\boldsymbol{B}_r)^p)\right)^{\frac{1}{p}} = \left(\sum_{i=r+1}^{\min(m,n)}\sigma_i^p\right)^{\frac{1}{p}} \tag{4}$$

1.2 本文模型

低秩先验仅根据行列间的相关性对矩阵进行正则化,无法有效处理结构性缺失矩阵,而稀疏先验可根据行列内的相关性对矩阵进行正则化,完善了低秩先验的缺陷,充分利用了矩阵的先验特征。由于截断 Schatten-p 范数比核范数能够更好地逼近秩函数,可用于对低秩先验建模。对稀疏先验,使用通用的离散余弦变换(discrete cosine transform, DCT),DCT 变换阵的基向量可较好地描述图像信号的相关特征,因此,DCT 被认为是一种准最佳变换。假设观测矩阵在变换域中是稀疏的,且变换后的矩阵也是稀疏的,$\boldsymbol{\Phi}(\cdot)$ 为离散余弦变换算子,$\boldsymbol{X}$ 为待补全的低秩矩阵,在 DCT 变换之后,$\boldsymbol{X}$ 的每一列均具有稀疏表示,$\boldsymbol{W}$ 为变换后的系数矩阵。利用低秩和稀疏先验信息对观测矩阵进行正则化,得到了以下矩阵补全模型:

$$\min_{\boldsymbol{X}}(\|\boldsymbol{X}\|_{S_p,r} + \mu\|\boldsymbol{W}\|_0)$$
$$\text{s.t. } P_{\Omega}(\boldsymbol{X}) = P_{\Omega}(\boldsymbol{M}),\ \boldsymbol{W} = \boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}) \tag{5}$$

式中:$\mu>0$ 为对应的稀疏正则化参数;$\|\ \|_0$ 为 l_0 范数;$\boldsymbol{M}\in\mathbf{R}^{m\times n}$ 为待修复图像对应的观测矩阵;$\boldsymbol{\Omega}$ 为矩阵 $\boldsymbol{M}$ 已知元素对应的位置集合;$P_{\Omega}(\cdot)$ 为线性投影算子。

由于截断 Schatten-p 范数和 l_0 范数是非凸的,分别用 $\|\ \|_{S_p,r}^p$ 和 l_1 范数来近似代替,根据式(4)可得

$$\|\boldsymbol{X}\|_{S_p,r}^p = \operatorname{tr}\left((\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{X})^{\frac{p}{2}}\right) - \operatorname{tr}((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{X}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^p) = \sum_{i=1}^{\min(m,n)}\sigma_i^p - \sum_{i=1}^{r}\sigma_i^p = \sum_{i=r+1}^{\min(m,n)}\sigma_i^p = \|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^p - \operatorname{tr}((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{X}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^p) \tag{6}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在模型(5)中,由于变量 $\boldsymbol{X}$ 是耦合的,难以直接求解该问题,因此利用变量分离技术,引入中间变量 $\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{m\times n}$,由此可将模型(5)转换为

$$\min_{\boldsymbol{X},\boldsymbol{D},\boldsymbol{W}}\left(\|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^{p}-\operatorname{tr}\left((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^{p}\right)+\mu\|\boldsymbol{W}\|_1\right)$$
$$\text{s.t. } P_{\Omega}(\boldsymbol{X})=P_{\Omega}(\boldsymbol{M}),\ \boldsymbol{D}=\boldsymbol{X},\boldsymbol{W}=\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}) \tag{7}$$

1.3　模型求解

由于引入变量 $\boldsymbol{D}$ 分离了变量 $\boldsymbol{X}$,可用 ADMM 算法[20]进行模型求解,将式(7)转化为无约束优化问题,对应的增广拉格朗日函数为

$$L(\boldsymbol{X},\boldsymbol{D},\boldsymbol{W},\boldsymbol{Y},\boldsymbol{Z})=\|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^{p}-\operatorname{tr}\left((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^{p}\right)+\mu\|\boldsymbol{W}\|_1+(\boldsymbol{Y},\boldsymbol{D}-\boldsymbol{X})+(\boldsymbol{Z},\boldsymbol{W}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}))+\frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{D}-\boldsymbol{X}\|_F^2+\frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{W}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X})\|_F^2 \tag{8}$$

式中:$\beta>0$ 为惩罚参数;$\boldsymbol{Y}$ 和 $\boldsymbol{Z}$ 为拉格朗日乘子;F 为范数。

根据 ADMM 算法对式(8)进行求解,可固定其余变量,交替更新单个变量来解决优化问题,即在第 $k+1$ 次迭代中,各变量通过式(9)进行更新,其中 $\rho>1$ 为确保惩罚参数 β 递增的常数。

$$\begin{cases}\boldsymbol{X}^{k+1}=\arg\min\{L(\boldsymbol{X},\boldsymbol{D}^k,\boldsymbol{W}^k,\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\} & (9a)\\ \boldsymbol{W}^{k+1}=\arg\min\{L(\boldsymbol{X}^{k+1},\boldsymbol{D}^k,\boldsymbol{W},\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\} & (9b)\\ \boldsymbol{D}^{k+1}=\arg\min\{L(\boldsymbol{X}^{k+1},\boldsymbol{D},\boldsymbol{W}^{k+1},\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\} & (9c)\\ \boldsymbol{Y}^{k+1}=\boldsymbol{Y}^k+\beta^k(\boldsymbol{D}^{k+1}-\boldsymbol{X}^{k+1}) & (9d)\\ \boldsymbol{Z}^{k+1}=\boldsymbol{Z}^k+\beta^k(\boldsymbol{W}^{k+1}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}^{k+1})) & (9e)\\ \beta^{k+1}=\rho\beta^k & (9f)\end{cases}$$

在该方案中,$\boldsymbol{X}$、$\boldsymbol{W}$、$\boldsymbol{D}$ 的更新是通过式(9a)~式(9c)来完成的,因此,对式(8)的求解可转化为对式(9a)~式(9c)的求解。

1) 式(9a)中 $\boldsymbol{X}^{k+1}$ 的更新

忽略式(8)中关于 $\boldsymbol{X}$ 的常数项,得到

$$\boldsymbol{X}^{k+1}=\arg\min\{L(\boldsymbol{X},\boldsymbol{D}^k,\boldsymbol{W}^k,\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\}=\arg\min\left\{\|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^{p}+(\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{D}^k-\boldsymbol{X})+(\boldsymbol{Z}^k,\boldsymbol{W}^k-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}))+\frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{D}^k-\boldsymbol{X}\|_F^2+\frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{W}^k-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X})\|_F^2\right\}=$$
$$\arg\min\left\{\|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^{p}+\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{D}^k-\boldsymbol{X}+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}\right\|_F^2+\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{W}^k-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X})+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right\|_F^2\right\} \tag{10}$$

为了将变量 $\boldsymbol{X}$ 与 DCT 变换算子 $\boldsymbol{\Phi}(\cdot)$ 分开,根据 Parseval 定理[21]和 DCT 变换性质进行变换处理。设 $\boldsymbol{\Phi}(\cdot)$ 为一个正变换,$\boldsymbol{\Psi}(\cdot)$ 为其对应的逆变换,对式(10)的最后 2 项应用逆变换可得

$$\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{D}^k-\boldsymbol{X}+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}\right\|_F^2+\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{W}^k-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X})+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right\|_F^2=\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{D}^k-\boldsymbol{X}+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}\right\|_F^2+\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{\Psi}\left(\boldsymbol{W}+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right)-\boldsymbol{X}\right\|_F^2=\beta\left\|\boldsymbol{X}-\frac{1}{2}\left[\boldsymbol{D}^k+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}+\boldsymbol{\Psi}\left(\boldsymbol{W}+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right)\right]\right\|_F^2 \tag{11}$$

因此,$\boldsymbol{X}^{k+1}$ 的更新可以改写为

$$\boldsymbol{X}^{k+1}=\arg\min\left\{\|\boldsymbol{X}\|_{S_p}^{p}+\beta\left\|\boldsymbol{X}-\frac{1}{2}\left[\boldsymbol{D}^k+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}+\boldsymbol{\Psi}\left(\boldsymbol{W}^k+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right)\right]\right\|_F^2\right\} \tag{12}$$

根据广义软阈值(generalized soft threshold, GST)算法[22]求解式(12),通过已知参数 p 和 $\lambda=1/(2\beta)$,可得到阈值 τ_p^{GST} 为

$$\tau_p^{\mathrm{GST}}(\lambda)=[2\lambda(1-p)]^{\frac{1}{2-p}}+\lambda p[2\lambda(1-p)]^{\frac{p-1}{2-p}} \tag{13}$$

对应的广义软阈值收缩方程如下:

$$\delta_i=\begin{cases}|\sigma_i|-\lambda p(\sigma_i)^{p-1} & \sigma_i\geqslant\tau_p^{\mathrm{GST}}(\lambda)\\ 0 & \sigma_i<\tau_p^{\mathrm{GST}}(\lambda)\end{cases} \tag{14}$$

式中:σ_i 为奇异值分解后的第 i 个奇异值;δ_i 为待求的低秩矩阵的第 i 个奇异值。

对应的 GST 算法流程如下所示。

算法 1　GST 算法。

输入:$\frac{1}{2}\left[\boldsymbol{D}^k+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}+\boldsymbol{\Psi}\left(\boldsymbol{W}^k+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right)\right]$,$p$,$\lambda$。

步骤 1　$\boldsymbol{U}\boldsymbol{\Sigma}\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}=\frac{1}{2}\left[\boldsymbol{D}^k+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}+\boldsymbol{\Psi}\left(\boldsymbol{W}^k+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right)\right]$,其中 $\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$ 分别为奇异值分解后的正交矩阵,$\boldsymbol{\Sigma}=\operatorname{diag}(\{\sigma_i\})$。

步骤 2　根据式(13)计算阈值。

步骤 3　根据式(14)计算待求的低秩矩阵奇异值 δ_i。

步骤 4　$\boldsymbol{\Delta}=\operatorname{diag}(\delta_1,\delta_2,\cdots,\delta_i)$。

输出:$\boldsymbol{X}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{\Delta}\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}$。

由此可得 $\boldsymbol{X}^{k+1}$ 的更新方程为

$$\boldsymbol{X}^{k+1}=\boldsymbol{U}\boldsymbol{\Delta}\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}} \tag{15}$$

2) 式(9b)中 $\boldsymbol{W}^{k+1}$ 的更新

忽略式(8)中关于 $\boldsymbol{W}$ 的常数项得到

$$\boldsymbol{W}^{k+1}=\arg\min\{L(\boldsymbol{X}^{k+1},\boldsymbol{D}^k,\boldsymbol{W},\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\}=\arg\min\left\{\mu\|\boldsymbol{W}\|_1+(\boldsymbol{Z}^k,\boldsymbol{W}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}^{k+1}))+\frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{W}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}^{k+1})\|_F^2\right\}=$$
$$\arg\min\left\{\mu\|\boldsymbol{W}\|_1+\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{W}-\boldsymbol{\Phi}(\boldsymbol{X}^{k+1})+\frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right\|_F^2\right\} \tag{16}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

根据软阈值算法[23]可得到式(16)的封闭解,其中 $S_\tau(\boldsymbol{X}) = \mathrm{sgn}(x)\cdot(|x|-\tau)$。

$$\boldsymbol{W}^{k+1} = S_{\frac{\mu}{\beta}}\left(\Phi(\boldsymbol{X}^{k+1}) - \frac{\boldsymbol{Z}^k}{\beta}\right) \tag{17}$$

3) 式(9c)中 $\boldsymbol{D}^{k+1}$ 的更新

忽略式(8)中关于 $\boldsymbol{D}$ 的常数项,得到

$$\begin{aligned}\boldsymbol{D}^{k+1} &= \arg\min\{L(\boldsymbol{X}^{k+1},\boldsymbol{D},\boldsymbol{W}^{k+1},\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{Z}^k)\} = \\ &\arg\min\left\{-\mathrm{tr}((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^p) + \right. \\ &\left.(\boldsymbol{Y}^k,\boldsymbol{D}-\boldsymbol{X}^{k+1}) + \frac{\beta}{2}\|\boldsymbol{D}-\boldsymbol{X}^{k+1}\|_F^2\right\} = \\ &\arg\min\left\{-\mathrm{tr}((\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^p) + \right. \\ &\left.\frac{\beta}{2}\left\|\boldsymbol{D}-\boldsymbol{X}^{k+1}+\frac{\boldsymbol{Y}^k}{\beta}\right\|_F^2\right\}\end{aligned} \tag{18}$$

对式(18)求偏导,令求导结果等于零,可得 $\boldsymbol{D}^{k+1}$ 的更新方程为

$$\boldsymbol{D}^{k+1} = \boldsymbol{X}^{k+1} + \frac{1}{\beta}(p\boldsymbol{A}_r^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{A}_r\boldsymbol{D}\boldsymbol{B}_r^{\mathrm{T}})^{p-1}\boldsymbol{B}_r - \boldsymbol{Y}^k) \tag{19}$$

根据上述求解过程,本文模型(5)可由式(15)、式(17)、式(19)迭代运算进行求解,由此可得本文 TSPN-SR 的整体算法框架如下所示。

算法 2 TSPN-SR 算法。

输入:含缺失值矩阵 $\boldsymbol{M}$,最大迭代次数 $k_{\max}$,参数 β、μ、p,迭代停止参数 ε,常数 ρ。

初始化:$k=1$,$\boldsymbol{X}^1=\boldsymbol{D}^1=\boldsymbol{M}$,$\boldsymbol{W}=0$,$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{Z}=0$。

主要步骤,重复迭代直至结束:

步骤 1 根据式(15)更新 $\boldsymbol{X}^{k+1}$。

步骤 2 根据式(17)更新 $\boldsymbol{W}^{k+1}$。

步骤 3 根据式(19)更新 $\boldsymbol{D}^{k+1}$。

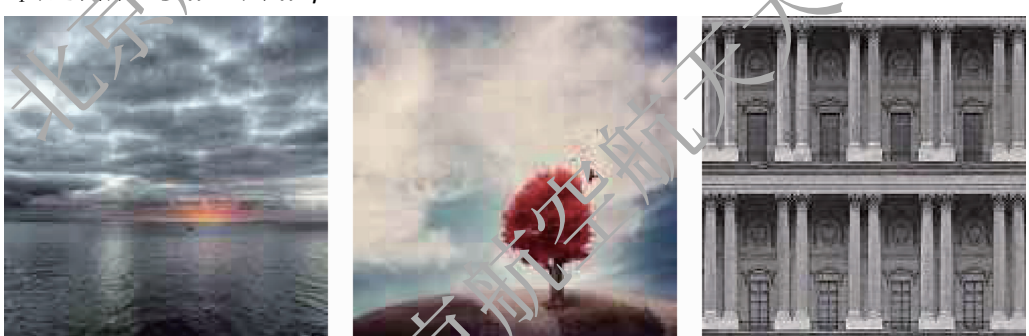
步骤 4 根据式(9d)~式(9f)更新 $\boldsymbol{Y}^{k+1}$、$\boldsymbol{Z}^{k+1}$ 和参数 β。

步骤 5 检查结束条件:$\|\boldsymbol{X}^{k+1}-\boldsymbol{X}^k\|_F \leqslant \varepsilon$ 或 $k > k_{\max}$。

输出:$\boldsymbol{X}$。

2 实验结果与分析

为了验证 TSPN-SR 算法对上述随机和结构性缺失矩阵补全的有效性,设计了 4 组实验,分别为随机缺失、混合缺失、字符缺失和块状缺失[24]。选取了低秩矩阵补全(low-rank matrix completion, LRMC)算法[6]、截断核范数模型(truncated nuclear norm regularization, TNNR)算法[2]和截断 Schatten-p 范数模型(truncated Schatten-p norm, TSPN)算法[10]3 种算法作为对比。实验对象为 3 幅大小为 300×300 的真实彩色图像数据集,分别为 img1、img2 和 img3,如图 1 所示。彩色图像具有红色、绿色、蓝色三通道,因此先分别处理不同的通道,再将处理结果组合以获得最终结果。



(a) img1 (b) img2 (c) img3

图 1 三幅真实彩色图像

Fig. 1 Three true color images

图像修复的结果可通过人眼视觉来判断,但视觉评价的高低因人而异,不能统一,因此,需选取相对客观的修复图像结果评价标准。本文选取峰值信噪比(peak signal-to-noise ratio, PSNR)和结构相似度(structural similarity, SSIM)这 2 种公认客观的指标作为评价标准,2 种指标数值越大就代表修复质量越好。

2.1 参数选取

针对 LRMC 算法[6]、TNNR 算法[2]和 TSPN 算法[10]这 3 种对比算法,根据对应文献选取参数,以最优结果进行对比。本文算法亦选取了不同的参数进行实验,并将对应的最优值作为对比结果。不同图像矩阵特性不同,缺失的种类和程度也不尽相同,因此,对截断 Schatten-p 范数的 r 值从 1~20 进行测试[2],实验结果表明,不同情况的最优 r 值不尽相同,需根据实际情况选取。取 $p=0.05\sim0.95$ 之间每隔 0.1 的 10 个值再加上 $p=1$,共 11 个值,其对应的 4 种缺失实验的 PSNR 和 SSIM 平均值如图 2 所示。因此,根据图 2 中折线最大值点 $p=0.95$ 作为最优参数进行实验;初始惩罚参数 $\beta=\{10^{-4},10^{-3},10^{-2},10^{-1},10^{0},10^{1}\}$,确保 β 递增的常数 ρ 根据不同迭代次数进

北航学报 赠阅

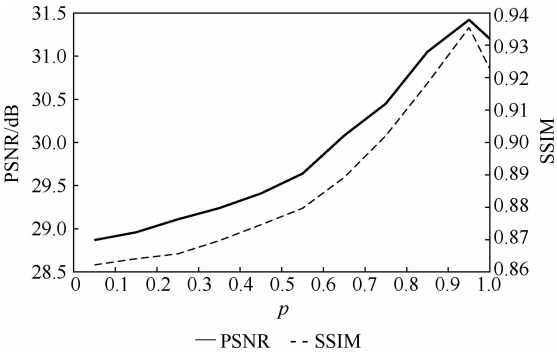


图 2　参数 p 不同取值的 PSNR 和 SSIM 值

Fig. 2　Value of PSNR and SSIM for different values of parameter p

行选取,本文取 $\rho = 1.1$;稀疏正则化参数 $\mu = \{0.005, 0.01, 0.05, 0.1, 0.5, 1, 1.5\}$;最大迭代次数 k_{max} 选取为 300,迭代停止参数 $\varepsilon = 0.001$。

2.2　随机缺失

对 img1 设置不同像素点缺失比例 rho = 0.4、0.6、0.8,得到含有缺失值的观测矩阵,利用 LRMC 算法、TNNR 算法、TSPN 算法和本文算法对图像进行修复补全,实验结果如表 1 所示。可以看到,无论缺失比例高低,本文算法的 PSNR 和 SSIM 值均高于其他算法,而另外 2 种基于截断范数的算法 TNNR 和 TSPN 的评估指标值均高于基于核范数的算法 LRMC,可见截断范数可以更好地实现对秩函数的逼近;当缺失比例较低时,4 种算法的性能都还不错,但缺失比例较高时,本文算法的 2 项评价指标均要明显优于其他 3 种算法,这主要是因为本文算法引入了稀疏先验,能够更好地表征图像特性。

表 1　随机缺失情况下 4 种算法评价指标结果对比

Table 1　Comparison of evaluation index results of four algorithms in the case of random missing

算法	缺失比例	PSNR/dB	SSIM
LRMC	0.4	29.38	0.862 9
	0.6	25.30	0.727 3
	0.8	16.31	0.407 0
TNNR	0.4	34.08	0.963 6
	0.6	31.56	0.912 9
	0.8	28.47	0.795 0
TSPN	0.4	34.16	0.964 8
	0.6	31.67	0.913 6
	0.8	28.63	0.796 9
TSPN-SR	0.4	35.27	0.968 1
	0.6	33.10	0.925 0
	0.8	30.67	0.839 9

2.3　混合缺失

具有结构缺失的图像创建的观测数据矩阵可能在结构上是不完整的,而现有的低秩补全算法并没有考虑这种情况。为了对比本文算法对结构性缺失矩阵的恢复能力,对 img1 合成了一幅具有随机缺失(rho = 0.5)和整行缺失(结构缺失的极端情况)的图像,本文算法和其他 3 种算法的实验对比结果如图 3 和表 2 所示。从视觉效果和 2 项评价指标可以看到,本文算法的恢复结果均远

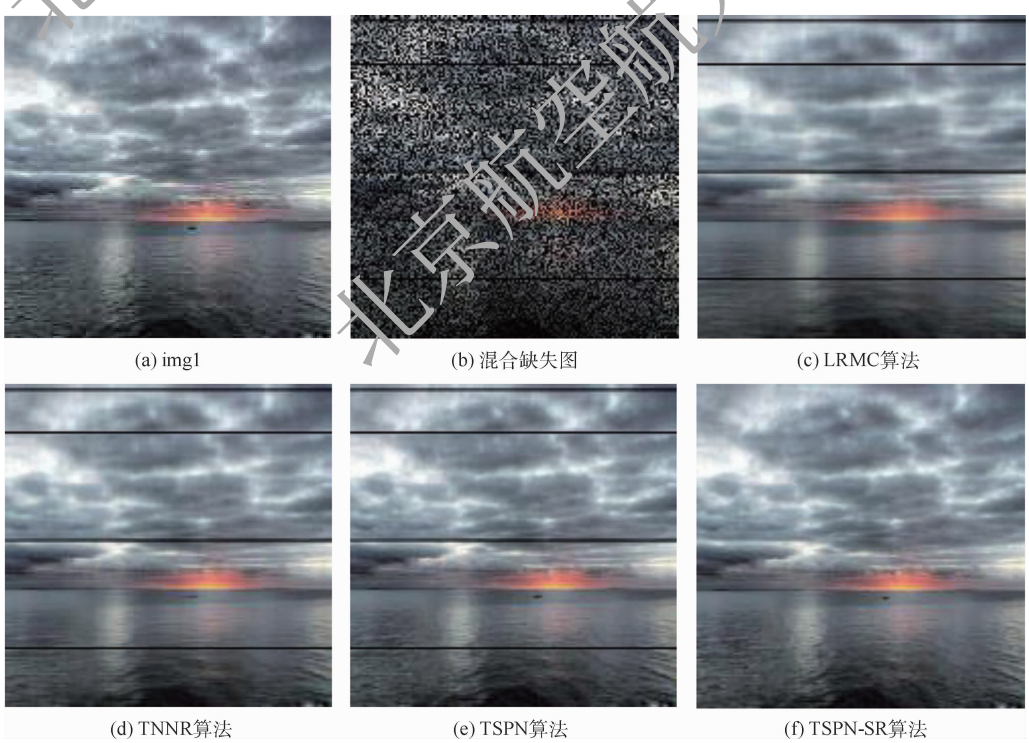


图 3　混合缺失情况下实验结果图像对比

Fig. 3　Image comparison of experimental results in the case of mixed missing

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 2 混合缺失情况下 4 种算法评价指标结果对比

Table 2 Comparison of evaluation index results of four algorithms in the case of mixed missing

算法	PSNR/dB	SSIM
LRMC	16.82	0.775 0
TNNR	17.42	0.851 4
TSPN	17.48	0.852 3
TSPN-SR	30.88	0.929 2

优于其他对比算法,仅在部分细节方面存在少量伪影。而 LRMC 算法、TNNR 算法和 TSPN 算法虽然都能处理随机缺失的数据项,但均不能有效恢复整行缺失的数据项,这是因为上述低秩先验是基于缺失是随机分布的假设,没有充分考虑到观测矩阵结构的不完整性。因此,本文算法引入了稀疏先验,对结构性缺失问题进行额外的正则化,取得了更好的修复效果。

2.4 字符缺失

图像中的字符遮盖连续分布较广且不是随机分布的,可能挡住一些重要的纹理信息,一般对于字符的处理都是将相应的像素点考虑为缺失值,因此可认为是结构性缺失,从而将字符去除问题视为矩阵补全问题。4 种算法的实验结果如图 4 和表 3 所示。从性能评价指标上看,本文算法的 PSNR 和 SSIM 值均高于其他算法,视觉效果也更加清晰,TSPN 算法的性能指标值和清晰程度也略高于 TNNR 算法,可见截断 Schatten-p 范数对秩函数有更好的逼近能力。



图 4 字符缺失情况下实验结果图像对比

Fig. 4 Image comparison of experimental results in the case of character missing

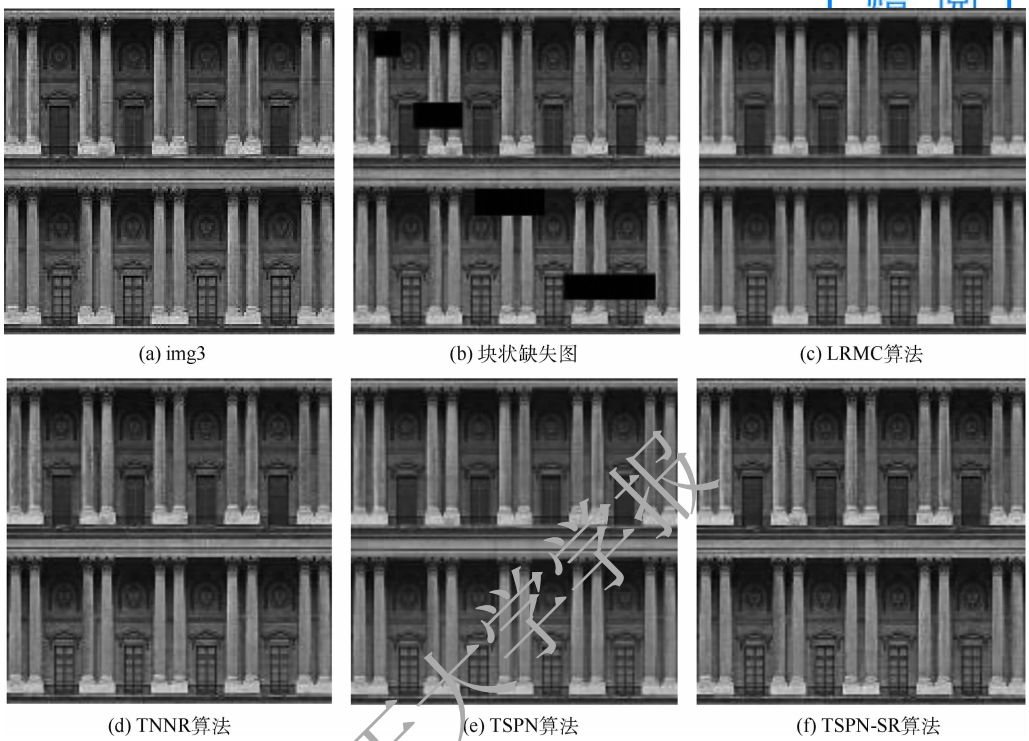
表 3 字符缺失情况下 4 种算法评价指标结果对比

Table 3 Comparison of evaluation index results of four algorithms in the case of character missing

算法	PSNR/dB	SSIM
LRMC	27.75	0.929 0
TNNR	27.81	0.974 5
TSPN	27.89	0.976 2
TSPN-SR	30.60	0.988 2

2.5 块状缺失

在传输和编码错误的情况下,图像中可能存在较大的块状丢失,使得丢失信息恢复更加困难。如图 5(b)所示,原始图像中的一些像素被块状物遮盖,可模拟块状缺失。4 种矩阵补全算法的恢复结果如图 5(c)~(f)和表 4 所示。将恢复的块状区域与原始图像中的相应部分进行比较,可以看到,由于该图近似低秩,行列间相似度较高,因此 3 种基于低秩先验的算法 LRMC、TNNR 和 TSPN 的实验结果与本文算法相差不大,从视觉上,丢失的像素也都恢复的较好,2 项指标数值也相差不大,不过本文算法的 PSNR 和 SSIM 值依然略高于其他算法,取得了更好的恢复效果。



(a) img3　(b) 块状缺失图　(c) LRMC算法

(d) TNNR算法　(e) TSPN算法　(f) TSPN-SR算法

图 5　块状缺失情况下实验结果图像对比

Fig. 5　Image comparison of experimental results in the case of blocky missing

表 4　块状缺失下 4 种算法评价指标结果对比

Table 4　Comparison of evaluation index results of four algorithms in the case of blocky missing

算法	PSNR/dB	SSIM
LRMC	26.30	0.956 6
TNNR	27.31	0.979 5
TSPN	27.37	0.980 5
TSPN-SR	27.98	0.986 4

3　结　论

本文提出了融合低秩和稀疏先验的矩阵补全模型 TSPN-SR,并使用 ADMM 算法来求解该模型的最优解,由对比实验结果中的评价指标和真实图像视觉效果表明:

1) 随机缺失的情况下,相比其他算法,TSPN-SR 算法修复图像 PSNR 指标的提高可达 3% ~46%,SSIM 指标的提高可达 0.3% ~51%,验证了该算法对于随机缺失图像修复的有效性。

2) 结构性缺失情况下,相比其他算法,TSPN-SR 算法的修复图像具有更高的清晰度,细节更加完整,PSNR 指标的提高可达 2% ~45%,SSIM 指标的提高可达 0.6% ~17%,验证了该算法对于结构性缺失图像修复的有效性。

3) 截断 Schatten-p 范数作为矩阵秩函数的凸近似,可更好地实现对秩函数逼近,并融合稀疏先验,更好地利用图像矩阵的先验特征,提高了图像修复效果。

参考文献 (References)

[1] LI W, ZHAO L, LIN Z J, et al. Non-local image inpainting using low-rank matrix completion[J]. Computer Graphics Forum, 2015, 34(6): 111-122.

[2] HU Y, ZHANG D, YE J, et al. Fast and accurate matrix completion via truncated nuclear norm regularization[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(9): 2117-2130.

[3] 陈高, 陈松灿. 矩阵补全模型及其算法研究综述[J]. 软件学报, 2017, 28(6): 1547-1564.
CHEN L, CHEN S C. Survey on matrix completion models and algorithms[J]. Journal of Software, 2017, 28(6): 1547-1564 (in Chinese).

[4] XUE S K, QIU W Y, LIU F, et al. Double weighted truncated nuclear norm regularization for low-rank matrix completion [EB/OL]. (2019-01-07) [2020-11-01], https://arxiv.org/abs/1901.01711.

[5] WANG H Y, ZHAO R Z, CEN Y G. Rank adaptive atomic decomposition for low-rank matrix completion and its application on image recovery[J]. Neurocomputing, 2014, 145: 374-380.

[6] LIU G, LIN Z, YAN S, et al. Robust recovery of subspace structures by low-rank representation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 35(1): 171-184.

[7] RECHT B, FAZEL M, PARRILO P A. Guaranteed minimum-rank solutions of linear matrix equations via nuclear norm minimization[J]. SIAM Review, 2010, 52(3): 471-501.

[8] 杨润宇, 贾亦雄, 徐鹏, 等. 截断核范数和全变差正则化高光谱图像复原[J]. 中国图象图形学报, 2019, 24(10): 1801-1812.
YANG R Y, JIA Y X, XU P, et al. Hyperspectral image restoration with truncated nuclear norm minimization and total variation regularization[J]. Journal of Image and Graphics, 2019, 24

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

(10):1801-1812(in Chinese).

[9] NIE F,HUANG H,DING C. Low-rank matrix recovery via efficient Schatten p-norm minimization[C]// Proceedings of the 26th AAAI Conference on Artificial Intelligence,2012:655-661.

[10] FENG L,SUN H J,SUN Q S,et al. Image compressive sensing via truncated Schatten-p norm regularization[J]. Signal Processing:Image Communication,2016,47:28-41.

[11] YANG J Y,YANG X M,YE X C,et al. Reconstruction of structurally-incomplete matrices with reweighted low-rank and sparsity priors[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2017,26(3):1158-1172.

[12] CANDÈS E,RECHT B. Exact matrix completion via convex optimization[J]. Communications of the ACM,2012,55(6):111-119.

[13] LIN Z C,CHEN M M,MA Y. The augmented Lagrange multiplier method for exact recovery of corrupted low-rank matrices [EB/OL]. (2013-10-18)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/1009.5055.

[14] CAI J F,CANDS E J,SHEN Z W. A singular value thresholding algorithm for matrix completion[J]. SIAM Journal on Optimization,2010,20(4):1956-1982.

[15] TOH K C,YUN S. An accelerated proximal gradient algorithm for nuclear norm regularized linear least squares problems[J]. Pacific Journal of Optimization,2010,6(3):615-640.

[16] YANG J C,WRIGHT J,HUANG T,et al. Image super-resolution via sparse representation[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2010,19(11):2861-2873.

[17] LIANG X,REN X,ZHANG Z,et al. Repairing sparse low-rank texture[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin:Springer,2012:482-495.

[18] DONG J,XUE Z C,GUAN J,et al. Low rank matrix completion using truncated nuclear norm and sparse regularizer[J]. Signal Processing:Image Communication,2018,68:76-87.

[19] 王家寿,盛伟,王保云. 图像修复中截断 P 范数正则化的矩阵填充算法[J]. 湖南师范大学自然科学学报,2019,42(2):71-79.
WANG J S,SHENG W,WANG B Y. Matrix completion via truncated Schatten p-norm regularization in image inpainting[J]. Journal of Natural Science of Hunan Normal University,2019,42(2):71-79(in Chinese).

[20] BOYD S. Distributed optimization and statistical learning via the alternating direction method of multipliers[M]. Hanover:Now Publishers,2010:3.

[21] MERHAV N,KRESCH R. Approximate convolution using DCT coefficient multipliers[J]. IEEE Transactions Circuits and Systems for Video Technology,1998,8(4):378-385.

[22] ZUO W M,MENG D Y,ZHANG L,et al. A generalized iterated shrinkage algorithm for non-convex sparse coding[C]// 2013 International Conference on Computer Vision. Piscataway:IEEE Press,2013:217-224.

[23] DONOHO D L,JOHNSTONE I M. Adapting to unknown smoothness via wavelet shrinkage[J]. Journal of the American Statistical Association,1995,90(432):1200-1224.

[24] ELHARROUSS O,ALMAADEED N,ALMAADEED S,et al. Image inpainting:A review[J]. Neural Processing Letters,2020,51(2):2007-2028.

Structural missing image inpainting based on low rank and sparse prior

HU Xunyong, YANG Xiaomei*, LI Haoyi, MEI Yubo, ZHENG Xiujuan, LIU Kai

(College of Electrical Engineering, Sichuan University, Chengdu 610065, China)

Abstract: To handle the problem that the image matrix completion algorithm based on low rank prior cannot effectively deal with the structural missing image inpainting, a matrix completion model using double prior on the observation matrix was established. The sparse prior was integrated with low rank prior, so as to make better use of the prior characteristics of the observation matrix. The model used low rank prior and sparse prior to regularize the matrix by using the correlation between rows and columns and within the row and column, respectively. Furthermore, in order to more accurately approximate the rank function, the truncated Schatten-p norm was used to replace the nuclear norm as the low rank prior. Thus, a matrix completion model integrating low rank and sparse prior was proposed, and the alternating direction method of multiplier was used to solve the proposed completion model effectively. The experimental results show that the details of the inpainting image are clear. Compared with the truncated nuclear norm model algorithm, the corresponding improvement ranges of peak signal-to-noise ratio and structure similarity are 2% -44% and 0.7% -8%, respectively.

Keywords: sparse prior; matrix completion; truncated Schatten-p norm; image inpainting; alternating direction method of multipliers

Received: 2020-11-26; **Accepted**: 2021-02-26; **Published online**: 2021-03-26 09:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210324.1347.001.html

Foundation item: Science and Technology Program of Province Sichuan (Key Research and Development Program) (2020YFS0085)

* **Corresponding author**. E-mail: yangxiaomei@scu.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0670

全下文载

基于合作博弈的多机冲突解脱算法

张宏宏[1,2,3]，甘旭升[1,3,*]，辛建霖[1]，刘一群[4]，陈旭祎[1]

（1. 空军工程大学 空管领航学院，西安 710051； 2. 中国人民解放军 31664 部队，格尔木 816000；
3. 国家空管防相撞技术重点实验室，西安 710051； 4. 中国人民解放军 94608 部队，南京 211500）

摘 要：为解决低空无人机冲突解脱过程中个体支付成本不公平问题，提出了基于合作博弈“核仁解”概念的多机冲突解脱算法。针对低空多机冲突场景的特点，基于“核仁解”概念，建立无人机冲突解脱支付矩阵。结合人工势场法与蚁群算法的优点，提出基于人工势场法-蚁群算法（APF-ACO）的冲突解脱混合求解策略。仿真结果表明：综合计算时间、可行性与系统效率 3 个评价指标，APF-ACO 混合求解策略效能最优；基于合作博弈“核仁解”的求解策略在一定程度上可提升个体公平性；同时能够在牺牲少量整体利益的前提下，拥有优先级无人机的快速规划达到目标。

关 键 词：无人机；冲突解脱；合作博弈；人工势场法（APF）；蚁群算法（ACO）
中图分类号：V279
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0863-09

随着航空技术的发展，无人机凭借其机动性强、操作便捷、成本低的特点，逐步进入低空融合空域，在军事、农业、物流、消防等多个领域得到广泛应用[1]。当前，一般通过为无人机划设隔离空域及严格审批管控，降低运行风险。但随着无人机规模的不断增大，给无人机空中交通管理带来巨大挑战。因此，研究自由飞行下的低空多无人机冲突解脱技术，对无人机运行安全及低空空域资源的高效利用具有重要意义。

当前，用于多机冲突解脱的较为成熟的算法有智能算法、人工势场法（artifical potential field，APF）、数学优化方法等。汤新民等[2]基于经典蚁群算法（ant colony optimization，ACO），提出了一种基于速度调整策略和航向调整策略的多无人机冲突解脱，提高了计算效率。Perez-Carabaza 等[3]基于目标的概率和空间属性，对蚁群算法进行优化，提高了收敛速度。管祥民和吕人力[4]将人工势场法与蚁群算法结合，先利用人工势场法快速搜索冲突解脱初始路径，再利用蚁群算法进行全局寻优，兼具时效性和可行性。Kim 和 Yoon[5]提出了一种基于满意博弈的低空无人驾驶空域无人机协同协作避碰方法，通过将自我偏好和合作偏好相结合来做出单独的航向决策，满足框架提供了一种避免冲突的策略，该策略可以提高吞吐量，同时减少不必要的冲突。付其喜等[6]基于数学优化算法，提出了双层优化的多机冲突解脱，先利用随机并行梯度下降法搜索初始解脱解，再利用序列二次规划进行精确规划路径。Cai 和 Zhang[7]提出了一种混合整数非线性规划冲突解脱算法，其中规定了允许飞机改变速度和高度以保持间隔。Hernández-Romero 等[8]提出了一种考虑风预报不确定性影响的飞机冲突解脱算法，将问题表述为受约束非线性规划问题。

收稿日期：2020-12-01；**录用日期**：2021-01-08；**网络出版时间**：2021-01-13 14:07
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1552.003.html
基金项目：国家自然科学基金（61601497）；空军工程大学校长基金（XZJ2020005）
* **通信作者**. E-mail：gxsh15934896556@qq.com

引用格式：*张宏宏，甘旭升，辛建霖，等. 基于合作博弈的多机冲突解脱算法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：863-871. ZHANG H H，GAN X S，XIN J L，et al. Multi-aircraft conflict resolution algorithm based on cooperative game[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：863-871 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

基于人工势场法的冲突解脱算法,具有快速规划特点,但往往陷入局部最优,不能得到全局最优解,且生成路径不符合无人机性能约束;而蚁群算法局部搜索能力强,具有全局收敛性。本文结合人工势场法与蚁群算法的优点,提出一种混合多机冲突解脱算法,利用人工势场法快速搜索结果初始解,再利用蚁群算法进行局部寻优,得到满足无人机飞行约束的解脱算法。

同时,目前对多机冲突解脱的研究局限于整体效率最优,忽略无人机个体解脱公平性及优先级的问题。低空空域下,无人机执行任务的紧急程度不同,因此,需要在解脱过程中考虑不同无人机优先级与个体公平性的因素。本文基于合作博弈理论,将“核仁解”的概念应用在冲突解脱领域,研究冲突个体在考虑优先级与公平性因素下的冲突解脱算法。

1 基于合作博弈“核仁解”的冲突解脱理论

低空空域下,多机进行冲突解脱时,无人机个体偏向选择利于己方的策略进行解脱,为均衡各无人机的个体公平性,引入合作博弈的思想,将“核仁解”作为冲突方之间协商求解策略[9]。合作博弈中,“核仁解”本质是最小化联盟的最大不满意程度值,兼顾群体合理与个体合理,且解唯一,下面对冲突解脱中的“核仁解”进行定义。

核仁的概念最初由 Schmeidler[10] 提出,在合作博弈二元组 $<N,v>$ 中,局中人集合为 $N_0=\{a_1,a_2,\cdots,a_P\}$,$v$ 为支付代价值[11-12]。大联盟结构中,$S=\{s_1,s_2,\cdots,s_K\}$ 为冲突解脱策略集,对于每一个解脱策略 $s_k(k=1,2,\cdots,K)$,冲突无人机的支付代价表示为 $v(s_k,a_i)(k=1,2,\cdots,K,i=1,2,\cdots,P)$。条件等式 $\sum_{i=1}^{P}v(s_k,a_i)=v(N_0)$ 表示合作博弈分配的有效性,对于 $\forall a_i$,$\exists s_k$,使得 $v(s_k,a_i)\leqslant v(\{a_i\})$,表示合作博弈分配的个体合理性,即通过合作博弈,个体产生的解脱成本更小。用超量值 $e(s_k,a_i)=v(s_k,a_i)$ 表示大联盟分配的不满意度,超量值越接近 0,表示个体不满意程度越小,对 s_k 解脱策略中所有冲突个体的超量值 $e(s_k,a_i)$ 进行排列,按照从大到小的顺序记为 $\varepsilon(s_k)$。

定义 1 在所有满足有效性配置的合作博弈大联盟集合 N_0 中,存在唯一配置 γ,使得

$$\varepsilon(\gamma)<_{\text{les}}\varepsilon(x)\qquad\forall x\in N_0,\ x\neq\gamma \tag{1}$$

则 γ 定义为博弈的“核仁解”。现有文献已证明,非空核仁存在于每一个合作博弈中,当核存在时,核仁必在核中[13]。

1.1 无人机冲突解脱大联盟支付矩阵

对于无人机数量 $N_0=P$ 的大联盟,若存在 K 个冲突解脱策略,则大联盟支付矩阵 $\boldsymbol{V}$ 表示为

$$\boldsymbol{V}=\begin{bmatrix}v(s_1,a_1) & \cdots & v(s_1,a_P)\\ \vdots & & \vdots\\ v(s_K,a_1) & \cdots & v(s_K,a_P)\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中:$v(s_k,a_i)(k=1,2,\cdots,K,i=1,2,\cdots,P)$ 为第 k 个解脱策略下第 i 个无人机的解脱支付值。

对于第 $k(k=1,2,\cdots,K)$ 个解脱策略,将解脱支付值按照从大到小的顺序进行排列,得到顺序支付矩阵 $\boldsymbol{V}'$ 为

$$\boldsymbol{V}'=\begin{bmatrix}\max v(s_1,a_i) & \cdots & \min v(s_1,a_i)\\ \vdots & & \vdots\\ \max v(s_K,a_i) & \cdots & \min v(s_K,a_i)\end{bmatrix} \tag{3}$$

根据定义 1,可确定冲突解脱的“核仁解”。

1.2 无人机优先级

冲突无人机群体 (A,v) 中,若存在执行抢险救灾等紧急任务的高优先级的个体 i^* 时,无人机 i^* 的支付成本 $v(s_k,a_{i^*})$ 在所有冲突解脱方案中都视为最大,即 $\max v(s_k,a_i)=\alpha v(s_k,a_{i^*})(k=1,2,\cdots,K,i=1,2,\cdots,A)$,$\alpha$ 为增益系数,此时无人机顺序支付矩阵 $\boldsymbol{V}'$ 表示为

$$\boldsymbol{V}'=\begin{bmatrix}\max v(s_1,a_i) & \cdots & \min v(s_1,a_i)\\ \vdots & & \vdots\\ \max v(s_K,a_i) & \cdots & \min v(s_K,a_i)\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\alpha v(s_1,a_{i^*}) & \cdots & \min v(s_1,a_i)\\ \vdots & & \vdots\\ \alpha v(s_K,a_{i^*}) & \cdots & \min v(s_K,a_i)\end{bmatrix} \tag{4}$$

即无人机冲突解脱策略必定在具有优先级的无人机 i^* 支付代价最小的方案中产生,从而保证了无人机 i^* 任务优先处理,优先完成任务的目的。

2 基于 APF-ACO 的最优解脱策略搜索算法

2.1 人工势场法

人工势场法通过构建无人机与障碍物、目标点之间的虚拟力,将冲突解脱问题转化为物理学问题。对无人机进行受力分析,建立合适的势函数,使其沿着势函数负梯度方向运行,完成路径规划[14-15]。如图 1 所示,第 i 个无人机的位置坐标为 $\boldsymbol{p}_i=(x_i,y_i)(i=1,2,\cdots,N)$,$N$ 为区域内无人机数量。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

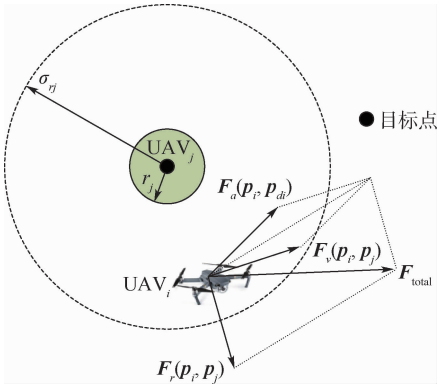


图 1　人工势场法示意图

Fig. 1　Schematic diagram of artificial potential field method

为了实现多机聚集运行时的碰撞问题，第 i 个无人机与第 j 个无人机之间会激发斥力场 $U_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)$，表示为

$$U_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)=\begin{cases}-\dfrac{[r_{ij}-(r_j+\sigma_{rj})]^2}{2\sigma_{rj}} & r_j\leqslant r_{ij}\leqslant r_j+\sigma_{rj}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{5}$$

式中：$r_{ij}=\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{p}_j\|_2=\sqrt{(x_i-x_j)^2+(y_i-y_j)^2}$ 表示第 i 个无人机与第 j 个无人机之间的距离；r_j 为无人机 j 的安全半径；σ_{rj} 为无人机斥力场的作用范围。当无人机 j 处于无人机 i 的斥力场作用范围时，会受到一个斥力作用 $\boldsymbol{F}_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)=\nabla U_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)$。

为了保证无人机向目标点靠近，目标位置 $\boldsymbol{p}_{di}=(x_{di},y_{di})$ 会激发出引力场 U_a，表示为

$$U_a(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_{di})=\frac{1}{2}\|\boldsymbol{p}_{di}-\boldsymbol{p}_i\|_2 \tag{6}$$

目的地产生的引力为

$$\boldsymbol{F}_a(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_{di})=-\nabla U_a(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_{di})=-(\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{p}_{di}) \tag{7}$$

为避免无人机在冲突解脱过程中随机转向产生大量冗余路径，需要引入规则保证无人机一致转向，因此，引入与斥力场相切的涡旋场，即

$$\boldsymbol{F}_v(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)=\pm\begin{bmatrix}\dfrac{\partial U_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)}{\partial y}\\ -\dfrac{\partial U_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)}{\partial x}\end{bmatrix} \tag{8}$$

将无人机所受的引力、斥力与涡流力叠加，得到每个无人机冲突解脱过程中的运行方程，即

$$\dot{\boldsymbol{p}}_i=\frac{\boldsymbol{F}_a(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_{di})}{\|\boldsymbol{F}_a(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_{di})\|}+\sum_j\left(k_{ri}\boldsymbol{F}_r(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)+k_{vi}\boldsymbol{F}_v(\boldsymbol{p}_i,\boldsymbol{p}_j)\right)$$
$$j=1,2,\cdots,N,i\neq j \tag{9}$$

式中：k_{ri} 和 k_{vi} 分别为斥力系数和涡流力系数，表示斥力与涡流力对无人机运动的影响程度。斥力与涡流力均在[0,1]之间取值，控制无人机避免碰撞，对引力进行归一化，使得无人机所受的力保持在同一量级，避免受力大小之间差异过大，导致冲突解脱失败或产生冗余路径。

将无人机解脱运行方程 $\dot{\boldsymbol{p}}_i$ 归一化，得到速度方向，假设速度大小为 k_i，则无人机速度可表示为

$$\boldsymbol{v}_i=k_i\frac{\dot{\boldsymbol{p}}_i}{|\dot{\boldsymbol{p}}_i|} \tag{10}$$

利用无人机解脱速度 $\boldsymbol{v}_i$，按时间步长逐步迭代，得到多机冲突解脱轨迹。

2.2　基于蚁群算法的局部寻优算法

蚁群算法是一种模拟蚂蚁群体的智能优化算法，凭借其具有并行性、正反馈、鲁棒性强等特点，在航空器冲突解脱领域得到一定应用。但其在寻优过程中存在对初值敏感等缺陷，本文中用人工势场法生产冲突解脱初始路径，作为蚁群算法寻优的初始值，提高了算法收敛速度[16-17]。

根据无人机操作实际情况，无人机冲突解脱策略可简化如下：

1）无人机除起飞和降落阶段除外，均在指定高度运行，因此，可将模型简化为在二维平面上的冲突解脱问题。

2）无人机机动性能强，可以进行空中悬停、调速、调向等机动动作，但静止悬停产生功耗过大、瞬间调速产生不确定性误差偏大，因此，本文仅考虑通过 3 种调向机动策略进行冲突解脱，即左转 30°、直行运动、右转 30°。

3）假定空中无人机都装备 ADS-B 设备，地面站可实时获取无人机在任一时刻的位置、速度、航向等信息。

将 N 架无人机沿初始位置到目标位置的路径分为 L 步，通过分析，无人机有 3 种调向策略。如图 2 所示，若无人机在 t 时刻由 A 点到达 B 点，则在 $t+1$ 时刻可到达的位置有 C_1、C_2、C_3 三种，若当前无人机位置、航向信息矩阵表示为 $\boldsymbol{A}_k[x,y,\theta]$，则下一步无人机信息矩阵表示为：$\boldsymbol{A}_{k+1}[x+vt\cos\theta',y+vt\sin\theta',\theta']$。其中，$\theta'$可取 $\theta+\pi/6$、θ、$\theta-\pi/6$ 三种调向策略。

若将 3 种无人机调向机动策略分别编码为 -1（代表左转 30°）、0（代表保持航向）、$+1$（代表右转 30°），则无人机系统冲突解脱策略可编码成 $N\times L$ 维的向量 $\boldsymbol{X}=[x_1,x_2,\cdots,x_{N\times L}]$，$x_i\in\{-1,0,+1\}$，具体编码构成如图 3 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

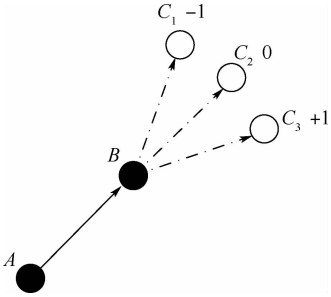


图 2 单步机动策略编码示意图

Fig. 2 Coding schematic diagram of one-step maneuver strategy

无人机1			…	无人机N		
第1步	…	第L步	…	第1步	…	第L步
0	0	1	…	0	0	1

图 3 无人机冲突解脱策略编码示意

Fig. 3 UAV conflict resolution strategy coding

无人机按照规定编码策略,通过合适的机动进行冲突解脱,解脱过程结束时,达到偏离目的地距离最短的目标。因此,将冲突解脱的适应度函数设为

$$f = \min \sum_{i=1}^{N} D_i \tag{11}$$

式中:D_i 为第 i 个无人机在冲突解脱结束时距离目的地的延迟距离,延迟距离越小,冲突解脱效果越好。将无人机 i 在第 k 步的位置记为 A_i^k,则无人机 i 延迟距离 D_i 表示为 L 步后位置 $A_i^L(x_i^L, y_i^L)$ 与目的位置 $B_i(x_g, y_g)$ 的欧氏距离,表示为

$$D_i = \|A_i^L - B\| = \sqrt{(x_i^L - x_g)^2 + (y_i^L - y_g)^2} \tag{12}$$

为避免无人机在冲突解脱过程中发生碰撞,要求在任一时刻,无人机 $i(x_i, y_i)$、无人机 $j(x_j, y_j)$ 之间的距离保持最小安全间隔:

$$\sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} > d \tag{13}$$

式中:d 为无人机之间运行的最小安全间隔。

针对所规定的无人机冲突解脱假设与定义,利用蚁群算法对 N 架无人机进行冲突解脱策略求解。

1)近似处理人工势场法生成的解脱路径。人工势场法生成的冲突解脱路径往往不满足无人机性能约束,为使路径顺利编码,需要对生成路径进行近似处理。若人工势场法生成的航向与原航向偏差在 15°以内,保持原航向运行,否则按左偏或右偏 30°进行离散处理。近似处理后得到的无人机冲突解脱航迹可以按照规则进行编码,形成初始化冲突解脱路径。

2)信息素初始化。根据近似处理后得到的解脱路径,对路径上的每一个节点信息素进行更新,初始化公式为

$$\tau_k(t+1) = (1-\rho)\tau_k(t) + Q/S \tag{14}$$

式中:$\tau_k(t+1)$ 为 $t+1$ 时刻在节点 k 上的信息素;ρ 为信息素的衰减系数;S 为无人机冲突解脱策略下总延误距离;Q 为增益系数,将蚂蚁分泌的信息素调整到合适的数值。

3)计算转移概率。无人机在 t 时刻通过节点 k 转移至另一位置的概率 $P_k(t)$ 表示为

$$P_k(t) = \frac{\tau_k(t)}{\sum_{k=1}^{3} \tau_k(t)} \tag{15}$$

式中:$\tau_k(t)$ 表示 t 时刻在节点 k 位置上信息素值。

4)信息素更新迭代。在完成一次迭代后,信息素更新公式为

$$\tau_k(t+1) = (1-\rho)\tau_k(t) + Q/S \quad 0 < \rho < 1$$

3 基于 APF-ACO 算法多机冲突解脱流程

先根据人工势场法原理,对多机冲突解脱路径进行全局搜索,迭代终止后,再将解脱路径进行近似处理并编码,用来初始化蚁群信息素等信息,最终迭代对局部最优点进行搜索。整个计算流程如图 4 所示,具体实现步骤描述如下:

步骤 1 初始化参数。为区域内无人机设置初始冲突位置 $\boldsymbol{p}_i^0 = (x_i^0, y_i^0)$ 与目标点 $\boldsymbol{p}_i^g = (x_i^g, y_i^g)$。

步骤 2 势场受力分析。计算出每架无人机分别受的引力 $\boldsymbol{F}_a(\boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{p}_{di})$、斥力 $\boldsymbol{F}_r(\boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{p}_j)$、涡流力 $\boldsymbol{F}_v(\boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{p}_j)$,根据式(9)计算出每架无人机的运行方程。

步骤 3 更新位置。根据计算出的无人机速度方向与给定速度大小、步长等信息,逐步迭代更新位置。

步骤 4 判断结果。实时监测无人机 UAV_i 是否达到目的地 $\boldsymbol{p}_i^g = (x_i^g, y_i^g)$,若已达到,则完成冲突解脱过程,若未达到,转向步骤 3 进行更新位置。

步骤 5 将人工势场法生成的初始路径近似处理,并进行编码。

步骤 6 利用编码处理过的初始路径对信息素进行初始化,并通过计算转移概率、信息素更新迭代等步骤进行局部寻优。

步骤 7 若达到规定迭代次数,则输出最终冲突解脱路径,若没有,转向步骤 6 进行迭代,直到满足要求。

北京航空航天大学学报

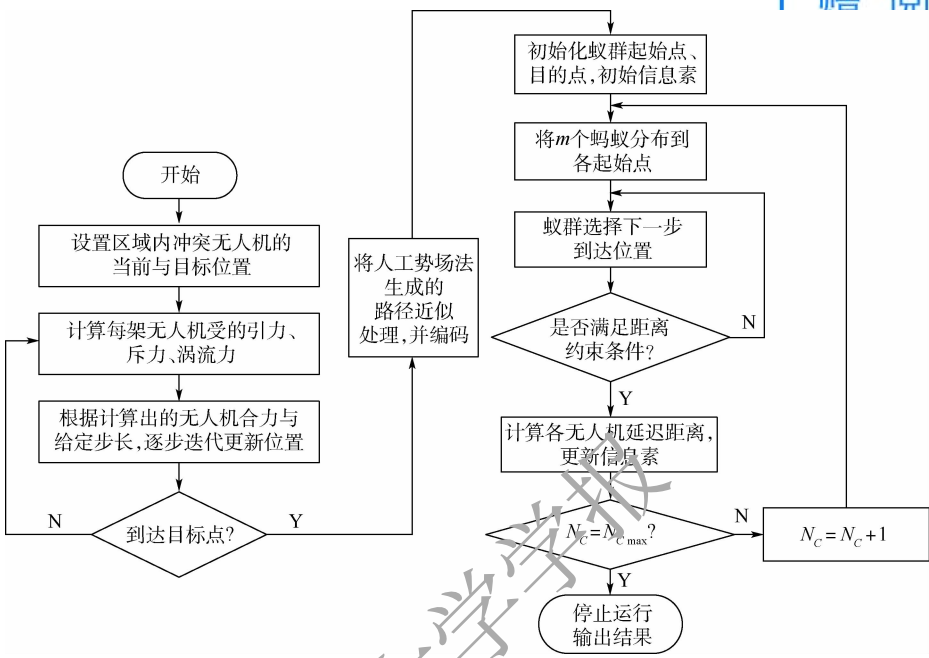


图 4　基于 APF-ACO 算法的多机冲突解脱流程

Fig. 4　Multi-aircraft conflict resolution process based on APF-ACO algorithm

4　仿真分析

4.1　仿真场景设置

1）场景 1：多机对头冲突场景

经典冲突场景下，无人机均匀分布在圆形冲突区域边界上，速度均指向圆心，假设冲突圆的半径为 100 m，初始路径均为直线运动，如图 5 所示，无人机通过改变航向，在保证彼此之间安全间隔的同时，分别到达各自目的地。经典冲突场景作为一种极端情况，可以更好地测试出冲突解脱算法的优劣。

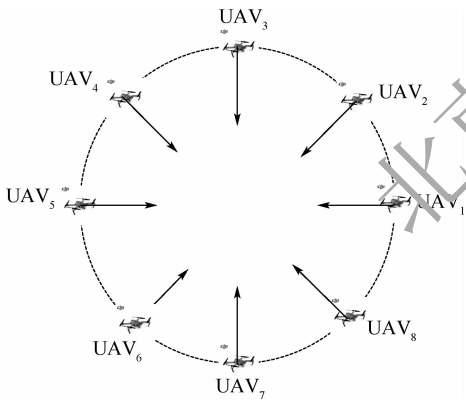


图 5　经典 8 机对头冲突场景

Fig. 5　Classic eight aircraft-to-head flight conflict scenario

2）场景 2：无人机机流冲突场景

如图 6 所示，机流中无人机运行过程中保持一定的最小安全间隔，在某一时刻汇聚在相交点，初始路径为直线，通过调向完成整个系统的冲突解脱。

本节算例假设每个集群包含 3 个无人机个体，起始位置与终点位置分别为：UAV_1：(0，－60) m、(0，100) m，UAV_2：(0，－90) m、(0，70) m，UAV_3：(0，－120) m、(0，40) m，UAV_4：(－120，0) m、(40，0) m，UAV_5：(－90，0) m、(70，0) m，UAV_6：(－60，0) m、(100，0) m。

2 种冲突场景中，仿真所需要的参数如表 1 所示。

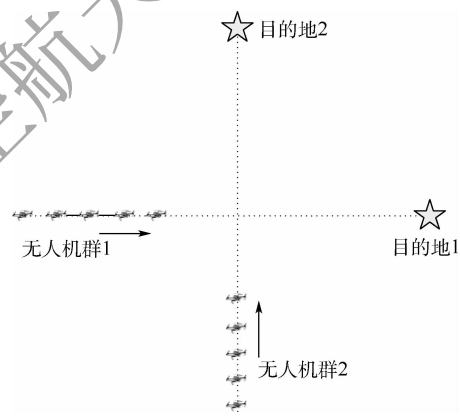


图 6　无人机机流冲突场景

Fig. 6　Conflict scenario of UAV flow

表 1　仿真参数设置

Table 1　Simulation parameter setting

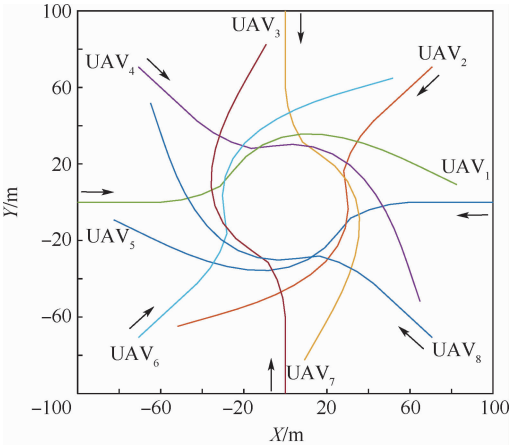
参数	数值	参数	数值
d/m	20	α	100
k_{ri}	1	m	60
k_{vi}	1	ρ	0.8
k_i/(m·s^{-1})	10	Q	500
r_j/m	3	$N_{C\max}$	50
σ_{rj}/m	50	L	20

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4.2 算法有效性验证

以场景 1 中 8 机对头冲突场景为例，分别利用 APF 与 APF-ACO 两种算法进行冲突解脱策略求解，结果如图 7 所示。



(a) 基于APF的冲突解脱策略

(b) 基于APF-ACO的冲突解脱策略

图 7 8 机对头冲突解脱

Fig. 7 Eight aircraft-to-head flight conflict resolution

为了对多机冲突解脱算法效能进行评估，现提出计算时间、可行性与系统效率 3 个指标来衡量解脱效能。

1）计算时间。冲突解脱过程需要满足实时性的要求，因此计算时间越短，实时性越强，解脱效能越好，表示为

$$C = \frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m} T_j \tag{16}$$

式中：m 为冲突解脱仿真次数；T_j 为第 j 个无人机解脱需要的时间。

2）可行性。用来衡量冲突解脱路径是否满足无人机可飞行，一般来说，若单次航向改变量过大，则视为路径点不可飞。可行性值越大，冲突解脱过程越安全，表示为

$$F = \sum_{j=1}^{N} f_j \tag{17}$$

式中：f_j 为第 j 个无人机冲突解脱路径中不可飞的数量。

3）系统效率。用来衡量冲突解脱过程的延误程度，若所有无人机均按照原始路径运行，则系统效率为 100%，当无人机存在冲突时，系统效率相应降低，表示为

$$E = \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{N}\left(\frac{S_{dj}}{S_j + S_{dj}}\right) \tag{18}$$

式中：S_{dj} 和 S_j 分别为第 j 个无人机的预设步长和延误。

无人机数量分别取 2 ~ 28 个，在场景 1 对头冲突场景下通过对比计算时间、可行性与系统效率 3 个指标验证冲突解脱策略性能，参照算法有人工势场法、蚁群算法、遗传算法（GA）。如图 8 所示，APF-ACO 可以生成可飞路径，且可以保持

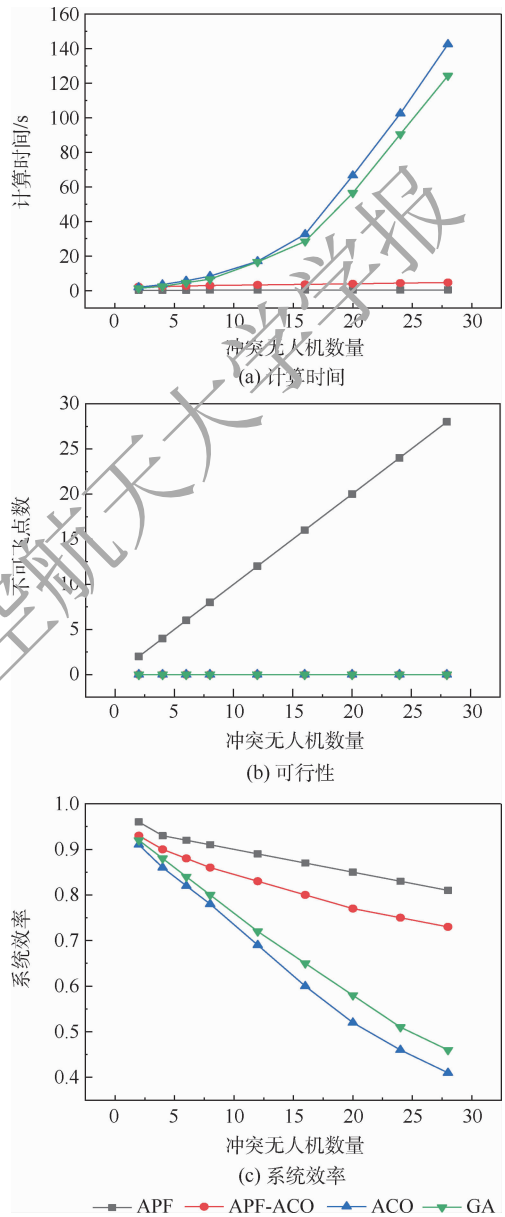


图 8 冲突解脱求解策略性能对比

Fig. 8 Performance comparison of conflict resolution solution strategies

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

较高的解脱效率，综合来看，性能较优。

4.3　合作博弈“核仁解”与传统合作式求解策略对个体公平性的影响

以场景 2 中无人机机流冲突场景为例，通过 APF-ACO 可快速求解出冲突解脱策略，分别基于合作博弈的“核仁解”与传统合作式 2 种冲突解脱策略，得出 2 种冲突解脱策略下的无人机个体支付成本，如表 2 所示。

表 2　两种冲突解脱策略性能对比

Table 2　Performance comparison of two conflict resolution strategies

求解策略	个体支付成本 v/m					
	UAV_1	UAV_2	UAV_3	UAV_4	UAV_5	UAV_6
合作博弈“核仁解”	6.119 2	62.542 3	23.304 0	62.374 0	62.092 8	7.259 3
传统合作式	117.294 3	32.746 2	21.049 4	21.049 4	23.304 0	15.624 0

为更直观对比合作博弈“核仁解”与传统合作式 2 种冲突解脱策略对个体公平性的影响，绘制洛伦兹曲线，如图 9 所示。基于合作博弈“核仁解”的冲突解脱策略公平性曲线更贴近公平基准线，表明合作博弈“核仁解”的冲突解脱策略在一定程度上可提升个体公平性。

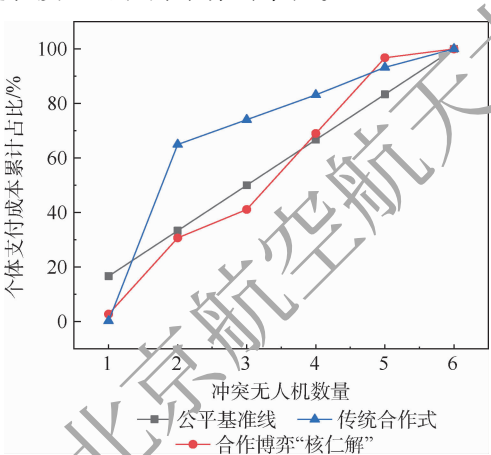


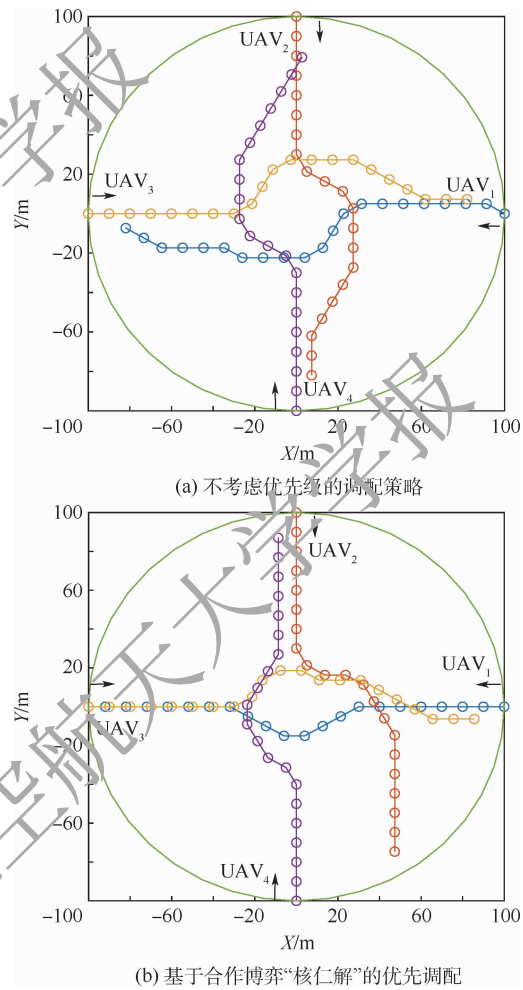
图 9　两种冲突解脱策略下个体公平度对比

Fig. 9　Comparison of individual fairness between two conflict resolution strategies

4.4　无人机优先级调配

为更清晰地对比不同优先级调配策略对个体解脱支付成本的影响，选取场景 1 中 4 机对头冲突场景进行仿真，对比本文提出的基于合作博弈“核仁解”的无人机优先级调配规则与不考虑优先级的调配方式。若 UAV_1 正在执行抢险救灾等紧急任务，优先级最高（α 取 100），解脱效果如图 10所示。

2 种调配策略下的个体支付成本如表 3 所示。不考虑优先级的调配策略下，各无人机冲突个体地位对称平等，支付成本也基本一致；基于增益系数的优先调配可以降低 UAV_1 的支付成本，促使优先级高的无人机快速到达目的地，但会牺牲冲突系统整体利益，较无优先级调配情况增加了 15.26%，但 UAV_1 支付成本则下降了 58.71%。因此可以分析出，基于“核仁解”的优先调配能够在牺牲少量整体利益的前提下，实现拥有优先级无人机的快速规划到达目标。



(a) 不考虑优先级的调配策略

(b) 基于合作博弈“核仁解”的优先调配

图 10　无人机优先级调配策略

Fig. 10　Priority allocation strategy of UAV

表 3　两种无人机优先级调配策略下的个体支付成本

Table 3　Individual payment costs of two UAV priority allocation strategies

UAV	个体支付成本 v/m	
	不考虑优先级的调配策略	基于合作博弈“核仁解”的优先调配
UAV_1	19.467 3	8.038 5
UAV_2	19.516 7	53.687 1
UAV_3	20.890 5	15.713 9
UAV_4	20.890 5	15.652 5
总计	80.765	93.092

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

5 结 论

本文基于合作博弈“核仁解”的概念,提出了低空多机冲突解脱算法,实现了在保证个体解脱支付成本公平性的前提下,实现冲突解脱。

1)综合计算时间、可行性与系统效率 3 个冲突解脱评价指标,基于 APF-ACO 的多机冲突解脱算法性能较优,可快速生成满足无人机性能约束的解脱路径。

2)基于合作博弈“核仁解”的冲突解脱策略在一定程度上可提升个体公平性。

3)基于合作傅弈“核仁解”的优先调配能够在牺牲少量整体利益的前提下,实现拥有优先级无人机的快速规划到达目标。

参考文献(References)

[1] SHAKHATREH H, SAWALMEH A, ALFUQAHA A, et al. Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges[J]. IEEE Access, 2019, 7: 48572-48634.

[2] TANG X M, JI X Q, LI T. Key technology in multi-UAV conflict detection and resolution strategy[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(2): 175-186.

[3] PEREZ-CARABAZA S, BESADA-PORTAS E, LOPEZ-OROZCO J A, et al. Ant colony optimization for multi-UAV minimum time search in uncertain domains[J]. Applied Soft Computing, 2018, 62(2): 789-806.

[4] 管祥民,吕人力. 基于混合人工势场与蚁群算法的多飞行器冲突解脱方法[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2020,44(1):28-33.
GUAN X M, LV R L. Conflict resolution method for multiple aircraft based on hybrid artificial potential field and ant colony algorithm[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2020, 44(1): 28-33 (in Chinese).

[5] KIM N, YOON Y. Cooperative sUAV collision avoidance based on satisficing theory[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(4): 978-986.

[6] 付其喜,梁晓龙,张佳强,等. 双层优化的多无人机合作式冲突探测与解脱[J]. 哈尔滨工业大学学报,2020,52(4):74-83.
FU Q X, LIANG X L, ZHANG J Q, et al. Cooperative conflict detection and resolution for multiple UAVs using two-layer optimization[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(4): 74-83 (in Chinese).

[7] CAI J L, ZHANG N. Mixed integer nonlinear programming for aircraft conflict avoidance by applying velocity and altitude changes[J]. Arabian Journal for Science and Engineering, 2019, 44(10): 8893-8903.

[8] HERNÁNDEZ-ROMERO E, VALENZUELA A, RIVAS D. Probabilistic multi-aircraft conflict detection and resolution considering wind forecast uncertainty[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 1-17.

[9] 钱晓鹏,张洪海,田宇,等. 基于核仁解的低空无人机协作冲突解脱算法[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2020,44(4):676-681.
QIAN X P, ZHANG H H, TIAN Y, et al. Cooperative conflict resolution algorithm for low-altitude drone based on nucleolus[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering), 2020, 44(4): 676-681 (in Chinese).

[10] SCHMEIDLER D. The nucleolus of a characteristic function game[J]. SIAM Journal of Applies Mathematics, 1969, 17: 1163-1170.

[11] ZHANG X, SUN H, XU G J, et al. On the core, nucleolus and bargaining sets of cooperative games with fuzzy payoffs[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems, 2019, 36(6): 6129-6142.

[12] SZIKLAI B, FLEINER T, SOLYMOSI T. On the core and nucleolus of directed acyclic graph games[J]. Mathematical Programming, 2017, 163: 243-271.

[13] BERGSTRESSER K, YU P L. Domination structures and multicriteria problems in N-person games[J]. Theory and Decision, 1977, 8(1): 5-48.

[14] YI Z W, LI H, QU X, et al. Using artificial potential field theory for a cooperative control model in a connected and automated vehicles environment[J]. Transportation Research Record, 2020, 2674(9): 1005-1018.

[15] LI B F, PAN Z H, DENG H B. Two-dimensional obstacle avoidance control algorithm for snake-like robot in water based on immersed boundary-lattice Boltzmann method and improved artificial potential field method[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2020, 42(10): 1840-1857.

[16] STODOLA P, MICHENKA K, NOHEL J, et al. Hybrid algorithm based on ant colony optimization and simulated annealing applied to the dynamic traveling salesman problem[J]. Entropy, 2020, 22(8): 1-28.

[17] ADEBAYO K J, ADERIBIGBE F M, DELE-ROTIMI A O. On the development of a hybridized ant colony optimization (HACO) algorithm[J]. American Journal of Computational Mathematics, 2019, 9(4): 358-372.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Multi-aircraft conflict resolution algorithm based on cooperative game

ZHANG Honghong[1,2,3], GAN Xusheng[1,3,*], XIN Jianlin[1], LIU Yiqun[4], CHEN Xuyi[1]

(1. Air Traffic Control and Navigation College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Unit 31664 of the People's Liberation Army, Golmud 816000, China;
3. National Key Laboratory of Air Traffic Collision Prevention, Xi'an 710051, China;
4. Unit 94608 of the People's Liberation Army, Nanjing 211500, China)

Abstract: In order to solve the problem of inequity of individual cost in conflict resolution of low-altitude UAV, a multi-aircraft conflict resolution algorithm based on the concept of "nucleolus solution" in cooperative game is proposed. According to the characteristics of low-altitude multi-aircraft conflict scenarios, based on the "nucleolus solution" concept, the UAV conflict resolution payment matrix is established. Combined with the advantages of artificial potential field method and ant colony optimization, a hybrid conflict resolution strategy based on artificial potential field-ant colony optimization (APF-ACO) is proposed. The simulation results show that the APF-ACO hybrid solution strategy has the best performance by integrating the three evaluation indexes of calculation time, feasibility and system efficiency. The solution strategy based on cooperative game "nucleolus solution" can improve individual fairness to a certain extent. At the same time, the priority UAV can be quickly planned to achieve the goal at the expense of a small amount of overall benefits.

Keywords: UAV; conflict resolution; cooperative game; artificial potential field (APF); ant colony optimization (ACO)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-01; **Accepted**: 2021-01-08; **Published online**: 2021-01-13 14:07

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210112.1552.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61601497); President's Foundation of Air Force Engineering University (XZJ2020005)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0664

基于深度学习的无人机视觉目标检测与跟踪

全下文载

蒲良[1], 张学军[1,2,*]
(1. 西华大学 航空航天学院, 成都 610039; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对目标检测中小目标物体漏检率及误检率高等问题,提出了一种基于Yolov3-Tiny算法的改进模型。改进k-means聚类方法,增加3×3和1×1的卷积池化层,将第9层卷积输出上采样,并与第8层卷积得到的特征图进行连接,得到新的输出:52×52卷积层,形成新的特征金字塔。基于卡尔曼滤波算法实现目标跟踪,提出融合跟踪算法的检测网络,使用匈牙利匹配算法对检测边缘框与跟踪边缘框进行最优匹配,利用跟踪结果修正检测结果,提高了检测速度,同时提升了检测能力。在ROS、Gazebo和自动驾驶仪软件PX4的综合仿真环境下对所提算法进行了对比试验。试验结果表明:改进算法平均检测速度降低了15.6%,mAP提高了6.5%。融合跟踪算法后的网络平均检测速度提高了34.2%,mAP提高了8.6%。融合跟踪算法后的网络能够满足系统实时性和准确性的要求。

关 键 词: 目标检测; Yolov3-Tiny; 目标跟踪; 卡尔曼滤波; 匈牙利匹配
中图分类号: V279+.2; TP391
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0872-09

随着科学技术的进步,无人机的应用越来越广泛。通过在无人机上搭载高清摄像头,结合飞控系统和相关算法,可实现无人机对拍摄物体的识别检测与跟踪。在视觉识别检测方面,传统的方法有SIFT算法[1-2]、光流法[3]、背景差分法[4-5]、帧差法[6-7]。但传统目标检测算法抽象和表征物体特征的能力不强,因此研究人员借助深度学习、卷积神经网络等技术提取目标特征。目前,基于卷积神经网络的检测算法主要有two-stage类,包括R-CNN[8]、Faster R-CNN[9]、R-FCN[10]等。虽然two-stage类检测算法检测精度高,但实现过程比较复杂,因此检测速度较慢。为了降低算法复杂性和提高检测速度,一些学者提出SSD[11]、YOLO[12-14]等one-stage类检测算法。此外,Jo等[15]基于Yolov2的神经网络解决了多目标检测实时精度低的问题。王聪[16]基于MobileNet-SSD神经网络实现了无人机对目标的检测。Lin等[17]改进图像金字塔后构造了特征金字塔处理目标检测中多尺度变化问题。鞠默然等[18]改进Yolov3算法实现了对航拍数据中小目标车辆的检测。Kong等[19]针对Faster R-CNN、SSD、YOLO算法需要设计不同尺度anchor box的缺点,提出了FoveaBox模型。Dalal和Triggs[20]提出了梯度方向直方图。在跟踪领域,有基于滤波理论的卡尔曼滤波[21]、粒子滤波[22]等。

无人机对于视觉目标的检测与跟踪处理方式主要为2类:①无人机将采集到的信息传输到地面站,地面站集中处理后向无人机传输控制指令;②在无人机上搭载协同计算机,直接对无人机的图像或视频流数据进行实时处理,无需经过地面站,快速返回控制指令。

以上2种方法各有利弊。对于第1类,无人机不需要搭载额外的负重,且地面站计算速度快、处理能力强,但信息的传输和交换需要较高的带宽,

收稿日期: 2020-11-27; **录用日期**: 2021-01-31; **网络出版时间**: 2021-03-02 12:04
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210301.1733.003.html
* **通信作者**. E-mail: zhxj@buaa.edu.cn

引用格式: 蒲良, 张学军. 基于深度学习的无人机视觉目标检测与跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 872-880.
PU L, ZHANG X J. Deep learning based UAV vision object detection and tracking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 872-880 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

影响了系统的响应速度。对于第 2 类，可以通过机载计算机对数据直接进行处理，省略了与地面站之间的信息传输，节省了带宽，提高了响应速度，但机载计算机的处理能力有限。肖坤等[23]将 Yolov3-Tiny 部署在机载 Jetson TX2 协同处理器上，提升了机载计算机的性能，实现了基于视觉的无人机目标识别检测。基于此，本文仿真采用第 2 类方式。

为了提高网络对小目标的检测能力，本文提出了一种基于 Yolov3-Tiny 算法的改进模型。首先，搭建仿真系统时，选取了公开数据集 VOC 中的人、汽车、消防栓、路标 4 类目标的部分数据及仿真系统产生的截图数据一起作为训练和检测的数据源。其次，对原有 Yolov3-Tiny 算法进行改进，在原网络第 3、4 个卷积层后增加 1×1 和 3×3 的卷积层，原网络第 5 个卷积层后增加上采样层后与原网络第 3 个卷积层连接，增加输出层：52×52，有效增强了网络中小目标的语义信息，避免了浅层特征信息的丢失，使得网络对于浅层小目标的识别检测能力加强。最后，在满足跟踪的前提下，结合目标检测边缘框与跟踪边缘框的重叠度及相关性，采用匈牙利匹配算法对目标检测与跟踪的结果进行最优匹配，使用跟踪结果修正检测结果，缩短了检测时间，同时提升了网络检测能力。

1　无人机平台设计方案

1.1　平台整体设计方案

本文采用 Gazebo 仿真软件模拟无人机搭载相关协同处理器，结合机器人操作系统 ROS 和检测跟踪算法对机载摄像头传输的数据进行实时处理，实现无人机对目标的实时检测与跟踪。具体工作流程如图 1 所示。其中，图像采集节点获取来自摄像头的实时数据，传输给深度学习处理节点。运动控制节点根据深度学习处理节点的结果，发布相关控制指令控制无人机飞行。机载协同处理器通过异步收发传输器接口与飞行控制中心进行连接。

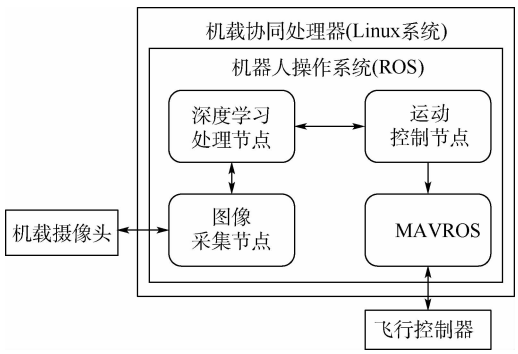


图 1　无人机仿真处理平台流程

Fig. 1　UAV simulation processing platform flowchart

1.2　仿真平台

使用 Gazebo 仿真软件、无人机自动驾驶仪软件 PX4 及 MAVROS 建立机器人操作系统 ROS 与 PX4 之间的通信进行仿真。仿真机型为 typhoon_h480，采用键盘控制无人机飞行。仿真界面如图 2所示。



图 2　仿真界面

Fig. 2　Simulation interface

2　目标检测算法

2.1　Yolov3-Tiny 模型

Yolov3-Tiny 压缩了 Yolov3 部分网络结构，融合了最新的特征金字塔网络和全卷积网络技术，是针对移动端和边缘计算而设计的轻量级检测网络，模型结构更简单，速度更快，但同时也损失了一定的精度。

Yolov3-Tiny 网络架构共有 13 个卷积层，6 个最大池化层，1 个连接层，1 个上采样层。如图 3 所示，其中 Conv 表示卷积层，Maxpool 表示池化层，Upsample 表示上采样层，Concat 表示连接操作，输入图片尺寸为 416×416 的 3 通道 RGB 图像。最终输出的 2 种尺度的特征相互独立地实现了目标检测，每个输出特征图尺寸可表示为 $N\times N\times(3\times(4+1+C_N))$，其中 $N\times N$ 表示特征图宽×特征图高，C_N 表示检测的物体类别数量。图 3 使用数据集 COCO。Yolov3-Tiny 最后的输出为：13×13×255 和 26×26×255。2 种不同尺度的输出形成了 2 层特征金字塔结构，相互独立地实现了目标识别检测。

Yolov3-Tiny 加快了模型的检测速度，但对小目标的检测能力不强。以仿真世界截取的一张图片为例，使用数据集 VOC 预训练的 Yolov3-Tiny 进行测试。如图 4 所示，左侧房屋旁的行人漏检。原因是：在卷积神经网络中，对物体的识别检测是通过多层卷积层、池化层、残差、上采样等操作来进行特征提取，对提取到的特征进行多重分析后，

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

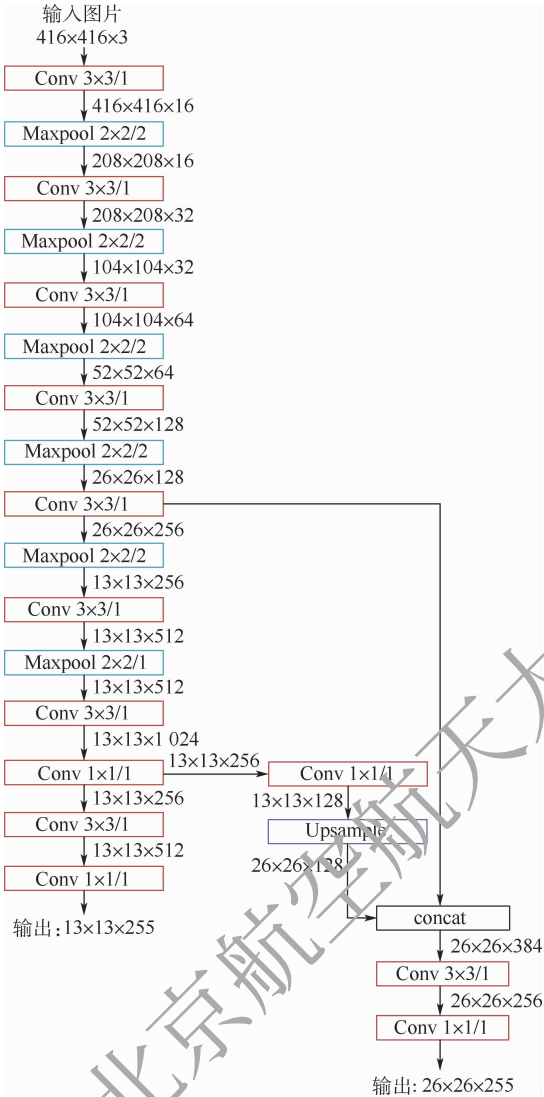


图 3 Yolov3-Tiny 网络结构

Fig. 3 Yolov3-Tiny network structure

从而实现对物体的识别检测功能。相比 Yolov3，Yolov3-Tiny 只有 13 个卷积层和 1 个上采样层，且连续的卷积操作较少，均是集中在较深的神经网络。这样导致了信息在传递过程中丢失。对于卷积神经网络特征提取来说，浅层神经网络通常对目标的局部或者较小目标较为敏感。而 Yolov3-Tiny 在浅层网络的设计上，并没有较为深入地进行特征提取，随着网络的深入，图像特征将会变得很小，浅层没有提取到的特征不会保留下来，这个过程是不可逆的。后面的深层次神经网络经过卷积、池化、上采样等操作只能提取到较大目标的特征。小目标的特征在浅层网络已经丢失了，导致 Yolov3-Tiny 对遮挡类或者小目标的检测不好。



图 4 Yolov3-Tiny 检测效果

Fig. 4 Yolov3-Tiny detection effect

2.2 Yolov3-Tiny 感受野

感受野(receptive field)指卷积神经网络每一层输出的特征图上的像素点在输入图片上映射的区域大小。第 n 层的感受野大小可以表示为

$$r_n = \begin{cases} 1 & n = 0 \\ k_1 & n = 1 \\ r_{n-1} \times k_n - \left(r_{n-1} - \prod_{i=1}^{n-1} s_i \right) & n \geqslant 2 \end{cases} \tag{1}$$

式中：k_n 为第 n 层卷积核大小；s_i 为第 i 层步长。

感受野可以很直观地解释不同网络层对不同尺度目标的敏感度。Yolov3-Tiny 的主体网络及其感受野大小如表 1 所示。这里忽略了 1×1 卷积层，其对感受野的影响不是很大。每个卷积层的感受野随层数的增长变化趋势如图 5 所示。随着卷积层层数的加深，感受野的尺寸逐渐增大，生成的特征图尺寸逐渐变小。深层次网络的特征图具有较大的感受野尺寸，可以用来检测大目标；浅层次网络特征图的感受野尺寸较小，包含的背景噪声较小，且空间信息较为丰富，可以用来检测小

表 1 Yolov3-Tiny 主体网络及感受野

Table 1 Yolov3-Tiny subject network and receptive field

卷积层层数	卷积核大小	步长	输入尺寸	输出尺寸	感受野大小
1	3	1	416	416	3
2	3	1	208	208	8
3	3	1	104	104	18
4	3	1	52	52	38
5	3	1	26	26	78
6	3	1	13	13	158
7	3	1	13	13	254
8	3	1	13	13	318

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

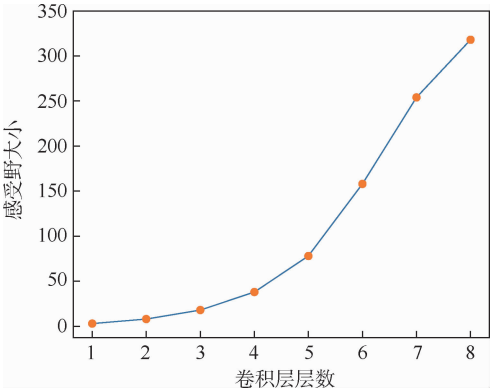


图 5　感受野大小与卷积层层数关系

Fig. 5　Receptive field size and number of convolutional layers

目标。为了提高网络对小目标的检测能力，需要对浅层网络进行深度特征提取。

2.3　Yolov3-Tiny 模型的优化

本文提出了一种改进的 Yolov3-Tiny 网络模型。在原网络第 3 个卷积层后增加 1×1 和3×3 的卷积层，第 4 个卷积层后增加 1×1 和 3×3 的卷积层，第 5 个卷积层后增加一个上采样层，与上层卷积输出连接，增加新的特征金字塔层。最终的特征金字塔网络输出为 52×52。其中，13×13 分辨率的特征图负责预测较大的 anchor box，26×26 分辨率的特征图负责预测中型 anchor box，52×52 分辨率的特征图负责预测较小的 anchor box。改进的网络结构如图 6 所示。

2.4　改进 k-means 聚类方法

Yolov3-Tiny 引入了 Faster R-CNN 的 anchor boxes 思想。目标检测用边界框标注出待测物体的位置，网络模型在训练过程中学习并调整定位框的坐标信息，对初始 anchor boxes 的选择会直接影响网络对目标的检测精度和速度。

本文在仿真环境下主要识别检测人、汽车、消防栓、路标这 4 类较小的目标。而原网络定义的 anchor boxes 不适合本文的研究对象，为了更好地适应需要，首先采用 k-means 聚类方法对数据集中的目标重新聚类。原网络使用的 k-means 聚类采用欧氏距离作为距离函数，则较大尺寸的 anchor box 会比较小尺寸的框产生更大的误差值。为了消除这种影响，本文采用 IOU 距离公式代替欧氏距离公式。定义聚类准则函数为

$$d(\text{box},\text{centroid}) = 1 - \text{IOU}(\text{box},\text{centroid}) \qquad (2)$$

式中：box 代表样本聚类结果；centroid 代表样本聚类中心；IOU(box，centroid)表示真实的簇中心框与聚类中心框之间的交并比。

选取聚类数 $k = 1 \sim 9$，对数据集中的样本进行聚类分析，得到 k 与平均重叠度之间的关系，如图 7 所示。可知，随着 k 值的增大，平均重叠度函数变化越来越平稳，变化的拐点可以认为是最佳的 anchor boxes。当聚类数大于 9 之后，平均重叠度变化趋于稳定。本文设置聚类数为 9，既可以加快损失函数的收敛，又可以消除 anchor box 大小带来的误差。

使用改进 k-means 聚类方法后的 Yolov3-Tiny 模型效果如图 8 所示，使用的样本图片为图 4。

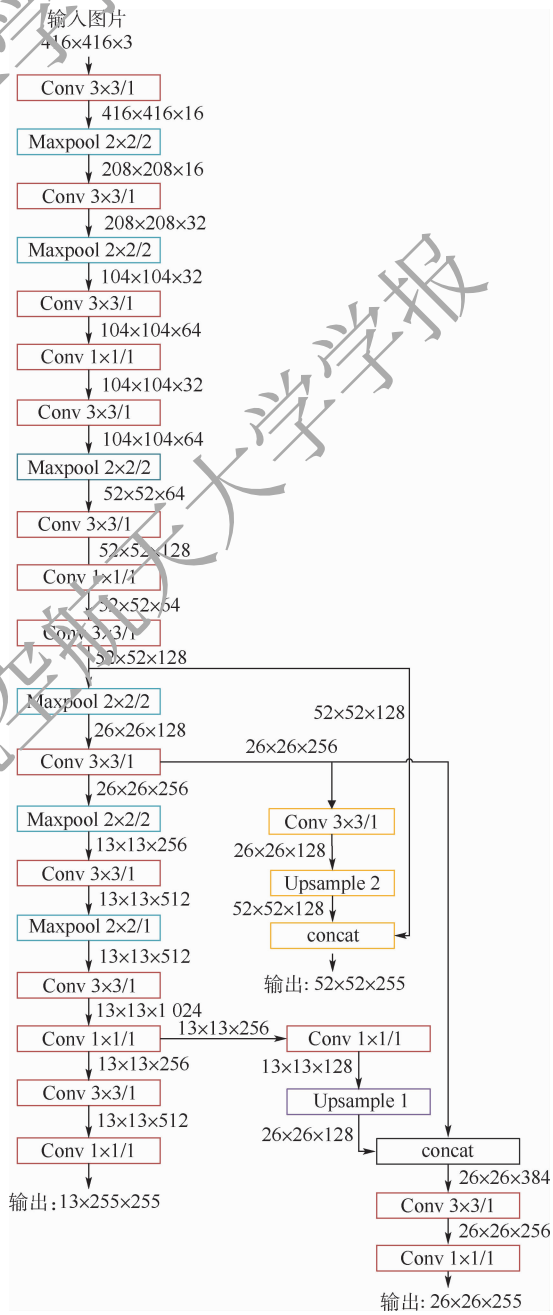


图 6　改进的 Yolov3-Tiny 网络结构

Fig. 6　Improved Yolov3-Tiny network structure

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

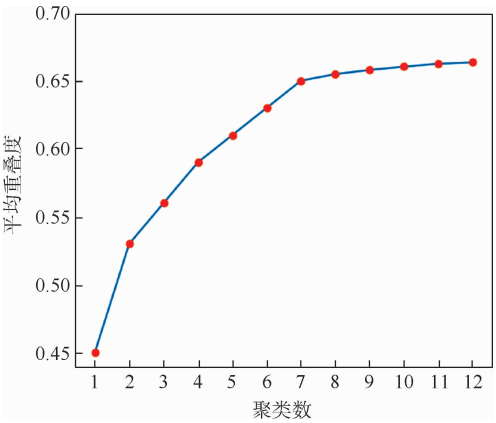


图 7 平均重叠度随聚类数的变化

Fig. 7 Variation of average degree of overlap with number of clusters



图 8 改进后 k-means 聚类检测效果

Fig. 8 Effect of improved k-means clustering detection

3 目标跟踪算法

3.1 基于卡尔曼滤波算法的跟踪

卡尔曼滤波算法是通过目标的当前运动状态来推测其下一时间的运动状态，进而估计目标的位置，具有计算量小、实时性高的优点。无人机上的机载摄像头帧率高，视频序列中的目标位置变化较小，可以看作是匀速运动，即视觉目标检测跟踪系统随时间变化是线性相关的。满足关系：

$$\boldsymbol{x}_i = \boldsymbol{R}\boldsymbol{x}_{i-1} + \boldsymbol{w}_i \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{R}$ 为状态转换矩阵；$\boldsymbol{w}_i$ 为第 i 时刻的过程噪声；$\boldsymbol{x}_i$ 为第 i 时刻的系统状态向量。

卡尔曼滤波器工作流程如图 9 所示。

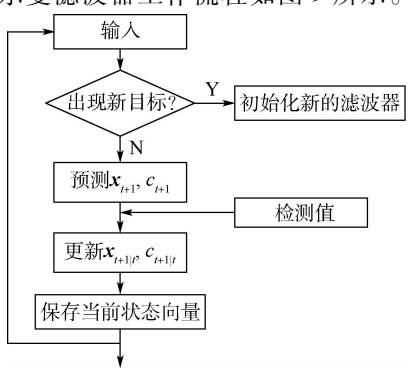


图 9 卡尔曼滤波算法工作流程

Fig. 9 Kalman filtering algorithm workflow

3.2 基于 IOU 的匈牙利匹配算法

目标检测网络与卡尔曼滤波分别输出检测边缘框和跟踪边缘框。如图 10 所示，以行人为例，矩形框 *ABDC* 表示行人检测边缘框，矩形框 *EFGH* 表示行人跟踪边缘框。

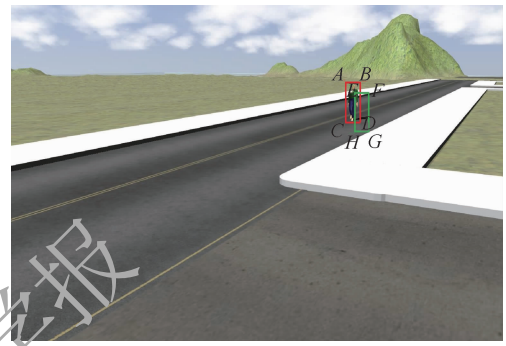


图 10 行人检测和跟踪边缘框示意图

Fig. 10 Schematic diagram of pedestrian detection and tracking enclosure frames

检测边缘框与跟踪边缘框的重叠度越接近于 1，检测边缘框和跟踪边缘框的相关性越大，表明当前检测的效果越好。

$$\mathrm{IOU} = \frac{S_{EHDP}}{S_{ABDC} + S_{EFNM} - S_{EHDP}} \tag{4}$$

式中：S 为面积。

匈牙利匹配算法根据 IOU 的先验关系，建立检测边缘框和跟踪边缘框之间的匹配关系：

$$(d_i, t_i) = \mathrm{Max}\left(\sum_i^Q \mathrm{IOU}\right) \tag{5}$$

式中：i 为目标检测边缘框与跟踪边缘框匹配的对数；d_i 为第 i 对匹配中的目标检边缘测框；t_i 为第 i 对匹配中的目标跟踪边缘框。

式(4)应该同时满足：

$$\mathrm{IOU} \geqslant \mathrm{thresh} \tag{6}$$

本文在使用卡尔曼滤波算法实现跟踪的条件下，通过卡尔曼滤波算法获得的跟踪边缘框作为修正，从而使目标检测结果更加准确。融合了跟踪算法的检测模型工作流程如图 11 所示。

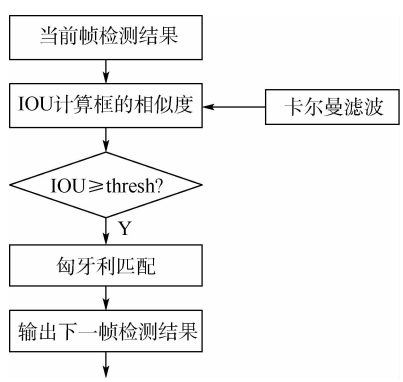


图 11 检测与跟踪融合流程

Fig. 11 Detection and tracking fusion process

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4　实验与结果

4.1　实验数据集及实验环境

本文实验选取了数据集 VOC 中的人、汽车等共 4 000 张图片，并同时在仿真环境中截取了 10 124张图像，因此，共有 14 124 张有效图片。采集的图片尺寸为 1 565 × 922，并对图片数据集中的人、汽车、消防栓、路标 4 类目标进行了人工标注。将数据集按 7:3 进行划分，训练数据集图片 9 886张，测试数据集图片 4 238 张。使用深度学习框架 Darknet 搭建实验运行环境，并通过配有 NVIDIA GTX 1070 显卡的 CUDA 环境中进行 GPU 并行加速计算。具体配置如表 2 所示。

表 2　实验环境

Table 2　Experimental environment

参数	配置
CPU	Intel i7-8700
GPU	NVIDIA GTX 1070
系统	Ubuntu16.04
加速环境	CUDA 9.0 cuDNN7.0
训练框架	Darknet

4.2　数据集预处理

将标注后得到的训练数据进行归一化处理，减少数据运算的时间，归一化方式为

$$\begin{cases} x = \dfrac{x_{\max} + x_{\min}}{2\text{width}} \\ y = \dfrac{y_{\max} + y_{\min}}{2\text{height}} \\ w = \dfrac{x_{\max} - x_{\min}}{\text{width}} \\ h = \dfrac{y_{\max} - y_{\min}}{\text{height}} \end{cases} \tag{7}$$

式中：x、y 分别为目标的横、纵坐标；width 和 height 分别为图像的宽度和高度。

4.3　网络模型训练

识别检测方面，基于 4.1 节中的数据集，训练过程采用异步随机梯度下降法（stochastic gradient descent，SGD），经过测试，最优的超参数为：初始学习率为 0.001，衰减参数为 0.000 5，动量项设置为 0.9。网络每隔 10 次迭代就从设定的多尺度集中更换一个尺度继续训练。

在跟踪方面，系统的状态转移矩阵 $\boldsymbol{R}$ 初始化为

$$\boldsymbol{R} = \text{diag}\left(\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}\right) \tag{8}$$

参数矩阵 $\boldsymbol{U}$ 初始化为

$$\boldsymbol{U} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \tag{9}$$

协方差矩阵 $\boldsymbol{G}$ 初始化为

$$\boldsymbol{G}(0) = \text{diag}(100,100,100,100,100,100,100,100) \tag{10}$$

过程噪声协方差矩阵 $\boldsymbol{W}$ 初始化为

$$\boldsymbol{W}(0) = \text{diag}\left(\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}\right) \tag{11}$$

检测噪声协方差矩阵 $\boldsymbol{V}$ 初始化为

$$\boldsymbol{V}(0) = \begin{bmatrix} 12 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 12 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 12 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 12 \end{bmatrix} \tag{12}$$

4.4　结果分析

基于 4.1 节中的数据集和实验环境，使用 AP^{50}、mAP^{50}（取 IOU = 0.5）、平均检测速度作为评价指标，比较改进版 Yolov3-Tiny、Yolov3-Tiny 和融合了卡尔曼滤波算法的跟踪系统的检测效果，如表 3 及图 12 ~ 图 14 所示。相比于原始的 Yolov3-Tiny，改进版的 Yolov3-Tiny 检测模型 mAP 提高了 6.5%，平均检测速度下降了 15.6%。相比 Yolov3-Tiny 网络，改进版 Yolov3-Tiny 加深了对网络特征的提取，提升了检测效果，同时由于增加了卷积池化层、特征金字塔等，检测速度有所下降；相比改进版 Yolov3-Tiny，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型，mAP 提高了 8.6%，平均检测速度提高了 34.2%，在增加检测精度的同时，缩减了检测速度。平均检测速度为 51 帧/s，满足无人机实时检测的性能要求。

表 3　实验对比结果

Table 3　Experimental comparison results

算法	AP^{50}/%				mAP^{50}/%	平均检测速度/（帧·s^{-1}）
	人	汽车	消防栓	路标		
Yolov3-Tiny	72.23	75.48	69.49	66.67	71.23	45
改进 Yolov3-Tiny	77.12	80.45	72.18	70.23	75.83	38
融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny	82.33	87.14	77.47	75.28	82.34	51

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

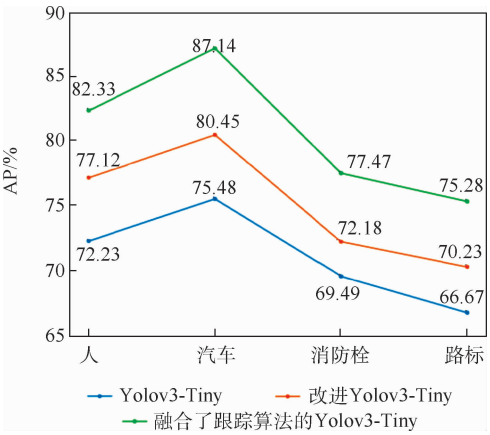


图 12 各类别下的 AP 对比

Fig. 12 Comparison of AP under each category

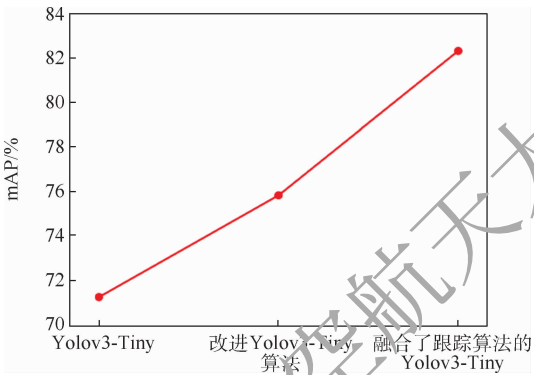


图 13 不同模型下的 mAP 对比

Fig. 13 Comparison of mAP under different models

图 15 为一段测试视频，Yolov3-Tiny 网络、改进版 Yolov3-Tiny 及融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 检测模型三者的效果对比。同一视频流中，第 134 帧，Yolov3-Tiny 只检测出了下方、右方的汽车

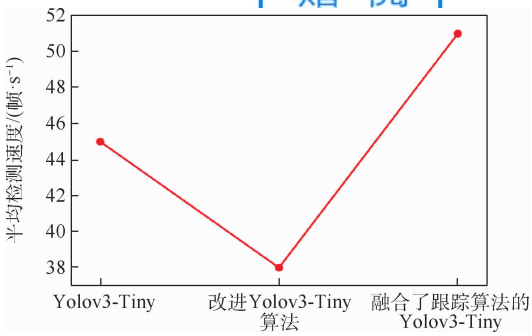


图 14 不同模型下的平均检测速度对比

Fig. 14 Comparison of average dection speed under different models

和近处电线杆的行人等 6 个目标，改进版 Yolov3-Tiny 在 Yolov3-Tiny 基础上额外检测到中部和较远处的行人、汽车，漏检了远处的消防栓，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型成功检测到上述所有目标；第 135 帧，Yolov3-Tiny 在第 134 帧的检测基础上，多检测到一辆汽车，改进版 Yolov3-Tiny 将最左侧的汽车错误检测成行人，最右端的行人和中间汽车后面的行人没有检测到，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型全部检测到；第 136 帧，Yolov3-Tiny 只检测出了行人和汽车等 6 个目标，改进版 Yolov3-Tiny 漏检最左侧汽车和中部汽车旁的行人，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型全部检测到。对于小目标物体检测有较好的效果，同时，当改进版 Yolov3-Tiny 模型出现了漏检和误检时，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型可以减少误检和漏检情况。

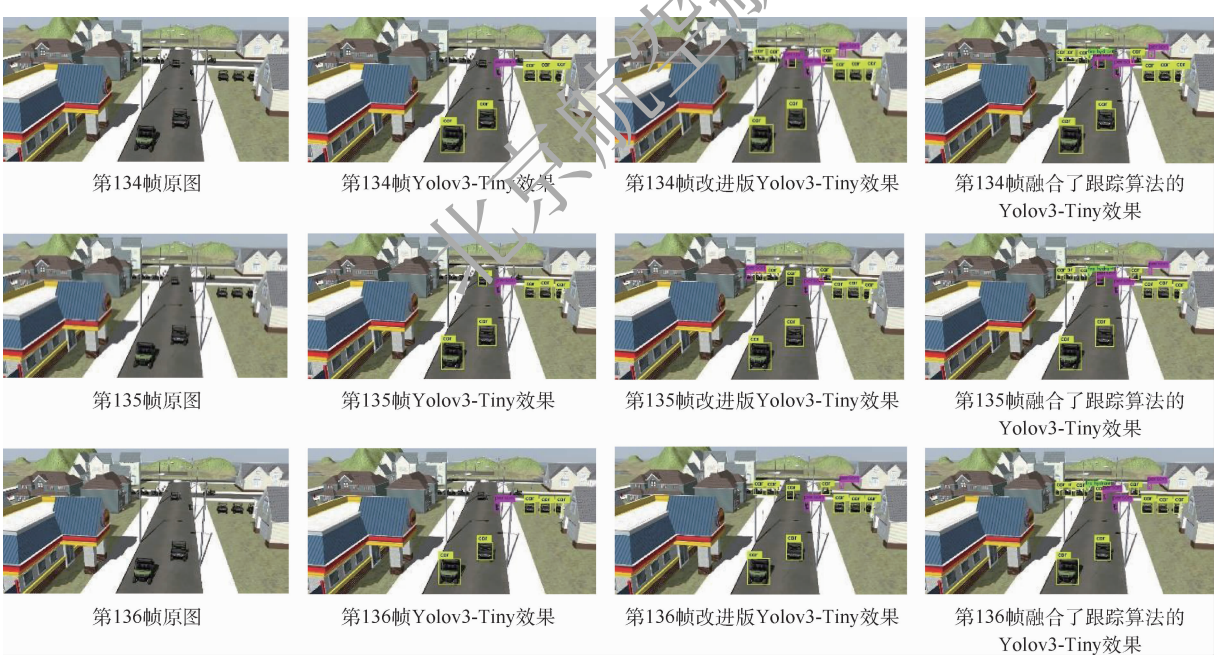


图 15 效果对比

Fig. 15 Effect comparison

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

5　结　论

1）在对 Yolov3-Tiny 网络结构和感受野尺寸进行分析后，采用改进 k-means 聚类方法，增加卷积池化层、上采样层和张量拼接，增加新的特征金字塔输出：52×52，对浅层网络特征进行进一步提取，使模型对于小目标的检测能力有了一定的提高。mAP 为 75.83%，提升了 6.5%。由于网络结构的复杂，平均检测速度有所下降，为 38 帧/s，检测速度下降了 15.6%。

2）在使用卡尔曼滤波满足对目标进行跟踪的前提下，为了进一步提升网络检测能力，提出利用匈牙利匹配算法对跟踪结果与检测结果的相关性与重叠度进行最优匹配。根据跟踪结果修正网络检测结果。相比于改进版 Yolov3-Tiny，融合了跟踪算法的 Yolov3-Tiny 模型在检测上 mAP 为 82.34%，提升了 8.6%。平均检测速度为 51 帧/s，提升了34.2%。具有一定的工程应用价值。

参考文献（Refererces）

[1] LOWE D G. Object recognition from local scale-invariant features[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 1999, 2: 1150-1157.

[2] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision, 2004, 60(2): 91-110.

[3] REICHARDT W, POGGIO T. Visual control of orientation behaviour in the fly. Part I. A quantitative analysis[J]. Quarterly Reviews of Biophysics, 1976, 9(3): 311-375.

[4] 卢章平，孔德飞，李小蕾，等. 背景差分与三帧差分结合的运动目标检测算法[J]. 计算机测量与控制，2013，21(12)：3315-3318.
LU Z P, KONG D F, LI X L, et al. A method for moving object detection based on background subtraction and three-frame differencing[J]. Computer Measurement & Control, 2013, 21(12): 3315-3318(in Chienese).

[5] SANG H F, XU C. Moving object detection based on background subtraction of block updates[C]// 2013 6th International Conference on Intelligent Networks and Intelligent Systems (ICINIS). Piscataway: IEEE Press, 2013: 51-54.

[6] KARASULU B, KORUKOGLU S. Moving object detection and tracking by using annealed background subtraction method in videos: Performance optimization[J]. Expert Systems with Applications, 2012, 39(1): 33-43.

[7] 杨阳，唐慧明. 基于视频的行人车辆检测与分类[J]. 计算机工程，2014，40(11)：135-138.
YANG Y, TANG H M. Pedestrian-vehicle detection and classification based on video[J]. Computer Engineering, 2014, 40(11): 135-138(in Chineses).

[8] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.

[9] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2016, 39(6): 1137-1149.

[10] DAI J. R-FCN: Object detection via region-based fully convolutional networks[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-9.

[11] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[12] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[13] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 7263-7271.

[14] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL]. (2018-04-08)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/1804.02767.

[15] JO K U, IM J H, KIM J, et al. A real-time multi-class multi-object tracker using YOLOv2[C]// 2017 IEEE International Conference on Signal and Image Processing Applications (ICSIPA). Piscataway: IEEE Press, 2017: 507-511.

[16] 王聪. 基于深度学习的无人机单目标识别与跟踪算法研究[D]. 泉州：华侨大学，2019.
WANG C. Research on single target recognition and tracking algorithm for UAV based on deep learning[D]. Quanzhou: Huaqiao University, 2019(in Chinese).

[17] LIN T Y, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature pyramid networks for object detection[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2117-2125.

[18] 鞠默然，罗海波，王仲博，等. 改进的 YOLO V3 算法及其在小目标检测中的应用[J]. 光学学报，2019，39(7)：0715004.
JU M R, LUO H B, WANG Z B, et al. Improved YOLO V3 algorithm and its application in small target detection[J]. Acta Optica Sinica, 2019, 39(7): 0715004(in Chinese).

[19] KONG T, SUN F, LIU H, et al. FoveaBox: Beyound anchor-based object detection[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2020, 29: 7389-7398.

[20] DALAL N, TRIGGS B. Histograms of oriented gradients for human detection[C]// 2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR'05). Piscataway: IEEE Press, 2005, 1: 886-893.

[21] KALMAN R E. A new approach to linear filtering and prediction problems[J]. Transactions of the ASME-Journal of Basic

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Engineering,1960,82:35-45.

[22] ARULAMPALAM M S,MASKELL S,GORDON N,et al. A tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2002,50(2):174-188.

[23] XIAO K,TAN S,WANG G,et al. XTDrone:A customizable multi-rotor UAVs simulation platform[EB/OL]. (2020-03-21)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/2003.09700v1.

Deep learning based UAV vision object detection and tracking

PU Liang[1], ZHANG Xuejun[1,2,*]

(1. School of Aerospace, Xihua University, Chengdu 610039, China;
2. School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: An improved model based on the Yolov3-Tiny algorithm is proposed for object detection with high miss and false detection rates of small target objects. The k-means clustering method is improved by adding 3×3 and 1×1 convolutional pooling layers, upsampling the output of the 9th convolutional layer, and connecting it with the feature map obtained from the 8th convolutional layer to obtain a new output: 52×52 convolutional layers, forming a new feature pyramid. The object tracking is implemented based on Kalman filtering algorithm. And the detection network with fusion tracking algorithm is proposed. The Hungarian algorithm is used to optimally match the detection edge frame with the tracking edge frame, and the tracking result is used to correct the detection result. The detection speed is improved and the detection capability is enhanced at the same time. The proposed algorithm is tested in a comprehensive simulation environment of ROS, Gazebo and autopilot software PX4 for comparison. The test results show that the improved algorithm reduces the average detection speed by 15.6% and increases the mAP by 6.5%. The fusion tracking algorithm improves the average detection speed of the network by 34.2% and the mAP by 8.6%. The network after the implementation of fusion tracking algorithm can meet the requirements of system real-time property and accuracy.

Keywords: object detection; Yolov3-Tiny; object tracking; Kalman filter; Hungary match

北京航空航天大学学报 北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-27; **Accepted**: 2021-01-31; **Published online**: 2021-03-02 12:04
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210301.1733.003.html

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0684

基于通道注意力机制的行人重识别方法

全下文载

孙义博，张文靖，王蓉，李冲*，张琪
（中国人民公安大学 信息网络安全学院，北京 100038）

摘 要：针对行人特征表达不充分的问题，提出了一种基于通道注意力机制的行人重识别方法。将通道注意力机制 SE 模块嵌入到骨干网络 ResNet50 中，对关键特征信息进行加权强化；采用动态激活函数，根据输入特征动态调整 ReLU 的参数，增强网络模型的非线性表达能力；将梯度中心化算法引入 Adam 优化器，提升网络模型的训练速度和泛化能力。在 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 主流数据集上对改进后的模型进行测试评价，Rank-1 分别提升 2.17%、2.38% 和 3.50%，mAP 分别提升 3.07%、3.39% 和 4.14%。结果表明：改进后的模型能够提取更强鲁棒性的行人表达特征，达到更高的识别精度。

关 键 词：通道注意力机制；动态激活函数；梯度中心化；特征提取；行人重识别
中图分类号：O235；TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2022)05-0881-09

行人重识别是实现跨视域特定行人跟踪的有效方法。现实场景中，摄像机视角、光照、遮挡及复杂背景等多种因素的存在，导致行人重识别方法出现行人特征表达不充分、识别精度低的问题[1]。因此，充分表达行人特征是提升识别精度的关键。

根据行人特征表达方式，行人重识别可以概括为基于全局特征、基于局部特征、基于辅助特征等方法。基于全局特征的行人重识别指的是将整张图像表示成一个没有任何空间信息的特征向量，再对图像进行相似性度量的方法。Zheng 等[2]提出一个融合分类损失和验证损失的孪生网络，将行人重识别看作多类别分类问题，把网络中的每个实体对象视为不同类别，同时学习判别特征和相似性度量；Wang 等[3]提出一种联合单张图像特征匹配和交叉图像特征匹配的行人重识别框架，并借助卷积神经网络（convolutional neural networks，CNN）实现行人特征的提取。基于局部特征的行人重识别指的是将整张图像表示成若干局部特征的集合，再进行度量学习的方法，可通过图像切片、分割、骨架关键点检测和姿态估计等方式实现。Sun 等[4]提出一种基于部件信息的行人重识别方法，采用 PCB 均分特征图、RPP 辅助修正的方式提取细粒度的行人局部特征，整个过程无需借助姿态估计便能做到精确划分；Zhao 等[5]首次考虑人体结构信息，提出一种以人体区域为导向的多阶段特征分解和融合的行人重识别方法；Miao 等[6]提出一种利用姿态将有用信息从遮挡中分离出来的姿态引导特征对齐方法，利用人体关键点坐标生成注意力图来指示特定的身体部位是否遮挡，并引导模型关注没有遮挡的区域。基于辅助特征的行人重识别指的是通过一些辅助信息增强行人特征表达的方法，如身份属性、实例属性等。Lin 等[7]借助属性标签中学习到的互补信息，优化了大规模数据下的识别性能。

本文对 SCPNet[8]网络模型的特征提取模块进行改进，提出了一种基于通道注意力机制的行人重识别方法，充分提取行人关键特征，提高识别精度。该方法以骨干网络 ResNet50 为基础，结合

收稿日期：2020-12-08；**录用日期**：2021-02-06；**网络出版时间**：2021-02-23 09:31
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210222.1725.004.html
基金项目：国家自然科学基金（62076246）；中央高校基本科研业务费专项资金（2019JKF426）
* **通信作者**. E-mail：lichong7564@163.com

引用格式：孙义博，张文靖，王蓉，等. 基于通道注意力机制的行人重识别方法[J]. 北京航空航天大学学报，2022，48(5)：881-889. SUN Y B，ZHANG W J，WANG R，et al. Pedestrian re-identification method based on channel attention mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2022，48(5)：881-889(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通道注意力机制 SE(squeeze and excitation)模块对行人特征关键信息进行加权强化;采用动态激活函数作为网络激活层,提高网络模型对行人特征的非线性表示能力;在 Adam 优化器中加入梯度中心化(gradient centralization, GC)算法,加快模型训练速度。

1 SCPNet 网络模型

SCPNet 网络模型是为了解决行人重识别中遮挡问题而提出的一种空间通道并行网络,通过特征联合的方式使每个通道维度的特征都对应一块空间区域特征,包括局部分支和全局分支,如图 1所示。其中,局部分支通过传统的水平池化提取得到局部特征,全局分支通过一个 1×1 的卷积层将特征图的通道维度从 C 维提升到 $4C$ 维。整个网络模型的训练过程包括行人特征提取和损失度量学习 2 个阶段,优化过程采用 Adam 优化器。

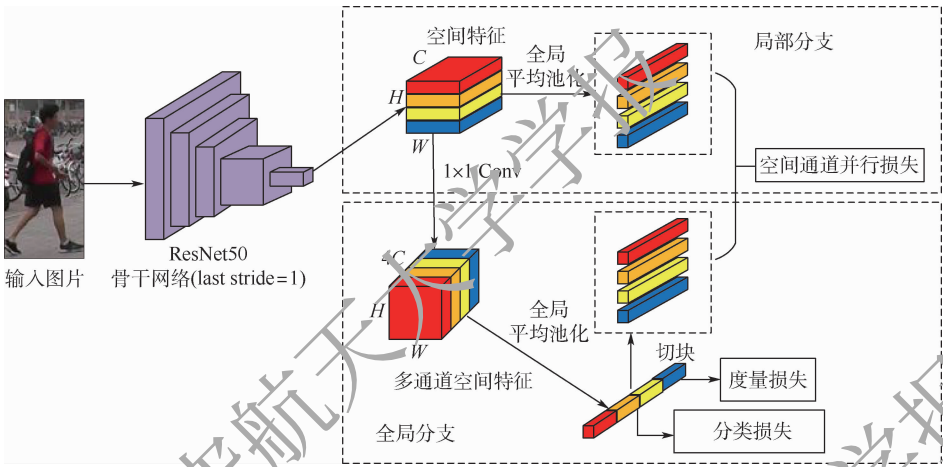


图 1 SCPNet 网络模型

Fig. 1 SCPNet network model

在特征提取阶段,将图像输入至 ResNet50 骨干网络中,提取最后一个卷积层 $C \times H \times W$ 维度的特征作为输出,其中,C、H、W 分别为特征图的通道数、高度、宽度;将全局特征按照空间分块的方式水平划分为 4 个部分,并对产生的每个部分使用全局平均池化来提取得到 4 个局部特征(如图 1 右上部分所示,分别用红、橙、黄、蓝 4 种颜色表示)。对于全局分支,通过 1×1 卷积层产生多通道空间特征表示,使用全局平均池化进一步提取全局特征,再将 $4C$ 维的特征按照通道分割成 4 个特征向量(如图 1 右下部分所示,分别用红、橙、黄、蓝 4 种颜色表示)。

在度量学习阶段,损失函数由分类损失、度量损失和空间通道并行损失 3 部分组成。对全局分支提取到的全局特征,通过交叉熵损失和 TriHard 损失[9]分别计算全局网络的分类损失和度量损失,图片间的相似度使用距离 L_2 来表示,即

$$L_2(f_a, f_b) = \|f_a - f_b\|_2 \tag{1}$$

式中:f_a 和 f_b 为全局特征向量。

网络模型将图片的空间局部特征与通道维度的全局特征联合起来,使每组通道包含一块区域的局部特征,并将局部特征信息传递给全局分支,使用空间通道并行损失完成局部特征对全局特征的监督,如下:

$$L_{scp} = \sum_{i=1}^{n} \|f_s^i - f_c^i\|_2^2 \tag{2}$$

式中:L_{scp} 为空间通道并行损失;f_s^i 为空间维度上的第 i 块局部特征;f_c^i 为通道维度上的第 i 部分全局特征。

SCPNet 网络模型的整体损失函数为

$$Loss = L_{class} + L_{metric} + \lambda L_{scp} \tag{3}$$

式中:L_{class} 为分类损失;L_{metric} 为度量损失;λ 为用来平衡这 3 部分损失的权重参数。

2 改进的行人特征提取方法

本文对 SCPNet 网络模型的特征提取模块进行改进,如图 2 所示。

1)将通道注意力机制 SE 模块[10]嵌入骨干网络 ResNet50,使模型有选择性地加强关键特征,并抑制无用特征。

2)采用仅空间维度共享的动态激活函数 Dynamic ReLU[11]作为骨干网络的激活层,增强模型对行人特征的表达能力。

3)向 Adam 优化器中引入梯度中心化算法,直接对网络梯度权值进行计算,加快模型的训练速度。

北京航空航天大学学报

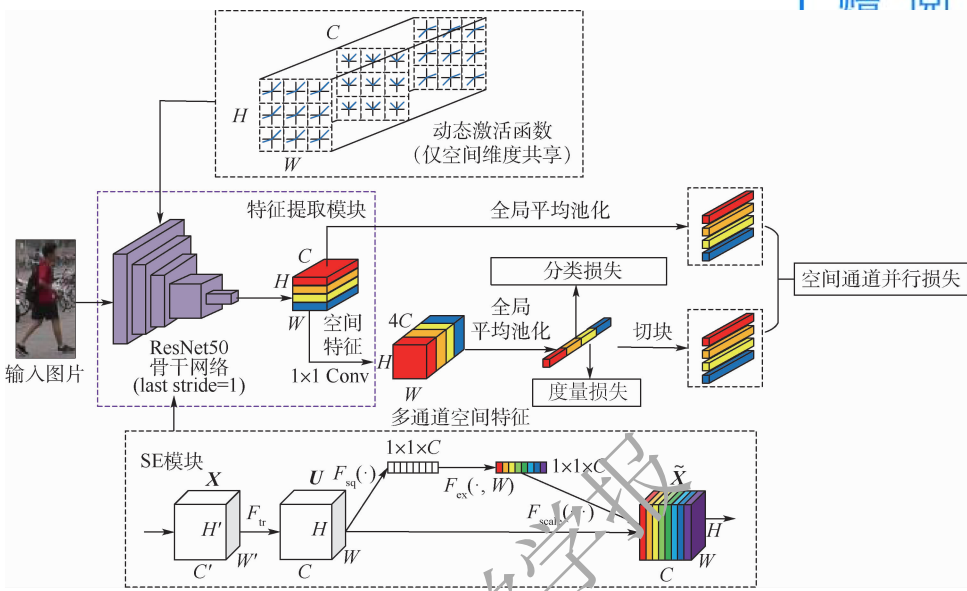


图 2　基于 SCPNet 网络模型改进的行人重识别框架

Fig. 2　Improved pedestrian re-identification framework based on SCPNet network model

2.1　SE 模块

注意力机制可以在引入少量参数的情况下减少无关信息带来的干扰,进而提高行人特征的判别性。如图 2 下方所示,SE 模块是在通道维度上添加的注意力机制,表示通道重要程度的权重并通过自动学习的方式计算。

SE 模块关键的 2 个操作是 Squeeze 和 Excitation,其中,$\boldsymbol{X}$ 为原始图像对应的特征图,$\boldsymbol{U}$ 为通道个数为 C、大小为 $H \times W$ 的特征图,$\boldsymbol{U}_c$ 表示 $\boldsymbol{U}$ 中第 c 个二维矩阵,下标 c 表示对应的通道。

Squeeze 操作本质上是空间维度上的一种特征压缩,其原理就是对 $C \times H \times W$ 的特征图采用全局平均池化得到 $1 \times 1 \times C$ 的特征向量,计算过程如下:

$$\boldsymbol{Z}_c = F_{sq}(\boldsymbol{U}_c) = \frac{1}{H \times W}\sum_{i=1}^{H}\sum_{j=1}^{W}\boldsymbol{U}_c(i,j) \tag{4}$$

式中:$F_{sq}(\cdot)$ 表示 Squeeze 操作;$\boldsymbol{Z}_c$ 为特征压缩后所得的特征向量;H 和 W 分别表示每个维度特征图的高和宽。

Excitation 操作通过 2 个全连接层建模通道间的相关性,输出与输入特征数目相同的权重值,计算过程如下:

$$A_c = F_{ex}(\boldsymbol{Z}_c, W) = \sigma(W_2\delta(W_1\boldsymbol{Z}_c)) \tag{5}$$

式中:$F_{ex}(\cdot)$ 表示 Excitation 操作;A_c 为特征激励后所得到的权重,表示各通道特征的重要程度;W_1 表示第 1 个全连接层的权重;$\delta(\cdot)$ 表示 ReLU 激活函数;W_2 表示第 2 个全连接层的权重;$\sigma(\cdot)$ 表示 Sigmoid 函数。

特征重标定是对张量 $\boldsymbol{U}$ 进行操作,也即将前面得到的归一化权重 A_c 加权到每个通道的特征上,如下:

$$F_{scale}(\boldsymbol{U}_c, A_c) = A_c\boldsymbol{U}_c \tag{6}$$

式中:$F_{scale}(\cdot)$ 表示特征重标定。

将 SE 模块嵌入到骨干网络 ResNet50 的残差模块中,使得改进后的模型所提取到的行人表达特征更具代表性和泛化性,加入 SE 模块后的模型结构如图 3 所示。

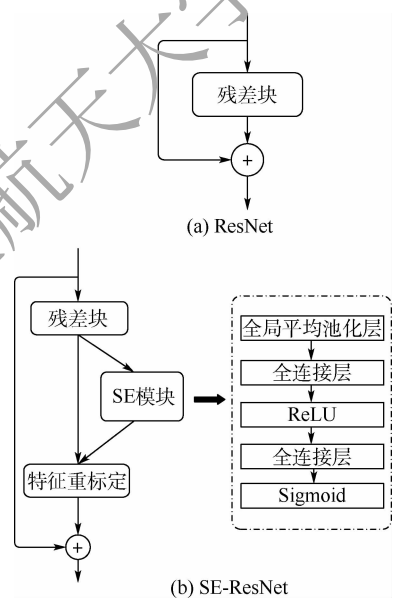


图 3　SE-ResNet 结构

Fig. 3　SE-ResNet structure

2.2　动态激活函数

对网络模型而言,激活函数影响着其对输入特征的非线性建模表达能力。相较于 ReLU、Leaky ReLU、PReLU 等,Dynamic ReLU 能够更好地实现对输入特征的非线性表达,主要原因是该函数能够根据输入特征动态地调整激活函数的参数。如图 4 所示,动态激活函数是一个分段函数,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

参数 θ_1、θ_2 由超函数 $\theta(x)$ 根据输入 x 得到，超函数 $\theta(x)$ 综合输入的各维度特点来自适应激活函数，能够在带来少量额外计算的情况下，显著地提高网络的表达能力。

动态激活函数中超参数 $\theta(x)$ 的实现方式与 SE 模块的轻量级网络类似。如图 5 所示，对于大小为 $C \times H \times W$ 的输入特征，先使用全局平均池化进行压缩，然后使用 2 个全连接层（中间包含 ReLU）进行处理，最后通过归一化层 $2\sigma(x)-1$ 将输出结果约束在 $(-1,1)$ 之间，其中 $\sigma(x)$ 为 Sigmoid函数。

动态激活函数有 3 种不同的形态，具体表现为在空间位置和维度上共享机制的差别。本文实验采用的是仅在空间位置共享的动态激活函数。

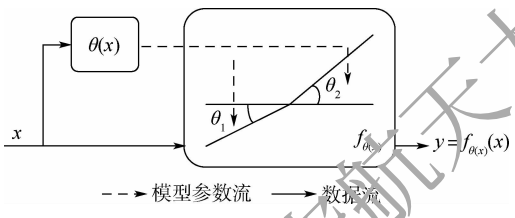


图 4 动态激活函数

Fig. 4 Dynamic activation function

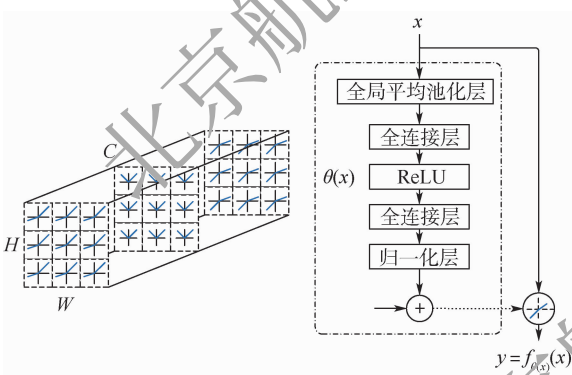


图 5 Dynamic ReLU（仅空间位置共享）

Fig. 5 Dynamic ReLU (spatial-shared and channel-wiseonly)

2.3 梯度中心化

特征图标准化方法（batch normalization，BN）[12] 和权值标准化方法（weight standardization，WS）[13] 使用零均值标准化分别操作于特征值和权重，相当于对权值梯度的间接操作。梯度中心化[14] 直接作用于权值梯度，通过计算梯度向量的均值来约束模型中的损失函数，加快模型训练速度，提高网络模型的泛化能力，增强损失函数的抗扰动能力，如图 6所示。因此，将梯度中心化算法引入 Adam 优化器中，对权重空间和输出特征空间进行正则化，使模型的训练过程更加稳定、高效。

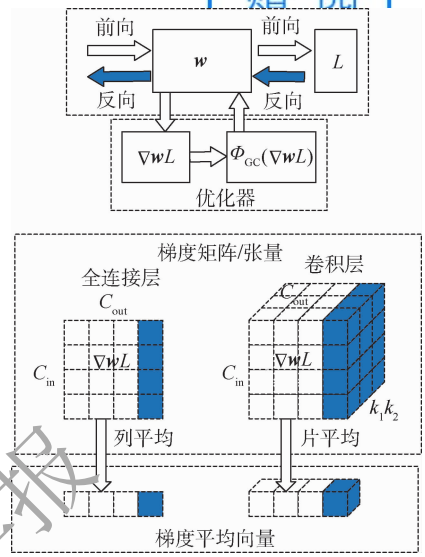


图 6 梯度中心化

Fig. 6 Gradient centralization

以全连接层为例，在获得网络模型反向传播梯度的情况下，计算梯度矩阵中各列向量的平均值，再从每个列向量中移除该平均值，实现对每个列向量的中心化，最终返回中心化之后的梯度矩阵，如下：

$$\Phi_{GC}(\nabla \boldsymbol{w}_p L) = \nabla \boldsymbol{w}_p L - \frac{1}{n}\sum_{q=1}^{n} \nabla \boldsymbol{w}_{p,q} L \tag{7}$$

式中：$\nabla \boldsymbol{w}_p L$ 表示梯度，$\boldsymbol{w}_p$ 为权重向量；p 为梯度矩阵中的第 p 列向量，q 表示第 p 列向量中的第 q 个元素。

3 仿真实验与结果分析

3.1 数据集

实验在 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 主流数据集上进行验证，如表 1 所示。Market1501[15] 数据集包含 1 501 个实体对象、32 668 个检测到的行人矩形框，其中，训练集包含 751 个实体、12 936 张图像，测试集包含 750 个实体、19 732张图像；DukeMTMC-ReID[16] 数据集包含 1 404个实体对象、36 411 张行人图像（含 2 228 张查询集图像），其中，训练集包含 702 个实体、16 522 张图像，测试集包含 702 个实体、17 661 张图像；CUHK03[17] 数据集中的数据以“cuhk-03. mat”的 MAT 文件格式进行存储，包含 1 467 个实体对象、13 164 张行人图像。

表 1 数据集情况

Table 1 Datasets condition

数据集	公开年份	摄像机个数	ID 数	图像数量/张
Market1501	2015	6	1 501	32 668
DukeMTMC-ReID	2017	8	1 404	36 411
CUHK03	2014	10	1 467	13 164

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

3.2　实验设置

实验在 NVIDIA TITAN V GPU 上使用 PyTorch 深度学习框架实现,主干网络采用 ResNet50[18]。输入图像经过随机水平翻转、裁剪等预处理操作,调整图像大小为 256×128,经归一化处理后输入到网络中;初始学习率设置为 2×10^{-4},并在第 80 个epoch 和第 180 个 epoch 将学习率分别降到 1×10^{-4}和 1×10^{-5},共训练 200 个 epoch,最终卷积步长设置为 1,损失权重 λ 设置为 10。本文中所有实验均采用单一查询(one-shot)行人重识别模式,即每个行人、每个视角下仅选择一张图像用于训练和测试,用 CMC(cumulative match characteristic)评估行人重识别的性能。

3.3　实验结果

将改进后的模型分别在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上进行训练和测试,并采用均值平均精度 mAP(mean average precision)和 CMC 性能评价指标对改进后的 ReID 模型性能进行评测。其中,Rank-m 表示算法返回的排序列表中,前 m 位为存在检索目标的命中率,如 Rank-1 指首位命中检索目标,Rank-5 指前 5 个匹配目标中出现待查询目标的可能性。但是,CMC 曲线无法适用于多摄像机下的图像检索,因此,Zheng 等[19]提出了使用 mAP 来评测多摄像机下的检索性能。具体实验如下。

1)实验 1:嵌入 SE 模块

由表 2 可以看出,将 SE 模块嵌入到 ResNet50 网络后,模型在三大数据集上的性能都有所提升。其中,在 DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 这 2 个数据集上的提升更为显著,这可能与数据集本身的差异性有关。在 Market1501 数据集上,Rank-1 击中率提升了 0.92%,mAP 提升了 1.00%;在 DukeMTMC-ReID 数据集上,Rank-1 击中率提升了 1.21%,mAP 提升了 2.06%;在 CUHK03数据集上,Rank-1 击中率提升了 1.57%,mAP 提升了 1.89%。

表 2　嵌入 SE 模块后模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上的性能比较

Table 2　Performance comparison of models embedded with SE module on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets　%

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
基线	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
基线 + SE	91.15	77.85	82.81	67.17	60.07	58.23

2)实验 2:采用动态激活函数

由表 3 可以看出,采用动态激活函数,使得模型在三大数据集上的性能都得到了显著的提升。其中,在 Market1501 数据集上,Rank-1 击中率提升了 0.98%,mAP 提升了 2.05%;在 DukeMTMC-ReID 数据集上,Rank-1 击中率提升了 2.15%,mAP 提升了 2.55%;在 CUHK03 数据集上,Rank-1 击中率提升了 3.00%,mAP 提升了 2.67%。

表 3　改进激活函数后模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上的性能比较

Table 3　Performance comparison of models with improved activation functions on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets　%

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
基线	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
基线 + DyReLU	91.21	78.90	83.75	67.66	61.50	59.01

3)实验 3:引入梯度中心化算法

由表 4 可以看出,将梯度中心化算法引入 Adam 优化器后,模型的性能在三大数据集上的提升不是很明显。在 Market1501 数据集上,Rank-1 击中率提升了 0.15%,mAP 提升了 0.20%;在 DukeMTMC-ReID 数据集上,Rank-1 击中率提升了 0.45%,mAP 提升了 1.17%;在 CUHK03 数据集上,Rank-1 击中率提升了 1.21%,mAP 提升了 0.29%。如图 7 所示,引入梯度中心化后,第一个 epoch 的损失明显降低,模型收敛速度加快。

表 4　引入梯度中心化后模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上的性能比较

Table 4　Performance comparison of models with gradient centralization on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets　%

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
基线	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
基线 + GC	90.38	77.05	82.05	66.28	59.71	56.63

改进后模型在 Market1501、DukeMTMC-ReID、CUHK03 数据集上的 CMC 评价曲线如图 8 所示。在骨干网络 ResNet50 中嵌入通道注意力机制 SE 模块,或者采用动态激活函数进行激活,改进后的模型在数据集上都能够表现出很好的效果,也即对行人特征的表达能力都有显著的提升;梯度中心化的引入在数据集上的识别精度的提升虽不明显,但其能够加快网络模型的训练速度。

在 Market1501 数据集上对同一幅行人图像

北京航空航天大学学报

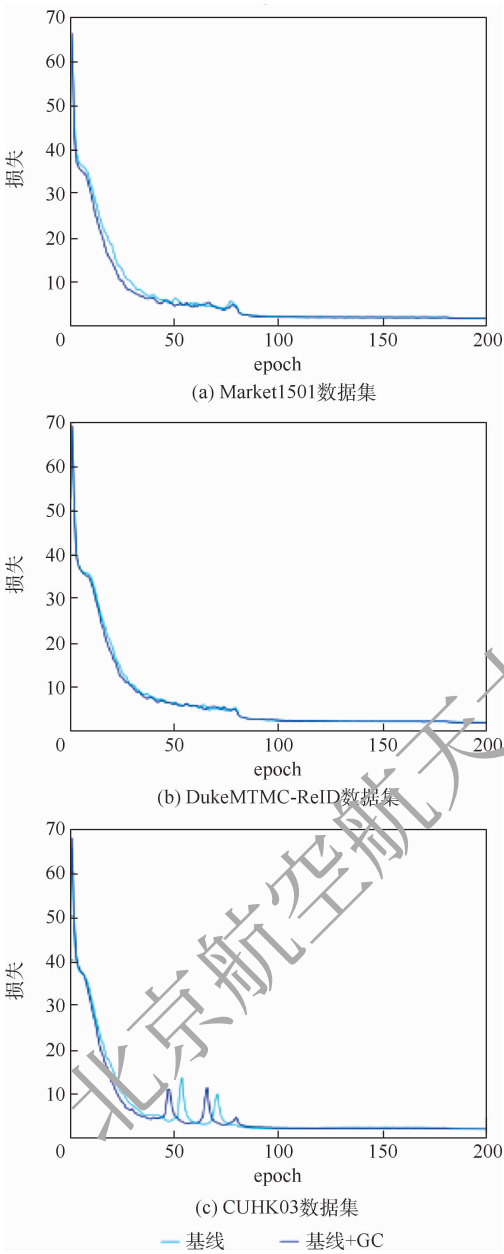


图 7 引入梯度中心化后模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID、CUHK03 上的训练损失

Fig. 7 Training loss of models with gradient centralization on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets

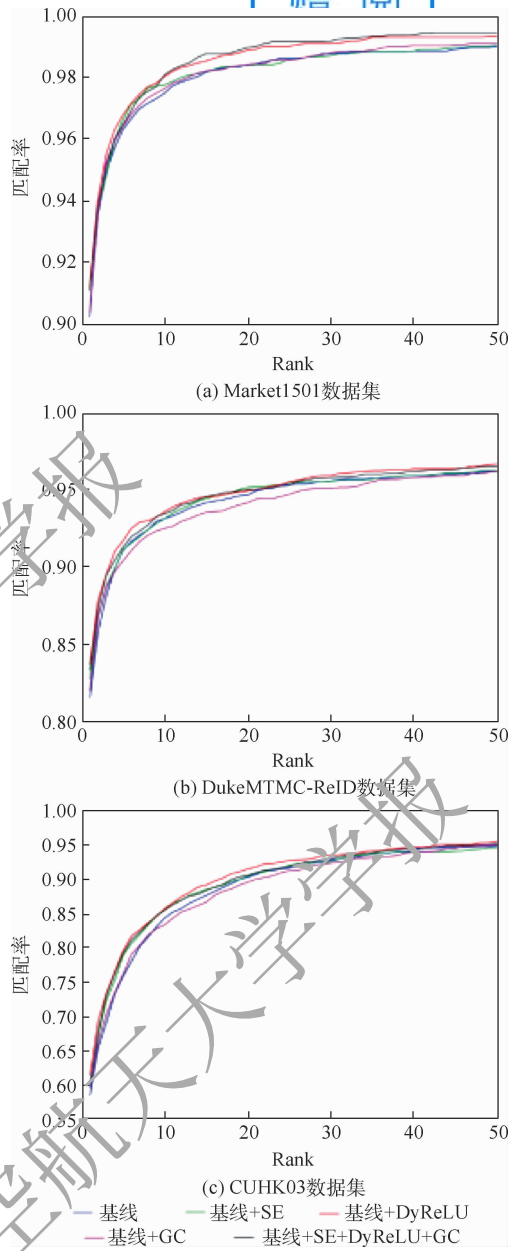


图 8 改进后模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID、CUHK03 上的 CMC 评价曲线

Fig. 8 CMC evaluation curves of improved models on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets

进行测试,改进后模型返回的的查询结果如图 9 所示。其中,query 为待查询图像,1 ~ 10 是从 gallery 库中返回的查询结果。绿色数字上标的图像是正样本图像,也即与待查询图像 query 属于同一行人实体;红色数字上标的图像是负样本图像,也即与待查询图像 query 不是同一行人实体。

为了验证改进后模型各个部件的有效性,在 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 数据集上使用单一查询模式进行消融实验,各组实验所得到的 Rank-1 和 mAP 如表 5 所示。可以看出,同时引入动态激活函数和梯度中心化算法的改进模型,在 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 数据集上的性能最佳,Rank-1 分别提升 2.17%、2.38% 和 3.50%,mAP 分别提升 3.07%、3.39% 和 4.14%。

将改进后模型与现有方法进行比较,如表 6 所示。改进后模型在行人重识别数据集上的性能有较大的提升,间接说明了改进后的模型在特征提取阶段能够获取更高鲁棒性的行人表达特征。

将本文方法引入到其他行人重识别网络结构中,如表 7 所示。改进后模型在三大数据集上的性能均有所提升,进一步说明本文方法具有一定的泛化能力。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

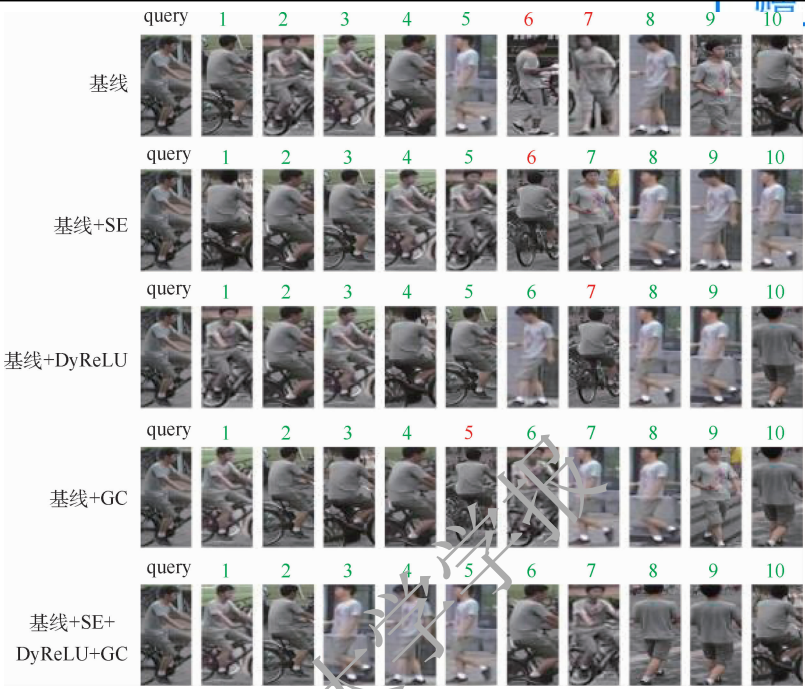


图 9　改进后模型在 Market1501 数据集上的查询结果

Fig. 9　Query results of improved models on Market1501 dataset

表 5　在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上的消融实验结果

Table 5　Results of ablation experiments on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets　%

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
基线	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
基线 + SE	91.15	77.85	82.81	67.17	60.07	58.23
基线 + DyReLU	91.21	78.90	83.75	67.66	61.50	59.01
基线 + GC	90.38	77.05	82.05	66.28	59.71	56.63
基线 + SE + DyReLU	91.39	78.57	83.62	67.55	58.93	56.62
基线 + SE + GC	90.68	78.15	83.39	67.72	59.93	57.79
基线 + DyReLU + GC	92.40	79.92	83.98	68.50	62.00	60.48
基线 + SE + DyReLU + GC	91.09	78.31	83.39	68.03	59.86	58.58

表 6　不同模型在数据集 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 上的性能比较

Table 6　Performance comparison of different models on Market1501, DukeMTMC-ReID, and CUHK03 datasets

%

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
SVDnet[20]	82.3	62.1	76.7	56.8	41.5	37.3
PAN[21]	82.81	63.35	71.59	51.51	36.29	34.00
PDC[22]	84.14	63.41			78.29	
AACN[23]	85.90	66.87	76.84	59.25	79.14	78.37
GLAD[24]	89.9	73.9			82.2	
HA-CNN[25]	91.2	75.7	80.5	63.8	41.7	38.6
SCPNet	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
SCPNet + DyReLU + GC	92.40	79.92	83.98	68.50	62.00	60.48
SCPNet + SE + DyReLU + GC	91.09	78.31	83.39	68.03	59.86	58.58

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 7 泛化能力比较

Table 7 Comparison of generalization ability %

方法	Market1501		DukeMTMC-ReID		CUHK03	
	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP	Rank-1	mAP
SVDnet[20]	82.3	62.1	76.7	56.8	41.5	37.3
SVDnet + SE + DyReLU + GC	82.9	63.3	77.8	58.9	42.3	38.7
PAN[21]	82.81	63.35	71.59	51.51	36.29	34.00
PAN + SE + DyReLU + GC	83.43	64.59	72.81	53.62	37.19	35.52
SCPNet	90.23	76.85	81.60	65.11	58.50	56.34
SCPNet + SE + DyReLU + GC	91.09	78.31	83.39	68.03	59.86	58.58

4 结 论

本文在 SCPNet 网络模型的基础上进行改进，提出了一种基于通道注意力机制的行人重识别方法。通过向骨干网络 ResNet50 中嵌入通道注意力机制 SE 模块，使网络模型选择性地获取更加关键的图像信息，输出更具代表性的行人表达特征；将动态激活函数应用在骨干网络 ResNet50 的激活层，根据输入动态调整激活方式，提升网络模型对行人特征的非线性表达能力；将梯度中心化算法引入 Adam 优化器，直接对权值梯度进行中心化处理，加快网络模型的训练速度，提升网络模型的泛化能力。在 Market1501、DukeMTMC-ReID 和 CUHK03 数据集上的实验结果表明，改进后的模型能够提取更强鲁棒性的行人特征，具有更高的识别精度。

参考文献（References）

[1] YE M, SHEN J, LIN G, et al. Deep learning for person re-identification: A survey and outlook[J/OL]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2021 (2021-01-26) [2021-02-01]. https://ieeexplore.ieee.org/document/9336268.

[2] ZHENG Z, ZHENG L, YANG Y. A discriminatively learned CNN embedding for person reidentification[J]. ACM Transactions on Multimedia Computing, Communications, and Applications, 2017, 14(1): 1-20.

[3] WANG F, ZUO W, LIN L, et al. Joint learning of single-image and cross-image representations for person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1288-1296.

[4] SUN Y, ZHENG L, YANG Y, et al. Beyond part models: Person retrieval with refined part pooling (and a strong convolutional baseline)[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 480-496.

[5] ZHAO H, TIAN M, SUN S, et al. Spindle Net: Person re-identification with human body region guided feature decomposition and fusion[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1077-1085.

[6] MIAO J, WU Y, LIU P, et al. Pose-guided feature alignment for occluded person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 542-551.

[7] LIN J, ZHENG L, ZHENG Z, et al. Improving person re-identification by attribute and identity learning[J]. Pattern Recognition, 2019, 95: 151-161.

[8] FAN X, LUO H, ZHANG X, et al. SCPNet: Spatial-channel parallelism network for joint holistic and partial person re-identification[C]// Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 19-34.

[9] HERMANS A, BEYER L, LEIBE B. In defense of the triplet loss for person re-identification[EB/OL]. (2017-11-21) [2020-12-01]. https://arxiv.org/abs/1703.07737.

[10] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[11] CHEN Y, DAI X, LIU M, et al. Dynamic ReLU[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 351-367.

[12] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[C]// International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2015: 448-456.

[13] QIAO S, WANG H, LIU C, et al. Weight standardization[EB/OL]. (2020-08-09) [2020-12-01]. https://arxiv.org/abs/1903.10520.

[14] YONG H, HUANG J, HUA X, et al. Gradient centralization: A new optimization technique for deep neural networks[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 635-652.

[15] ZHENG L, SHEN L, TIAN L, et al. Scalable person re-identification: A benchmark[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1116-1124.

[16] ZHENG Z, ZHENG L, YANG Y. Unlabeled samples generated by GAN improve the person re-identification baseline in vitro[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3754-3762.

[17] LI W, ZHAO R, XIAO T, et al. DeepReID: Deep filter pairing neural network for person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 152-159.

[18] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]// Proceedings of the IEEE Conference on

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press,2016:770-778.

[19] CHEN Y C,ZHENG W S,LAI J H,et al. An asymmetric distance model for cross-view feature mapping in person reidentification[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology,2016,27(8):1661-1675.

[20] SUN Y,ZHENG L,DENG W,et al. Svdnet for pedestrian retrieval[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3800-3808.

[21] ZHENG Z,ZHENG L,YANG Y. Pedestrian alignment network for large-scale person re-identification[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology,2018,29(10): 3037-3045.

[22] SU C,LI J,ZHANG S,et al. Pose-driven deep convolutional model for person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway:IEEE Press,2017:3960-3969.

[23] XU J,ZHAO R,ZHU F,et al. Attention-aware compositional network for person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway:IEEE Press,2018:2119-2128.

[24] WEI L,ZHANG S,YAO H,et al. GLAD: Global-local-alignment descriptor for pedestrian retrieval[C]// Proceedings of the 25th ACM International Conference on Multimedia. New York: ACM,2017:420-428.

[25] LI W,ZHU X,GONG S. Harmonious attention network for person re-identification[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway:IEEE Press,2018:2285-2294.

Pedestrian re-identification method based on channel attention mechanism

SUN Yibo, ZHANG Wenjing, WANG Rong, LI Chong*, ZHANG Qi

(School of Information and Cyber Security, People's Public Security University of China, Beijing 100038, China)

Abstract: To address the problem of insufficient expression of pedestrian characteristics, we propose a pedestrian re-identification method based on channel attention mechanism. The channel attention mechanism named SE module is embedded in the backbone network ResNet50 to weight and strengthen the key feature information. The dynamic activation function is used to dynamically adjust the parameters of ReLU according to the input characteristics, and enhance the nonlinear expression ability of the network model. The gradient centralization algorithm is introduced into the Adam optimizer to improve the training speed and generalization ability of the network model. Experiments on the three mainstream datasets: Market1501, DukeMTMC-ReID and CUHK03 show that Rank-1 is increased by 2.17%, 2.38%, and 3.50% respectively, and mAP is increased by 3.07%, 3.39%, and 4.14% respectively. The results indicate that our approach can extract more robust pedestrian expression features and achieve higher recognition accuracy.

Keywords: channel attention mechanism; dynamic activation function; gradient centralization; feature extraction; pedestrian re-identification

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-08; **Accepted**: 2021-02-06; **Published online**: 2021-02-23 09:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210222.1725.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62076246); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (2019JKF426)

* **Corresponding author**. E-mail: lichong7564@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0662

全下文载

基于神经网络的车辆强制换道预测模型

崔洁茗[1], 余贵珍[1], 周彬[1,*], 李存金[2], 马继伟[2], 徐国艳[1]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院 特种车辆无人运输技术工业和信息化部重点实验室, 北京 100083;
2. 内蒙古霍林河露天煤业股份有限公司, 通辽 028001)

摘 要: 针对高速公路上车辆行驶速度快,换道行为危险程度高的问题,聚焦于不可避免、发生频繁、一旦发生事故后果严重的强制换道行为,改进基于门控循环单元(GRU)的换道模型,对强制换道行为进行分析与预测。为保证模型的有效性,选取下一代仿真技术(NGSIM)数据作为模型的训练集与检测集,使用侧向加速度将车辆侧向摆动数据有效删除并得到强制换道的最迟换道点,进而实现车辆位置与换道决策的预测。实验结果证明,所提模型能够以96.01%的准确率判定车辆在最迟换道点的强制换道行为,相较于LSTM模型准确率提升了3.67%,同时相较于朴素贝叶斯网络准确率提高了7.31%。

关 键 词: 强制换道行为; 神经网络; 换道决策; 侧向加速度; 门控循环单元(GRU)
中图分类号: TP181; U491.1+4
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0890-08

随着城市车辆的不断增加,换道行为对交通的扰动及换道过程的安全性成为众人关注的对象,其中强制换道(mandatory lane change, MLC)在换道行为中不可避免、发生频繁,在高速路出入口匝道处易造成较为严重的交通事故[1-3]。

相关学者从各个角度,使用传统或各种深度学习的方法对车辆换道行为进行了建模与分析。Gipps[4]在分析换道过程中的决策时能够联系换道执行之前的决策,使模型整体逻辑更完整,建立了公认最为经典的车辆换道决策模型之一,但是该模型过于理想化,难以应用到实际当中,相关学者后续提出的模型从各个角度将经典模型进行优化和改进。例如,MITSIM模型[5]、SITRAS模型[6]、AIMSUN模型[7]等间隙接受模型。Nagel与Schreckenberg[2]在Wolfram模型[1]的基础上提出了能够在车辆运行过程中进行车辆加速或减速及位置更新运算的NaSch模型;Chowdhury等[3]在模型构建中引入了与交通状况更加符合的双车道换道规则,提出了STCA模型。随着科学技术的不断发展,Talebpour等[8]首次在车联网环境下提出了基于博弈论的车辆换道决策模型。在此基础上,Meng等[9]建立了滚动时域控制的博弈论换道决策模型。Nilsson和Sjöberg[10]基于模型预测控制(model predictive control, MPC),在双车道单向道路上建立了使用混合逻辑动态系统的自动驾驶车辆换道决策模型,但是由于混合整数规划组合的复杂性,该换道决策模型能否在行驶车辆中实现实时应用仍然是一个未知数。

随着科技与网络的不断发展,车辆实时行驶数据可以更准确、快速地传输到计算单元中。大量数据的支持使得基于数据驱动的模型可以更有效地分析车辆运动行为[11-12],如Liu等[13]基于支持向量机理论对车辆换道进行了分析,并与传统方法对比得出数据驱动的有效性;邱小平等[14]基

收稿日期: 2020-11-26; **录用日期**: 2021-03-05; **网络出版时间**: 2021-03-11 17:21
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210311.0927.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51775016); 北京市自然科学基金(L191002)
* **通信作者**. E-mail: binzhou@buaa.edu.cn

引用格式: 崔洁茗, 余贵珍, 周彬, 等. 基于神经网络的车辆强制换道预测模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 890-897. CUI J M, YU G Z, ZHOU B, et al. Mandatory lane change decision-making model based on neural network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 890-897 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

于贝叶斯网络提出了换道行为预测的有效模型[14];Huang 等[15]基于当前在各个领域应用广泛的长短期记忆网络(LSTM)模型对跟驰行为进行了深度分析[15]。对于换道决策行为的研究,Hou 等[16]分别利用贝叶斯网络和决策树模拟了车辆换道决策行为,能够以接近 94% 的概率对换道决策行为进行准确地预测。Zheng 等[17]基于神经网络构建模型对驾驶员的换道决策行为进行了预测,但该模型结构简单,无法完成大量数据的处理与检验。Cho 等[18]提出的门控循环单元(gated recurrent unit,GRU)神经网络能够更好、更快地完成数据规律的挖掘与学习。Fu 等[19]分别使用 LSTM 与 GRU 对车辆的速度进行了预测,虽然证明了 GRU 的有效性相较于 LSTM 更优越,但是在交通领域尤其是针对车辆换道模型的应用还处于一个不断挖掘的阶段。同时,虽然车辆换道模型一直受到交通领域学者们的关注,研究自由换道的文献占绝大多数,但是对于强制换道的研究还有待补充。

本文从国内研究较少的强制换道角度入手,基于美国交通部与联邦公路管理局共同发起的下一代仿真技术(next generation simulation, NGSIM)数据,使用在数据挖掘领域同时具有高精度与高效率的 GRU 模型对强制换道的决策过程进行完整的分析,对车辆侧向摆动行为进行筛除,并与传统分类预测模型贝叶斯网络进行比较,表明深度学习在交通行为领域的优越性与优秀的发展前景,在一定程度上提升车辆在强制换道场景下的安全性与可预见性,以及完善自动驾驶混行交通流的研究。

1　模型构建

驾驶员在换道过程中采取的行动即称为换道行为,根据驾驶员性格、车速、行驶状况等不同,车辆换道行为可以分为自由换道(discretionary lane change, DLC)、强制换道与协作换道。本文研究的强制换道是在车辆行驶过程中遇到前方车辆行驶轨迹变化、道路路障、合流分流等情况,必须变更当前车道的行为,如图 1 所示。与自由换道不同,强制换道有着必要性,因此这种换道存在一个最迟换道点,如果在这个位置无法直接换道,驾驶员就会采取减速、暂时停车等措施等待换道时机。

本文研究的强制换道存在一个与自由换道最大的不同就是最迟换道点,在这一点之后车辆换道行为发生的概率极小。因此,对于强制性换道决策的研究在于判断当车辆在到达最迟换道点前能否立刻进行换道或者需要等待时机合适再执行换道。流程框图如图 2 所示。

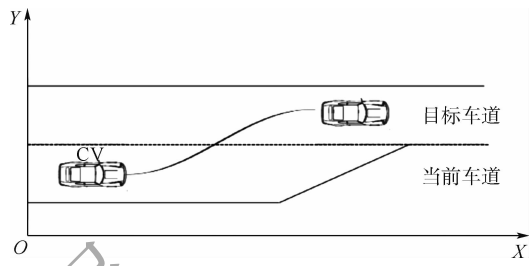


图 1　强制换道示意图

Fig. 1　Schematic diagram of mandatory lane change

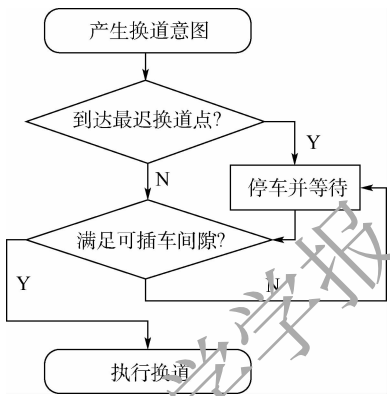


图 2　换道决策流程

Fig. 2　Flowchart of lane change decision making

1.1　强制换道决策模型

GRU[18]是在 2014 年提出来的深度学习方法,通过更新门与重置门对输入的数据进行处理,能够解决困扰卷积神经网络的长期依赖(long-term dependencies)问题,有可观的计算效率与准确率,与 LSTM 相比平均绝对误差(mean absolute error,MAE)降低了 5%[19],而且有更快的迭代速度。本文基于 GRU 神经网络结构构建对强制换道决策进行判断的模型,结构如图 3 所示。

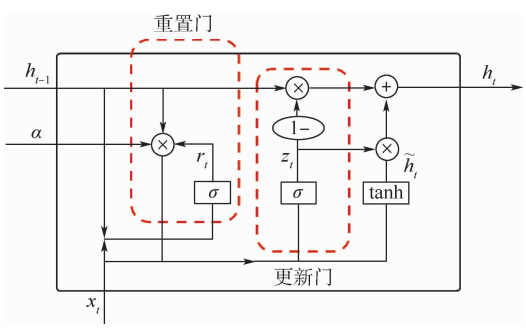


图 3　本文决策模型结构

Fig. 3　Structure of proposed decision-making model

北京航空航天大学学报

当前换道模型决策网络中有

$$\begin{cases} r_t = \sigma(\boldsymbol{W}_r[h_{t-1}, x_t, \alpha]) \\ z_t = \sigma(\boldsymbol{W}_z[h_{t-1}, x_t]) \\ \tilde{h}_t = \tanh(\boldsymbol{W}_{\tilde{h}}[r_t h_{t-1}, x_t]) \\ h_t = (1 - z_t)h_{t-1} + z_t\tilde{h}_t \end{cases} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{W}$ 为权重矩阵。

r_t 所代表的重置门决定了当前时刻对前一时刻信息忽略的程度，在加入 α 作为输入参数后，可以对当前车辆的侧向运动状态进行有效判断与筛除，训练数据集时更为准确。

输出为

$$h_t = (1 - z_t)h_{t-1} + z_t\tilde{h}_t \tag{2}$$

式(2)第 1 部分通过 $1 - z_t$ 表示需要被遗忘的信息，与上一时刻的隐藏状态求哈达玛积；第 2 部分将此时刻的记忆内容与应当保留的信息进行更新，最终得到结果。

基于上述改进后的 GRU 神经网络，本文提出强制换道决策模型。首先，将车辆实时数据进行预处理，包括滤波去除噪点及归一化操作。其次，在计算出当前时刻的侧向加速度阈值后进行车辆摆动滤除。然后，将滤除后的车辆数据输入到 GRU 模型中进行车辆位置预测。最后，通过与最迟换道点进行对比，得到车辆是否进行换道的最终决策。使用基于 GRU 神经网络的车辆换道模型对当前车辆换道行为进行判断，可以在有效筛除车辆摆动的结果下稳定提升识别的准确率。模型算法如图 4 所示，网络结构如图 5 所示。

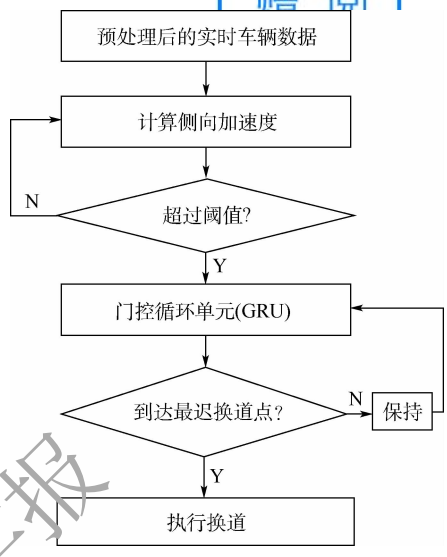


图 4 本文模型算法流程

Fig. 4 Flowchart of proposed model's algorithm

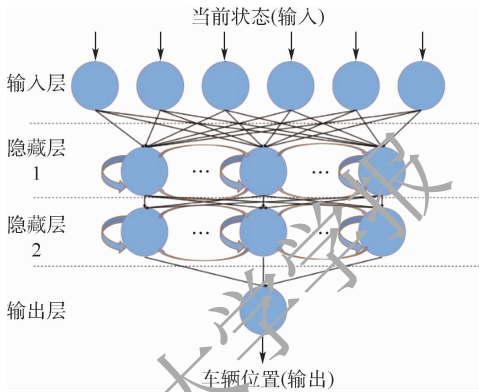


图 5 本文模型网络结构

Fig. 5 Network structure of proposed model

1.2 数据处理

本文研究使用的数据来自于美国联邦公路局的 NGSIM 数据库，该数据库包含车辆在道路上的地理位置、相对位置，以及每相隔 0.1 s 采集到的车辆速度、加速度、车头间距等数据，NGSIM 数据是交通模型研究的通用理想数据[11]。为更好地聚焦于本文对于强制换道的研究，选取的 NGSIM 数据如表 1 所示。

1) 路段选取。图 6 和图 7 为 I-80 公路数据采集路段示意图，该路段包括 8 条行车道，其中 6 条为主道行车道，道路 7 和道路 8 为出入口匝道。强制换道决策发生于从入口匝道处进入主路，因此研究区段选择道路 5 ~ 道路 7，且纵向距离为 500 m 的区域。

表 1 NGSIM 数据(部分)

Table 1 NGSIM data (partial)

名称	描述	单位	转换后单位
车辆 ID	被检测车辆的序号		
时间	统一的车辆被检测的时间	0.1 s	0.1 s
X 位置坐标	被检测车辆与道路左侧的距离	ft	m
Y 位置坐标	被检测车辆与检测路段起点的距离	ft	m
车辆类别	车辆按大小/型号进行的分类		
车辆速度	车辆瞬时速度	ft/s	m/s
车头间距	2 辆连续行驶的车辆车头间的距离	ft	m

注：1 ft(英尺) = 0.304 8 m。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

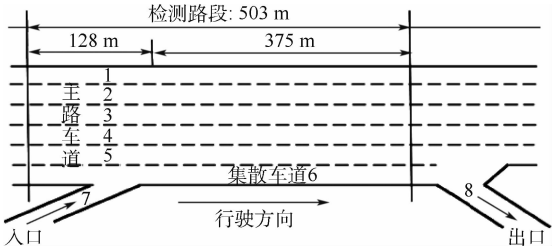


图 6　I-80 数据库检测范围示意图

Fig. 6　Selected detection area section of I-80 database

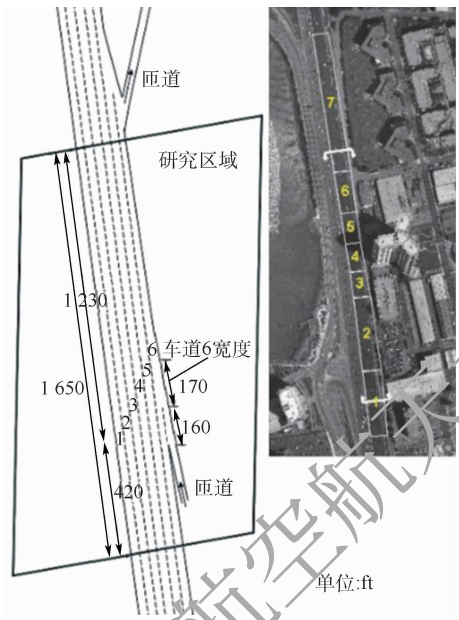


图 7　I-80 数据库整体检测范围示意图

Fig. 7　Whole detection area section of I-80 database

2）数据筛选。经过统计，I-80 路段上小汽车的占比高达 94.9%，为了保证数据的充足及提高模型预测的准确性，先选择车辆类型为 2 的数据（即小汽车）进行建模分析，将错误数据筛除后得到的数据如表 2 所示。

1.2.1　侧向摆动筛除

车辆在行驶过程中存在的摆动现象是导致模型训练误差的一个重要原因，本文通过计算车辆的侧向加速度对行驶车辆的摆动行为进行筛除，进而提升模型对车辆换道决策判断的精度。图 8 为滤波后整体换道过程的加速度示意图。

图 8 为总数据量为 93 446 的车辆数据去噪图，其中每一处波动都代表一辆车在测试范围内的换道或侧向摆动行为，通过大量数据的提取与分析，本文取全部侧向加速度突变点为“可能换道点”，并对全部车辆的数据进行分析得到车辆侧向摆动阈值。

以车辆 5 为例，行驶过程中强制换道行为的数据如表 3 所示，并通过上文所述方法对“可能换道点”进行提取，结果如图 9 所示。

在车辆 5 的数据中，由拟合曲线所得到的“可能换道点”为 2 个，对测试范围内全部车辆的“可能换道点”进行聚类分析，结果如图 10 所示。

表 2　强制换道车辆数据（部分）

Table 2　Mandatory lane change vehicle data (partial)

车辆 ID	时间戳	*X* 位置坐标/m	*Y* 位置坐标/m	车辆速度/(m·s^{-1})	车辆加速度/(m·s^{-2})	车道序号
5	1113433148400	68.874	65.907	21.55	0	6
5	1113433148500	68.875	68.076	21.55	0	6
5	1113433150300	67.414	108.23	24.83	−0.7	6
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
2 911	1113433959100	74.76	679.233	15.91	−0.16	6
2 911	1113433959200	74.665	680.823	15.88	0.02	6

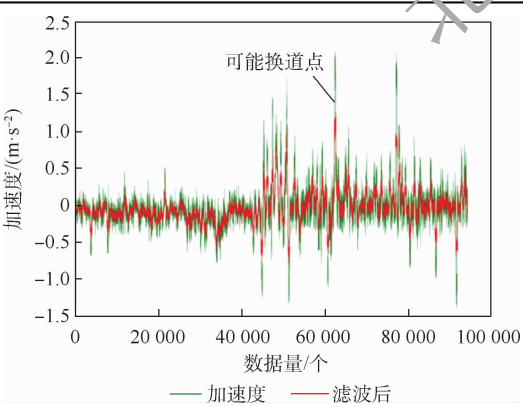


图 8　数据去噪

Fig. 8　Data denoising

由于本文研究对象为高速公路入口匝道的强制换道行为，由图 10 可以得到车辆仅有可能向左转弯进入匝道，取左转向为正，并舍弃右转的负值点进行处理，在满足侧向车辆换道的条件下，可以得到筛除摆动车辆的侧向加速度阈值为 $\alpha = 1.4\ \mathrm{m/s^2}$。

1.2.2　最迟换道点

强制换道与自由换道的最大的区别之一在于存在最迟换道点，先通过对数据进行筛选，在时间段内得到全部成功强制换道车辆 175 辆，绘制换道点图如图 11 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 3 车辆 5 的强制换道数据

Table 3 Mandatory lane change data of vehicle 5

车辆 ID	X 位置坐标/m	Y 位置坐标/m	车辆速度/(m·s^{-1})	车辆加速度/(m·s^{-2})	车道序号
1	69.557	303.541	7.08	-1.19	6
2	69.547	305.518	20.16	-0.1	6
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
211	74.423	697.387	19.55	-1.09	7
212	74.314	699.343	19.52	-0.43	7

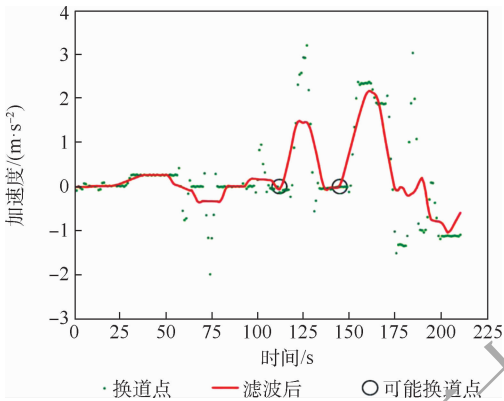


图 9 车辆 5 的可能换道点提取

Fig. 9 Possible lane change points extraction of vehicle 5

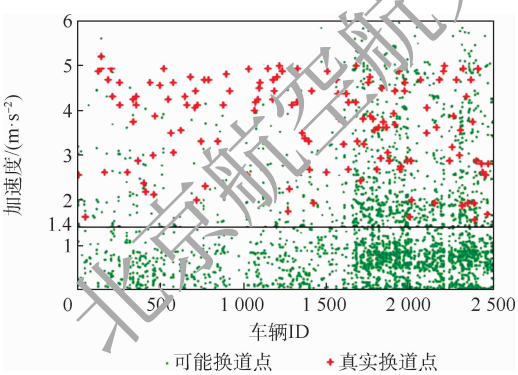


图 10 全部车辆可能换道点与真实换道点比较

Fig. 10 Comparison between possible and real lane change points of all vehicles

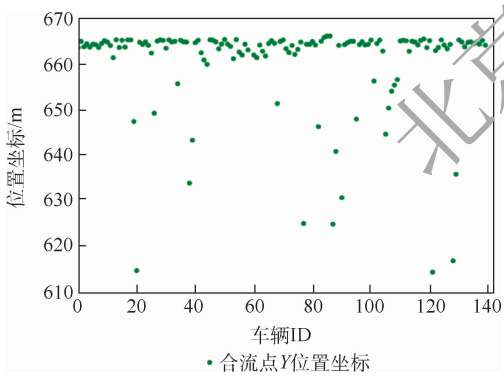


图 11 竖直方向车辆合流点聚类

Fig. 11 Vertical-direction vehicle confluence points clustering

由于车辆换道过程中每 0.1 s 的位移是存在且较小的,通过对每一辆存在强制换道行为的车辆换道位置进行聚类可以得到具体的换道位置,经过这样的处理后得到车辆合流点为 X 位置坐标为 76.784 m;Y 位置坐标为 664.322 m。由上文所求得摆动阈值 $\alpha = 1.4$ m/s^2、车辆在合流点的速度 $\tilde{v}$ 及换道最短持续时间 5 s[20],同时也考虑到入口匝道的车道宽度,有

$$Z = \begin{bmatrix} X + \alpha t^2 \\ Y - \tilde{v}t \end{bmatrix}$$

$$\text{s.t.} \quad \alpha t^2 \leqslant 3.5 \tag{3}$$

由式(3)计算得到最迟换道点的 X 位置坐标为 78.014 m,Y 位置坐标为 613.227 m。

2 实 验

2.1 输入与输出

为更好得到模型训练结果,使用交叉验证的方式进行模型检验,训练数据总数为 93 446,其中训练集为 74 756 个,测试集为 18 690 个。

判断当前能否进行换道,需要考虑到目标车道前后车辆之间的可插车间隙,只有在可插车间隙符合换道要求的情况下,车辆才能进行换道。除此之外,前后车辆的速度也是影响车辆换道决策的重要因素。如图 12 所示,当前车辆 CV 在进行强制换道过程之前,需要考虑到 LV_1 与 PV_1 相对于当前车辆的位置、速度信息,来综合判断当前是否可以进行车辆换道决策。

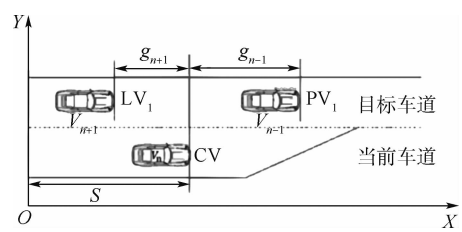


图 12 当前车辆与相邻车道前后车辆间的关系

Fig. 12 Relationship among present vehicle and front and back vehicle on adjacent lane

设定模型的输入数据集合为 X,有

$$X = \{x_1, x_2, \cdots, x_5, l_1, l_2, X(t), X(t-T), \cdots, X(t-NT)\} \tag{4}$$

$$\alpha = 1.4 \text{ m/s}^2 \tag{5}$$

式中:$\{x_1\} = \{V_n\}$ 为当前车辆 CV 的瞬时速度;$\{x_2\} = \{V_{n+1}\}$ 为目标车道后车 LV_1 的瞬时速度;

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$\{x_3\}=\{V_{n-1}\}$ 为目标车道前车 PV_1 的瞬时速度;$\{x_4\}=\{g_{n+1}\}$ 为当前车辆 CV 与后车 LV_1 之间的纵向距离;$\{x_5\}=\{g_{n-1}\}$ 为当前车辆 CV 与前车 PV_1 之间的纵向距离;α 为 1.2 节求得的侧向摆动加速度阈值;l_1 和 l_2 分别为车辆最迟换道点的 local X &Y 值;$\{X(t),X(t-T),\cdots,X(t-NT)\}$ 为 t 时刻前 N 个时间间隔的动作所到达的位置与最迟换道点之间的纵向距离。

模型的输出数据集合为 Y,则

$$Y=\{y,\text{bool}\} \tag{6}$$

式中:y 为 $t+T$ 时刻的车辆位置;bool 判断车辆能否立刻执行换道决策(返回 True 或 False)。

2.2　参数确定

在对训练数据卷积迭代进而确定模型结构时,选定均方根误差(root mean square error,RMSE)及平均绝对误差 MAE 对结果进行评价,可以同时衡量预测结果与真实结果的绝对值误差与偏离值误差。

$$\begin{cases}\text{RMSE}=\sqrt{\dfrac{\sum_{i=1}^{r}(y_i-y_i')^2}{N}}\\ \text{MAE}=\left(\sum_{i=1}^{n}|y_i-y_i'|\right)/n\end{cases} \tag{7}$$

使用以上 2 个指标进行隐藏层与神经元个数的确定,分别得到使用 1 层、2 层、3 层隐藏层及随机神经元个数的评价指标,如图 13 所示。

从图 13 中可以直观看到,当使用 1 层隐藏层时,神经元个数指定为 5 可以得到最小的平均绝对误差为 0.080 786;该值在确定 2 层隐藏层且神经元个数为 10 时可以得到更小为0.063 623。同时 2 层隐藏层的 RMSE 更稳定,即模型结构在 6-5-10 的情况下可以得到误差更小、更稳定的预测结果。

对 3 层隐藏层进行探索,探究是否更多的隐藏层及更多的神经元可以得到更好的预测结果。但是当模型使用 3 层隐藏层时,MAE 整体高于 2 层隐藏层的网络,说明误差并没有因为隐藏层数的增加而减少,反而上升;并且 RMSE 的变动相较于 2 层隐藏层也更大,无法说明 3 层隐藏层对于强制换道车辆数据特征的更有效提取能力。因此,可以确定模型的结构为 6-5-10-1。

在确定模型的结构后,需要对网络结构的其他超参进行检验并选取最优值。为使每一次训练能够较好地反映车辆的运行,批量大小设置为 50,即在以 0.1 s 为间隔的 NGSIM 数据中,每次能够提取 5 s 的数据,与相关研究的结论相对应[21];另外较为重要的是学习率(learning rate,LR),直接决定了网络能否及何时可以收敛到最小值。表 4列举了在相同的网络结构及批量大小的情况下学习率分别为 0.1,0.01,0.001,0.000 1 的 MAE 大小,最终模型选取 0.001 作为最终的学习率。

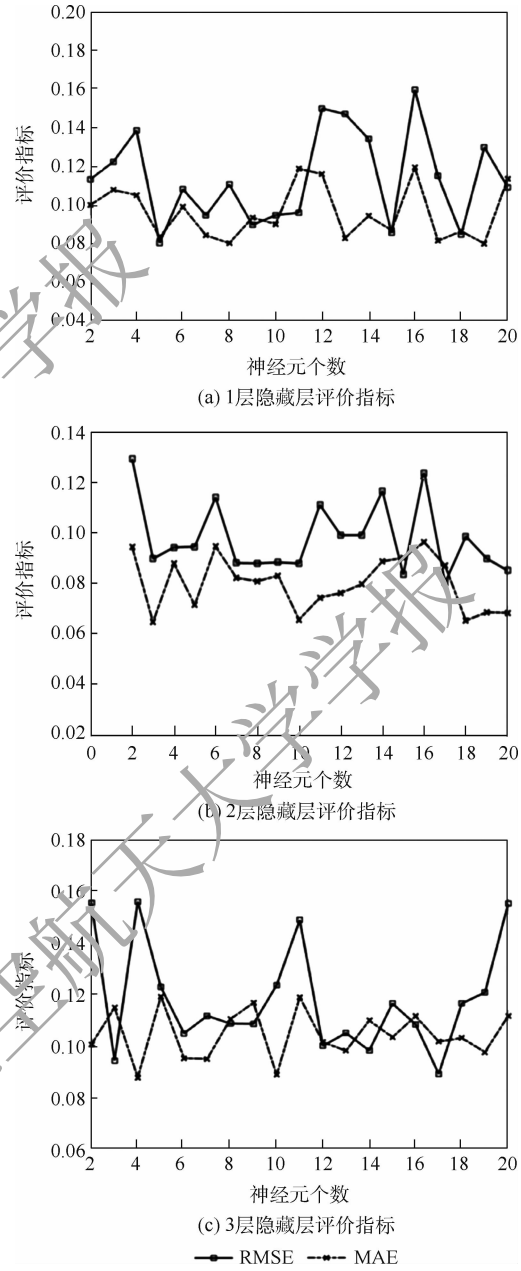


图 13　隐藏层层数与神经元个数对模型的影响

Fig. 13　Effect of the number of hidden layers and neurons on model

表 4　不同学习率的 MAE 对比

Table 4　Comparison of MAE with different learning rates

学习率	MAE
0.1	2.673 574 441 2
0.01	0.086 840 446 7
0.001	0.061 312 660 5
0.000 1	1.105 762 974 3

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2.3 实验结果

使用当前网络结构进行车辆强制换道行为预测,得到预测结果如表 5 所示。

表 6 显示了针对车辆强制换道的 GRU 神经网络模型改进前后的准确率对比。如表 6 所示,本文提出的强制换道决策模型能够以 96.01% 的预测准确率进行换道决策行为的预测,超过 GRU 模型、LSTM 模型[20]及朴素贝叶斯模型[14],且在召回率上也有不俗的表现,能够完成车辆强制换道行为的准确预测,但同时也存在可进步的空间,后续本文也将在模型的精简与准确率提升 2 个方面进行研究,为能够更好地分析车辆强制换道行为。

表 5 强制换道决策模型预测结果

Table 5 Prediction result of mandatory lane change decision-making model

车辆 ID	X 位置坐标/m	Y 位置坐标/m	车辆速度/(m·s^{-1})	侧向加速度/(m·s^{-2})	真实换道情况	预测换道情况(bool)
5	76.331	661.762	22.09	1.67	1	True
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
186	76.329	664.643	18.86	1.63	1	True
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
2 911	74.886	664.511	16.09	1.75	1	True
2 911	74.76	679.233	15.91	−0.16	0	False
2 911	74.665	680.823	15.88	0.02	0	False

表 6 改进前后模准确率对比

Table 6 Comparison of model accuracy before and after improvement

模型	准确率/%	召回率/%
强制换道决策模型	96.01	98.58
GRU 模型	91.73	100
LSTM 模型[20]	92.34	99.32
朴素贝叶斯模型[14]	88.70	

3 结 论

1)本文提出使用横向加速度阈值来滤除车辆的侧向摆动行为,进而提升了换道决策预测的准确性。侧向加速度阈值的计算方法具有通用性,可推广应用于其他道路。

2)与基于朴素贝叶斯分类网络的模型相比,本文决策模型的准确率提高了 7.31%,与 LSTM 模型相比准确率也有了 3.67% 的提升,较高的准确率也使本文模型能够更准确地对车辆强制换道行为进行预测。

3)本文构建的决策模型可用于自动驾驶车辆和高级驾驶辅助系统。较高的预测精度提升了该模型的实用性,能够在提升车辆强制换道的安全性方面起到积极作用。

参考文献(References)

[1] WOLFRAM S. Theory and application of cellular automata[M]. Singapore: World Scientific, 1986.

[2] NAGEL K, SCHRECKENBERG M. A cellular automaton model for freeway traffic[J]. Journal De Physique I, 1992, 2(12): 2221-2229.

[3] CHOWDHURY D, WOLF D E, SCHRECKENBERG M. Particle hopping models for two-lane traffic with two kinds of vehicles: Effects of lane-changing rules[J]. Physics A: Statistical Mechanics and its Applications, 1997, 235(3): 417-439.

[4] GIPPS P G. A model for the structure of lane-changing decisions[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 1986, 20(5): 403-414.

[5] LEE G. Modeling gap acceptance at freeway merges[D]. Cambridge: MIT, 2006.

[6] HIDAS P. Modeling lane changing and merging in microscopic traffic simulation[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2002, 10(5): 351-371.

[7] BOXILL S A, YU L. An evaluation of traffic simulation models for supporting ITS[D]. Houston: Texas Szouthern University, 2000.

[8] TALEBPOUR A, MAHMASSANI H S, HAMDAR S H. Modeling lane-changing behavior in a connected environment: A game theory approach[J]. Transportation Research Procedia, 2015, 7: 420-440.

[9] MENG F L, SU J Y, LIU C J, et al. Dynamic decision making in lane change: Game theory with receding horizon[C]// 2016 UKACC 11th International Conference on Control. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-6.

[10] NILSSON J, SJÖBERG J. Strategic decision making for automated driving on two-lane, one way roads using model predictive control[C]// 2013 Intelligent Vehicles Symposium (IV). Piscataway: IEEE Press, 2013: 1253-1258.

[11] WANG Y, ZHANG D, LIU Y, et al. Enhancing transportation systems via deep learning: A survey[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2019, 99: 144-163.

[12] DING C, WANG W, WANG X, et al. A neural network model for driver's lane-changing trajectory prediction in urban traffic flow[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2013, 2013: 967358.1-967358.8.

[13] LIU Y, WANG X, LI L, et al. A novel lane change decision-making model of autonomous vehicle based on support vector machine[J]. IEEE Access, 2019, 7: 26543-26550.

[14] 邱小平,刘亚龙,马丽娜,等. 基于贝叶斯网络的车辆换道模型[J]. 交通运输系统工程与信息,2015,15(5):67-73.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

QIU X P, LIU Y L, MA L N, et al. Vehicle lane change model based on Bayesian network[J]. Transportation Systems Engineering and Information, 2015, 15(5): 67-73(in Chinese).

[15] HUANG X, SUN J, SUN J. A car-following model considering asymmetric driving behavior based on long short-term memory neural networks[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2018, 95: 346-362.

[16] HOU Y, EDARA P, SUN C. Modeling mandatory lane changing using Bayes classifier and decision trees[J]. Intelligent Transportation Systems, 2014, 15(2): 647-655.

[17] ZHENG J, SUZUKI K, FUJITA M. Predicting driver's lane-changing decisions using a neural network model[J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2014, 42: 73-83.

[18] CHO K, VAN MERRIENBOER B, GULCEHRE C, et al. Learning phrase representations using RNN encoder-decoder for statistical machine translation[EB/OL]. (2014-09-03)[2020-11-01]. https://arxiv.org/abs/1406.1078.

[19] FU R, ZHANG Z, LI L. Using LSTM and GRU neural network methods for traffic flow prediction[C]//2016 31st Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation (YAC). Piscataway: IEEE Press, 2016: 324-328.

[20] XIE D F, FANG Z Z, JIA B, et al. A data-driven lane-changing model based on deep learning[J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2019, 106: 41-60.

[21] 吴江玲，张生瑞，AMIT K S，等. 高速公路强制换道持续时间半参数生存分析[J]. 浙江大学学报(工学版)，2017，51(11)：2215-2221.
WU J L, ZHANG S R, AMIT K S, et al. Semi-parametric survival analysis of mandatory lane changing duration of freeways[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science), 2017, 51(11): 2215-2221(in Chinese).

Mandatory lane change decision-making model based on neural network

CUI Jieming[1], YU Guizhen[1], ZHOU Bin[1,*], LI Cunjin[2], MA Jiwei[2], XU Guoyan[1]

(1. Key Laboratory of Autonomous Transportation Technology for Special Vehicles, Ministry of Industry and Information Technology, School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Inner Mongolia Yuanshenhe Surface Coal Industry Co., Ltd., Tongliao 028001, China)

Abstract: Aiming at the problem of fast-speed and high risk of lane changing behavior on expressway, we focus on the ineviteable, frequent and serve mandatory lane-changing behaviors to improve the lane-changing model based on gated recurrent unit (GRU), and predict the decision-making behaviors of mandatony lane-changing. To verify the effectiveness of the model, adopt the next generation simulation (NGSIM) data as the training set and test set of the model. From this data, the lateral acceleration threshold is obtained to screen out the phenomenon of lateral swing of vehicles. The experimental results indicate that the optimized model could determine the location of mandatory lane change with an accuracy of 96.01%. The accuracy of the model is improved by 3.67% compared with the LSTM model, and is improved by 7.31% compared with the naive Bayes network.

Keywords: mandatory lane change behavior; neural networks; lane change decision making; lateral acceleration; gated recurrent unit (GRU)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-26; **Accepted**: 2021-03-05; **Published online**: 2021-03-11 17:21
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210311.0927.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51775016); Beijing Municipal Natural Science Foundation (L191002)
* **Corresponding author**. E-mail: binzhou@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0673

多飞行器突防打击一体化微分对策制导律设计

全下文载

程涛[1], 周浩[1], 董晓飞[2,3,*], 陈万春[1]
(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 复杂系统控制与智能协同技术重点实验室, 北京 100074;
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对多进攻弹突防弹群拦截再打击目标的交战场景,提出了一种可应用于对手信息不完全情况下的微分对策制导方法。建立多飞行器交战的线性化模型,并依据不同对抗组进行模型降阶。引入时间算子统一所有分组的终端时间,基于二人零和微分理论给出制导律。利用扩展卡尔曼滤波(EKF)实现对拦截弹和目标的状态估计,并将估计应用于所提制导律。在对手状态信息已知时,仿真突防脱靶量大于5 m,拦截脱靶量小于0.1 m。而在只给定粗糙有噪声观测的不完全信息下,滤波器对拦截弹与目标的状态估计误差可接受,仿真结果依然保持相近的脱靶精度。仿真结果表明,所提制导律能有效导引进攻弹规避拦截,并准确打击目标。

关 键 词: 攻防对抗; 微分对策; 主动防御; 最优机动; 状态估计
中图分类号: V448.23; TJ765.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0898-12

近年来,随着各国反导技术的发展,导弹作战环境更加复杂。红外诱饵、协同拦截等技术发展对导弹打击智能化机动提出更高要求[1]。从制导律来看,导弹协同作战能力及规避弹群拦截的突防能力都是智能化作战需提升的重点。

导弹与目标间的博弈问题随最优控制和微分对策理论的发展已经有了较为成熟的应用[2-8]。对不同的博弈场景与要求,对手状态信息已知情况下,存在多样制导规律简单且精度较高的最优解析解。线性二次型微分对策(linear quadratic differential game, LQDG)制导律常用于控制能量约束下的博弈[2-3]。王亚帆等[4]在考虑拦截系统高阶延迟的情况下给出了最优机动策略。Shaferman 和 Shima[5]根据多弹拦截的碰撞角度约束设计了协同微分对策制导律。鲜勇等[6]将微分对策应用于弹道中段的弹头机动,并与外大气层动能拦截器(exo-atmospheric kinetic vehicle, EKV)进行了对抗博弈。针对双导弹协同拦截单个目标的场景,花文华等[7]提出的协同微分对策制导律对进攻弹的机动能力要求更低,郭志强等[8]则给出有 bang-bang 特性的范数型微分对策(norm differential game, NDG)制导律。

多弹协同拦截需考虑信息交互情景和对对手的信息掌握程度,对手信息未知时如何实现拦截也有重要的研究意义。常见方法是通过加入观测滤波对其状态进行估计。Zhurbal 和 Idan[9]建立了一种滑模观测器/微分器,具有较强的鲁棒性。姜易阳和陈万春[10]利用交互式多模型(interacting multiple model, IMM)滤波算法估计了对手的状态变量,并与微分对策制导律结合。Shaferman 和 Oshman[11]将其应用于“领弹-从弹”结构,用 IMM 处理领弹收集的优势信息,从而提高从弹的

收稿日期: 2020-12-02; **录用日期**: 2021-04-04; **网络出版时间**: 2021-04-09 09:59
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210408.1552.002.html
基金项目: 复杂系统控制与智能协同技术重点实验室开放研究基金 (192006)
* **通信作者**. E-mail: dxf891112@126.com

引用格式: 程涛, 周浩, 董晓飞, 等. 多飞行器突防打击一体化微分对策制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 898-909. CHENG T, ZHOU H, DONG X F, et al. Differential game guidance law design for integration of penetration and strike of multiple flight vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 898-909 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

毁伤性能。Oshman 等[12]应用多模型自适应估计(multiple-model adaptive estimator,MMAE)方法识别了目标机动逃逸与电子欺骗结合的逃逸策略。Fonod 和 Shima[13]利用 MMAE 方法快速准确地辨识了对手的机动逃逸模式,并进行对应的最优机动增强毁伤性能。以上滤波算法都是基于卡尔曼滤波(Kalman filter,KF)发展而来。对应地,扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter,EKF)也常用于进行估计,如 Reisner 和 Shima[14]将 EKF 应用于外大气层交战场景,Pan 等[15]将其改进后应用到解析迭代算法估计目标机动。另外,也有可放宽对手信息探测要求的协同制导律。刘磊等[16]基于高斯伪谱法求解出多约束条件下火箭弹主弹与从弹的标准弹道后,利用控制方法跟踪,这是典型的跟踪标准弹道的协同概念。

以上拦截制导律的研究可以分析敌方弹群的拦截或者己方对目标的协同拦截,而现代化战争要求己方拦截或打击目标的情况下需要同时考虑突防过程。从弹道规划的角度来看,一些先验设计可灵活调整弹道形状的制导律可在打击目标的同时实现突防效果。肖惟等[17]提出了规划弱机动目标分布的覆盖拦截方式,实现对强机动目标的协同拦截。Zhou 等[18]提出了一种利用样条线快速调整末制导弹道的在线规划策略,并进一步发展为椭圆弹道与样条线弹道的组合突防弹道,能够迅速大幅调整机动位置[19]。从微分对策的理论分析,研究的是三体对抗的末制导问题,即考虑导弹、拦截弹(防御拦截)、目标三者的攻防对抗。郭志强等[20]利用 NDG 求解,解决了三体问题。王小平等[21]在线性化方程基础上,选择导弹与拦截弹能耗最小且与进攻弹脱靶量最小。杜宇霖等[22]假设进攻弹比例导引,拦截进攻弹同时保证了目标的逃逸脱靶量。Shima[23]在仅考虑零控脱靶量研究三方鞍点解得追逃策略,显示出 bang-bang 特性。Kumar 和 Shima[24]研究了非线性模型的三体对抗规律。Fonod 和 Shima[25]提出了多飞行器协同观测并用 KF 解决了不完全信息下的三体对抗问题。

目前,三体问题大多研究的是单飞行器突防打击问题,而本文针对多飞行器突防弹群拦截并打击目标的情景,给出了完全信息下的微分对策解,该制导律考虑了协同拦截与规避弹群拦截的特点,并通过仿真验证其突防打击效果。进一步考虑到在线应用的难点,在对对手进行有粗糙噪声的视线角与距离量测后,利用 EKF 处理探测到的不完全信息,并应用于导引律。本文研究可对实际弹群对抗提供最优突防与打击制导方案。

1　三体问题与模型描述

1.1　三体对抗的非线性运动模型

本文研究对象为末制导的进攻弹、拦截弹(防御弹)、目标的三体交战问题,其中,进攻弹与拦截弹均可为多个。而三维的拦截情景是可以在平面内解耦的,因此,在二维笛卡儿坐标系内构建三体交战模型,模型示意图如图 1 所示。

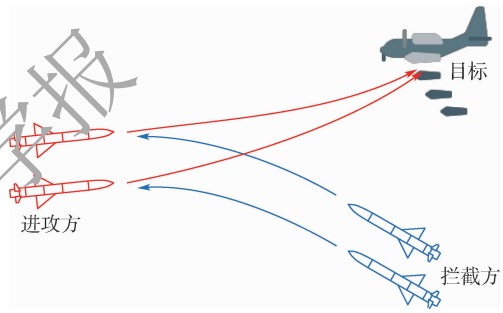


图 1　三体交战模型示意图

Fig. 1　Schematic diagram of three-body engagement model

进攻方 m 个进攻弹按顺序简写为 M_i,拦截方 d 个拦截弹按顺序简写为 D_j,以及一个目标 T。三体交战的假设如下:

1)采用无姿态的质点模型。

2)各飞行器均为常速模型,控制为过载指令,且有一阶延迟环节。

3)三方状态信息均可被完全探测(完全信息状态),同一方弹群采用集中式通信拓扑结构,信息相互共享。

平面内非线性运动方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_K = \begin{cases} \dot{x}_K = V_K\cos\gamma_K \\ \dot{y}_K = V_K\sin\gamma_K \\ \dot{\gamma}_K = a_K/V_K \\ \dot{a}_K = (u_K - a_K)/\tau_K \end{cases} \qquad \begin{aligned} &K \in \{M_i, D_j, T\} \\ &i = 1,2,\cdots,m \\ &j = 1,2,\cdots,d \end{aligned} \tag{1}$$

式中:(x_K, y_K)为位置坐标;V_K 为速度大小;γ_K 为弹道倾角,从横轴逆时针为正;a_K 为法向加速度;u_K 为加速度指令,即控制量;τ_K 为一阶延迟系数。

导弹飞行过程中受到控制边值约束:

$$|u_K| \leqslant u_{K\max} \tag{2}$$

1.2　模型分组线性化

三体交战的对抗交战场景如图 2 所示,将任意一对 i,j 确定的$\{M_i, D_j, T\}$称为一对抗组。图 2 中:LOS_{M_iT}和 $\mathrm{LOS}_{M_iD_j}$分别为 M_i 与 T 和 D_j 的视线;$\mathrm{LOS}_{M_iT_0}$和 $\mathrm{LOS}_{M_iD_j0}$分别为对应的初始时刻的视线;λ_{M_iT}和 $\lambda_{M_iD_j}$分别为 M_i 与 T 和 D_j 的视线角;$\lambda_{M_iT_0}$和

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

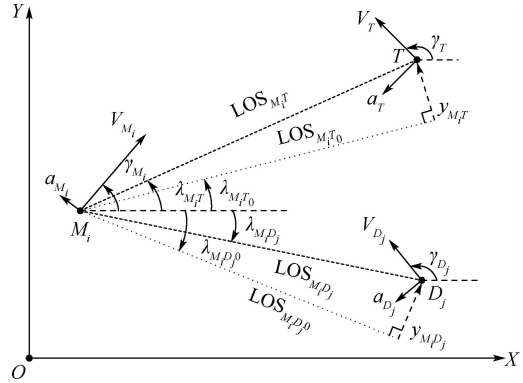


图 2 三体对抗交战场景

Fig. 2 Engagement scenario of three-body confrontation

$\lambda_{M_iD_j0}$分别为对应的初始时刻的视线角；y_{M_iT}和 $y_{M_iD_j}$分别为沿对应初始视线法向上的位移。

将每个对抗组在各自初始视线上分别线性化，选择该组的待优化变量：

$$\boldsymbol{X}_{ij} = [y_{M_iT}, \dot{y}_{M_iT}, y_{M_iD_j}, \dot{y}_{M_iD_j}, a_T, a_{D_j}, a_{M_i}]^{\mathrm{T}}$$
$$i = 1,2,\cdots,m,\ j = 1,2,\cdots,d \tag{3}$$

式中：上标“·”表示对时间的导数。

待优化变量的微分方程改写为线性形式：

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{ij} = \boldsymbol{A}_{ij}\boldsymbol{X}_{ij} + \boldsymbol{B}_{ij}u_{M_i} + \boldsymbol{C}_{ij}[u_{D_j}, u_T]^{\mathrm{T}} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{A}_{ij}$、$\boldsymbol{B}_{ij}$、$\boldsymbol{C}_{ij}$为系统矩阵，其定义为

$$\boldsymbol{A}_{ij} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{A}_{11,ij} & \boldsymbol{A}_{12,ij} \\ \boldsymbol{A}_{21,ij} & \boldsymbol{A}_{22,ij} \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{A}_{11,ij} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{A}_{21,ij} = \boldsymbol{O}_{3\times 4} \end{cases} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{A}_{22,ij} = \begin{bmatrix} -1/\tau_T & 0 & 0 \\ 0 & -1/\tau_{D_j} & 0 \\ 0 & 0 & -1/\tau_{M_i} \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{A}_{12,ij} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \cos\theta_{T,M_iT} & 0 & -\cos\theta_{M_i,M_iT} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_{D_j,M_iD_j} & -\cos\theta_{M_i,M_iD_j} \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$\begin{cases} \theta_{T,M_iT} = \gamma_{T_0} - \lambda_{M_iT_0} \\ \theta_{M_i,M_iT} = \gamma_{M_i0} - \lambda_{M_iT_0} \\ \theta_{D_j,M_iD_j} = \gamma_{D_j0} - \lambda_{M_iD_j0} \\ \theta_{M_i,M_iD_j} = \gamma_{M_i0} - \lambda_{M_iD_j0} \end{cases} \tag{9}$$

$$\boldsymbol{B}_{ij} = [0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 1/\tau_{M_i}]^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

$$\boldsymbol{C}_{ij} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\tau_{D_j} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\tau_T & 0 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

2 已知完全信息下微分对策制导律

2.1 性能指标选取

对策的性能函数选取只为终端脱靶量，避免性能指标 J 本身无极小值情景。

$$J = \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{m}\left(\alpha_{M_iT}X_{ij,1}^2(t_{\mathrm{f},M_iT}) - \sum_{j=1}^{d}\alpha_{M_iD_j}X_{ij,3}^2(t_{\mathrm{f},M_iD_j})\right) \tag{12}$$

式中：$X_{ij,k}$为 $\boldsymbol{X}_{ij}$的第 k 个元素；t_{f,M_iT}和 t_{f,M_iD_j}分别为 M_i 与 T 和 D_j 的终端时间；α_{M_iT}和 $\alpha_{M_iD_j}$为非负权重。

由式(3)可知，$X_{ij,1}$出现在多个对抗组内，但仅与 i 有关。进攻弹试图最小化性能指标式(12)，而拦截弹和目标试图最大化。

2.2 系统降阶处理

每组对抗组线性系统的状态转移矩阵为

$$\boldsymbol{\Phi}_{ij}(t_{\mathrm{f}},t) = (s\boldsymbol{I} - \boldsymbol{A}_{ij})^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & t_{\mathrm{f}}-t & 0 & 0 & \phi_{15} & 0 & \phi_{17} \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \phi_{25} & 0 & \phi_{27} \\ 0 & 0 & 1 & t_{\mathrm{f}}-t & 0 & \phi_{36} & \phi_{37} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \phi_{46} & \phi_{47} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \eta(\varepsilon_T) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \eta(\varepsilon_{D_j}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \eta(\varepsilon_{M_i}) \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中：需用的矩阵内元素与函数定义为

$$\begin{cases} \phi_{15} = +\tau_T^2\cos\theta_{T,M_iT}\psi(\varepsilon_T) \\ \phi_{17} = -\tau_{M_i}^2\cos\theta_{M_i,M_iT}\psi(\varepsilon_{M_i}) \\ \phi_{36} = +\tau_{D_j}^2\cos\theta_{D_j,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{D_j}) \\ \phi_{37} = -\tau_{M_i}^2\cos\theta_{D_j,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{M_i}) \end{cases} \tag{14}$$

$$\varepsilon_K = \varepsilon_K(t,t_{\mathrm{f}}) = (t_{\mathrm{f}}-t)/\tau_K \qquad K \in \{M_i, D_j, T\} \tag{15}$$

$$\begin{cases} \psi(x) = \mathrm{e}^{-x} + x - 1 \\ \varphi(x) = \mathrm{e}^{-x} - 1 \\ \eta(x) = \mathrm{e}^{-x} \end{cases} \tag{16}$$

降阶系统的权重矩阵选择为

$$\boldsymbol{D}_{ij} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{17}$$

降阶变量为

$$\boldsymbol{Z}_{ij}(t) = \boldsymbol{D}_{ij}\boldsymbol{\Phi}_{ij}(t_{\mathrm{f}},t)\boldsymbol{X}_{ij}(t) = \begin{bmatrix} y_{M_iT} + \dot{y}_{M_iT}(t_{\mathrm{f}}-t) + \phi_{15}a_T + \phi_{17}a_{M_i} \\ y_{M_iD_j} + \dot{y}_{M_iD_j}(t_{\mathrm{f}}-t) + \phi_{36}a_{D_j} + \phi_{37}a_{M_i} \end{bmatrix} \tag{18}$$

式中：$\boldsymbol{Z}_{ij}(t)$为不同对抗组的零控脱靶量(zero ef-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

fort miss,ZEM),其第一位表征对 T 的脱靶量,而第二位表征对 D_j 的脱靶量。

2.3　微分对策制导律

考虑到不同对抗组线性系统的终端时间不同,且同一组内 M_i 对 T 和 D_j 的终端时间也不相同,因此需要统一终端时间。用 $Z_{ij,k}$ 表示 $\boldsymbol{Z}_{ij}(t)$ 第 k 个元素,同样地,$Z_{ij,1}$ 也只与 t 有关。定义时间算子 δ_{M_iK} 表达式为

$$\delta_{M_iK}=\delta_{M_iK}(t)=\begin{cases}1 & t<t_{\mathrm{f},M_iK}\\ 0 & t\geqslant t_{\mathrm{f},M_iK}\end{cases},\quad K\in\{D_j,T\} \tag{19}$$

则可以将式(18)改写为

$$Z_{ij,1}(t)=\begin{cases}y_{M_iT}+\dot{y}_{M_iT}(t_{\mathrm{f},M_iT}-t)+\tau_T^2\cos\theta_{T,M_iT}\psi(\varepsilon_T(t,t_{\mathrm{f},M_iT}))a_T-\tau_{M_i}^2\cos\theta_{M_i,M_iT}\psi(\varepsilon_{M_i}(t,t_{\mathrm{f},M_iT}))a_{M_i} & t\leqslant t_{\mathrm{f},M_iT}\\ Z_{ij,2}(t_{\mathrm{f},M_iT}) & t>t_{\mathrm{f},M_iT}\end{cases} \tag{20}$$

$$Z_{ij,2}(t)=\begin{cases}y_{M_iD_j}+\dot{y}_{M_iD_j}(t_{\mathrm{f},M_iD_j}-t)+\tau_{D_j}^2\cos\theta_{D_j,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{D_j}(t,t_{\mathrm{f},M_iD_j}))a_{D_j}-\tau_{M_i}^2\cos\theta_{M_i,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{M_i}(t,t_{\mathrm{f},M_iD_j}))a_{M_i} & t\leqslant t_{\mathrm{f},M_iD_j}\\ Z_{ij,2}(t_{\mathrm{f},M_iD_j}) & t>t_{\mathrm{f},M_iD_j}\end{cases} \tag{21}$$

因此,ZEM 在越过对应的终端时间之后就保持终值不再改变,以此为变量就可以确定 ZEM 的微分方程为

$$\dot{\boldsymbol{Z}}_{ij}(t)=\begin{bmatrix}f_{11,M_iT}\delta_{M_iT} & 0 & f_{12,M_iT}\delta_{M_iT}\\ 0 & f_{21,M_iD_j}\delta_{M_iD_j} & f_{22,M_iD_j}\delta_{M_iD_j}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u_{D_j}\\ u_{D_j}\\ u_{M_i}\end{bmatrix} \tag{22}$$

式中:子函数定义为

$$\begin{cases}f_{11,M_iT}=+\tau_T\cos\theta_{T,M_iT}\psi(\varepsilon_T(t,t_{\mathrm{f},M_iT}))\\ f_{12,M_iT}=-\tau_{M_i}\cos\theta_{M_i,M_iT}\psi(\varepsilon_{M_i}(t,t_{\mathrm{f},M_iT}))\\ f_{21,M_iD_j}=+\tau_{D_j}\cos\theta_{D_j,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{D_j}(t,t_{\mathrm{f},M_iD_j}))\\ f_{22,M_iD_j}=-\tau_{M_i}\cos\theta_{M_i,M_iD_j}\psi(\varepsilon_{M_i}(t,t_{\mathrm{f},M_iD_j}))\end{cases} \tag{23}$$

引入时间算子后,整个系统的终端时间是统一的,此时性能指标式(12)才可改写为如下标准形式:

$$J=J(t_{\mathrm{f}})=\frac{1}{2}\sum_{i=1}^{m}\left(\alpha_{M_iT}Z_{ij,1}^2(t_{\mathrm{f}})-\sum_{j=1}^{d}\alpha_{M_iD_j}Z_{ij,2}^2(t_{\mathrm{f}})\right) \tag{24}$$

在对式(24)求偏导后可得

$$\dot{J}(t)\equiv\sum_i\frac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_{M_i}}u_{M_i}+\sum_j\frac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_{D_j}}u_{D_j}+\frac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_T}u_T \tag{25}$$

$$\begin{cases}f_{M_i}=\dfrac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_{M_i}}=\alpha_{M_iT}Z_{ij,1}f_{12,M_iT}\delta_{M_iT}-\\ \qquad\displaystyle\sum_{j=1}^{d}\alpha_{M_iD_j}Z_{ij,2}f_{22,M_iD_j}\delta_{M_iD_j}\\ f_{D_j}=\dfrac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_{D_j}}=\displaystyle\sum_{i=1}^{m}(-\alpha_{M_iD_j}Z_{ij,2}f_{21,M_iD_j}\delta_{M_iD_j})\\ f_T=\dfrac{\partial\dot{J}(t)}{\partial u_T}=\displaystyle\sum_{i=1}^{m}\alpha_{M_iT}Z_{ij,1}f_{11,M_iT}\delta_{M_iT}\end{cases} \tag{26}$$

因此,性能指标的导数只与一阶控制项相关。由于进攻弹试图最小化性能指标,而拦截弹和目标试图最大化,可求解出三方鞍点解:

$$\begin{cases}u_{M_i}^*=\arg\min_{u_{M_i}}J=-\operatorname{sgn}(f_{M_i})u_{i\max}\\ u_{D_j}^*=\arg\max_{u_{D_j}}J=+\operatorname{sgn}(f_{D_j})u_{D_{j\max}}\\ u_T^*=\arg\max_{u_T}J=+\operatorname{sgn}(f_T)u_{T\max}\end{cases} \tag{27}$$

式中:sgn( )为符号函数。在 $f_{M_i},f_{D_j},f_T=0$ 时出现奇异现象,为节省能量此时控制为零。

3　滤波状态估计

3.1　不完全信息假设

第 2 节介绍了完全信息下的对策,但从进攻方的制导律施行来看,如何有效获取对手的状态估计是应用微分对策的关键。因此,赋予敌方完全信息优势,即拦截弹和目标完全获得进攻弹的所有状态信息。而进攻弹,相对地,采用量测对敌方的视线角和距离来估计其状态信息,即此时为不完全信息状况。

理论上,所有进攻弹 M_i 的量测可以融入一个系统并给出综合滤波效果,但这使多弹协同的计算负担太大。因此,只考虑 M_i 的量测进行单独的滤波,这样避免多弹协同进攻时滤波矩阵产生的“维数灾”,待获取的敌方信息是 $6d+6$ 维状态量:

$$\boldsymbol{X}=[x_T,y_T,\gamma_T,a_T,V_T,\tau_T,\{x_{D_j},y_{D_j},\gamma_{D_j},a_{D_j},V_{D_j},\tau_{D_j}\}]^{\mathrm{T}}\quad j=1,2,\cdots,d \tag{28}$$

3.2　多飞行器滤波和量测模型

3.2.1　滤波模型

尽管完全信息下的微分对策制导律需要对手

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

的一阶延迟系数,但若假设延迟系数较小,则制导律只是退化为最优制导律,并不过分影响制导律的准确度。因此,不进行滤波估计一阶延迟系数的准确值,只在仿真中取适当值。

式(1)的非线性系统模型为常速模型,为应对快速变速的一般性真实系统,取消加速度沿速度法向的约束,将滤波子系统微分方程写为

$$\dot{\boldsymbol{X}}_K = [\dot{x}_K \quad \dot{y}_K \quad \dot{V}_{Kx} \quad \dot{V}_{Ky} \quad \dot{a}_{Kx} \quad \dot{a}_{Ky}]^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} V_{Kx} \\ V_{Ky} \\ a_{Kx} \\ a_{Ky} \\ -a_{Kx}/\tau_K^* \\ -a_{Ky}/\tau_K^* \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ w_{Kx} \\ w_{Ky} \end{bmatrix} \triangleq g_K(\boldsymbol{X}_K, \tau_K^*) + \boldsymbol{w}_K$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{29}$$

式中:τ_K^* 为滤波子系统猜测的敌方延迟环节;w_{Kx} 和 w_{Ky} 为零均值的高斯白噪声。

系统过程噪声的标准差定义为

$$\sigma_K = \sqrt{E(w_{Kx}^2)} = \sqrt{E(w_{Ky}^2)}$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{30}$$

式(30)认为 2 个方向上的噪声标准差相同且为定值,因此可以简化计算。将白噪声单独提取,可以将微分方程简写为非线性函数与噪声函数的叠加:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_K = g_K(\boldsymbol{X}_K, \tau_K^*) + \boldsymbol{w}_K$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{31}$$

滤波系统要估计的状态由式(28)改写为

$$\boldsymbol{X} = [\boldsymbol{X}_T^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{X}_{D_1}^{\mathrm{T}}, \cdots, \boldsymbol{X}_{D_d}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \tag{32}$$

由于不对对手的一节延迟环节进行估计,而且取消了加速度法向约束,待观测的变量维度同样为 $6d+6$。将白噪声提取后,滤波系统微分方程也可写为非线性函数与噪声的叠加:

$$\dot{\boldsymbol{X}} = [g_T^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_T, \tau_T^*), g_{D_1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_{D_1}, \tau_{D_1}^*), \cdots, g_{D_d}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_{D_d}, \tau_{D_d}^*)]^{\mathrm{T}} + [\boldsymbol{w}_T^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{w}_{D_1}^{\mathrm{T}}, \cdots, \boldsymbol{w}_{D_d}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \triangleq g(\boldsymbol{X}, \tau_T^*, \tau_{D_1}^*, \cdots, \tau_{D_d}^*) + \boldsymbol{w} \tag{33}$$

3.2.2 量测模型

量测子系统定义为

$$\boldsymbol{Z}_{M_iK} = [\lambda_{M_iK}, \rho_{M_iK}]^{\mathrm{T}} + [\upsilon_{M_iK\lambda}, \upsilon_{M_iK\rho}]^{\mathrm{T}} \triangleq h_{M_iK}(\boldsymbol{X}_K) + \boldsymbol{\upsilon}_{M_iK} \qquad K \in \{D_j, T\} \tag{34}$$

式中:$\upsilon_{M_iK\rho}$ 和 $\upsilon_{M_iK\lambda}$ 为量测的零均值高斯白噪声;λ_{M_iK} 和 ρ_{M_iK} 分别表征 M_i 与对象间的视线角和距离,表达式为

$$\begin{cases} \lambda_{M_iK} = \arctan((y_K - y_{M_i})/(x_K - x_{M_i})) \\ \rho_{M_iK} = \sqrt{(x_K - x_{M_i})^2 + (y_K - y_{M_i})^2} \end{cases} \qquad K \in \{D_j, T\} \tag{35}$$

量测噪声标准差定义为

$$\begin{cases} \sigma_{M_iK\rho} = \sqrt{E(\upsilon_{M_iK\rho}^2)} \\ \sigma_{M_iK\lambda} = \sqrt{E(\upsilon_{M_iK\lambda}^2)} \end{cases} \qquad K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{36}$$

则 M_i 的量测方程为

$$\boldsymbol{Z}_{M_i} = [h_{M_iT}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_T), h_{M_iD_1}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_{D_1}), \cdots, h_{M_iD_d}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{X}_{D_d})]^{\mathrm{T}} + [\boldsymbol{\upsilon}_{M_iT}^{\mathrm{T}}, \boldsymbol{\upsilon}_{M_iD_1}^{\mathrm{T}}, \cdots, \boldsymbol{\upsilon}_{M_iD_d}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \triangleq h_{M_i}(\boldsymbol{X}) + \boldsymbol{\upsilon}_{M_i} \tag{37}$$

3.3 扩展卡尔曼滤波状态估计

利用 EKF 方法可以将离散点的信息利用滤波出当前状态的滤波系统的系统矩阵 $\boldsymbol{F}_n$ 定义为

$$\boldsymbol{F}_n = \left.\frac{\partial g(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}}\right|_{\boldsymbol{X}=\hat{\boldsymbol{X}}_n} = \mathrm{diag}(\boldsymbol{F}_T, \boldsymbol{F}_{D_1}, \cdots, \boldsymbol{F}_{D_d})\big|_{\boldsymbol{X}=\hat{\boldsymbol{X}}_n} \tag{38}$$

式中:diag( )函数表示将自变量按顺序作为对角元素构成对角阵,自变量可以为矩阵;$\hat{\boldsymbol{X}}_n$ 表示对第 n 步状态 $\boldsymbol{X}_n$ 的估计值;子系统矩阵 $\boldsymbol{F}_K$ 定义为

$$\boldsymbol{F}_K = \frac{\partial g_K}{\partial \boldsymbol{X}_K} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_K & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_K \end{bmatrix}$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{39}$$

非线性模型的状态转移矩阵由 Taylor 展开直接求解:

$$\boldsymbol{\Phi}(T) \approx \boldsymbol{\Phi}_{n|n-1} \approx \boldsymbol{I} + \boldsymbol{F}_{n-1}T_s = \mathrm{diag}(\boldsymbol{F}_T T_s + \boldsymbol{I}, \boldsymbol{F}_{D_1}T_s + \boldsymbol{I}, \cdots, \boldsymbol{F}_{D_d}T_s + \boldsymbol{I})\big|_{\boldsymbol{X}=\hat{\boldsymbol{X}}_{n-1}} \tag{40}$$

式中:T_s 为更新 EKF 的更新步长。

系统噪声矩阵为

$$\boldsymbol{Q} = \mathrm{diag}(\boldsymbol{Q}_T, \boldsymbol{Q}_{D_1}, \cdots, \boldsymbol{Q}_{D_d}) \tag{41}$$

$$\boldsymbol{Q}_K = \begin{bmatrix} \boldsymbol{O}_{4\times4} & \boldsymbol{O}_{4\times1} & \boldsymbol{O}_{4\times1} \\ \boldsymbol{O}_{1\times4} & \sigma_K^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_K^2 \end{bmatrix}$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{42}$$

故而离散过程噪声估计可求得为

$$\boldsymbol{Q}_n = \int_0^{T_s} \boldsymbol{\Phi}(\tau)\boldsymbol{Q}\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}(\tau)\mathrm{d}\tau = \mathrm{diag}(\boldsymbol{Q}_{T,n}, \boldsymbol{Q}_{D_1,n}, \cdots, \boldsymbol{Q}_{D_d,n}) \tag{43}$$

$$\boldsymbol{Q}_{K,n} = \int_0^{T_s} (\boldsymbol{F}_K T_s + \boldsymbol{I})\boldsymbol{Q}_K(\boldsymbol{F}_K^{\mathrm{T}}T_s + \boldsymbol{I})\mathrm{d}\tau$$

$$K \in \{D_j, T\},\ j = 1,2,\cdots,d \tag{44}$$

量测方程的量测系统矩阵 $\boldsymbol{H}_{M_i,n}$ 为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\boldsymbol{H}_{M_i,n}=\left.\frac{\partial h_{M_i}(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}}\right|_{\boldsymbol{X}=\hat{\boldsymbol{X}}_n}=\operatorname{diag}(\boldsymbol{H}_{M_iT},\boldsymbol{H}_{M_iD_1},\cdots,\boldsymbol{H}_{M_iD_d})\big|_{\boldsymbol{X}=\hat{\boldsymbol{X}}_n} \tag{45}$$

子系统矩阵 $\boldsymbol{H}_{M_iK}$ 定义为

$$\boldsymbol{H}_{M_iK}=\frac{\partial h_{M_iK}(\boldsymbol{X}_K)}{\partial \boldsymbol{X}_K}=\begin{bmatrix}-\dfrac{y_K-y_{M_i}}{\rho^2_{M_iK}} & \dfrac{x_K-x_{M_i}}{\rho^2_{M_iK}} & 0 & 0 & 0 & 0\\ \dfrac{x_K-x_{M_i}}{\rho_{M_iK}} & \dfrac{y_K-y_{M_i}}{\rho_{M_iK}} & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

$$K\in\{D_j,T\},\ j=1,2,\cdots,d \tag{46}$$

量测噪声矩阵序列为

$$\begin{cases}\boldsymbol{R}_n=E(\boldsymbol{v}_{M_i}\boldsymbol{v}_{M_i}^{\mathrm{T}})=\operatorname{diag}(\boldsymbol{R}_{T,n},\boldsymbol{R}_{D_1,n},\cdots,\boldsymbol{R}_{D_d,n})\\ \boldsymbol{R}_{K,n}=\begin{bmatrix}\sigma^2_{M_iK\rho} & 0\\ 0 & \sigma^2_{M_iK\lambda}\end{bmatrix}\end{cases}$$

$$K\in\{D_j,T\},\ j=1,2,\cdots,d \tag{47}$$

$\boldsymbol{R}$ 在任意步上值是不变的,式(38)~式(47)定义了 EKF 用到的矩阵 $\boldsymbol{F}_n$、$\boldsymbol{\Phi}_{n|n-1}$、$\boldsymbol{Q}_n$、$\boldsymbol{H}_{M_i,n}$、$\boldsymbol{R}_n$。

从第 $n-1$ 步到第 n 步的 Riccati 方程为

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}_n=\boldsymbol{\Phi}_{n|n-1}\boldsymbol{P}_{n-1}\boldsymbol{\Phi}^{\mathrm{T}}_{n|n-1}+\boldsymbol{Q}_n\\ \boldsymbol{L}_n=\boldsymbol{M}_n\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}_{M_i,n}[\boldsymbol{H}_{M_i,n}\boldsymbol{M}_n\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}_{M_i,n}+\boldsymbol{R}_n]^{-1}\\ \boldsymbol{P}_n=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{L}_n\boldsymbol{H}_{M_i,n})\boldsymbol{M}_n\end{cases} \tag{48}$$

式中:$\boldsymbol{P}_{n-1}$ 为第 $n-1$ 步状态估计误差的协方差矩阵;$\boldsymbol{M}_n$ 为第 $n-1$ 步一步预测的状态估计误差的协方差矩阵;$\boldsymbol{H}_{M_i,n}$ 中用到的状态值为第 $n-1$ 步进行一步预测产生的状态量 $\hat{\boldsymbol{X}}_{n,n-1}$ 的定义式为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{n,n-1}=\boldsymbol{\Phi}_{n|n-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{n-1} \tag{49}$$

第 n 步的状态估计为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_n=\hat{\boldsymbol{X}}_{n,n-1}+\boldsymbol{L}_k(\boldsymbol{Z}_{M_i}-h_{M_i}(\hat{\boldsymbol{X}}_{n,n-1})) \tag{50}$$

因此,给出初值估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_0$ 及初始误差矩阵估计 $\boldsymbol{P}_0$,就可以进行滤波。

4　仿真分析

4.1　已知对手信息下对策仿真

4.1.1　仿真条件

仿真对比采用本文提出的突防打击一体化微分对策制导律进行单弹拦截情况与多弹交战场景。同时,在单弹拦截场景中给出与文献[20]中的 NDG 制导律的仿真对比结果。各飞行器的状态绘图停止在对应的终端时间处,以错过对应交战目标作为终止仿真标志。

表 1 给出了常速模型下各个飞行器的仿真参数(g 为重力加速度),为了展示突防打击一体化的效果,赋予进攻弹更强的机动能力。

表 1　飞行器仿真参数

Table 1　Simulation parameters of flight vehicle

飞行器	(x_0,y_0)/m	γ_0/(°)	V/(m·s^{-1})	$a_{\max}/g$	τ/s
M_i	$(3000,100+100i)$	180	300	15	0.1
D_j	$(250+250j,0)$	$10j-10$	200	12	0.1
T	$(0,600)$	0	100	0.5	0.2

所有飞行器都按照式(27)所示制导律飞行,制导律的参数如表 2 所示。表中:$R_{MD\min}$ 表示 M 对 D 的开始突防距离,否则可能全程突防而错失目标。为保持一致,在 NDG 仿真时也同样采用该距离限制。

表 2　制导律参数

Table 2　Guidance law parameters

参数	数值
$R_{MD\min}$/m	500
α_{MT}	1
α_{MD_1}	10 000
α_{MD_2}	10 000

4.1.2　仿真结果

图 3 和图 4 给出了完全信息情况下,进攻弹面对单个拦截弹拦截的仿真结果。图 3 展示了弹道,进攻弹先调整视线对准目标,再通过最优机动方向摆脱拦截修正击中目标。图 4 给出了对应的加速度曲线,容易看到加速度在 1~3 s 时在零值附近有小幅振荡,这说明此时进攻弹的机动能力远比目标强,能快速响应目标的机动。综合图 3 和图 4 来看,相比于 NDG 方法,本文提出的突防打击一体化微分对策制导律产生弹道的弯曲程度较小,过载要求更小。对比进攻弹与目标的交战可以看出,在飞行器交战前期(1~3 s),NDG 制导律的进攻弹并没有进行机动,这反映了 NDG 制导的特点是逐渐收敛打击到目标,其最优对策空间随剩余时间减小而逐渐收敛,因此过载变化相对较缓,但相对地不利于节省能量。

图 5 和图 6 给出了进攻弹面临两拦截弹共同拦截的仿真结果。从图 5 来看,弹道弯曲程度更大,说明多层拦截迫使其大幅改变弹道,且机动时间更长。对进攻弹来说,在拦截弹 1 之前部署了拦截弹 2,因此图 6 中进攻弹的机动更早且时间更长,对应修正段也更长。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

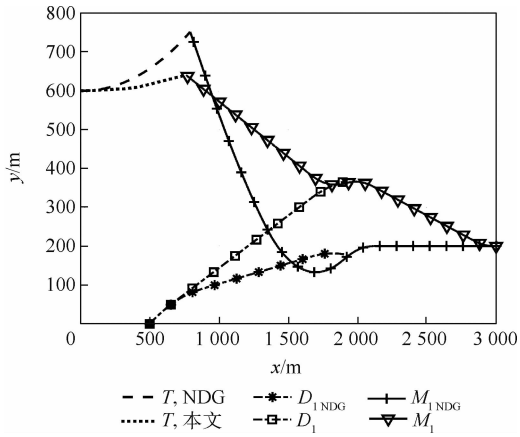


图 3 单弹拦截场景的弹道

Fig. 3 Trajectories of single-missile interception scenario

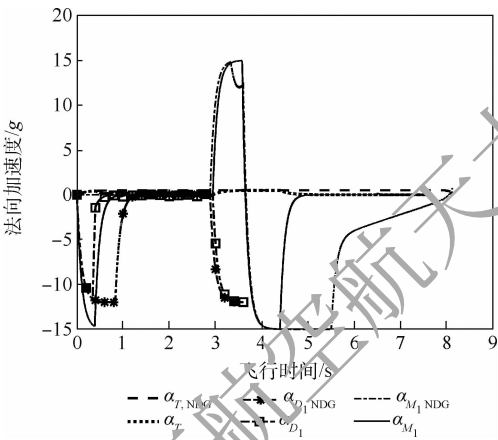


图 4 单弹拦截场景的加速度

Fig. 4 Acceleration of single-missile interception scenario

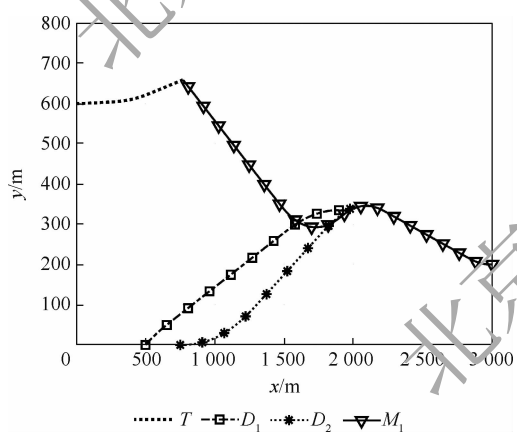


图 5 双弹拦截场景的弹道

Fig. 5 Trajectories of dual-missile interception scenario

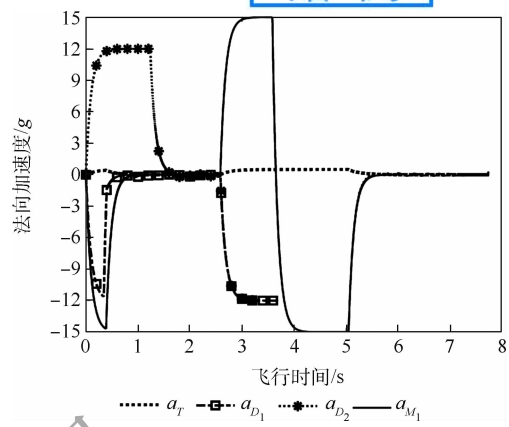


图 6 双弹拦截场景的加速度

Fig. 6 Acceleration of dual-missile interception scenario

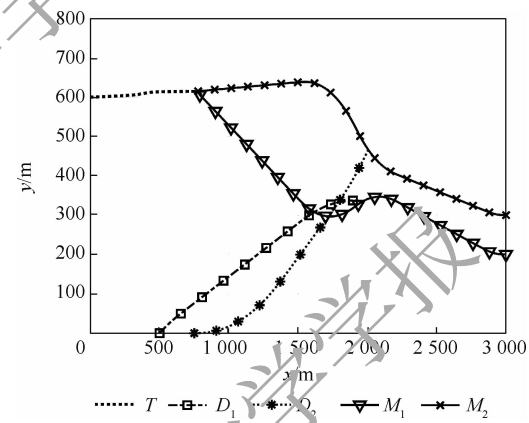


图 7 多弹交战场景的弹道

Fig. 7 Trajectories of multi-missile engagement scenario

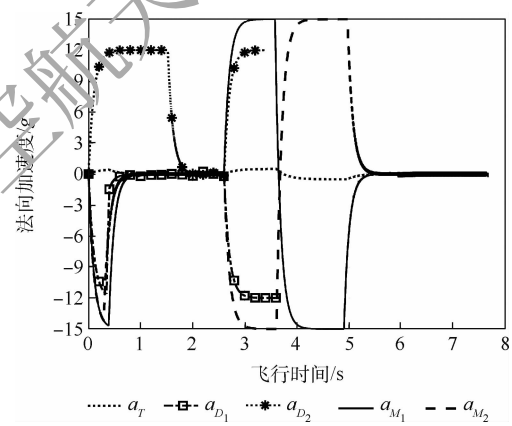


图 8 多弹交战场景的加速度

Fig. 8 Acceleration of multi-missile engagement scenario

图 7 和图 8 分别给出两进攻弹、两拦截弹的交战场景下的仿真结果。与双弹拦截对比来看，进攻弹 1 的机动方式改变不大。观察式(26)、式(27)可知，各个进攻弹的制导律是相互独立的。但拦截弹 2 被分配拦截进攻弹 2，其拦截机动方向改变，因此协同进攻还是改变了对手的拦截效果。

表 3 给出了脱靶量(Miss)分布。NDG 与本文提出的制导律都能使进攻弹准确突防拦截弹并打击目标。仅从脱靶量来看，二者实现效果相近，NDG 的突防效果略逊。由于拦截弹 2 的提前部署引起进攻弹更早的机动，拦截弹 1 的拦截脱靶量更大，拦截弹 2 脱靶量依旧维持在 5.5 m 左右，说明脱靶量对于不同发射条件的拦截弹有代表性。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 4 给出了多弹交战情况下的脱靶量分布,两进攻弹协同拦截目标。此时两拦截弹已经分别拦截,但与单拦截情况对比,进攻弹 1 的脱靶量较大,说明进攻弹综合考虑对手信息选择机动时机。因此,该导引律能在多种交战情况下有效导引进攻弹突防与打击。

表 3　完全信息下的脱靶量

Table 3　Miss distance under complete information

工况	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}T}/(10^{-6}\mathrm{m})$	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_1}/\mathrm{m}$	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_2}/\mathrm{m}$
单弹拦截(NDG)	4.258 3	5.002 4	
单弹拦截(本文)	2.351 1	5.353 5	
双弹拦截(本文)	1.084 8	13.426 2	5.667 4

表 4　多弹交战的脱靶量

Table 4　Miss distance of multi-missile engagement

工况	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}T}/(10^{-6}\mathrm{m})$	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_1}/\mathrm{m}$	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_2}/\mathrm{m}$
M_1	2.961 2	13.166 2	110.679 4
M_2	1.280 4	171.138 7	5.149 7

4.2　未知对手信息下对策仿真

4.2.1　仿真条件

由于 EKF 滤波对每个进攻弹是独立的,本节针对未知对手状态信息,即不完全信息下的双弹拦截情况仿真,测量视线角与距离来估计状态。表 5 给出了 EKF 参数及初始状态估计误差的参数,一阶延迟系数估计较大。而在制导律中,敌方的一阶延迟系数均取 0.2 s。初值估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_0$ 可由状态估计误差直接获得,初始误差矩阵估计 $\boldsymbol{P}_0$ 是以估计误差为标准差构成的对角阵。

表 5　EKF 与仿真参数

Table 5　Parameters of EKF and simulation

参数	数值
一阶延迟系数估计$[\tau_{D_1}^*,\tau_{D_2}^*,\tau_T^*]$	[10,10,10]
系统过程噪声标准差$[\sigma_{D_1},\sigma_{D_2}]$	$3g$
系统过程噪声标准差 σ_T	$0.3g$
量测标准差$[\sigma_{M_1D_1\rho},\sigma_{M_1D_2\rho},\sigma_{M_1D_3\rho}]$	$0.01[\rho_{M_1D_1},\rho_{M_1D_2},\rho_{M_1D_3}]$
量测标准差$[\sigma_{M_1D_1\lambda},\sigma_{M_1D_2\lambda},\sigma_{M_1D_3\lambda}]$	0.002 rad
D_1,D_2,T 初始状态估计误差	[50 m,50 m, 0.01 rad,10 m/s]

4.2.2　仿真结果

图 9 ~ 图 16 给出了不完全信息下的双拦截弹拦截情况。对比图 9、图 10 与图 5、图 6 可知,弹道弯曲程度相差不大,目标在约 1 ~ 3 s 及5 ~ 8 s 段不再以近零加速度飞行,这是因一阶延迟环节存在时噪声误差引起了不精确控制。而在这些时间段内,进攻弹的加速度出现小幅震荡,说明状态估计误差会影响打击精度,但不会过大。

目标和拦截弹的位置坐标的滤波效果如拦截图 11、图 12 所示。由于位置与量测值直接相关,

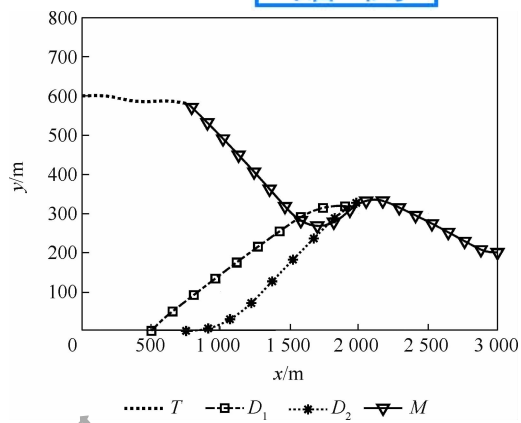


图 9　不完全信息下的弹道

Fig. 9　Trajectories under incomplete information

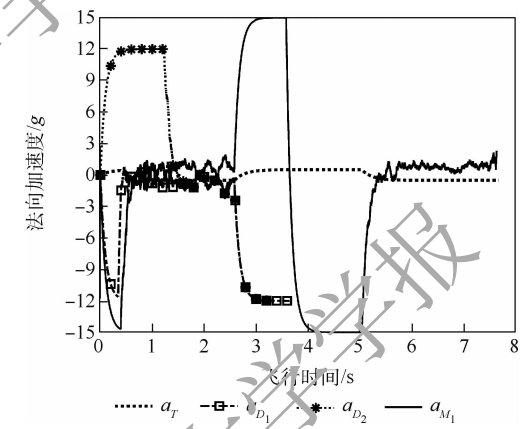


图 10　不完全信息下的加速度

Fig. 10　Acceleration under incomplete information

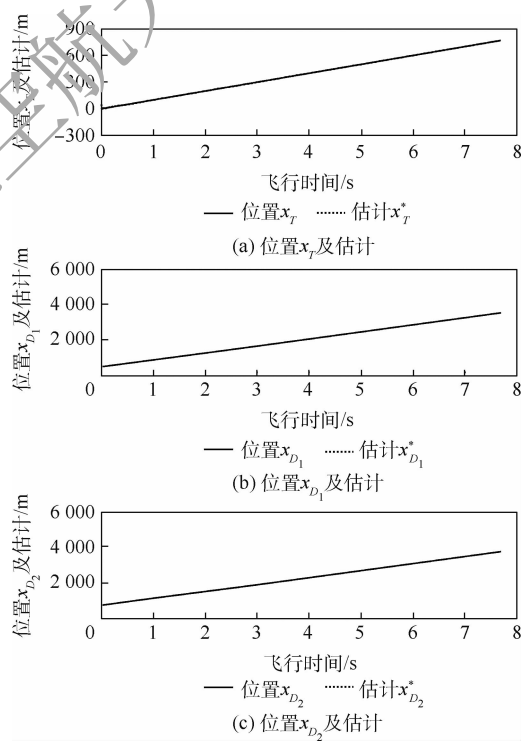


图 11　对位置 x 的滤波效果

Fig. 11　Filtering effect on position x

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

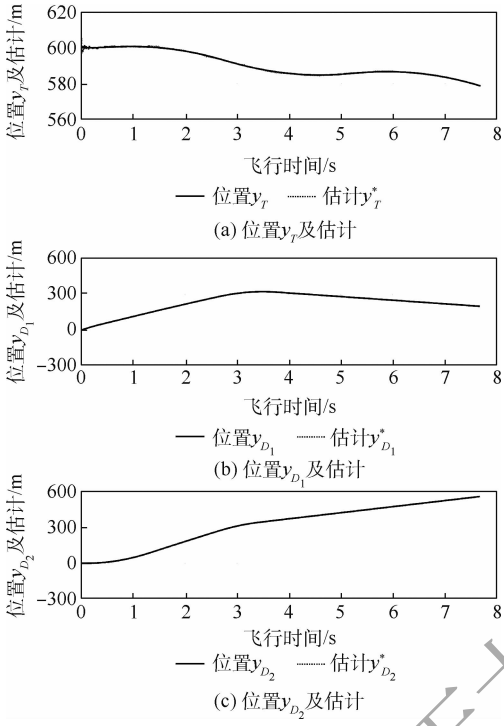


图 12 对位置 y 的滤波效果

Fig. 12 Filtering effect on position y

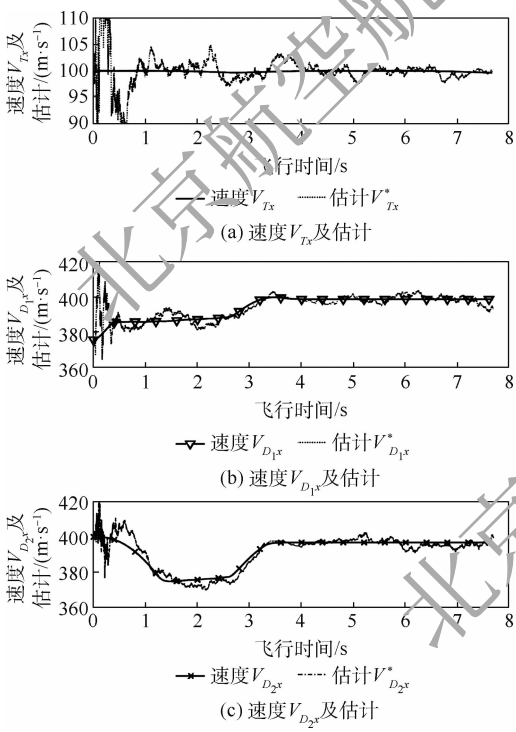


图 13 对速度 V_x 的滤波效果

Fig. 13 Filtering effect on velocity V_x

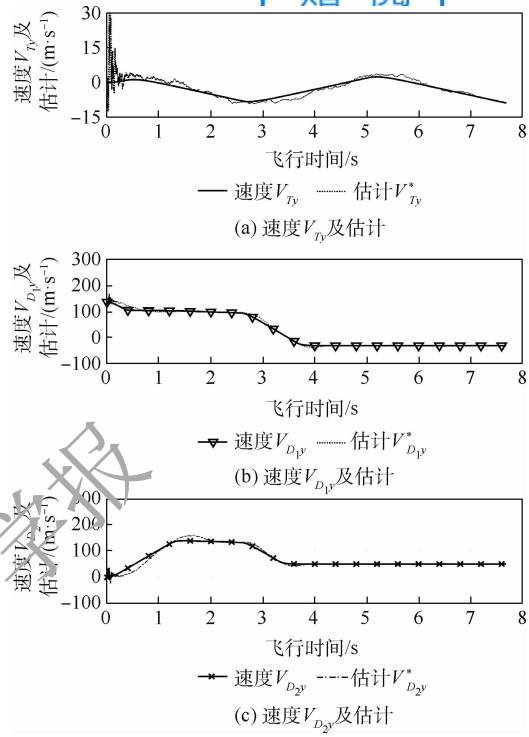


图 14 对速度 V_y 的滤波效果

Fig. 14 Filtering effect on velocity V_y

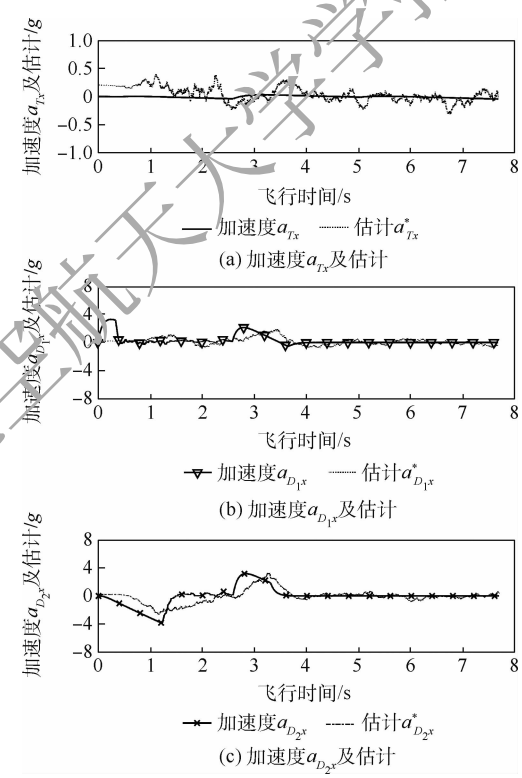


图 15 对加速度 a_x 的滤波效果

Fig. 15 Filtering effect on acceleration a_x

为同阶估计量,精度很高。

对目标与拦截弹的速度估计结果如图 13 和图 14所示,速度估计能较为精确地跟踪其变化趋势。尽管初始速度大小估计误差不大,但由于弹道倾角估计误差导致速度分量初始误差是明显的,而在约 0.5 s 后的平稳估计阶段误差都在约5 m/s内。

对目标与拦截弹的加速度估计如图 15 和图 16 所示。加速度估计出现明显的时间延迟环节,效果主要依赖于系统噪声标准差的估计,本文给出较为保守的标准差,因此加速度估计较为平稳。若增大标准差,会减小时间延迟,增大噪声估计的震荡。有时间延迟现象说明该 EKF 适合平稳变

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

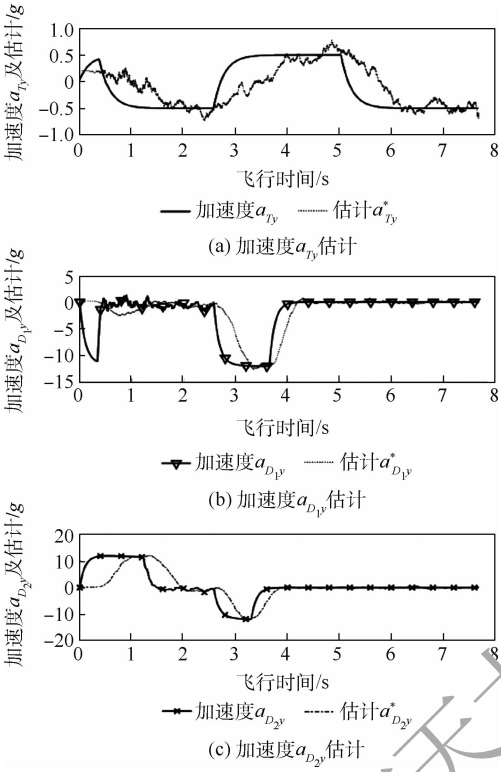


图 16　对加速度 a_y 的滤波效果

Fig. 16　Filtering effect on acceleration a_y

化的加速度。但实际上,对于频繁机动能力较大的情况,式(20)和式(21)中只要调小加速度的比重一阶延迟环节估计项,并不依赖高精度的加速度估计。

表 6 给出了不完全信息下双弹拦截时脱靶量的分布。在量测噪声较大的情况下,仍然能保持相近的脱靶量,说明微分对策制导律可以通过 EKF 滤波实现。信息量测导致的加速度震荡幅度增大,末制导的精度略有下降但仍在 0.1 m 内。

表 6　不完全信息下的脱靶量

Table 6　Miss distance under incomplete information

工况	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}T}/(10^{-6}\ \mathrm{m})$	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_1}$/m	$\mathrm{Miss}_{M\text{-}D_2}$/m
双弹拦截	0.018 46	12.312 5	5.732 8

5　结　论

本文基于微分对策理论与 EKF 方法,设计了飞行器突防打击一体化的制导方法,得出如下结论:

1) 能在对手状态信息已知时导引多进攻弹规避多拦截弹,并准确打击单目标,解析解可以在线应用,速度较快。

2) 拦截弹与目标的状态信息未知时,EKF 能使进攻弹在比较粗糙的量测值下准确估计对手的位置、速度信息及较为平稳变化的加速度信息,加速度存在时间延迟现象。

3) 不考虑能量消耗,进攻弹之间的制导律是互不耦合的,EKF 也由进攻弹独立进行,计算量小,解析解可在线应用。

本文仍有未尽的研究工作,日后改进方向如下:

1) 研究多弹之间的通信拓扑结构,并改进制导律具体形式,尤其是对战双方个数有差别时,对不同突防对象进行分组分布式协同。

2) 突防后对打击目标进行时间或角度协同,增强毁伤性能。

3) 经过平面解耦后,设计用于三维空间的制导律。

参考文献(References)

[1] 郑玉航,于海燕,孙鹏. 导弹突防策略与措施研究[J]. 国防技术基础,2002(5):46-48.
ZHENG Y H, YU H Y, SUN P. Study on missile penetration strategies and measures[J]. Technology Foundation of National Defence, 2002(5):46-48(in Chinese).

[2] SHAFERMAN V, SHIMA T. Linear quadratic guidance laws for imposing a terminal intercept angle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5):1400-1412.

[3] LIU Y, QI N, TANG Z. Linear quadratic differential game strategies with two-pursuit versus single-evader[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(6):896-905.

[4] 王亚帆,周韬,陈万春,等. 基于脱靶量级数解的最优机动突防策略[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(1):159-169.
YANG Y F, ZHOU T, CHEN W C, et al. Optimal maneuver penetration strategy based on power series solution of miss distance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1):159-169(in Chinese).

[5] SHAFERMAN V, SHIMA T. Cooperative differential games guidance laws for imposing a relative intercept angle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(10):2465-2480.

[6] 鲜勇,田海鹏,王剑,等. 基于微分对策的导弹智能机动突防研究[J]. 飞行力学,2014,32(1):70-73.
XIAN Y, TIAN H P, WANG J, et al. Research on missile intelligent maneuver penetration based on differential game[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(1):70-73(in Chinese).

[7] 花文华,张拥军,张金鹏,等. 双导弹拦截角度协同的微分对策制导律[J]. 中国惯性技术学报,2016,24(6):838-844.
HUA W H, ZHANG Y J, ZHANG J P, et al. Differential game guidance law for dual missile interception angle coordination[J]. Chinese Journal of Inertial Technology, 2016, 24(6):838-844(in Chinese).

[8] 郭志强,周绍磊,于运治. 拦截机动目标的范数型协同微分对策制导律[J]. 计算机仿真,2020,37(3):23-26.
GUO Z Q, ZHOU S L, YU Y Z. Guidance law of norm cooperative differential game for intercepting maneuvering targets[J].

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Computer Simulation,2020,37(3):23-26(in Chinese).

[9] ZHURBAL A,IDAN M. Effect of estimation on the performance of an integrated missile guidance and control system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems,2011,47(4):2690-2708.

[10] 姜易阳,陈万春. 基于 DGL/IMM 算法的随机机动弹头拦截研究[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(2):6-10.
JIANG Y Y,CHEN W C. Research on interception of random maneuvering warhead based on DGL/IMM algorithm[J]. Journal of Projectiles,Rockets,Missiles and Guidance,2012,32(2):6-10(in Chinese).

[11] SHAFERMAN V,OSHMAN Y. Stochastic cooperative interception using information sharing based on engagement staggering[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2016,39(9):2127-2141.

[12] OSHMAN Y,SHINAR J,WEIZMAN S A. Using a multiple-model adaptive estimator in a random evasion missile/aircraft encounter[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2001,24(6):1176-1186.

[13] FONOD R,SHIMA T. Multiple model adaptive evasion against a homing missile[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2016,39(7):1578-1592.

[14] REISNER D,SHIMA T. Optimal guidance-to-collision law for an accelerating exoatmospheric interceptor missile[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2013,36(6):1695-1708.

[15] PAN S,SU H,CHU J,et al. Applying a novel extended Kalman filter to missile-target interception with APN guidance law:A benchmark case study[J]. Control Engineering Practice,2010,18(2):159-167.

[16] 刘磊,高文蔓,王建超. 基于高斯伪谱法的制导火箭弹协同末制导分析[J]. 导弹与航天运载技术,2020(3):81-85.
LIU L,GAO W J,WANG J C. Cooperative terminal guidance analysis of guided rocket based on Gaussian pseudospectral method[J]. Missile and Space Delivery Technology,2020(3):81-85(in Chinese).

[17] 肖惟,于江龙,董希旺,等. 过载约束下的大机动目标协同拦截[J]. 航空学报,2020,41(S1):184-194.
XIAO W,YU J L,DONG X W,et al. Cooperative interception of large maneuvering targets under overload constraint[J]. Acta Aeronautica Sinica,2020,41(S1):184-194(in Chinese).

[18] ZHOU H,RAHMAN T,CHEN W. Impact angle and impact velocity constrained terminal guidance for stationary target[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology,2015,87(5):454-464.

[19] ZHOU H,CHENG T,LIU X,et al. Three-dimensional geometric descent guidance with impact angle constraint[J]. IEEE Access,2020,8:64932-64948.

[20] 郭志强,孙启龙,周绍磊,等. 主动防御飞行器的范数型微分对策制导律[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(9):1787-1796.
GUO Z Q,SUN Q L,ZHOU S L,et al. Norm differential game guidance law for active defense aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(9):1787-1796(in Chinese).

[21] 王小平,周问,刘博. 三体对抗策略的预警机主动防御最优协同制导算法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(2):16-23.
WANG X P,ZHOU W,LIU B. Optimal cooperative guidance algorithm for early warning aircraft active defense based on three body confrontation strategy[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Editon),2020,21(2):16-23(in Chinese).

[22] 杜宗霖,王晓芳,贺敏,等. 考虑目标安全性的最优协同拦截制导律研究[J]. 飞行力学,2020,38(1):73-79.
DU Z L,WANG X F,HE M,et al. Research on optimal cooperative interception guidance law considering target safety[J]. Flight Mechanics,2020,38(1):73-79(in Chinese).

[23] SHIMA T. Optimal cooperative pursuit and evasion srategies against a homing missile[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2011,34(2):414-425.

[24] KUMAR S R,SHIMA T. Cooperative nonlinear guidance strategies for aircraft defense[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2017,40(1):124-138.

[25] FONOD R,SHIMA T. Estimation enhancement by cooperatively imposing relative intercept angles[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2017,40(7):1711-1725.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Differential game guidance law design for integration of penetration and strike of multiple flight vehicles

CHENG Tao[1], ZHOU Hao[1], DONG Xiaofei[2,3,*], CHEN Wanchun[1]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Science and Technology on Complex System Control and Intelligent Agent Cooperation Laboratory, Beijing 100074, China;
3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: To solve the problem of dodging the defense missile group and hitting the target, a differential game guidance law which can be applied under the condition of incomplete enemy information is proposed. The linearized model of multi-vehicle engagement was established and the order of the model was reduced according to different combat teams. A time operator is introduced to unify the terminal time of all teams, and thus the guidance law was deducted based on two-person zero-sum differential game theory. The state estimation of interceptors and target was applied to the proposed guidance law by employing the extended Kalman filter (EKF). The penetration miss distance is greater than 5 m assuming complete hostile state information, and the interception miss distance is less than 0.1 m. Given only the rough and noisy observations, to be a contrast, the state estimation error of interceptors and target is well acceptable, and similar miss distance accuracy can be achieved. The simulation results demonstrate that the proposed guidance law can effectively guide attacking missiles to evade interception and hit the target accurately.

Keywords: offensive and defensive confrontation; differential game; active defense; optimal maneuver; state estimation

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-02; **Accepted**: 2021-04-04; **Published online**: 2021-04-09 09:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210408.1552.002.html

Foundation item: Science and Technology on Complex System Control and Intelligent Agent Cooperation Laboratory Open Research Fund (192006)

* **Corresponding author**. E-mail: dxf891112@126.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0686

基于 DDPG 算法的变体飞行器自主变形决策

全下文载

桑晨[1], 郭杰[1,*], 唐胜景[1], 王肖[2], 王子瑶[1]
(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 针对变体飞行器的自主变形决策问题,提出了一种基于深度确定性策略梯度(DDPG)算法的智能二维变形决策方法。以可同时变展长及后掠角的飞行器为研究对象,利用 DATCOM 计算气动数据,并通过分析获得变形量与气动特性之间关系;基于给定的展长和后掠角变形动力学方程,设计 DDPG 算法学习步骤;针对对称和不对称变形条件下的变形策略进行学习训练。仿真结果表明:所提算法可以快速收敛,变形误差保持在 3% 以内,训练好的神经网络提高了变体飞行器对不同飞行任务的适应性,可以在不同的飞行环境中获得最佳的飞行性能。

关 键 词: 变体飞行器; 自主变形决策; 深度强化学习; 深度确定性策略梯度(DDPG)算法; 动力学分析
中图分类号: V249.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)05-0910-10

变体飞行器的智能变形可使飞行器在执行不同的任务,以及某一任务的各个阶段都具有最优的飞行效能,因而可有效增加航程或节省能耗,使变体飞行器具有更高的环境适应、应变、攻击和生存能力[1]。目前,国内外对变体飞行器的研究主要集中在智能变体材料[2]、可变形翼型结构的实现[3]和姿态控制[4]上,但是对变体飞行器自主变形决策的研究相对不足[5]。

变体飞行器的自主变形决策方法是研究重点。自主变形决策是指根据不同的飞行任务和飞行状态,通过固定在机翼上的转向装置提供不同的力,使两侧机翼产生相应变形。但如何使可变形机翼具有自主决策能力一直是一个难题,也是智能变体材料等关键技术突破后,飞行器系统平台必须解决的核心技术难题[6]。强化学习是智能体以“试错”的方式使奖赏最大化来学习得到最优策略,改进行动方案以适应外部环境,从而完成任务目标。因此,使用强化学习算法是变体飞行器实现自主变形决策的有效方案。

常用的强化学习算法包括动态规划、蒙特卡罗方法、Q-Learning 等,但是这些强化学习算法通常只能较好地处理具有有限个状态和有限个行为的环境。后来,DeepMind 团队将强化学习算法与深度学习算法结合形成了深度 Q 网络(deep Q-network,DQN),虽然 DQN 在高维问题上取得了巨大的成功,如雅达利游戏[7]和 AlphaGo 的围棋对弈[8],但动作空间仍然是离散的。事实上,很多任务,特别是物理控制任务,动作空间是连续的。Lillicrap 等[9]使用了 actor-critic 架构,将确定性策略梯度算法与 DQN 相结合,提出了深度确定性策略梯度(deep deterministic policy gradient,DDPG)算法来处理连续控制问题。近年来,DeepMind 团队又提出了异步优势行为者评论家(asynchronous advantage actor-critic,A3C)算法[10]、近似策略优化(proximal policy optimization,PPO)算法[11]等,展现了深度强化学习广阔的发展空间和

收稿日期: 2020-12-08; **录用日期**: 2021-05-07; **网络出版时间**: 2021-05-18 11:52
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1734.004.html
*通信作者. E-mail: guojie1981@bit.edu.cn

引用格式: 桑晨, 郭杰, 唐胜景, 等. 基于 DDPG 算法的变体飞行器自主变形决策[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 910-919. SANG C, GUO J, TANG S J, et al. Autonomous deformation decision making of morphing aircraft based on DDPG algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 910-919 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 增刊

前景。

Valasek 等[12-14]提出了一种基于 Q-Learning 的变体无人机变形策略,对变形无人机的气动特性和变形结构进行研究,以实现气动形状的最优控制;温暖等[15]以简单抽象的椭球体为对象,提出了一种基于深度强化学习的变体飞行器自主外形优化方法;Xu 等[6]分别以倒立摆模型、小车模型和一种可变后掠的新型仿生无人机为研究对象,验证了相同的算法和神经网络可以学习对环境变化具有鲁棒性的策略,但是无人机模型在不同飞行状态下最优折叠角的定义缺乏理论依据;闫斌斌等[16]提出了一种基于 Q-Learning 的飞行器翼型自适应控制方法,但 Q 函数和奖惩函数的设计均与飞行状态无关,所得到的最优翼型变形策略也与飞行状态无关。

针对上述在变体飞行器自主变形决策研究中出现的研究对象抽象、变形与飞行状态无关等问题,本文首先给出了真实的变体飞行器外形方案,然后分析了变形量、迎角和飞行高度、飞行速度等飞行状态对气动特性的影响,接着以变体飞行器展长和后掠角的变形过程动力学模型为基础,设计了自主变形决策方案和 DDPG 算法训练流程,最后基于 Anaconda3、TensorFlow1.9.0 和 python3.6.10 平台,搭建了 DDPG 算法训练框架结构,经过学习训练,给出了变体飞行器在纵向平面内飞行时对称变形的仿真结果。另外,考虑到当变体飞行器变形不对称时,外形和受力也不对称,利用这种不对称,可以使飞行器产生主动的姿态变化,形成一种新的操纵机构,本文进行了变体飞行器不对称变形的仿真实验,并给出了仿真结果。

1　变体飞行器动力学分析

1.1　变体飞行器外形方案

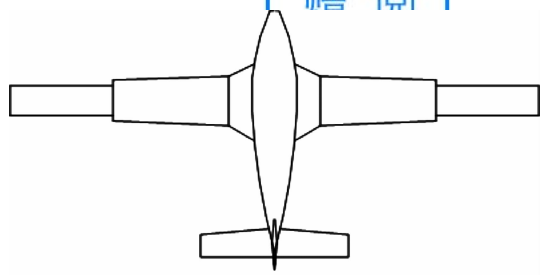
以一种可变展长和后掠角的变体飞行器为研究对象[17],如图 1 所示,变形翼由后掠翼和伸缩翼组成。

变体飞行器自主变形决策的过程,就是根据不同的飞行任务和飞行状态改变翼展长度和后掠角的过程。机翼后缘后掠角 λ 的变化范围为 0° ~ 30°,伸缩翼展长 b 的变化范围为 0 ~ 0.758 m。

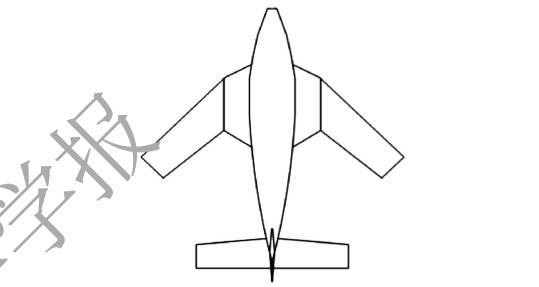
定义变体飞行器伸缩翼变形的归一化描述参量为伸缩翼变形率 ξ_b 即

$$\xi_b = \frac{b - b_{\min}}{b_{\max} - b_{\min}} \tag{1}$$

定义变体飞行器后掠翼变形的归一化描述参量为后掠翼变形率 ξ_λ,即



(a) 展长最大、后掠角最小时的飞行器外形



(b) 展长最小、后掠角最大时的飞行器外形

图 1　变体飞行器外形方案

Fig. 1　Profile scheme of morphing aircraft

$$\xi_\lambda = \frac{\lambda - \lambda_{\min}}{\lambda_{\max} - \lambda_{\min}} \tag{2}$$

式中:$b_{\min}$ 和 $\lambda_{\min}$ 分别为伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的最小值;$b_{\max}$ 和 $\lambda_{\max}$ 分别为伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的最大值。

变体飞行器的基本参数如表 1 所示。

表 1　变体飞行器的基本参数

Table 1　Basic parameters of morphing aircraft

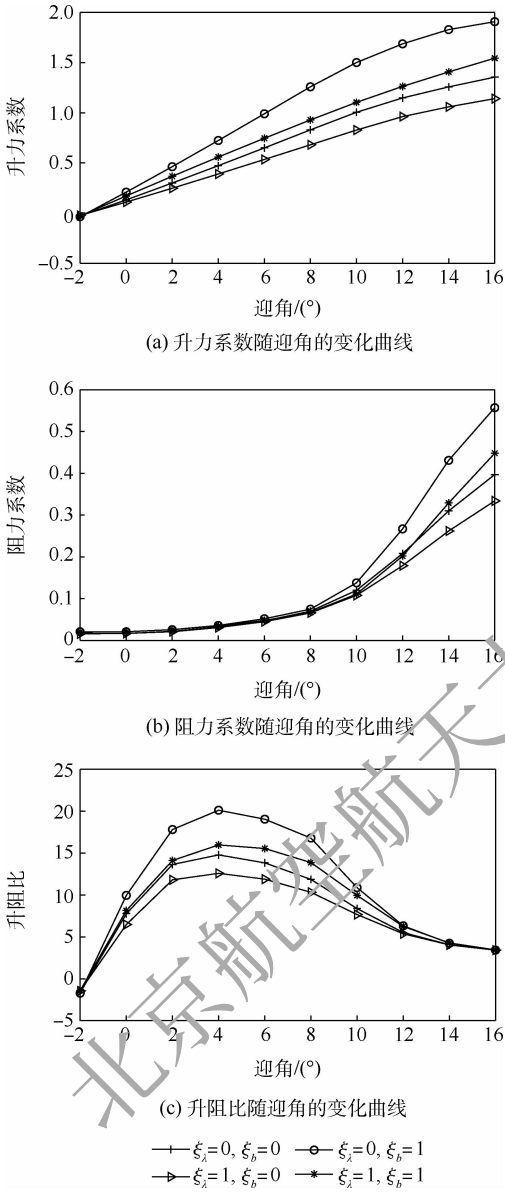
参数	数值
初始质量/kg	32.7
参考长度/m	1.9
伸缩翼的质量/kg	0.8
质心位置/m	0.55
参考面积/m^2	1
后掠翼的质量/kg	1.9

1.2　气动特性分析

采用 DATCOM 仿真软件计算了变体飞行器在飞行包线内不同工作点的气动数据,工作点的选取维度包括迎角、飞行高度、马赫数、伸缩翼变形率和后掠翼变形率。

图 2 给出了变体飞行器在飞行高度为 500 m、马赫数为 0.16 时,不同后掠翼变形率和伸缩翼变形率下气动系数随迎角的变化。可以看出,升力系数、阻力系数和升阻比均随着伸缩翼展长的减小而减小,随着机翼后缘后掠角的减小而增大;不同机翼后缘后掠角和不同伸缩翼展长下的升阻比均在迎角为 4°左右达到最大值。说明飞行器在巡航状态下,虽然大伸缩翼展长和小机翼后缘后掠角的升力系数大,但升阻比不一定大。

北京航空航天大学学报



(a) 升力系数随迎角的变化曲线

(b) 阻力系数随迎角的变化曲线

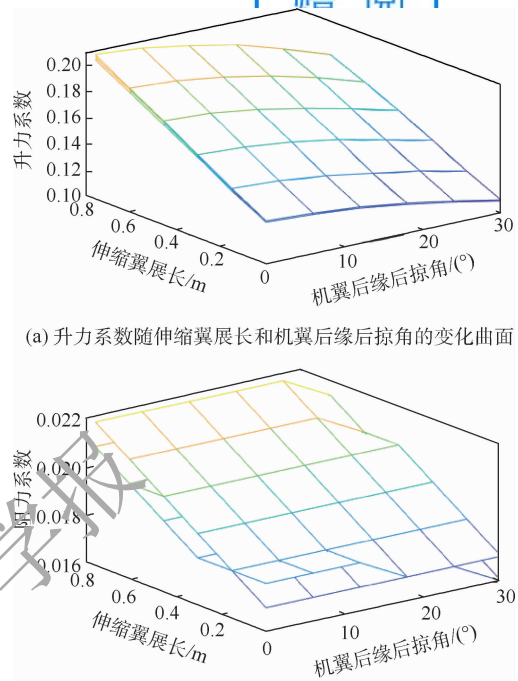
(c) 升阻比随迎角的变化曲线

图 2 不同后掠翼变形率和伸缩翼变形率下气动系数随迎角的变化曲线

Fig. 2 Variation curves of aerodynamic coefficient with attack angle under different deformation rates of sweptback and retractable wing

图 3 给出了飞行高度为 500 m，迎角为 2°，马赫数分别为 0.14、0.16、0.18 时气动系数随伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的变化曲面。

由图 3(a)可以看出，在相同马赫数和飞行高度条件下，变体飞行器满足升力需求的外形和飞行状态(机翼后缘后掠角、伸缩翼展长、迎角)有很多种，这是变体飞行器区别于固定翼飞行器的重要特征。固定翼飞行器的设计通常是为了得到升阻比最优的外形，但这个外形不是在所有升力需求下都能达到最优，而变体飞行器的优势在于其能在不同的升力需求情况下，通过变形达到最优的气动外形。



(a) 升力系数随伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的变化曲面

(b) 阻力系数随伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的变化曲面

图 3 气动系数随伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的变化曲面

Fig. 3 Surfaces of aerodynamic coefficients varying with span length of retractable wing and sweepback of wing trailing edge

由图 3(b)可以看出，在伸缩翼展长相同时，单纯改变机翼后缘后掠角，升力系数、阻力系数随后掠角变化的并不是很明显，但与伸缩翼展长的变化结合之后，升力系数、阻力系数的变化将很明显，这说明有将伸缩翼展长作为控制量进行不对称变形的意义。

1.3 变形过程动力学模型

假定伸缩翼展长和机翼后缘后掠角的变形过程动力学为简单的非线性微分方程[12]。伸缩翼展长 b 与所施加的电压 V_b 的关系模型为

$$1.475\ddot{b}+3.687\dot{b}+3.687b+0.3\sin(\pi(b-2))=V_b \tag{3}$$

机翼后缘后掠角 λ 与所施加的电压 V_λ 的关系模型为

$$0.04\ddot{\lambda}+0.1\dot{\lambda}+0.1\lambda+0.008\sin(\pi(\lambda-2))=V_\lambda \tag{4}$$

2 基于 DDPG 算法的自主变形决策

2.1 自主变形决策方案

考虑到变体飞行器自主变形决策是一个连续的过程，但传统的强化学习算法只适合解决离散动作空间的问题，因此，本文将具有感知能力的深度学习与具有决策能力的确定性策略梯度强化学习算法相结合形成的 DDPG 算法应用在变体飞行

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

器的自主变形决策问题上,通过大量的学习训练使飞行器对于包括马赫数和飞行高度的特定飞行状态 F,能够根据经验策略自主的控制电压 V_b 和 V_λ,从而使变体飞行器在整个飞行包线内都处于最优的气动外形 b_{opt} 和 λ_{opt}。

马尔可夫决策过程(Markov decision process, MDP)是序贯决策的数学模型,可以描述几乎所有强化学习问题,故可以将上述学习过程描述成 MDP,即(S,O,A,P,R)。其中,S 为状态集,是对环境的描述;O 为可观测状态集;A 为动作集,是对智能体行为描述的集合;P 为状态转移概率;R 为回报函数,是奖励函数随时间步的积累。状态集 S 由当前的机翼后缘后掠角 λ、伸缩翼展长 b 和飞行状态 F 构成,因为飞行器当前的机翼后缘后掠角、伸缩翼展长和实时飞行状态均可以由机载传感器准确获得,故可观测状态集 $O=S=\{\lambda, b, F\}$。飞行状态与飞行高度和马赫数的关系如表 2 所示。

表 2　飞行状态与飞行高度和马赫数的关系

Table 2　Relation among flight state, flight altitude and Mach number

飞行状态	马赫数	飞行高度/m
0	0.05~0.12	500
1	0.12~0.14	500
2	0.14~0.16	500
3	0.16~0.18	500
4	0.18~0.20	500
5	0.20~0.24	500

动作集 A 为改变机翼后缘后掠角 λ 和伸缩翼展长 b 所需的电压 V_λ 和 V_b,即 $A=\{V_\lambda, V_b\}$;回报函数 R 被定义为

$$R = r_1 + \gamma r_2 + \gamma^2 r_3 + \cdots = \sum_{t=1}^{\infty} \gamma^{t-1} r_t \tag{5}$$

式中:γ 为折扣因数,决定即时奖励与未来奖励的重要性;r_t 为在第 t 个时间步决策时的奖励函数。

为表达方便,省略下标,r 被设计为

$$r = r_\lambda + r_b \tag{6}$$

式中:r_λ 和 r_b 分别为当算法依据当前状态 s 决策出动作 a(即电压 V_λ 和 V_b)时给出的奖励值,具体设计如下:

$$r_\lambda = \begin{cases} r_\lambda^+ & |\lambda - \lambda_{opt}| \leqslant \beta_\lambda \\ 0 & |\lambda - \lambda_{opt}| > \beta_\lambda \end{cases} \tag{7}$$

$$r_b = \begin{cases} r_b^+ & |b - b_{opt}| \leqslant \beta_b \\ 0 & |b - b_{opt}| > \beta_b \end{cases} \tag{8}$$

式中:β_λ 为当前机翼后缘后掠角 λ 与在当前状态 s 下的最优后掠角 λ_{opt} 之差绝对值的门限值;β_b 为当前伸缩翼展长 b 与在当前状态 s 下的最优展长 b_{opt} 之差绝对值的门限值;r_λ^+ 和 r_b^+ 为稀疏奖励,后掠角奖赏因子 r_λ^+ 表示当 $|\lambda - \lambda_{opt}| \leqslant \beta_\lambda$ 时,给予智能体一个较大的正值稀疏奖励,r_λ^+ 为 1,否则 r_λ^+ 为 0,伸缩翼展长奖赏因子 r_b^+ 表示当 $|b - b_{opt}| \leqslant \beta_b$ 时,给予智能体一个较大的正值稀疏奖励,r_b^+ 为 1,否则 r_b^+ 为 0。

需要注意的是:

1) 因为事先未知环境模型动态,所以状态转移概率 P 未知。

2) 为了保证训练过程的稳定,采用目标网络方法,分别为策略网络 $\mu(s|\theta^\mu)$ 和 Q 网络 $Q(s,a|\theta^Q)$ 创建了 2 个神经网络副本 $\mu^-(s|\theta^{\mu^-})$ 和 $Q^-(s,a|\theta^{Q^-})$,$\mu(s|\theta^\mu)$ 和 $Q(s,a|\theta^Q)$ 称为当前网络,副本称为目标网络,用来计算目标值。采用的是软更新方式,更新过程为

$$\begin{cases} \theta^{\mu^-} = \tau\theta^\mu + (1-\tau)\theta^{\mu^-} \\ \theta^{Q^-} = \tau\theta^Q + (1-\tau)\theta^{Q^-} \end{cases} \tag{9}$$

式中:τ 为软替代系数,目标网络以 τ 的比例缓慢跟踪当前网络更新。

3) 为了兼顾探索和利用,在 actor 网络产生的动作 a 中添加了随机噪声 v,即

$$a' = a + v \tag{10}$$

其中:随机噪声 v 被设计为

$$v = N(a,c) \tag{11}$$

式中:$N(a,c)$ 表示均值为 a、方差为 c 的正态分布;方差 c 被设计为

$$c = \begin{cases} 1 & \text{episode} \leqslant 50 \\ 0.999\,5c & \text{episode} > 50 \end{cases} \tag{12}$$

式中:episode 为学习次数。

4) 为了加快学习的速度,门限值 β_λ 和 β_b 变化如式(13)所示,为了方便表述,去掉下标。

$$\beta = \begin{cases} \beta & \text{episode} \leqslant 50 \\ 0.999\,9\beta & \text{episode} > 50 \end{cases} \tag{13}$$

5) 由于机翼后缘后掠角 λ 和伸缩翼展长 b、飞行状态 F 有着不同的尺度和单位,为了提高学习效率,对网络输入层的状态值进行归一化处理,从而提供近似于相同尺度的无单位状态值,即

$$\begin{cases} \overline{F} = \dfrac{F}{F_{max}} \\ \overline{b} = \xi_b \\ \overline{\lambda} = \xi_\lambda \end{cases} \tag{14}$$

6) 为了测试经过学习后网络参数的稳定性,存储近 50 次的回报函数 R 并取平均值 R_{mean},将这个平均值 R_{mean} 作为学习结束的标志之一。

2.2　DDPG 算法训练流程

DDPG 算法的实现框架如图 4 所示。

北京航空航天大学学报

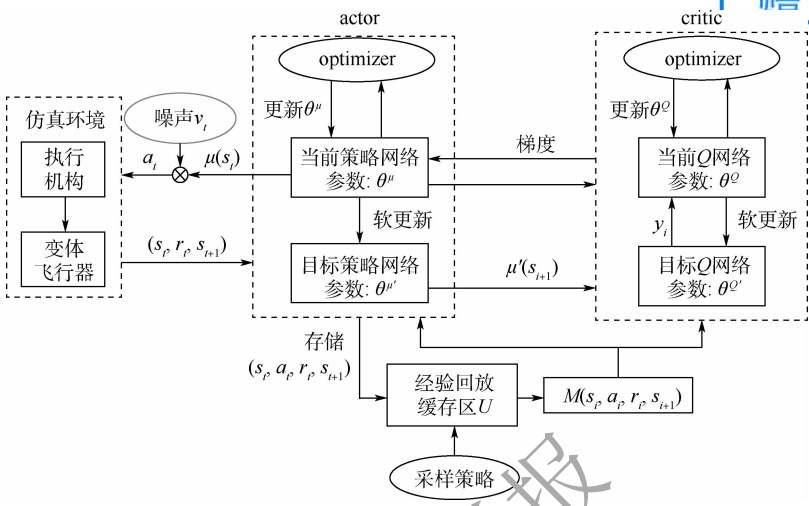


图 4 DDPG 算法的实现框架

Fig. 4 Implementation framework of DDPG algorithm

DDPG 算法流程如下：

1）随机初始化 critic 当前网络 $Q(s,a|\theta^Q)$ 的参数 θ^Q 和 actor 当前网络 $\mu(s|\theta^\mu)$ 的参数 θ^μ。

2）将当前网络的参数拷贝给对应的目标网络参数：$\theta^{Q^-}\leftarrow\theta^Q$，$\theta^{\mu^-}\leftarrow\theta^\mu$。

3）初始化经验回放的缓存区 U。

4）for episode = 1：Maxepisodes。

5）初始化观测得到状态 s_1。

6）for $t=1,T$。

7）根据当前策略选择动作 a_t。

8）在动作中添加随机噪声 v_t，得到 $a_t'=a_t+v_t$。

9）执行动作 a_t' 从而得到奖励 r_t 和新的状态 s_{t+1}。

10）将 (s_t,a_t,r_t,s_{t+1}) 存储在缓存区 U 中，作为训练当前网络的数据集。

11）门限值 β，方差 c 发生变化。

12）从 U 中随机采样一组数量为 M 的训练数据，作为当前策略网络、当前评估网络的一个 mini-batch 训练数据。用 (s_i,a_i,r_i,s_{i+1}) 表示 mini-batch 中的单个训练数据。

13）通过神经网络的梯度反向传播来更新 critic 的当前网络参数 θ^Q，损失函数使用均方差，即

$$L=\frac{1}{N}\sum_i(y_i-Q(s_i,a_i|\theta^Q))^2$$

式中：

$$y_i=r_i+\gamma Q'(s_{i+1},\mu'(s_{i+1}|\theta^{\mu'})|\theta^{Q'})$$

14）利用所选样本的策略梯度通过神经网络的梯度反向传播来更新 actor 的当前网络参数 θ^μ：

$$\nabla_{\theta^\mu}J=\frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M}(\nabla_{a_i}Q^\pi(s_i,a_i|\theta^Q)\cdot\nabla_{\theta^\mu}\mu(s_i|\theta^\mu))$$

更新 critic 目标网络和 actor 目标网络参数：

$$\begin{cases}\theta^{\mu^-}=\tau\theta^\mu+(1-\tau)\theta^{\mu^-}\\ \theta^{Q^-}=\tau\theta^Q+(1-\tau)\theta^{Q^-}\end{cases}$$

15）end for time step。

16）end for episode or $R_{\text{mean}}\geqslant 398$。

2.3 DDPG 算法参数设置

在 DDPG 算法训练中使用的超参数如表 3 所示。

表 3 超参数设置

Table 3 Hyperparameter setting

参数	数值
最大学习次数 Maxepisodes	5 000
最大步数 T	200
折扣因数 γ	0.2
critic 学习率	0.002
缓冲区 U 的大小	10 000
批大小	32
软替代系数 τ	0.000 1
actor 学习率	0.001

3 仿真结果

3.1 对称变形的仿真结果

为了研究 DDPG 算法用于变体飞行器自主变形决策的可行性和有效性，先对变体飞行器的平衡飞行状态进行测试，即两侧伸缩翼和后掠翼根据不同的飞行状态进行对称变形。

在巡航飞行状态下，由于变体飞行器需要的过载较小，此时获取最优气动外形所满足的原则是：在平衡升力和重力的前提下，阻力尽可能得小。根据第 2 节得到的气动数据，变体飞行器对称变形时，在不同飞行状态下的最优气动外形如表 4 所示。

经过仿真实验，每次学习后获得的累计奖赏如图 5 所示。可以看出，前 50 次训练时处于随机探索阶段，而且没有真正地开始学习，因此即使此时门限值较大，R 值也不是很大；当学习次数为 50 左右时，开始真正学习，因此 R 值迅速增大；当

北航学报 赠阅

表 4　变体飞行器对称变形时的最优气动外形

Table 4　Optimal aerodynamic profile of morphing aircraft under symmetrical deformation

飞行状态	最优伸缩翼展长/m	最优机翼后缘后掠角/(°)
0	0.758	0
1	0.740	3
2	0.560	6
3	0.470	8
4	0.100	18
5	0	30

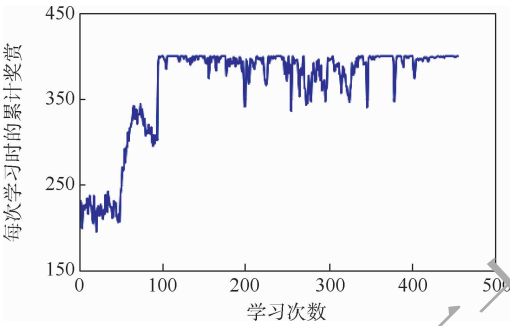


图 5　对称变形时每次学习获得的累计奖赏值

Fig. 5　Accumulated rewards for each study under symmetrical deformation

学习次数为 50 ~ 100 时,虽然随机探索的范围减小,但门限值也在减小,因此此时获得的 R 值在逐渐减小;当学习次数为 100 ~ 200 时,探索范围与门限值的变化处于相对平衡的状态,因此 R 值多数时间稳定在定值;当学习次数为 200 ~ 400 时,随机探索结束,处于边学习、门限值边减小的过程,因此 R 值波动较大;当学习次数为 400 之后,处于在线利用的阶段,门限值也不再变化,因此最终 R 值稳定在定值附近,此时,网络参数较稳定,保存 actor 网络,即为学习训练的最终结果。

为了验证 2.1 节得到的变体飞行器对称变形时自主变形策略的有效性,假定飞行状态 F 与飞行轨迹的关系如图 6 所示,利用保存的 actor 网络和文献[12]中的 Multi-Q 学习方法的训练结果分别在图 6 所示的飞行路径中进行试验,测试的仿真结果如图 7 所示。

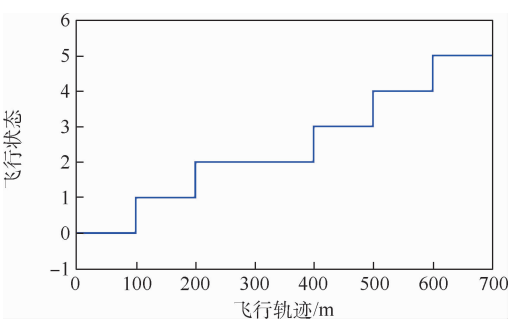
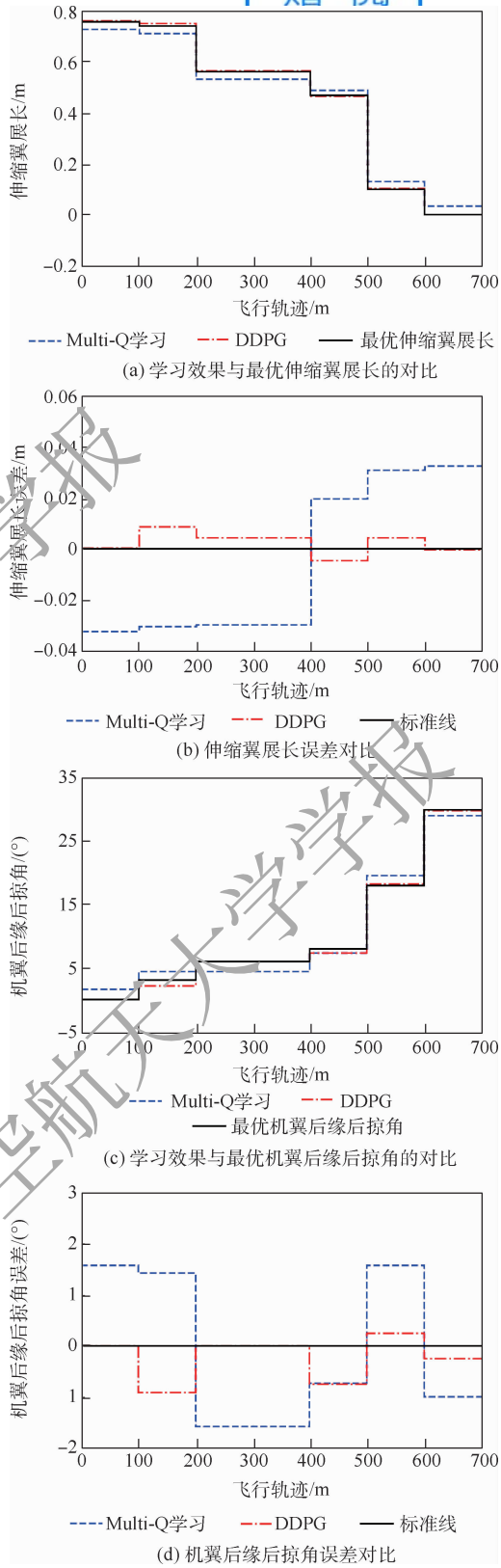


图 6　飞行状态与飞行轨迹关系

Fig. 6　Relation between flight state and flight trajectory



(a) 学习效果与最优伸缩翼展长的对比

(b) 伸缩翼展长误差对比

(c) 学习效果与最优机翼后缘后掠角的对比

(d) 机翼后缘后掠角误差对比

图 7　变体飞行器对称变形测试的仿真结果

Fig. 7　Simulation results of symmetric deformation test of morphing aircraft

图 7 展示了 2 种算法的学习效果与最优变形之间的对比和误差。可以看出,采用基于 DDPG 算法的方案经学习得到的自主变形策略的测试结果明显优于采用 Multi-Q 学习方法的测试结果,

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

且测试误差保证在 3% 以内。这是因为:Multi-Q 学习方法对于像变形决策这样的连续过程,只能采取将状态集和动作集都离散化的手段,这会导致输出的动作离散,学习精度不高;但是基于 DDPG 算法方案中的深度神经网络可以逼近状态-动作策略,输出的动作连续,学习效果更优。因此,基于 DDPG 算法的方案具有用于变体飞行器对称变形时自主变形决策的可行性和有效性。

3.2 不对称变形的仿真结果

由于变体飞行器的气动系数受伸缩翼展长变化的影响明显,而且根据 1.3 节给出的伸缩翼展长的变形动力学模型可知,伸缩翼的伸缩速率不超过 0.253 m/s,即 33.9% 的伸缩翼展长,考虑将变体飞行器的伸缩翼展长作为一个控制变量,使用 DDPG 算法同时训练两侧伸缩翼,通过两侧的不对称变形来实现滚动和转弯。与对称变形仿真不同的是,不对称变形的仿真设置了一个指示信号 G 表示是否滚动和转弯,将信号添加到状态集,得到新的状态集为 $S=(b_{\text{left}},b_{\text{right}},F,G)$,其中,$b_{\text{left}}$ 和 b_{right} 分别为左右两侧伸缩翼展长。相应的,新的动作集为 $A=\{V_{b_{\text{left}}},V_{b_{\text{right}}}\}$,其中,$V_{b_{\text{left}}}$ 和 $V_{b_{\text{right}}}$ 分别为控制左右两侧伸缩翼展长所需的电压。奖励函数 $r=r_{b_{\text{left}}}+r_{b_{\text{right}}}$,其中,$r_{b_{\text{left}}}$ 和 $r_{b_{\text{right}}}$ 分别为当算法依据当前状态 s_t 决策出动作 $V_{b_{\text{left}}}$ 和 $V_{b_{\text{right}}}$ 时,得到的奖励值。根据不同的飞行状态 F 和指示信号,定义了两侧伸缩翼的最优展长,如表 5 和表 6 所示,其中指示信号 1 表示右转,0 表示不转,−1 表示左转。

表 5 变体飞行器不对称变形时左侧伸缩翼的最优气动外形

Table 5 Optimal aerodynamic profile of left retractable wing of morphing aircraft under asymmetric deformation

指示信号	飞行状态					
	0	1	2	3	4	5
1	0.758	0.74	0.56	0.47	0.10	0.05
0	0.758	0.74	0.56	0.47	0.10	0
−1	0.380	0.37	0.28	0.23	0.05	0

表 6 变体飞行器不对称变形时右侧伸缩翼的最优气动外形

Table 6 Optimal aerodynamic profile of right retractable wing of morphing aircraft under asymmetric deformation

指示信号	飞行状态					
	0	1	2	3	4	5
1	0.38	0.37	0.28	0.23	0.05	0
0	0.758	0.74	0.56	0.47	0.10	0
−1	0.758	0.74	0.56	0.47	0.10	0.05

每次学习后获得的累计奖赏如图 8 所示,比较图 8 和图 5 可以明显看出,变体飞行器不对称变形时,累计奖赏值的变化规律与对称变形仿真时的规律类似,这是因为:训练使用的 DDPG 算法相同,结构框架、训练流程没有改变,参数也基本没有变化。从图 8 中可以看出,奖赏值最终稳定在定值附近,此时网络参数较稳定,保存 actor 网络,训练完成。

为了验证得到的变体飞行器不对称变形时自主变形策略的有效性,假定飞行状态、转弯信号与飞行轨迹的关系如图 9 所示。同样利用训练后的 actor 网络和文献[12]中的 Multi-Q 学习方法的训练结果,分别在图 9 所示的飞行路径中进行试验,测试的仿真结果如图 10 所示。

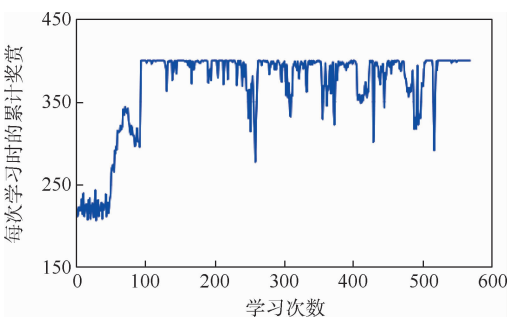


图 8 不对称变形时每次学习获得的累计奖赏值

Fig. 8 Accumulated rewards for each study under asymmetric deformation

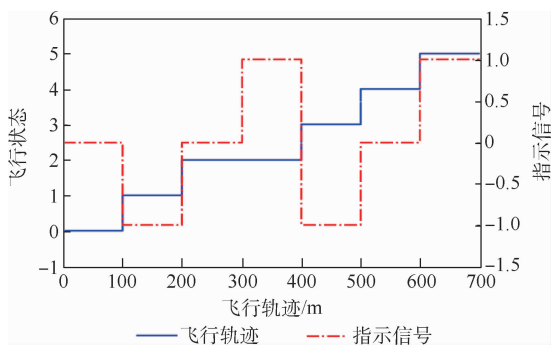
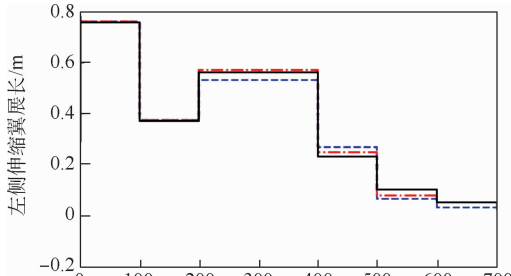


图 9 飞行状态、指示信号与飞行轨迹关系

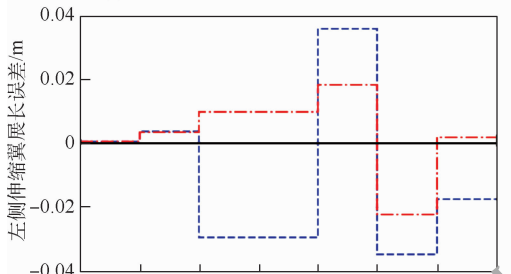
Fig. 9 Relation among flight state, index signal and flight trajectory

北京航空航天大学学报

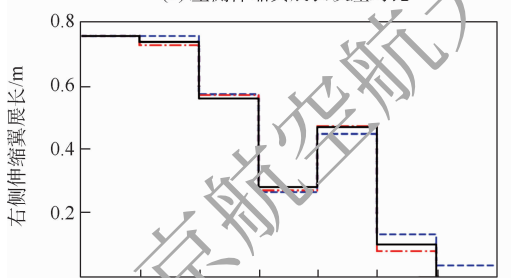
北航学报 赠阅



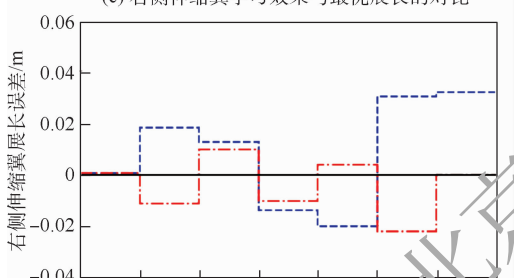
(a) 左侧伸缩翼学习效果与最优展长的对比



(b) 左侧伸缩翼展长误差对比



(c) 右侧伸缩翼学习效果与最优展长的对比



(d) 右侧伸缩翼展长误差对比

图 10　变体飞行器不对称变形测试的仿真结果

Fig. 10　Simulation results of asymmetric deformation test of morphing aircraft

图 10 给出了左右伸缩翼的学习效果与最优展长的对比和误差变化曲线。可以看出，使用基于 DDPG 算法的方案进行训练，最终进行测试的误差要更小，全部在 3% 以内，造成这种结果的原因与对称变形仿真时的原因一致，因此基于 DDPG 算法的方案具有用于变体飞行器不对称变形时自主变形决策的可行性和有效性。

4　结　论

本文将热门的深度强化学习算法应用到了变体飞行器自主变形决策领域，给出了一种可同时变展长和机翼后缘后掠角的变体飞行器，为了使变体飞行器具有自主变形决策的能力，提出了一种结合深度学习、actor-critic 框架与确定性策略梯度算法的 DDPG 算法。在此基础上，以飞行高度、马赫数、当前变形量、转弯信号为环境状态，设计了含稀疏奖励的奖励函数，并进行了智能体训练及变形控制的性能测试。智能体训练及对称和不对称的仿真结果表明：

1）含稀疏奖励的奖励函数形式会增加对优秀数据的奖励，提高训练中智能体的学习效率。

2）对网络输入层的观测值进行归一化，提供近似于相同尺度的无单位观测值，有助于提高训练效率。

3）动作探索方差 c 与门限值 ζ 在前期学习时逐渐改变大小，有利于提高训练速度。

4）基于 DDPG 算法的方案可以学习最优策略，很好地跟踪最优变形量，解决了变体飞行器在滚转、转弯和巡航时的自主变形决策问题。

未来为使 DDPG 算法能更好地实现变体飞行器的自主变形决策，使变体飞行器具有更优的任务及环境适应能力，仍需在不确定的环境下验证所提算法，并且将算法扩展到其他类型的变体飞行器上。

参考文献（References）

[1] 崔尔杰，白鹏，杨基明. 智能变形飞行器的发展道路[J]. 航空制造技术，2007(8)：38-41.
CUI E J, BAI P, YANG J M. Development path of intelligent deformation aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(8): 38-41(in Chinese).

[2] 李小飞，张梦杰，王文娟，等. 变弯度机翼技术发展研究[J]. 航空科学技术，2020，31(2)：12-24.
LI X F, ZHANG M J, WANG W J, et al. Research on variable camber wing technology development[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 12-24(in Chinese).

[3] 聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2018：12-30.
NIE R. Research on key technologies of morphing wing structures[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 12-30(in Chinese).

[4] 梁帅，杨林，杨朝旭，等. 基于 Kalman 滤波的变体飞行器 T-S 模糊控制[J]. 航空学报，2020，41(S2)：61-68.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

LIANG S, YANG L, YANG Z X, et al. Kalman filter based T-S fuzzy control for morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 61-68(in Chinese).

[5] LEAL P B C, SAVI M A. Shape memory alloy-based mechanism for aeronautical application: Theory, optimization and experiment[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 155-163.

[6] XU D, HUI Z, LIU Y, et al. Morphing control of a new bionic morphing UAV with deep reinforcement learning[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 232-243.

[7] MNIH V, KAVUKCUGLU K, SILVER D, et al. Human-level control through deep reinforcement learning[J]. Nature, 2015, 518(7540): 529-533.

[8] SILVER D, HUANG A, MADDISON C J, et al. Mastering the game of go with deep neural networks and tree search[J]. Nature, 2016, 529(7587): 484-489.

[9] LILLICRAP T P, HUNT J J, PRITZEL A, et al. Continuous control with deep reinforcement learning[J]. Computer Science, 2015, 8(6): 187-200.

[10] MNIH V, BADIA A P, MIRZA M, et al. Asynchronous methods for deep reinforcement learning[EB/OL]. (2016-06-16)[2020-12-01]. https://arxiv.org/abs/1602.01783.

[11] SCHULMAN J, WOLSKI F, DHARIWAL P, et al. Proximal policy optimization algorithms[EB/OL]. (2017-08-28)[2020-12-01]. https://arxiv.org/abs/1707.06347.

[12] VALASEK J, TANDALE M D, RONG J. A reinforcement learning adaptive control architecture for morphing[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2005, 2(4): 174-195.

[13] LAMPTON A, NIKSCH A, VALASEK J. Reinforcement learning of a morphing airfoil-policy and discrete learning analysis[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2010, 7(8): 241-260.

[14] LAMPTON A, NIKSCH A, VALASEK J. Reinforcement learning of morphing airfoils with aerodynamic and structural effects[J]. Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, 2009, 6(1): 30-50.

[15] 温暖, 刘正华, 祝令谱, 等. 深度强化学习在变体飞行器自主外形优化中的应用[J]. 宇航学报, 2017, 38(11): 1153-1159.
WEN N, LIU Z H, ZHU L P, et al. Deep reinforcement learning and its application on autonomous shape optimization for morphing aircrafts[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(11): 1153-1159(in Chinese).

[16] 闫斌斌, 李勇, 戴沛, 等. 基于增强学习的变体飞行器自适应变体策略与飞行控制方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(4): 656-663.
YAN B B, LI Y, DAI P, et al. Adaptive wing morphing strategy and flight control method of a morphing aircraft based on reinforcement learning[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(4): 656-663(in Chinese).

[17] 杨贯通. 变外形飞行器建模与控制方法研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015: 36-50.
YANG G T. Research on modeling and control of morphing flight vehicles[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015: 36-50(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Autonomous deformation decision making of morphing aircraft based on DDPG algorithm

SANG Chen[1], GUO Jie[1,*], TANG Shengjing[1], WANG Xiao[2], WANG Ziyao[1]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: An intelligent 2D deformation decision method based on deep deterministic policy gradient (DDPG) algorithm is proposed for the autonomous deformation decision making of morphing aircraft. The vehicle that can change at the same time the span length and sweepback is taken as the research object, DATCOM is used to calculate the aerodynamic data, and through the analysis, the relation between deformation and aerodynamic characteristics is obtained. DDPG algorithm learning steps are designed based on the given span length and sweepback deformation dynamics equation. The deformation strategy under the condition of symmetrical and asymmetrical deformation is learned and used to train. The simulation results show that the proposed algorithm can achieve fast convergence, and the deformation error is kept within 3%. The trained neural network improves the adaptability of the morphing aircraft to different flight missions, and the optimal flight performance can be obtained in different flight environments.

Keywords: morphing aircraft; autonomous deformation decision making; deep reinforcement learning; deep deterministic policy gradient (DDPG) algorithm; kinetic analysis

北京航空航天大学学报

Received: 2020-12-08; **Accepted**: 2021-05-07; **Published online**: 2021-05-18 11:52
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1734.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: guojie1981@bit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0454

全下文载

导弹增量式自适应容错控制系统设计

方艺忠[1], 陆宇婷[2], 韩拓[2,3], 胡庆雷[2,3,*]

(1. 北京航天长征飞行器研究所 试验物理与计算数学国家重点实验室, 北京 100076;
2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 3. 北航杭州创新研究院(余杭), 杭州 310023)

摘 要: 导弹在实际飞行中存在气动参数不确定、执行机构故障等问题,从而对导弹飞行控制系统稳定性与操控能力造成严重影响。为此,设计一种增量式自适应容错控制方法,在实现导弹安全控制的同时,兼顾姿态控制算法时效性与可靠性。建立面向控制的三通道耦合姿态动力学模型;考虑系统不确定性和执行机构故障,基于增量式动态逆方法设计导弹被动容错控制律;基于自适应滑模控制与增量式动态逆方法,设计增量式动态逆自适应容错控制律,并对系统残差进行分析比较;通过某典型全弹道姿态跟踪任务,验证舵面故障下的姿态跟踪特性。仿真结果表明:所提方法在故障未知的情况下,能够保证飞行控制系统的鲁棒性与容错能力,实现导弹的安全可靠控制。

关 键 词: 导弹; 容错控制; 增量式动态逆; 鲁棒控制; 执行机构故障
中图分类号: V249.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2022)00-0920-09

作为现代信息化条件下战争的首要杀伤武器,导弹具有飞行速度快、打击精度高、覆盖范围大等战术优势[1],但由于导弹功能结构复杂,机动形式较为灵活,所需过载大,执行机构容易出现故障。同时,随着被控对象需要完成的任务增多、结构更加复杂化,其数学模型呈现复杂化、强非线性、快时变性、强耦合等特征,从而导致控制系统的设计、参数调整也更为复杂。此外,数学模型建立条件往往与实际动力学特性有所偏差,传统控制方法对模型依赖性强,鲁棒性较差,出现故障等情况下难以维持系统的正常运转,进一步使得传统控制方法难以实现导弹的控制稳定性和安全可靠性。

容错控制可对故障等不确定性进行补偿,确保系统在运行过程中对故障具有容错能力,出现故障后仍能保证系统稳定性和性能指标要求[2-3]。根据对故障信息的依赖性,容错控制方法可分为主动容错控制和被动容错控制[4]。常见的被动容错控制方法有滑模控制[5-9]、模糊逻辑控制[10-12]等。主动容错控制方法中,针对传感器故障的控制方法主要包括传感器重构和控制器重构,针对执行器故障的方法主要包括基于故障辨识的自适应重构或智能控制方法[13-17]。

由于导弹对姿态控制算法的时效性与可靠性要求较高,不需要故障检测信息的被动容错控制方法显得更具适用性。作为近年来发展迅速的被动容错控制方法,增量式非线性动态逆控制具有较强的容错能力与鲁棒特性,主要表现为以下方面[18-22]:①可以减少模型依赖性,增强系统鲁棒性,降低系统不确定性;②将不确定及故障信息等导致的系统动态特性实时反馈到状态中,有效降低了系统对不确定性及故障等

收稿日期: 2021-08-11; **录用日期**: 2021-10-29; **网络出版时间**: 2021-11-30 16:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1948.009.html
基金项目: 国家自然科学基金(61960206011); 北京市自然科学基金(JQ19017); 浙江省自然科学基金(LD22E050004)
* **通信作者**. E-mail: huql_buaa@buaa.edu.cn

引用格式: 方艺忠, 陆宇婷, 韩拓, 等. 导弹增量式自适应容错控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 920-928.
FANG Y Z, LU Y T, HAN T, et al. Design of missile incremental adaptive fault tolerant control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 920-928 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

信息的灵敏度;③降低系统残差上界,控制器仅需较小控制增益,即可实现对参考指令的稳定跟踪。

近年来,增量动态逆控制在无人机、战斗机、客机中得到了迅速发展和实际应用,但在导弹容错控制方面的应用相对较少。因此,本文结合增量式动态逆方法,基于自适应滑模控制设计增量式自适应容错控制方法,兼顾增量式动态逆的容错能力与自适应滑模控制的鲁棒特性。通过某典型全弹道姿态跟踪任务,验证执行机构故障下的控制跟踪特性。

1　数学模型的建立

针对面对称导弹,定义 ω_x、ω_y、ω_z 为导弹角速率,V 为导弹速度,m 为导弹质量,q 为来流动压,α 为攻角,β 为侧滑角,γ 为滚转角,φ 为俯仰角,δ_A 为升降舵偏转角,δ_B 为方向舵偏转角,δ_R 为副翼偏转角,P 为发动机推力。C_{y0} 为零升力系数,C_y^{α}、$C_y^{\delta_A}$ 为升力系数,C_z^{β}、$C_z^{\delta_B}$ 为侧向力系数,m_x^{β}、$m_x^{\delta_B}$、$m_x^{\delta_R}$ 为滚转力矩系数,m_y^{β}、$m_y^{\delta_B}$ 为偏航力矩系数,m_{z0}、m_z^{α}、$m_z^{\delta_A}$ 为俯仰力矩系数,J_x、J_y、J_z 为导弹对弹体坐标系各轴的转动惯量,J_{xy}、J_{yz}、J_{zx} 为导弹对弹体坐标系各轴的惯性积,则导弹姿态控制模型为[23]

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_1 = \boldsymbol{A}_1\boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{f}_1\\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 = \boldsymbol{A}_2\boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{f}_2\end{cases} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}_1 = [\alpha,\beta,\gamma]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{x}_2 = [\omega_z,\omega_y,\omega_x]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{u} = [\delta_A,\delta_B,\delta_R]^{\mathrm{T}}$。

$$\boldsymbol{A}_1 = \begin{bmatrix} -\dfrac{C_y^{\alpha}qS + P}{mV} & 0 & 0\\ 0 & \dfrac{C_z^{\beta}qS - P}{mV} & 0\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{f}_1 = \begin{bmatrix} -\dfrac{C_y^{\delta_A}qS}{mV}\delta_A - \beta\omega_x - \dfrac{C_{y0}qS}{mV}\\ \dfrac{C_z^{\delta_B}qS}{mV}\delta_B + \alpha\omega_x\\ -\tan\varphi(\omega_y\cos\gamma - \omega_z\sin\gamma)\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{A}_2 = \begin{bmatrix} \dfrac{qSLm_z^{\alpha}}{J_z} & 0 & 0\\ 0 & -\dfrac{(J_{xy}m_x^{\beta} + J_xm_y^{\beta})qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y} & 0\\ 0 & -\dfrac{(J_ym_x^{\beta} + J_{xy}m_y^{\beta})qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y} & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} \dfrac{qSLm_z^{\delta_A}}{J_z} & 0 & 0\\ 0 & -\dfrac{(J_{xy}m_x^{\delta_B} + J_xm_y^{\delta_B})qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y} & -\dfrac{J_{xy}m_x^{\delta_R}qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\\ 0 & -\dfrac{(J_ym_x^{\delta_B} + J_{xy}m_y^{\delta_B})qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y} & -\dfrac{J_ym_x^{\delta_R}qSL}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{f}_2 = \begin{bmatrix} \dfrac{J_{xy}}{J_z}\omega_x^2 + \dfrac{J_x - J_y}{J_z}\omega_x\omega_y - \dfrac{J_{xy}}{J_z}\omega_y^2 + \dfrac{qSLm_{z0}}{J_z}\\ \dfrac{J_x(J_x - J_z) + J_{xy}^2}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\omega_x\omega_z + \dfrac{(-J_x - J_y + J_z)J_{xy}}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\omega_y\omega_z\\ \dfrac{(J_x + J_y - J_z)J_{xy}}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\omega_x\omega_z + \dfrac{J_y(J_z - J_y) - J_{xy}^2}{J_{xy}^2 - J_xJ_y}\omega_y\omega_z\end{bmatrix}$$

式中:S 为导弹的特征面积;L 为导弹的特征长度。

轴对称导弹对弹体坐标系各轴惯性积为零,则上式中 $J_{xy} = 0$。

记左升降舵、右升降舵、方向舵、左副翼、右副翼偏转角分别为 1、2、3、4、5 号舵面。给定等效控制指令 δ_A、δ_B、δ_R,第 $i(i = 1,2,3,4,5)$ 个执行机构指令 u_i 满足:

$$\begin{cases}u_1 = -0.5\delta_A\\ u_2 = 0.5\delta_A\\ u_3 = \delta_B\\ u_4 = -0.5\delta_R\\ u_5 = 0.5\delta_R\end{cases} \tag{2}$$

执行机构故障模式包括恒定偏差故障、部分失效故障和卡死故障。设第 $i(i = 1,2,3,4,5)$ 个舵面发生故障,实际输出偏转角为 v_i。恒定偏差故障指舵面实际偏转角度与控制器所给出指令信号存在常值偏差,即 $v_i = u_i + \bar{\delta}_i$,$\bar{\delta}_i$ 为常值偏差。部分失效故障指舵面实际偏转角度仅能达到控制器所给出指令信号的一定比例,即 $v_i = \rho_i u_i$,且 $0 < \rho_i < 1$。卡死故障即 $v_i = \bar{\delta}_i$,$\bar{\delta}_i$ 为卡死的位置。

2　增量式动态逆容错控制系统设计

首先,将系统表示为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}_1 = \boldsymbol{A}_1\boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{f}_1(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{u})\\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 = \boldsymbol{A}_2\boldsymbol{x}_1 + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u} + \boldsymbol{f}_2(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{u})\end{cases} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{f}_1$、$\boldsymbol{f}_2$ 中气动偏导等信息可通过工程估计或流体建模得到,但实际飞行过程中,$\boldsymbol{f}_1$、$\boldsymbol{f}_2$ 会受到不确定性、外界干扰及执行机构故障的影响[22],可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{f}_1 = \bar{\boldsymbol{f}}_1 + \Delta\boldsymbol{f}_1 + \boldsymbol{d}_1 + (\boldsymbol{f}_{1,f} - \bar{\boldsymbol{f}}_1)\kappa(t)\\ \boldsymbol{f}_2 = \bar{\boldsymbol{f}}_2 + \Delta\boldsymbol{f}_2 + \boldsymbol{d}_2 + (\boldsymbol{f}_{2,f} - \bar{\boldsymbol{f}}_2)\kappa(t)\end{cases} \tag{4}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中：$\bar{\boldsymbol{f}}_1$ 和 $\bar{\boldsymbol{f}}_2$ 为包含气动偏导估计值等信息的已建模部分；$\Delta\boldsymbol{f}_1$ 和 $\Delta\boldsymbol{f}_2$ 为模型不确定性；$\boldsymbol{d}_1$ 和 $\boldsymbol{d}_2$ 为外界干扰；$\boldsymbol{f}_{1,f}$ 和 $\boldsymbol{f}_{2,f}$ 为发生故障前的模型动态量；阶跃函数 $\kappa(t)$ 表示在 $t=t_f$ 时刻发生执行机构故障，$t<t_f$ 时 $\kappa(t)=0$ 表示无执行机构故障，$t\geqslant t_f$ 时 $\kappa(t)=1$ 表示出现执行机构故障。

选取跟踪误差为

$$\boldsymbol{e}=\boldsymbol{x}_1-\boldsymbol{x}_c \tag{5}$$

式中：状态量 $\boldsymbol{x}_1$ 的参考指令 $\boldsymbol{x}_c\in\mathbf{R}^n$。

2.1 增量式动态逆容错控制

增量式动态逆方法需运用泰勒展开将状态量微分方程改写为增量形式，再由增量式方程得到增量式控制律[22]。控制器设计时，先由状态量 $\boldsymbol{x}_1$ 得到状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 理想值 $\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{des}}$，再由状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 及其理想值 $\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{des}}$ 得到增量式控制律 $\Delta\boldsymbol{u}$。

1）理想值 $\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{des}}$ 设计

根据式(3)，将状态量 $\boldsymbol{x}_1$ 微分方程改写为

$$\dot{\boldsymbol{x}}_1=\dot{\boldsymbol{x}}_{1,0}+\Delta\boldsymbol{x}_2+O(\Delta\boldsymbol{x}^2) \tag{6}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{x}}_{1,0}$ 为 $\dot{\boldsymbol{x}}$ 在上一时刻的状态量，$O(\Delta\boldsymbol{x}^2)$ 为微分方程泰勒展开式二阶余项。

则可得 Δt 内所需状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 的增量为

$$\Delta\boldsymbol{x}_2=\boldsymbol{v}_1-\dot{\bar{\boldsymbol{x}}}_{1,0} \tag{7}$$

式中：$\dot{\bar{\boldsymbol{x}}}_{1,0}$ 为 $\dot{\boldsymbol{x}}_{1,0}$ 的估计值；虚拟控制量 $\boldsymbol{v}_1$ 可表示为

$$\boldsymbol{v}_1=-\boldsymbol{K}_1\boldsymbol{e}-\boldsymbol{K}_2\dot{\boldsymbol{e}} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{K}_1$、$\boldsymbol{K}_2$ 为增益矩阵。

则可得状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 理想值为

$$\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{des}}=\Delta\boldsymbol{x}_2+\boldsymbol{x}_2 \tag{9}$$

2）增量式控制律 $\Delta\boldsymbol{u}$ 设计

将状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 微分方程改写为增量形式，即

$$\dot{\boldsymbol{x}}_2=\dot{\bar{\boldsymbol{x}}}_{2,0}+\boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u}+O(\Delta\boldsymbol{x}^2) \tag{10}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{u}$ 为单位时间 Δt 内控制律 $\boldsymbol{u}$ 的变化量，即所求增量式控制律。

状态量 $\boldsymbol{x}_2$ 跟踪误差为

$$\boldsymbol{e}_2=\boldsymbol{x}_2-\boldsymbol{x}_2^{\mathrm{des}} \tag{11}$$

则可得增量式控制律为

$$\begin{cases}\Delta\boldsymbol{u}_{\mathrm{idi}}=\bar{\boldsymbol{B}}^{-1}(\boldsymbol{v}_2-\dot{\bar{\boldsymbol{x}}}_{2,0})\\ \boldsymbol{v}_2=-\boldsymbol{K}_3\boldsymbol{e}_2-\boldsymbol{K}_4\dot{\boldsymbol{e}}_2\\ \boldsymbol{K}_3=\mathrm{diag}([k_{3,1},k_{3,2},\cdots,k_{3,n}]^{\mathrm{T}})\\ \quad k_{3,i}>0,i=1,2,\cdots,n\\ \boldsymbol{K}_4=\mathrm{diag}([k_{4,1},k_{4,2},\cdots,k_{4,n}]^{\mathrm{T}})\\ \quad k_{4,i}>0,i=1,2,\cdots,n\end{cases} \tag{12}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{B}}$ 为 $\boldsymbol{B}$ 的标称值。

2.2 增量式动态逆自适应容错控制

为进一步提升增量式动态逆的鲁棒特性，结合自适应终端滑模控制方法和增量式动态逆方法，设计增量式动态逆自适应容错控制方法。首先，引入自适应终端滑动面和控制器 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{tsmc}}$[16]：

$$\begin{cases}\boldsymbol{s}=\boldsymbol{\Lambda}_1\boldsymbol{e}+\boldsymbol{\Lambda}_2\mathrm{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^r\\ \boldsymbol{\Lambda}_1=\mathrm{diag}([\lambda_{1,1},\lambda_{1,2},\cdots,\lambda_{1,n}]^{\mathrm{T}})\\ \quad\lambda_{1,i}>0,i=1,2,\cdots,n\\ \boldsymbol{\Lambda}_2=\mathrm{diag}([\lambda_{2,1},\lambda_{2,2},\cdots,\lambda_{2,n}]^{\mathrm{T}})\\ \quad\lambda_{2,i}>0,i=1,2,\cdots,n\\ \mathrm{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^r=[|\dot{e}_1|^{r_1}\mathrm{sign}(\dot{e}_1),|\dot{e}_2|^{r_2}\mathrm{sign}(\dot{e}_2),\cdots,\\ \quad|\dot{e}_n|^{r_n}\mathrm{sign}(\dot{e}_n)]^{\mathrm{T}}\\ \quad1<r_i<2,i=1,2,\cdots,n\\ \boldsymbol{u}_{\mathrm{tsmc}}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{eq}}+\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}=\bar{\boldsymbol{B}}^{-1}(\boldsymbol{v}_c-\boldsymbol{v}_x-\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}})\end{cases} \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}$ 为切换控制律；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}$ 为待设计切换控制律。

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{eq}}=\bar{\boldsymbol{B}}^{-1}(\boldsymbol{v}_c-\boldsymbol{v}_x)$$

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}=\bar{\boldsymbol{B}}^{-1}\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}$$

$$\boldsymbol{v}_c=\ddot{\boldsymbol{x}}_c-\boldsymbol{\Lambda}_1\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\mathrm{sig}(\dot{\boldsymbol{e}})^{2-r}$$

$$\boldsymbol{v}_x=(\bar{\boldsymbol{A}}_1^2+\bar{\boldsymbol{A}}_2)\boldsymbol{x}_1+\bar{\boldsymbol{A}}_1\boldsymbol{x}_2+(\bar{\boldsymbol{A}}_1\bar{\boldsymbol{f}}_1+\bar{\boldsymbol{f}}_2)$$

其中：$\boldsymbol{\Gamma}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{r})$，$\boldsymbol{r}=[r_1,r_2,\cdots,r_n]^{\mathrm{T}}$；$\bar{\boldsymbol{A}}_1$、$\bar{\boldsymbol{A}}_2$ 分别为 $\boldsymbol{A}_1$、$\boldsymbol{A}_2$ 的标称值。

将跟踪误差二阶导表达式改写为增量形式，即

$$\ddot{\boldsymbol{e}}=\ddot{\boldsymbol{x}}_{1,0}+\boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u}+(\boldsymbol{A}_1^2+\boldsymbol{A}_2)\Delta\boldsymbol{x}_1+\boldsymbol{A}_1\Delta\boldsymbol{x}_2+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{x}}\right|_0\Delta\boldsymbol{x}+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{d}}\right|_0\Delta\boldsymbol{d}+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{\kappa}}\right|_0\Delta\boldsymbol{\kappa}+O(\Delta\boldsymbol{x}^2)-\ddot{\boldsymbol{x}}_c \tag{14}$$

式中：$\Delta\boldsymbol{d}$、$\Delta\boldsymbol{\kappa}$ 分别为 Δt 内外界干扰 $\boldsymbol{d}$、阶跃函数 $\boldsymbol{\kappa}$ 的变化量，假定各偏导及 $\Delta\boldsymbol{x}_1$、$\Delta\boldsymbol{x}_2$、$\Delta\boldsymbol{d}$、$\Delta\boldsymbol{\kappa}$ 有界。

采用式(13)所示滑动面，将式(14)代入滑动面一阶表达式，可得

$$\dot{\boldsymbol{s}}=\boldsymbol{\Lambda}_1\dot{\boldsymbol{e}}+\boldsymbol{\Lambda}_2\boldsymbol{\Gamma}\mathrm{diag}(|\dot{\boldsymbol{e}}|^{r-1})\cdot\left[\ddot{\boldsymbol{x}}_{1,0}+\boldsymbol{B}\Delta\boldsymbol{u}+(\boldsymbol{A}_1^2+\boldsymbol{A}_2)\Delta\boldsymbol{x}_1+\boldsymbol{A}_1\Delta\boldsymbol{x}_2+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{x}}\right|_0\Delta\boldsymbol{x}+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{d}}\right|_0\Delta\boldsymbol{d}+\left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1+\boldsymbol{f}_2+\dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial\boldsymbol{\kappa}}\right|_0\Delta\boldsymbol{\kappa}+O(\Delta\boldsymbol{x}^2)-\ddot{\boldsymbol{x}}_c\right] \tag{15}$$

则可得增量式等效控制律为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\Delta \boldsymbol{u}_{\mathrm{eq}} = \overline{\boldsymbol{B}}^{-1}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{c}} - \boldsymbol{v}_0) \qquad \boldsymbol{v}_0 = \ddot{\boldsymbol{x}}_{1,0} \tag{16}$$

设计切换控制律为

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}} = -\overline{\boldsymbol{B}}^{-1}\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}} \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}$ 为虚拟切换控制律。

则结合式(16)和式(17),可得增量式动态逆自适应终端滑模控制律为

$$\Delta \boldsymbol{u}_{\mathrm{idi-tsmc}} = \Delta \boldsymbol{u}_{\mathrm{eq}} + \boldsymbol{u}_{\mathrm{s}} = \overline{\boldsymbol{B}}^{-1}(\boldsymbol{v}_{\mathrm{c}} - \boldsymbol{v}_0 - \boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}) \tag{18}$$

将式(18)代入式(15),可得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \boldsymbol{\Lambda}_1\dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{\Lambda}_2\boldsymbol{\Gamma}\mathrm{diag}(|\dot{\boldsymbol{e}}|^{r-1})(\boldsymbol{v}_{\mathrm{c}} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{s}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}} - \ddot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{c}}) = \boldsymbol{\Lambda}_2\boldsymbol{\Gamma}\mathrm{diag}(|\dot{\boldsymbol{e}}|^{r-1})(-\boldsymbol{v}_{\mathrm{s}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}) \tag{19}$$

式中:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}} = (\boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1} - \boldsymbol{I})(\boldsymbol{v}_{\mathrm{c}} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}) + (\ddot{\boldsymbol{x}}_{1,0} - \boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1}\ddot{\overline{\boldsymbol{x}}}_{1,0}) + \boldsymbol{A}_1\Delta\boldsymbol{x}_2 + (\boldsymbol{A}_1^2 + \boldsymbol{A}_2)\Delta\boldsymbol{x}_1 + \left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1 + \boldsymbol{f}_2 + \dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_0 \Delta\boldsymbol{x} + O(\Delta\boldsymbol{x}^2) + \left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1 + \boldsymbol{f}_2 + \dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial \boldsymbol{d}}\right|_0 \Delta\boldsymbol{d} + \left.\frac{\partial(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1 + \boldsymbol{f}_2 + \dot{\boldsymbol{f}}_1)}{\partial \kappa}\right|_0 \Delta\kappa \tag{20}$$

假定残差 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}$ 有界,且满足:

$$\|\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}\| \leqslant \|\varphi_{\mathrm{s}}\boldsymbol{\Lambda}_2^{-1}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\mathrm{diag}(|\dot{\boldsymbol{e}}|^{1-r})\boldsymbol{s}\| \tag{21}$$

式中:φ_{s} 为常量,设 $\hat{\varphi}_{\mathrm{s}}$ 为 φ_{s} 的估计值。

则虚拟切换控制律为

$$\begin{cases} \boldsymbol{v}_{\mathrm{s}} = (\boldsymbol{K}_1 + \hat{\varphi}_{\mathrm{s}})\boldsymbol{s} + \boldsymbol{K}_2\mathrm{sig}(\boldsymbol{s})^{\rho} \\ \boldsymbol{K}_1 = \mathrm{diag}([k_{1,1}, k_{1,2}, \cdots, k_{1,n}]^{\mathrm{T}}) \\ \boldsymbol{K}_2 = \mathrm{diag}([k_{2,1}, k_{2,2}, \cdots, k_{2,n}]^{\mathrm{T}}) \\ k_{1,i} \geqslant \dfrac{|\dot{\boldsymbol{e}}|^{1-r_i}}{\lambda_{2,i}r_i} - 1,\ k_{2,i} > 0, i = 1,2,\cdots,n \\ \mathrm{sig}(\boldsymbol{s})^{\rho} = \begin{bmatrix} |s_1|^{\rho}\mathrm{sign}(s_1) \\ \vdots \\ |s_n|^{\rho}\mathrm{sign}(s_n) \end{bmatrix} \qquad 0 < \rho < 1 \end{cases} \tag{22}$$

自适应律选取为[9]

$$\begin{cases} \dot{\hat{\varphi}}_{\mathrm{s}} = \zeta^{-1}|\boldsymbol{s}| \\ \zeta = \zeta_{\mathrm{m}} + \zeta_{\mathrm{s}} \qquad \zeta_{\mathrm{s}} > 0 \\ \zeta_{\mathrm{m}} = \dfrac{(1-\rho)|\boldsymbol{s}(0)|}{(3-\rho)\min\limits_{i=1,2,3}\{k_{1,i}\}} \end{cases} \tag{23}$$

根据 Lyapunov 稳定性理论和增量式滑模稳定性分析[21-22],对于式(3)所示系统状态方程、式(18)所示增量式动态逆自适应终端滑模控制律和式(23)所示自适应律时,系统状态可在有限时间内到达滑模面,跟踪误差最终收敛。

需要指出,控制律需要用到角加速度信息,可通过二阶低通滤波器 $s\omega_n^2/(s^2 + 2\xi_n\omega_n s + \omega_n^2)$ 得到[24],其中,$\xi_n = 0.8$,$\omega_n = 25$ rad/s。

2.3 残差分析

对于式(3)所示系统状态方程和式(13)所示自适应终端滑模控制器,可得自适应终端滑模控制残差为[9,22]

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{T}} = (\boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1} - \boldsymbol{I})(\boldsymbol{v}_{\mathrm{c}} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{s}}) + [(\boldsymbol{A}_1^2 + \boldsymbol{A}_2) - \boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1}(\overline{\boldsymbol{A}}_1^2 + \overline{\boldsymbol{A}}_2)]\boldsymbol{x}_1 + (\boldsymbol{A}_1 - \boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1}\overline{\boldsymbol{A}}_1)\boldsymbol{x}_2 + [(\boldsymbol{A}_1\boldsymbol{f}_1 + \boldsymbol{f}_2 + \dot{\boldsymbol{f}}_1) - \boldsymbol{B}\overline{\boldsymbol{B}}^{-1}(\overline{\boldsymbol{A}}_1\overline{\boldsymbol{f}}_1 + \overline{\boldsymbol{f}}_2) \tag{24}$$

发生故障后,实际参数与标称模型相差较大,自适应终端滑模控制残差 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{T}}$ 较大;$\Delta\kappa$ 只在故障发生的 Δt 内不为零,且随着采样频率的提高,$\Delta\boldsymbol{x}_1$、$\Delta\boldsymbol{x}_2$、$\Delta\boldsymbol{d}$ 减小,增量式动态逆自适应终端滑模控制残差 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}$ 不断减小,则存在采样频率 f_{s},使得 $\|\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}\| \leqslant \|\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{T}}\|$,由稳定性分析可知,残差较大时需要较大增益,以满足 Lyapunov 函数一阶导小于零的要求,但控制增益增大会放大测量噪声,加剧抖振问题[21]。

增量式控制律可通过降低增益有效减少抖振,实际应用中仍需对符号函数 $\mathrm{sign}(s_i)$($i = 1,2,\cdots,n$)进行光滑拟合等近似处理,以进一步减少抖振问题,如将 $\mathrm{sign}(s_i) = s_i/\|s_i\|$ 替换为 $\mathrm{sign}(s_i) = s_i/(\|s_i\| + \chi_{\mathrm{s}})$,$\chi_{\mathrm{s}}$ 为较小的正常数。

综上所述,所采用的增量式控制方法在外界干扰、执行机构故障等情况下,存在一定时间段,使得 $\|\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{I}}\| \leqslant \|\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{T}}\|$,即具有较小的残差上界、较强的鲁棒特性及较小的控制增益。

3 导弹容错控制仿真验证与分析

针对某典型全弹道剖面跟踪任务,选取本文控制方法及控制器参数如下。

增量式动态逆控制器:

$$\boldsymbol{K}_1 = \mathrm{diag}([3.5,3.5,3.5]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{K}_2 = \mathrm{diag}([1,1,1]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{K}_3 = \mathrm{diag}([3.5,3.5,3.5]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{K}_4 = \mathrm{diag}([0.1,0.1,0.1]^{\mathrm{T}})$$

增量式动态逆自适应终端滑模控制器:

$$\boldsymbol{\Lambda}_1 = \mathrm{diag}([0.6,0.6,0.6]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{K}_1 = \mathrm{diag}([0.05,0.05,0.05]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{\Lambda}_2 = \mathrm{diag}([0.4,0.4,0.4]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{K}_2 = \mathrm{diag}([0.01,0.01,0.01]^{\mathrm{T}})$$
$$\boldsymbol{r} = [1.6,1.6,1.6]^{\mathrm{T}}$$
$$\rho = 0.5$$
$$\zeta_{\mathrm{s}} = 10^{-3}$$

自适应终端滑模控制器参数与增量式动态逆

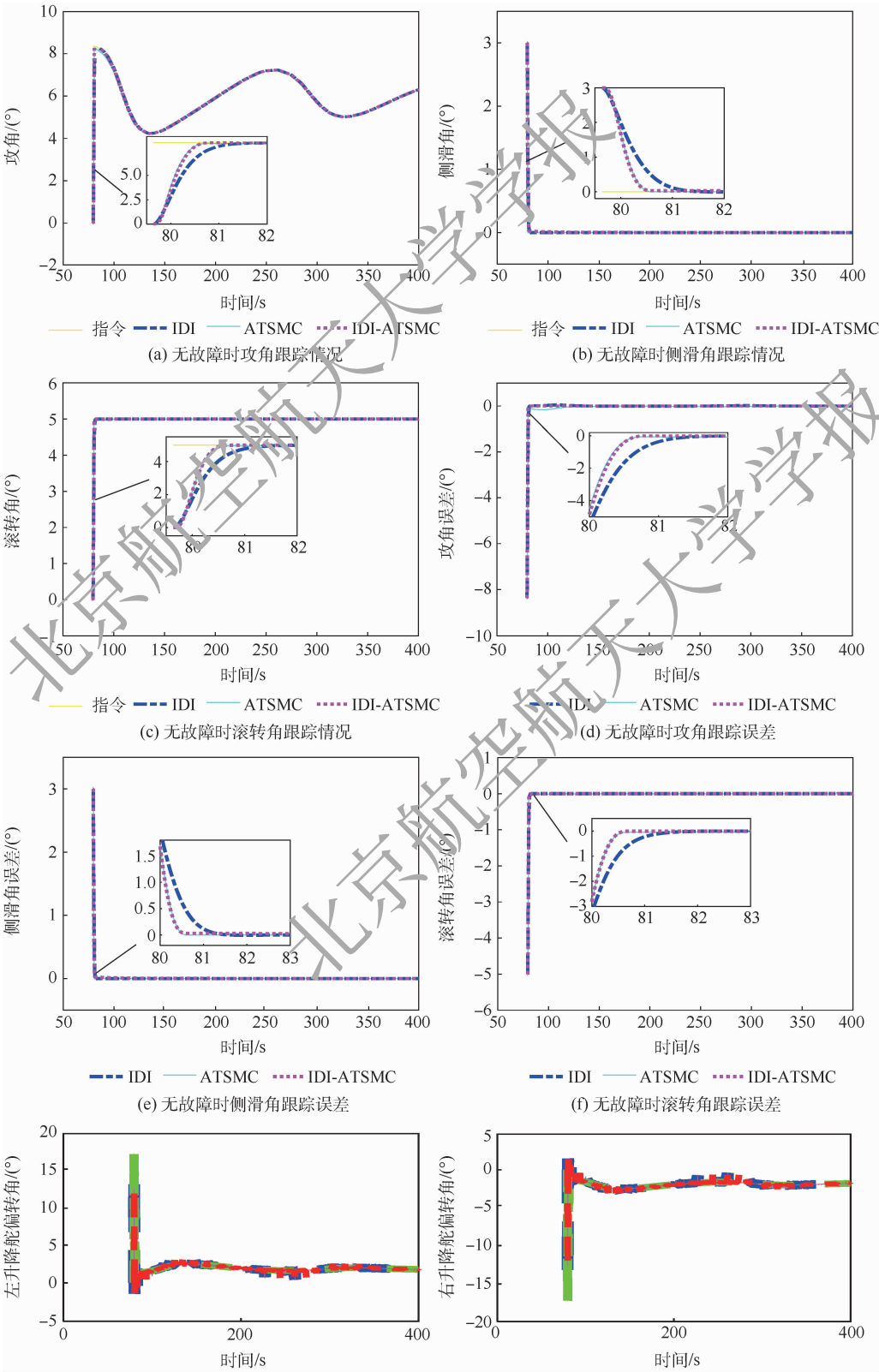
北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

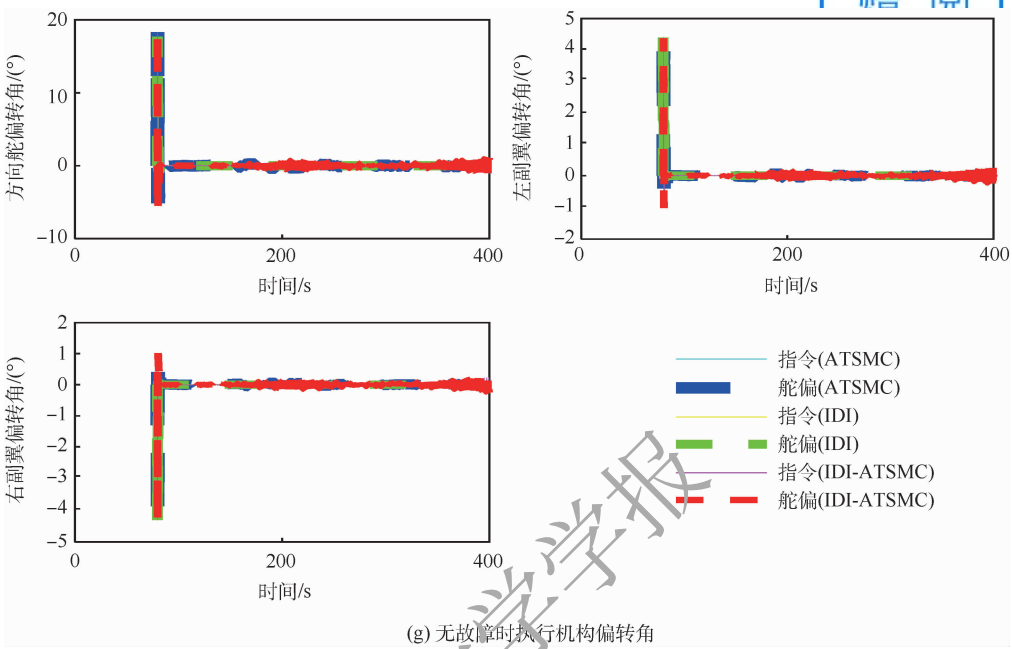
自适应终端滑模控制参数一致。对每个执行机构偏转角进行限幅，执行机构实际输出偏转角 $v_i(i=1,2,\cdots,5)$ 满足 $|v_i|\leqslant 25°$。相关仿真结果如下，其中 ATSMC 代表自适应终端滑模控制律，IDI 代表增量式动态逆控制律，IDI-ATSMC 代表所设计的增量式自适应容错控制律。

3.1 无故障情况仿真结果

考虑无故障情况，3 种控制系统作用下攻角、侧滑角和滚转角的跟踪情况如图 1(a) ~ 图 1(f)所示，执行机构偏转角如图 1(g)所示。由图 1(a) ~ 图 1(c)可知，ATSMC 控制系统和 IDI-ATSMC 控制系统对 3 种姿态角进行跟踪时调节时间相对较短，但总体而言，3 种控制系统均能较好地对给定指令信号进行跟踪，从而达到控制目的。由图 1(d) ~ 图 1(f)可知，3 种控制方法在无故障情况下均能实现较小的跟踪误差。



北京航空航天大学学报



(g) 无故障时执行机构偏转角

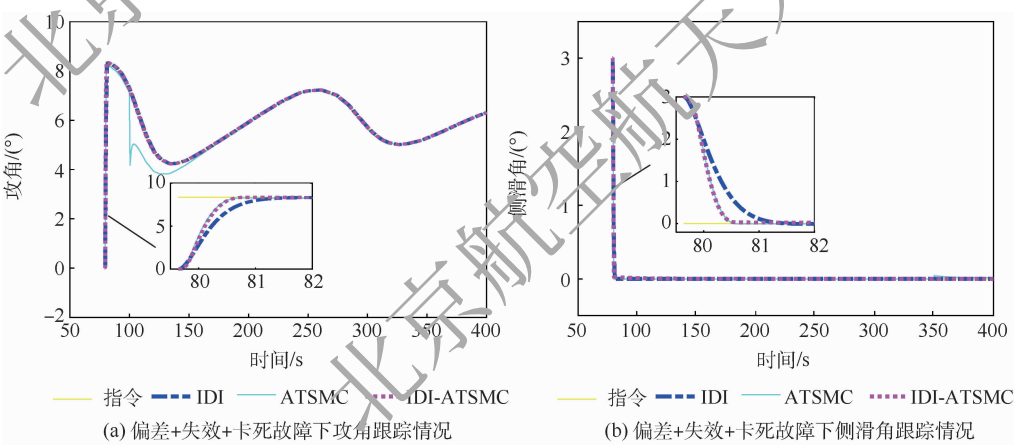
图 1　无故障时仿真情况

Fig. 1　Simulation results without faults

3.2　偏差 + 失效 + 卡死组合故障仿真结果

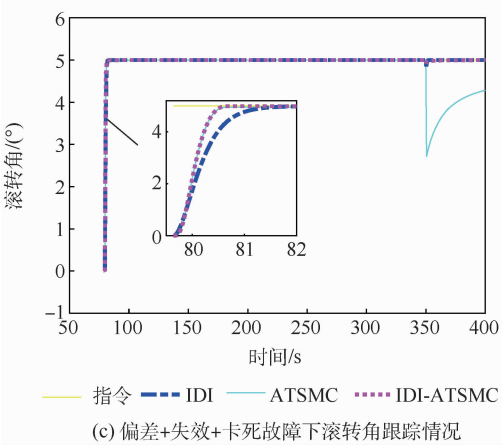
设置左升降舵在 100 s < t < 200 s 时出现 −10° 的恒定偏差故障，右升降舵在 220 s < t < 320 s 时出现 80% 的失效故障，右副翼在 350 s < t < 400 s 时出现 10°的卡死故障，3 种控制系统作用下攻角、侧滑角和滚转角的跟踪情况如图 2(a) ~ 图 2(f)所示，执行机构偏转角如图 2(g)所示。

由图 2 可知，偏差 + 失效 + 卡死组合故障对 IDI 控制系统和 IDI-ATSMC 控制系统影响不大，而对 ATSMC 控制系统影响较大，左升降舵出现恒定偏差故障时呈现较大的攻角跟踪误差，右副翼出现部分失效故障时对姿态角影响不明显，右升降舵出现卡死故障时呈现较大的滚转角跟踪误差。IDI 控制系统和 IDI-ATSMC 控制系统表现出

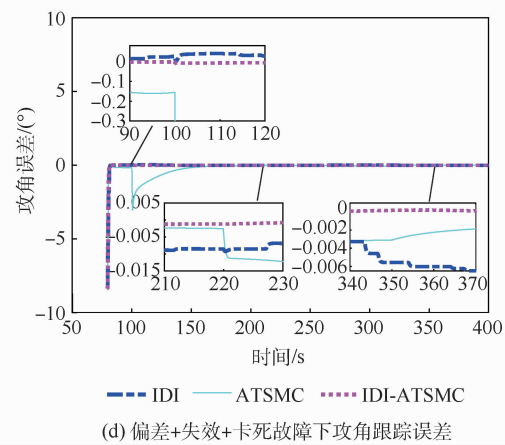


(a) 偏差+失效+卡死故障下攻角跟踪情况

(b) 偏差+失效+卡死故障下侧滑角跟踪情况



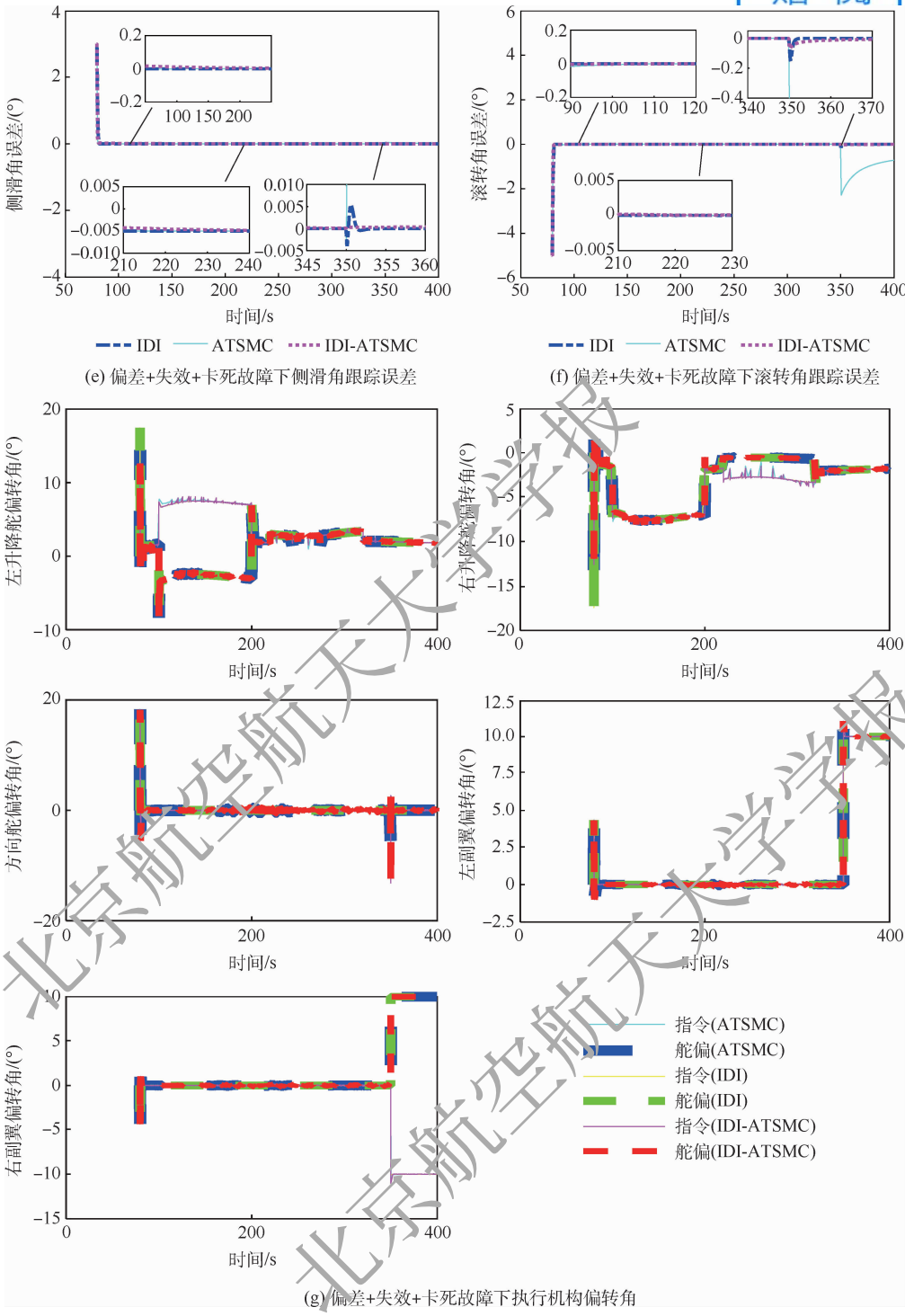
(c) 偏差+失效+卡死故障下滚转角跟踪情况



(d) 偏差+失效+卡死故障下攻角跟踪误差

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅



北京航空航天大学学报

图 2 偏差 + 失效 + 卡死故障时仿真情况

Fig. 2 Simulation results with deviation, loss of efficiency and stuck faults

较好的容错性,IDI-ATSMC 较 IDI 具有较好的动态特性。

4 结 论

本文研究了基于增量式动态逆的导弹容错控制方法,具体如下:

1)针对三通道耦合姿态系统及考虑执行机构故障的情况,基于自适应滑模控制与增量式动态逆方法,设计了增量式动态逆自适应容错控制方法。

2)全弹道仿真验证表明,与终端滑模控制相比,增量式动态逆控制和增量式动态逆终端滑模控制具有较好的鲁棒性。

3)与增量式动态逆控制相比,增量式动态逆终端滑模控制具有较好的姿态跟踪动态特性,体现了本文方法具有较强的故障快速重构与系统自愈能力。

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] 陈翔,董立勇,于宁宇. 美军导弹防御拦截武器发展趋势分析[J]. 军事文摘,2020(23):44.
CHEN X,DONG L Y,YU N Y. Analysis on the development trend of US missile defense interception weapons[J]. Military Digest,2020(23):44(in Chinese).

[2] ZHANG Y M,JIANG J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems[J]. Annual Reviews in Control,2008,32(2):229-252.

[3] JIANG J,YU X. Fault-tolerant control systems:A comparative study between active and passive approaches[J]. Annual Reviews in Control,2012,36(1):60-72.

[4] ABBASPOUR A,MOKHTARI S,SARGOLZAEI A,et al. A survey on active fault-tolerant control systems[J]. Electronics,2020,9(9):1-24.

[5] ALWI H,EDWARDS C,STROOSMA O,et al. Fault tolerant sliding mode control design with piloted simulator evaluation[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2008,31(5):1186-1201.

[6] ALWI H,EDWARDS C,STROOSMA O,et al. Sliding mode propulsion control tests on a motion flight simulator[C]// AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference. Reston:AIAA,2009:1-23.

[7] 张福桢,金磊. 使用 SGCMGs 航天器滑模姿态容错控制[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(4):806-813.
ZHANG F Z,JIN L. Sliding mode fault-tolerant attitude control for spacecraft using SGCMGs[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2017,43(4):806-813(in Chinese).

[8] 马艳如,王青,胡昌华,等. 执行器故障下的运载火箭非奇异终端滑模容错控制[J]. 宇航学报,2020,41(12):1553-1560.
MA Y R,WANG Q,HU C H,et al. Non-singular terminal sliding mode fault-tolerant control of launch vehicle with actuator fault[J]. Journal of Astronautics,2020,41(12):1553-1560(in Chinese).

[9] MODIRI A,MOBAYEN S. Adaptive terminal sliding mode control scheme for synchronization of fractional-order uncertain chaotic systems[J]. ISA Transactions,2020,105:33-50.

[10] ZEGHLACHE S,KARA K,SAIGAA D. Fault tolerant control based on interval type-2 fuzzy sliding mode controller for coaxial trirotor aircraft[J]. ISA Transactions,2015,59:215-231.

[11] 叶荣冠,郑飞杰. 基于二型模糊大脑情感学习控制器的双足机器人容错控制研究[J]. 延边大学学报(自然科学版),2021,47(1):56-63.
YE R G,ZHENG F J. A study of fault-tolerant control for a biped robot by using a type-2 fuzzy brain emotional learning controller[J]. Journal of Yanbian University(Natural Science),2021,47(1):56-63(in Chinese).

[12] 王蕊,孔国利. 传感器故障的四旋翼无人机模糊自适应容错控制[J]. 数学的实践与认识,2020,50(24):116-124.
WANG R,KONG G L. Fuzzy adaptive fault-tolerant control for four-rotor unmanned aerial vehicle under sensor fault[J]. Mathematics in Practice and Theory,2020,50(24):116-124(in Chinese).

[13] 孙浩,郭迎清,赵万里. 航空发动机传感器与执行机构信息重构算法[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(2):331-339.
SUN H,GUO Y Q,ZHAO W L. Information reconstruction algorithm of aero-engine sensors and actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020,46(2):331-339(in Chinese).

[14] 张振良,刘君强,黄亮,等. 基于半监督迁移学习的轴承故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(11):2291-2300.
ZHANG Z L,LIU J Q,HUANG L,et al. A bearing fault diagnosis method based on semi-supervised and transfer learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(11):2291-2300(in Chinese).

[15] 王进花,曹洁,李伟,等. 强噪声环境下自适应 CRPF 故障诊断方法[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(5):923-930.
WANG J H,CAO J,LI W,et al. An adaptive CRPF fault diagnosis method under strong noise condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(5):923-930(in Chinese).

[16] 车畅畅,王华伟,倪晓梅,等. 基于深度学习的航空发动机故障融合诊断[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(3):621-628.
CHE C C,WANG H W,NI X M,et al. Fault fusion diagnosis of aero-engine based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(3):621-628(in Chinese).

[17] 王良禹,徐浩军,李颖晖,等. 结冰条件下的飞行控制律重构设计方法[J]. 北京航空航天大学学报,2019,45(3):606-613.
WANG L Y,XU H J,LI Y H,et al. Reconfigurable design method of flight control law under icing conditions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2019,45(3):606-613(in Chinese).

[18] GRONDMAN F,LOOYE G,KUCHAR R O,et al. Design and flight testing of incremental nonlinear dynamic inversion-based control laws for a passenger aircraft[C]// AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference. Reston:AIAA,2018:1-25.

[19] SMEUR E J J,CHU Q P,CROON G C H E D. Adaptive incremental nonlinear dynamic inversion for attitude control of micro air vehicles[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2016,39(3):450-461.

[20] SUN S,WANG X,CHU Q P,et al. Incremental nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor with complete loss of two opposing rotors[J]. IEEE Transactions on Robotics,2021,37(1):116-130.

[21] WANG X R,KAMPEN E J,CHU Q P. Quadrotor fault-tolerant incremental nonsingular terminal sliding mode control[J]. Aerospace Science and Technology,2019,95:1-14.

[22] WANG X,KAMPEN E J,CHU Q P,et al. Incremental sliding-mode fault-tolerant flight control[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2019,42(2):244-258.

[23] 李新国,方群. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西安:西北工业大

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

学出版社,2004:28-42.
LI X G, FANG Q. Flight dynamics of winged missile[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004: 28-42(in Chinese).

[24] LU P, VAN KAMPEN E J, DE VISSER C, et al. Aircraft fault-tolerant trajectory control using incremental nonlinear dynamic inversion[J]. Control Engineering Practice, 2016, 57: 126-141.

Design of missile incremental adaptive fault tolerant control system

FANG Yizhong[1], LU Yuting[2], HAN Tuo[2,3], HU Qinglei[2,3,*]

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Test Physics & Numerical Mathematics, Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
3. Beihang Hangzhou Innovation Institute Yuhang, Hangzhou 310023, China)

Abstract: Aerodynamic parameter uncertainties and actuator failures in missile flight will severely affect the stability and operation of the flight system. Therefore, we investigate an incremental adaptive passive fault tolerant control method to ensure safe control in missile flight as well as effectiveness and reliability of the control algorithm. A control oriented coupled attitude dynamics model was presented. In order to avoid system uncertainties and actuator failures, a passive fault tolerant control law was designed based on incremental nonlinear dynamic inversion. An incremental nonlinear dynamic inversion-based adaptive fault tolerant control law was established by combining the adaptive sliding mode control method and the incremental nonlinear dynamic inversion approach. Meanwhile, the residual of the system was analyzed and compared. A typical full-trajectory attitude tracking mission was conducted to verify the control performance under actuator faults. Simulation results show that the proposed system can ensure robustness and fault tolerance without the fault diagnosis knowledge, which could eventually achieve safe and reliable flight control.

Keywords: missile; fault tolerant control; incremental nonlinear dynamic inversion; robust control; actuator fault

北京航空航天大学学报

Received: 2021-08-11; **Accepted**: 2021-10-29; **Published online**: 2021-11-30 16:06
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211129.1948.009.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61960206011); Beijing Municipal Natural Science Foundation (JQ19017); Zhejiang Provincial Natural Science Foundation (LD22E050004)

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

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956年创刊）

第48卷第5期　2022年5月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.48 No.5　May 2022

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00元／期

ISSN 1001-5965

