北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2021-12
Vol.47 No.12

北航学报
赠阅

北京航空航天大学学报

第 47 卷　第 12 期　（总第 346 期）　2021 年 12 月

目　　次

复杂结构焊缝缺陷双线阵全聚焦超声成像方法 …… 周正干，滕利臣，李洋（2407）
一种面向嵌入式系统的多模型集中存储方法 …… 闫治鹏，蔡兴泉，杨波，吴际（2414）
空中交通 CPS 级联失效与缓解策略 …… 王兴隆，贺敏，刘明学（2426）
基于损伤力学的含预腐蚀损伤铝合金的疲劳寿命预测 …… 詹志新，余洵，胡伟平，孟庆春（2434）
无人集群系统行为决策学习奖励机制 …… 张婷婷，蓝羽石，宋爱国（2442）
基于不确定性的航空装备体系保障性评估 …… 崔利杰，丛继平，丁刚，任博，王毅，黎纪宏（2452）
空域空间网格标识原理及应用 …… 朱永文，蒲钒（2462）
抗控制饱和的鲁棒非线性飞行控制方法 …… 孙冰，陈伟（2475）
共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究 …… 江露生，曹亚雄，刘婷，樊枫（2484）
警觉性光环境对飞行认知任务表现的影响 …… 陈彦蒿，余隋怀，初建杰，寸文哲（2494）
基于一次性突发原则的 TTE 网络实时性能优化 …… 郑重，赵露茜，何锋，熊华钢，卢广山（2503）
高含量卡托辛合成的理论与实验研究 …… 刘晓菊，索奇，冯海涛，张驰，马晓燕（2514）
翼型近波浪水面气动特性研究 …… 胡浩德，马东立，杨穆清，郭阳（2521）
一种迭代聚合的高分辨率网络 Anchor-free 目标检测方法 …… 王新，李喆，张宏立（2533）
基于不完美先验信息的随机系数回归模型剩余寿命预测方法 …… 万昌豪，刘志国，唐圣金，孙晓艳，司小胜（2542）
前体尾流对降落伞工作性能的影响 …… 吴卓恒，余莉，赵晓舜，聂舜臣（2552）
面向狭小空间的起落架收放轨迹智能设计方法 …… 朱林昊，邹泽铧，印寅，刘相阳，蔡新之（2560）
基于 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 雷达对抗干扰有效性评估 …… 李志军，向建军，盛涛，肖冰松（2571）
一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法 …… 张可为，赵晓林，何利，李宗哲（2579）
耐久性分析相对小裂纹扩展速率公式的参数确定方法 …… 左冉东，贺小帆，李玉海（2594）
变体航行器动力学建模与仿真 …… 颜奇民，胡俊华，陈国明，刘安，张强（2602）
转盘轴承集聚效应分析及其对回转性能的影响 …… 邓飙，陈渐伟，郭杨，唐圣金，陈威（2611）
基于迭代译码的 LDPC 码稀疏校验矩阵重建 …… 钟兆根，刘仁鑫，张立民，但波，刘杰（2623）
多服务器环境下基于动态 ID 的轻量级身份认证协议 …… 齐小晨，黎妹红，杜晔（2632）
双射流环量控制翼型的控制力矩特性研究 …… 何玉娟，雷玉昌，张登成，张艳华，周章文（2641）
双层乳胶气球的高空平漂机理及垂直轨迹模拟 …… 何红，朱华健，谌志鹏，肖迪娥，潘显智，李凡珠（2650）

2021 年第 47 卷总目次

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 250 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 26 * 2021-12

第 47 卷终

（**编　辑**　张　嵘　李艳霞　孙　芳　李贵黎　卞欢欢　贺　伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 47 No. 12 (Sum 346) December 2021

北航学报 赠阅

CONTENTS

Dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method for weld defects of complex structure
…… ZHOU Zhenggan, TENG Lichen, LI Yang (2407)
A multi-model centralized storage method for embedded system
…… YAN Zhipeng, CAI Xingquan, YANG Bo, WU Ji (2414)
Air traffic CPS cascading failure and mitigation strategy
…… WANG Xinglong, HE Min, LIU Mingxue (2426)
Fatigue life prediction of aluminum alloy with pre-corrosion damage based on damage mechanics
…… ZHAN Zhixin, YU Xun, HU Weiping, MENG Qingchun (2434)
Behavioral decision learning reward mechanism of unmanned swarm system
…… ZHANG Tingting, LAN Yushi, SONG Aiguo (2442)
Supportability evaluation of aviation equipment system based on uncertainty
…… CUI Lijie, CONG Jiping, DING Gang, REN Bo, WANG Yi, LI Jihong (2452)
Principle and application of airspace spatial grid identification
…… ZHU Yongwen, PU Fan (2462)
Robust nonlinear flight control method against control saturation
…… SUN Bing, CHEN Wei (2475)
Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state
…… JIANG Lusheng, CAO Yaxiong, LIU Ting, FAN Feng (2484)
Effect of alertness light environment on flight cognitive task performance
…… CHEN Yanhao, YU Suihuai, CHU Jianjie, CUN Wenzhe (2494)
Real-time performance optimization of TTE network based on "pay bursts only once" principle
…… ZHENG Zhong, ZHAO Luxi, HE Feng, XIONG Huagang, LU Guangshan (2503)
Theoretical and experimental study on synthesis of high-content catocene
…… LIU Xiaoju, SUO Qi, FENG Haitao, ZHANG Chi, MA Xiaoyan (2514)
Aerodynamic characteristics of airfoil near wavy water surface
…… HU Haode, MA Dongli, YANG Muqing, GUO Yang (2521)
High-resolution network Anchor-free object detection method based on iterative aggregation
…… WANG Xin, LI Zhe, ZHANG Hongli (2533)
Remaining useful life prediction method based on random coefficient regression model with imperfect prior information
…… WAN Changhao, LIU Zhiguo, TANG Shengjin, SUN Xiaoyan, SI Xiaosheng (2542)
Effects of capsule wake on parachute working performance
…… WU Zhuoheng, YU Li, ZHAO Xiaoshun, NIE Shunchen (2552)
Intelligent design method of landing gear retraction and extension trajectory for narrow space
…… ZHU Linhao, ZOU Zehua, YIN Yin, LIU Xiangyang, CAI Xinzhi (2560)
G1-variation-coefficient-KL based TOPSIS radar jamming effectiveness evaluation
…… LI Zhijun, XIANG Jianjun, SHENG Tao, XIAO Bingsong (2571)
A chicken swarm optimization algorithm based on improved X-best guided individual and dynamic hierarchy update mechanism …… ZHANG Kewei, ZHAO Xiaolin, HE Li, LI Zongzhe (2579)
Parameter determination method of relative small crack growth rate formula in durability analysis
…… ZUO Randong, HE Xiaofan, LI Yuhai (2594)
Dynamic modeling and simulation of morphing vehicle
…… YAN Qimin, HU Junhua, CHEN Guoming, LIU An, ZHANG Qiang (2602)
Analysis of accumulation effect of turntable bearing and its influence on rotary performance
…… DENG Biao, CHEN Jianwei, GUO Yang, TANG Shengjin, CHEN Wei (2611)
Reconstruction of sparse parity-check matrix of LDPC codes based on iterative decoding
…… ZHONG Zhaogen, LIU Renxin, ZHANG Limin, DAN Bo, LIU Jie (2623)
Lightweight identity authentication protocol based on dynamic ID in multi-server environment
…… QI Xiaochen, LI Meihong, DU Ye (2632)
Control moment characteristics of double-jet circulation control airfoil
…… HE Yujuan, LEI Yuchang, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, ZHOU Zhangwen (2641)
High-altitude floating mechanism and vertical trajectory simulation of double-layer latex balloon
…… HE Hong, ZHU Huajian, SHEN Zhipeng, XIAO Di'e, PAN Xianzhi, LI Fanzhu (2650)

The End of Volume 47

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.1001-5965.2020.0464

复杂结构焊缝缺陷双线阵全聚焦超声成像方法

全下文载

周正干[1,2,*]，滕利臣[1]，李洋[1]

（1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083；
2. 中国科学院声学研究所 声场声信息国家重点实验室，北京 100190）

摘 要：某型航空发动机高温合金盘由涡轮盘本体和外层整体叶片环焊接而成，采用常规单通道超声方法检测焊接面缺陷时，存在检测分辨率低、信噪比差等问题，为此，提出了一种采用两组线性阵列换能器的检测方案。利用全聚焦方法（TFM）对焊接面缺陷进行成像表征，与常规全聚焦方法不同，阵列孔径和波形模式均能随检测深度动态变化，其最优参数通过理论仿真确定。制备了含预埋缺陷的航空发动机高温合金盘试样，开展了检测实验。结果表明：提出的双线阵全聚焦超声成像方法能有效提高高温合金盘未焊合面积型缺陷的检测能力，是一种可行的检测方案。

关 键 词：双线性阵列换能器；全聚焦（TFM）成像；高温合金盘；面积型缺陷；声学仿真
中图分类号：V262；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965（2021）12-2407-07

航空高温合金盘是航空发动机的关键部件，其由主体涡轮盘和整体叶片环通过扩散方式连接而成[1-4]。受材料、焊接工艺等因素影响，焊接时可能产生未焊合现象，从而降低航空发动机的力学性能和使用寿命。因此，需要采用无损检测方法评价焊接面上存在的面积型缺陷。超声检测技术被广泛应用于面积型缺陷的检测评价，如火车导轨的单通道 K 型扫描。然而，由于被测高温合金盘上换能器可布置空间狭小、面积型缺陷平行于盘体母线方向等原因，目前主要采用单通道脉冲反射法沿径向发射接收超声回波信号。由于声波在盘体中传播时的扩散效应，缺陷回波信噪比低、检测分辨率较差，目前仅能检出面积较大的未焊合缺陷，无法满足航空发动机对高温合金盘质量可靠性的需求[5-7]。

阵列超声检测技术因其灵活的声束偏转聚焦及出色的检测能力[8-11]，对于面积型缺陷有独特的优势，非常适合检测对于声束指向性要求较高的面积型缺陷。涂春磊等[12]通过仿真和实验得出，焊缝中的面积型缺陷相控阵超声的检出能力优于常规超声；李莹莹等[13]研究了面积型缺陷取向对相控阵超声检测结果的影响。然而，高温合金盘结构复杂，采用单个阵列超声换能器检测时，反射回波接收困难，而采用 2 个阵列超声换能器 K 型扫描的检测方式可以有效克服反射回波难以接收的问题。由于高温合金盘缺陷可能位于不同深度，在检测不同深度缺陷时使声束偏转所采用的阵列孔径和波形模式都不相同，常规基于相位控制的声束（偏转聚焦）发射接收检测方法难以实现上述检测过程，而通过对阵列超声换能器以特殊的激发方式实现试件内部声学信息的采集以获取全矩阵数据，利用全矩阵数据后处理技术可以实现任何常规直接发射偏转聚焦声束的检测模式。

收稿日期：2020-08-26；**录用日期**：2020-09-30；**网络出版时间**：2020-10-23 16:04
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201023.1512.003.html
基金项目：声场声信息国家重点实验室项目（SKLA201810）
* **通信作者**. E-mail：zzhenggan@buaa.edu.cn

引用格式：*周正干，滕利臣，李洋. 复杂结构焊缝缺陷双线阵全聚焦超声成像方法[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2407-2413. ZHOU Z G，TENG L C，LI Y. Dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method for weld defects of complex structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2407-2413 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

为此,结合高温合金盘本身结构及其缺陷类型等特点,本文提出了一种线阵全聚焦超声成像方法。建立了双线性阵列换能器全矩阵数据采集方案,采用全聚焦方法(TFM)实现了缺陷成像,探究了缺陷位置和声波发射-接收模式对成像结果的影响,构建了双线性阵列全矩阵数据采集软硬件系统并开展了检测实验,检测精度和分辨率均有明显提高。

1 双线性阵列检测方案的总体设计

基于双线性阵列全矩阵数据采集检测方案的设计需要,综合考虑换能器的检测参数、布置方式及基于全矩阵数据采集检测方法的成像原理。

全矩阵数据是由阵列换能器内所有阵元按照一定的激励脉冲周期依次激发获得的发射-接收阵元数组,该数据是发射阵元序列、接收阵元序列和时间采样点数构成的三维数组,包含了发射-接收阵元序列在被测试样内部的超声回波信号[14-15]。采集全矩阵数据需确定合适的换能器参数,在全矩阵数据采集完成之后,利用全聚焦方法进行处理以实现高分辨率成像。

1.1 阵列换能器设计

设计参数合适的阵列换能器是全矩阵数据采集的前提,根据试样声速、最小检测缺陷尺寸及换能器位置参数等条件,设计 2 个阵列换能器的中心频率、阵元数量、阵元间距等主要参数,并利用声场指向性和轴向声压分布情况对设计参数进行评价。所设计的双线性阵列换能器中心频率为 5 MHz,阵元数量为 32,阵元间距为 0.4 mm,阵线性元宽度为 0.3 mm。双线性阵列换能器采集全矩阵数据时的排布方式如图 1 所示。

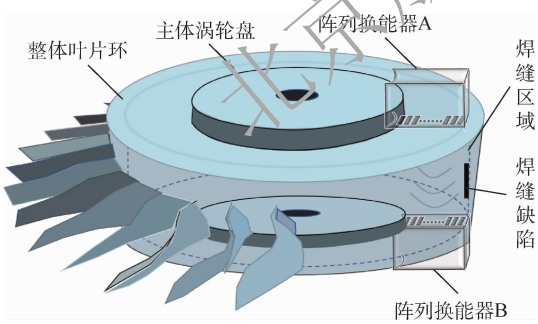


图 1 双线性阵列换能器耦合示意图

Fig. 1 Schematic diagram of dual-linear-array transducer coupling

1.2 基于全矩阵数据采集检测方法的原理

基于双线性阵列换能器的全聚焦方法旨在对全矩阵数据的加工处理,先将试样划分成若干小区域,该区域称为聚焦点区,区域划分的越小,聚焦点数越多,成像精度越高,运算量也更大。通过在试样内部设置虚拟聚焦点数,并在每一个聚焦点实现所有发射阵元的幅值叠加,实现对试样内部任意点数的聚焦,进而获得高分辨率成像。

分别将阵列换能器 A、B 直接耦合到高温合金盘的上下表面,并建立直角坐标系,如图 2 所示。针对试样内部任意一点 $P(x,z)$,利用延时法则将换能器中所有发射-接收阵元序列的超声回波信号在该点叠加,获得该点信号的幅值 $I(x,z)$。最终得到试样内部每一个聚焦点的幅值,完成试样内部的成像。

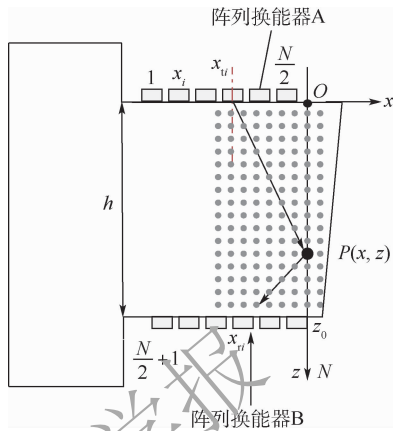


图 2 全聚焦方法原理

Fig. 2 Principle of total focusing method

任意聚焦点的 $P(x,z)$ 的幅值 $I(x,z)$ 可表示为

$$I(x,z) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N} S_{ij}(t_{ij}(x,z)) \tag{1}$$

式中:N 表示不同换能器数量的一组集合;$S_{ij}(t_{ij}(x,z))$ 表示目标聚焦点 $P(x,z)$ 的幅值,该幅值是由阵元 i 激励、阵元 j 接收获取得到;$t_{ij}(x,z)$ 为提取该幅值的延迟时间,包括从激励阵元 i 传播到目标聚焦点 $P(x,z)$,再被阵元 j 接收所需要的时间,参考图 2 中的几何关系,可知

$$t_{ij}(x,z) = \frac{\sqrt{(x_{ti}-x)^2+(h-z)^2}}{c_1} + \frac{\sqrt{(x_{ri}-x)^2+z^2}}{c_2} \tag{2}$$

其中:x_{ti} 和 x_{ri} 分别为发射和接收阵元的横坐标;h 为发射、接收阵元之间的垂直距离;c_1 和 c_2 分别为不同聚焦位置下对应的纵波和横波声速。

由于采用双线性阵列换能器采集全矩阵数据,若发射声波和接收声波采用不同的阵列换能器,在采用全聚焦方法对全矩阵数据处理成像时,等价于采用阵列换能器透射法实现缺陷的成像,同时改变每一个换能器的阵列孔径,可以具有较

北航学报 赠阅

高的成像灵活性。而此时，特定聚焦点 $P(x,z)$ 的幅值 $I(x,z)$ 可表示为

$$I(x,z) = \sum_{i=1}^{A_T}\sum_{j=1}^{A_R} S_{ij}(t_{ij}(x,z))$$
$$A_T \subseteq N, A_R \subseteq N \quad (3)$$

式中：A_T 和 A_R 分别为发射和接收阵列换能器的孔径。

2　理论仿真分析

2.1　仿真模型的建立

由于基于双线性阵列全矩阵数据的成像方法可以看成采用阵列换能器透射法进行缺陷成像，从这个角度来看，不同换能器发射、接收波形可以组合为 $A_{L(S)}$-$B_{L(S)}$ 模式，其中 A、B 分别为发射、接收换能器，L、S 分别为纵波、横波。

根据全聚焦方法可知，成像的关键是确定到达聚焦点的延迟时间，而延迟时间除了与阵元位置有关之外，还取决于缺陷的位置、发射-接收声波的模式（横波或纵波）。由于阵元位置为已知量，针对不同位置缺陷，选择合适的声波发射-接收模式尤为重要，为此开展了仿真研究工作。

基于有限差分理论建立了高温合金盘二维截面仿真模型，如图 3 所示。该仿真模型忽略了盘体外侧的叶片，将其简化为二维梯形截面，由于被测高温合金盘的高度约为 36.6 mm，设置仿真模型的高度为 36.6 mm。在仿真模型的高度区间内绘制了矩形缺陷以模拟未焊合面积型缺陷，定义矩形的中心点为缺陷的位置点，矩形缺陷沿 x 轴方向的厚度为 0.3 mm，沿 z 轴方向长度取值范围为 0.5 ~ 2.5 mm。将缺陷位置点分别设置在距离上端面 E_1 8.3 mm、18.3 mm 及 28.3 mm 处，如图 4 所示。阵列换能器的中心频率为 5 MHz，阵元间距为 0.4 mm，阵元宽度为 0.3 mm，阵元数量均为 32，阵列换能器 A 和 B 直接紧靠于边 E_1 和 E_2。阵列换能器中心与坐标轴原点沿水平方向的距离

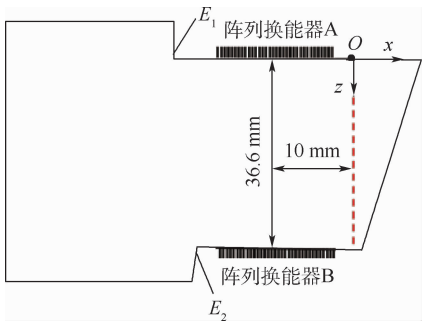


图 3　高温合金盘全矩阵数据的仿真模型示意图

Fig. 3　Schematic diagram of simulation model of full matrix data for superalloy disk

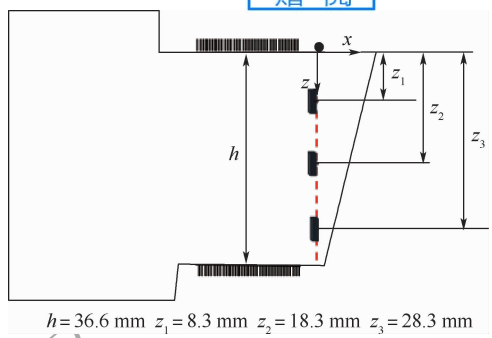


图 4　仿真模型不同缺陷位置示意图

Fig. 4　Schematic diagram of different defect locations in simulation model

均为 10 mm。时域有限差分所采用的时间步长 Δt 和空间步长 Δh 分别设置为 5 ns 和 0.05 mm。纵波和横波在高温合金盘中的传播速度分别设置为5 980 m/s和 3 138 m/s。

2.2　仿真结果分析

为量化仿真分析的结果，定义了 DSNR 作为评价缺陷信噪比的指标，采用 dB 作为单位，其定义如下：

$$\mathrm{DSNR} = 20\lg(P_{\mathrm{Max}}/P_{\mathrm{Avr}}) \quad (4)$$

式中：P_{Max} 为检测图像中缺陷的像素峰值；P_{Avr} 为包含缺陷的矩形区域内像素平均值。

此处，设置矩形区域为 6 mm × 6 mm，该区域位置如图 5 所示。若 DSNR 值越大，则表示缺陷成像效果越好，反之则越差。

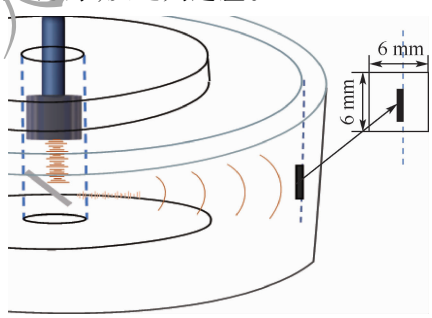


图 5　仿真模型包含缺陷区域的矩形窗

Fig. 5　Rectangular window where simulation model contains defect areas

尺寸为 1 mm × 0.3 mm 的矩形缺陷在不同声波发射-接收模式下的仿真成像结果如图 6 所示。由式(4)分别计算缺陷在不同位置不同声波模式下的 DSNR 值，所得结果如表 1 所示。可以看出，不同位置矩形缺陷的成像结果差异明显。位于 z = 8.3 mm 处的缺陷，DSNR 的最大值为 52.47 dB；位于 z = 28.3 mm 处的缺陷，DSNR 的最大值为 48.77 dB；位于 z = 18.3 mm 处的缺陷，DSNR 最大值为 39.60 dB。在 A_L-B_L 模式中，中间位置缺陷也较为明显，与 A_S-B_S 模式相比，DSNR 小了 2.70 dB。

北航学报 赠阅

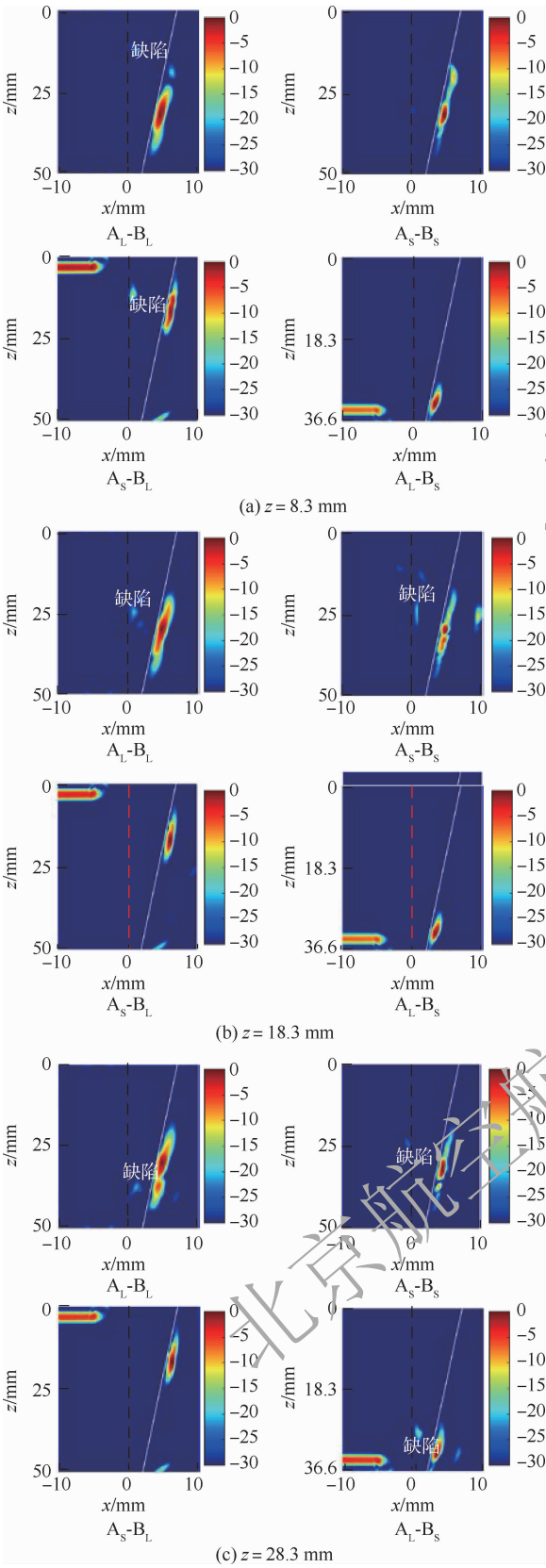


图 6 矩形缺陷不同位置的检测成像结果

Fig. 6 Detection and imaging results of rectangular defects in different positions

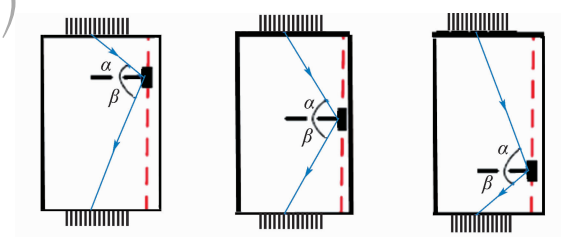
分析上述结果可知，当缺陷位于焊接面的上半区域时，在 A_S-B_L 模式下的 DSNR 值最大，由斯涅尔定律可知，此时入射声线和反射声线的波型应分别为横波和纵波，如图 7(a)所示。当缺陷位于焊接面正中央时，如图 7(b)所示，在 A_L-B_L 模式和 A_S-B_S 模式下的 DSNR 值相较于另外2 种均较大，由斯涅尔定律可知，此时入射和反射声线的波型相同，然而由于纵波的全反射角小于横波，声线入射角度越大，纵波反射能量越少，在 A_L-B_L 模式下的 DSNR 值和在 A_S-B_S 模式下的 DSNR 值相比略小。同理，当缺陷位于焊接面的下半区域时，如图 7(c)所示，A_L-B_S 模式的 DSNR 值最大，此时，入射声线和反射声线的波型应分别为纵波和横波。由此可见，对于不同位置缺陷的检测成像，先选择合适的声波模式非常关键。

为了进一步划分每个区域(上部区域、中部区域及下部区域)的边界，明确具体位置对应的最佳检测模式，从距高温合金盘上端面 3.3 mm 处开始，每隔 3 mm 做一次仿真实验，获取缺陷检测图像，分别计算每个位置 3 种模式下对应缺陷检测图像的 DSNR 值，绘制了如图 8 所示的折线

表 1 不同位置矩形缺陷在 4 种模式下的 DSNR 值统计

Table 1 DSNR values for rectangular defects of different positions in four modes

缺陷位置/mm	DSNR/dB			
	A_L-B_L	A_S-B_S	A_S-B_L	A_L-B_S
8.3	31.41	34.63	52.47	28.11
18.3	36.90	39.60	35.05	30.35
28.3	33.81	37.17	37.17	48.77



(a) 上部区域声线图 (b) 中部区域声线图 (c) 下部区域声线图

图 7 声波在不同位置对缺陷入射、反射声线

Fig. 7 Sound wave's incident and reflected sound ray on the defect in different positions

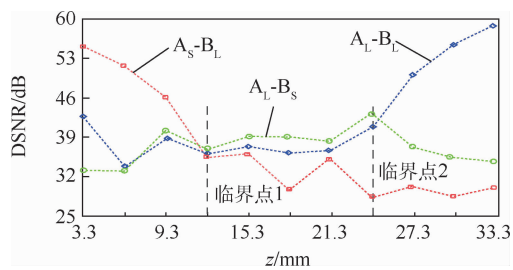


图 8 不同模式下 DSNR 值与缺陷 z 坐标的关系曲线

Fig. 8 DSNR value versus defect at z-coordinate in different modes

北京航空航天大学学报

图。可以看出，当缺陷位置点的 z 坐标小于 12.3 mm时，A_S-B_L 模式的 DSNR 值最大，成像效果最佳；当缺陷位置点的 z 坐标值介于区间 [12.3，24.3] mm 时，A_S-B_S 模式的 DSNR 值最大，成像效果最佳；当缺陷位置点的 z 坐标大于 24.3 mm时，采用组合 A_L-B_S 的值最大，成像效果最佳。利用几何声线与缺陷的位置关系可知，在最佳模式的临界点 1 和 2 处，入射角与反射角的比值分别为 1.48 和 0.67，二者恰好互为倒数，即在最佳模式条件下，声波在试样厚度方向传播存在明显的对称性。

3　检测实验分析

为了验证理论仿真的结论，开展了高温合金盘面积型缺陷的检测实验，制备了与实际涡轮盘尺寸完全相同但忽略了所有外侧叶片的回转体模拟试样，试样材料采用和高温合金盘声速接近的碳钢。在 3 个不同的截面（分别记为截面#1、截面#2、截面#3）上分别预埋了不同尺寸的侧孔缺陷，侧孔缺陷的直径分别为 2 mm、1 mm、0.6 mm，位置分别距离高温合金盘上端 28.3 mm、18.3 mm 和 8.3 mm 处，孔底位于焊缝界面以模拟高温合金盘焊缝中的未焊合缺陷。此外，还设计了与理论仿真参数一致的双线性阵列换能器，并将设计的探头连接到相控阵超声板卡，通过设计的夹具工装采集全矩阵数据，如图 9 所示。

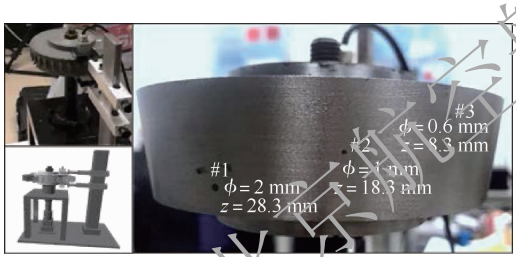


图 9　高温合金盘模拟试样及缺陷分布

Fig. 9　Superalloy disk simulation specimen and defect distribution

模拟试样上位于上述 3 个位置的缺陷检测成像结果如图 10 所示。从图中可以很直观地看出不同位置缺陷的最佳成像模式。与理论仿真类似，截面#1、截面#2、截面#3 的最佳成像组合分别为 A_L-B_S、A_S-B_S、A_S-B_L，采用上述组合方式成功检测出了预埋缺陷，其中最小缺陷为 ϕ 0.6 mm。

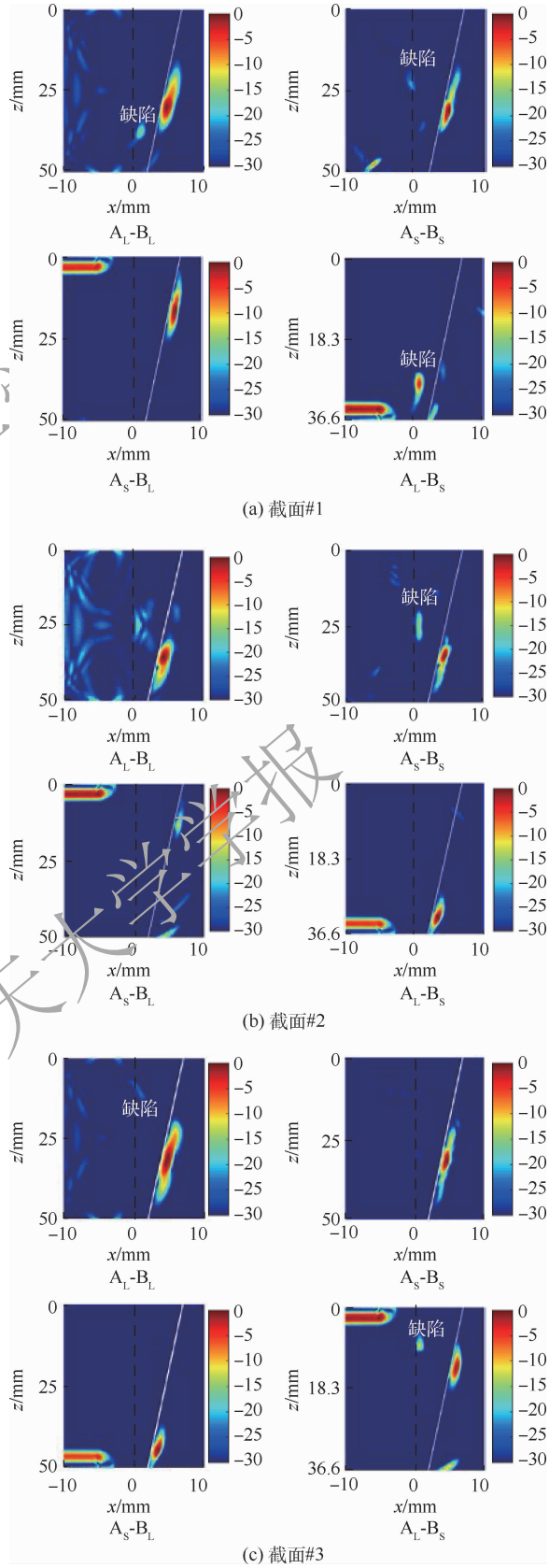


图 10　矩形缺陷不同截面的检测成像结果

Fig. 10　Detection and imaging results of rectangular defects at different cross sections

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4 结 论

1）针对航空高温合金盘构件未焊合面积型缺陷，提出了一种双线性阵列全聚焦成像方法。该方法扩展了现有基于单阵列换能器的全聚焦超声成像方法，可适用于更多分支的阵列换能器，为复杂结构件的检测与评价提供了一种新的解决思路。

2）高温合金盘的未焊合面积型缺陷的检测应综合考虑缺陷的位置和声波的发射-接收模式，以获得最佳检测效果。对于上半区域位置的缺陷，采用 A_S-B_L 模式检测精度较好；对于中间区域的矩形缺陷，采用 A_S-B_S 模式检测精度较好；对于下半区域的矩形缺陷，采用 A_L-B_S 模式检测精度较好。

3）提出的双线性阵列全聚焦超声成像方法有效检测出了缺陷，提高了缺陷检测精度，是一种行之有效的方法。

参考文献（References）

[1] 曲伸，李英，倪建成，等. 航空发动机先进焊接技术应用[J]. 航空制造技术，2015(20)：53-55.
QU S, LI Y, NI J C, et al. Application of advanced welding technology in aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(20): 53-55(in Chinese).

[2] RAUJOL S, PETTINARI F, LOCQ D, et al. Creep straining micro-mechanisms in a powder metallurgical nickel based superalloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2004, 387-389: 678-682.

[3] TERZI S, COUTURIER R, GUETAZ L, et al. Modelling the plastic deformation during high temperature creep of a powder metallurgy coarse grained superalloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 483-484: 598-601.

[4] POLLOCK T M, TIN S. Nickel-based superalloys for advanced turbine engines: Chemistry, microstructure and properties[J]. Jornal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 361.

[5] 张国庆，张义文，郑亮，等. 航空发动机用粉末高温合金及制备技术研究进展[J]. 金属学报，2019，55(9)：1133-1144.
ZHANG G Q, ZHANG Y W, ZHENG L, et al. Research progress in powder metallurgy superalloys and manufacturing technologies for aero-engine application[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2019, 55(9): 1133-1144(in Chinese).

[6] RASISSON G. Evolution of PM nickel base superalloy processes and products[J]. Powder Metallurgy, 2008, 50(1): 10-13.

[7] CHEN J, DONG J, ZHANG M, et al. Deformation mechanisms in a fine-grained Udimet 720LI nickel-base super alloy with high volume fractions of γ′ phases[J]. Materials Science and Engineering: A, 2016, 673: 122-134.

[8] YANG P, CHENG B, SHI K R. A novel method to design sparse linear arrays for ultrasonic phased array[J]. Ultrasonics, 2006, 44: 717-721.

[9] CHATILLON S, CARRIAUX G, SERRE M, et al. Ultrasonic non-destructive testing of pieces of complex geometry with a flexible array transducer[J]. Ultrasonic, 2000, 38: 131-134.

[10] PUEL B, LESSELIER D, CHATILLON S, et al. Optimization of ultrasonic arrays design and setting using a differential evolution[J]. NDT & E International, 2011, 44: 797-803.

[11] 杨平华，林莉，刘春伟，等. 相控阵声束焦距及换能器孔径综合有现货的实验研究[J]. 无损检测，2011，35(3)：9-13.
YANG P H, LIN L, LIU C W, et al. Experimental study on the integrated optimization of focus length and transducer aperture for phased array beam[J]. Nondestructive Testing, 2011, 35(3): 9-13(in Chinese).

[12] 涂春磊，邹建华，强天鹏，等. 对接焊缝相控阵超声检测可靠性的 CIVA 仿真与试验[J]. 无损检测，2013，35(11)：22-26.
TU C L, ZOU J H, QIANG T P, et al. Reliability analysis of phased ultrasonic testing for butt weld by CIVA simulation and experiment[J]. Nondestructive Testing, 2013, 35(11): 22-26(in Chinese).

[13] 李莹莹，陈军，林莉. 面积型缺陷相控阵超声检测可靠性的研究[J]. 无损探伤，2014，38(4)：6-9.
LI Y Y, CHEN J, LIN L. Research on the reliability of phased array ultrasonic testing on planar defects[J]. Nondestructive Testing Technology, 2014, 38(4): 6-9(in Chinese).

[14] HUNTER A J, DRINKWATER B W, WILCOX P D. The wave number algorithm for full matrix imaging using an ultrasonic array[J]. IEEE Transaction on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2008, 55(11): 2450-2462.

[15] VELICHKO A, WILCOX P D. Reversible back-propagation imaging algorithm for post processing of ultrasonic array data[J]. IEEE Transaction on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control, 2009, 56(11): 2492-2503.

北京航空航天大学学报

Dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method for weld defects of complex structure

ZHOU Zhenggan[1,2,*], TENG Lichen[1], LI Yang[1]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. State Key Laboratory of Acoustics, Institute of Acoustics, Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China)

Abstract: A certain type of superalloy disk component of aero-engine is welded by the turbine disk and the outer integral blade ring, and when the conventional single-channel ultrasonic method is used to detect welding surface defects, there are problems such as low detection resolution and poor signal-to-noise ratio. For this reason, a detection scheme using dual-linear-array transducer is proposed. The Total Focusing Method (TFM) is used to image and characterize welding surface defects. Unlike the conventional TFM, the array aperture and waveform pattern can be dynamically changed with the detection depth, and the optimal parameters are determined by theoretical simulation. Samples of aero-engine superalloy disk with embedded defects were prepared, and testing experiments were carried out. The results show that the proposed dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method can effectively improve the detection ability of unwelded area defects in superalloy disk and is a feasible detection scheme.

Keywords: dual-linear-array transducer; Total Focusing Method (TFM) imaging; superalloy disk; planar defect; acoustic simulation

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-26; **Accepted**: 2020-09-30; **Published online**: 2020-10-23 16:04
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201023.1512.003.html
Foundation item: Research Foundation of the State Key Laboratory of Acoustics (SKLA201810)
* **Corresponding author**. E-mail: zzhenggan@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0501

一种面向嵌入式系统的多模型集中存储方法

全下文载

闫治鹏[1]，蔡兴泉[1]，杨波[2,*]，吴际[3]

（1. 北方工业大学 信息学院，北京 100144； 2. 北京林业大学 信息学院，北京 100083；
3. 北京航空航天大学 计算机学院，北京 100083）

摘 要：随着软件安全性的重要性日益增长，使用模型驱动的方法进行软件开发越来越受到重视。针对目前存在跨域模型的集成障碍，提出了一种基于元建模技术提取多视角模型信息进行存储的方法，并详细阐述了针对 AADL、SysML、Simulink 三种建模语言设计的建模元素解析、集成描述文件生成的方法框架。实验结果表明：按照所提方法实现的模型仓库能够准确提取出不同视角模型间的集成相关信息，在能够正确存储、查询的条件下，实现的元素数量覆盖率均在 90% 以上。

关 键 词：软件模型；基于模型的开发；系统架构虚拟集成；元建模；建模语言
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2414-12

对于大型嵌入式软件系统的开发而言，在设计阶段提前发现系统问题，尤其是集成问题十分关键。对于大规模的嵌入式系统，软件是依托于特定的执行平台运行的，如果按照传统的软件验证方法需要多次运行软件，这样带来的验证成本会非常高，因此业界提出了在设计阶段对软件的模型进行验证以降低验证成本[1]。软件的模型是对软件中的客观存在的抽象，模型驱动的软件开发（MDSD）将分析和设计模型的重要性与编写代码的相提并论，旨在加快开发速度，提高软件质量，改善可维护性、可重用性、可管理性[2]。

模型不仅是对软件的客观实体进行抽象、简化，同一软件的不同视角的模型间还能够通过集成来进行模型的检查与验证，以期在设计阶段发现这些模型间的不一致进而排除潜在的风险，该集成过程被称为系统架构虚拟集成（SAVI）。Belete 等[3]对系统集成过程进行了详尽的论述。由于集成方法可以分为许多视角，如硬件辅助集成与纯软件集成、自底向上集成与自顶向下集成等，Frank 等[4]研究了如何比较并根据项目实际选择各种集成方法。作为本文研究服务的目标，SAVI 对于降低大型系统的开发成本效果十分显著[5]。例如，Feiler[6] 介绍了基于 SAVI 的扩展方法 ACVIP 及相关工具，用于提高需求质量及危害覆盖范围。

模型集成将 2 个或多个模型合并在一起，以产生处于相同或较低抽象级别的模型，在模型的元模型之间定义映射以进行集成[7]。使用模型集成的方式进行模型的检查、验证，相对于直接检查的优势在于：可以做到多视角的验证共享一套验证规则，无需单独验证每种模型。这些描述同一系统的多视角模型间的一致性有许多方面，如 Meier 和 Winter[8] 验证的软件生产线的工件间属性一致性，Misbhauddin 和 Alshayeb[7] 解决的多视图 UML 一致性。

但是，模型的集成验证经常因为协作的各个

收稿日期：2020-09-07；**录用日期**：2020-11-20；**网络出版时间**：2021-01-05 13:06
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1907.004.html
基金项目：国家自然科学基金（61502011）；中央高校基本科研业务费专项资金（BLX202003）
*通信作者. E-mail：yangbo090313@163.com

引用格式：闫治鹏，蔡兴泉，杨波，等. 一种面向嵌入式系统的多模型集中存储方法[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2414-2425. YAN Z P，CAI X Q，YANG B，et al. A multi-model centralized storage method for embedded system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2414-2425 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

单位采取不同的建模风格、选择的建模语言差别太大等因素遇到障碍。例如,AADL 描述架构模型、用 SysML 描述需求模型、用 Simulink 描述设计模型,这 3 种模型对设计的 3 个不同阶段各自都能良好地支持,然而在模型的集成方面,这些语言间较大的差异使得无法直接将其不加处理地集成为一个模型,因为虽然 AADL 具有一定的可扩展性,但仅限于属性、数据类型,无法满足集成需要,模型的信息即使在彼此重合的部分也经常包含各自层面要表述的独特信息。此外随着系统规模的增大,模型的复杂度也相应变大,涉及不同层面的领域知识也相应增多,进一步增加了这项工作的难度。

研究人员为了解决这种跨域模型的集成障碍进行过相关研究。Philip 等[9]为实现测试用例生成进行了 AADL 模型解析存储。Dong 等[5]正在实现基于 ATLAS 与元模型的模型转换集成。Bouzidi 等[10]通过基于模型转换和元建模机制的半自动方法建立了业务模型与需求模型间的追溯关系。在具体集成工作方面,Misbhauddin 和 Alshayeb[7]提出了一种使用 UML 进行多视图模型集成的方法用于为软件的重构提供支撑,选用类图表示结构视图,用时序图表示行为视图,用用例图表示功能视图,实现了 UML 下不同模型的集成。Meier 和 Winter[11]进行了对软件生产线间的不同工件模型的集成,通过基于单一基础模型 SUM 的元模型集成方法获得了软件生产线中不同工件的追溯关系,该工作成为之后工作[8]的铺垫。Behjati 等[12]对 AADL 与 SysML 的集成进行了研究。Meier 和 Winter[8]扩展了基于投影法的 OSM 方法,提出了领域内的可重用集成方法。

虽然这些研究在各自的情景下解决了问题,实现了 AADL 模型解析存储及某种层面的模型集成,但是存在如下几点不足之处:

1)没有更多关注元模型本身蕴含信息的价值及支持更多模型(SysML、Simulink)的解析存储。

2)在集成方面,缺少同时集成架构、需求、设计 3 个软件系统开发的重要视角的模型。

3)采用模型转换的方式进行集成需要利用模型转换语言(如 ATLAS)及元模型,但如果元模型建立的足够完善,则仅需建立一套可复用的元模型与建模语言的映射关系即可,可以减小采用模型转换语言编写转换代码带来的工作量。

4)相关研究成果多依托于 Eclipse 的 EMF 插件,缺乏能将跨域多视角模型集成与模型数据持久化、管理一体化、自动化的手段,使用场景受到了限制。

为了尝试解决上述困难,除了需要提出在 3 种视角模型之上的元模型,还需要分析建模语言与元模型的映射关系,基于映射关系来实现能够识别出模型中与元模型对应的元素(称为集成相关元素),并能使用这些元素以 XML 格式反映模型结构的自动化工具。

SAVI 是面向航电系统的模型集成方法。Hansson 等[13]证明了 SAVI 能很好地减少航电系统开发成本,Sokolsky 等[14]利用 SAVI 实现了一种 CPS 开发方法。本文方法可以认为是 SAVI 中模型总线技术与模型仓库技术[15]的一种体现,在数据库中维护多视角模型的信息并支持转换为标准 XML 格式,服务于系统架构虚拟集成。将用于描述系统集成的元模型称为集成描述元模型。目前,模型通常是在建模工具中直接建立,虽然使用这种手段建立的模型具有直观的优点,但无法直接用来进行自动化分析,需要获取到可视化模型背后的设计数据,之后加以持久化存储以便生成集成元模型描述文件进行模型一致性验证、结构化查询模型元素信息,最终实现多视角模型分析的一体化、自动化。本文主要贡献如下:

1)面向架构模型、需求模型、设计模型这 3 个角度提出了模型信息的获取、解析、存储及集成描述文件生成方案。

2)在可视化界面的基础上实现了模型元素的属性查询,提出并实现了几种模型元素的结构化查询。

3)通过 2 个实际案例对上述功能进行了验证,实验结果表明,本文方法可以达到较好的覆盖率。

1　研究背景与框架

元模型在软件领域的用途十分广泛,并越来越显示出其优越性,主要应用方向包括物联网领域[16]、软件生产线、特定领域建模等。例如,Cavalcanti 等[17]对软件生产线提出了元模型,使得软件生产线的组件之间的可追溯性、可验证性大大增强;Muhammad 等[18]提出了支持嵌入式实时系统行为建模的元模型,为后续模型转换、模型仿真提供了方便;Cicirelli 等[19]开创性地为智能家居领域提出了功能模型、数据模型的元模型;Arcelli

北航学报 赠阅

等[20]则利用元模型支持代码重构。元模型不仅可以为建模提供指导,进而提高建模的质量,还将用于从已有的模型中抽取共性。

分析对象包括架构模型、需求模型、子系统设计模型,分别用 AADL、SysML、Simulink 三种建模方式建立。元模型采用 UML 描述,好处在于:

1) UML 即统一建模语言,被 OMG 采用即是为面向对象开发的软件提供蓝图,广泛用于描述软件的功能、对象、动态行为,包括类图、用例图、时序图、包图、协作图、活动图、部署图、构件图、状态图,被业界广泛接受。

2) AADL 即架构分析与设计语言,专门用于实时、安全关键系统的建模和分析[21],AADL 语言使用图形或者语义的方式方便地建模,可以用于描述系统的静态结构、行为、数据,并支持通过错误附件、行为附件描述动态的行为,因此对嵌入式系统架构有着强大的表现力。

3) SysML 是 OMG 组织采用的系统工程建模语言,由 SysML Partners 于 2003 年被首次提出,基于图形的方式建模,支持各种系统和系统间的规范、分析、设计、验证和确认[22],支持描述系统的时序、需求、结构、行为,通过 SysML 建立的需求模型能够很好地把握系统的需求。

4) Simulink 是一款集成在 MATLAB 中的模型设计工具,用于嵌入式系统进行建模、仿真,可以描述系统结构、信号处理、状态转换,此外可以通过已建立的模型自动生成代码,能够描述子系统设计的细节。

在建立模型阶段,OSATE 下架构模型的建立可以采用编码的方式,Papyrus 下需求模型与 Simulink 下设计模型的建立则是基于图形化的方式建立的。由于这 3 种工具使用方式的差异,只有 AADL 存在源代码,导致采用代码形式化分析的手段不可行,需要采用 3 种模型均支持的信息表达方式——XML。在 OSATE 中将 aadl 文件保存为 aaxl2,在 papyrus 中直接调取 uml 文件,对于 Simulink 使用转换脚本将模型文件转为 XML 文件。

研究框架如图 1 所示。先建立面向集成的公共元模型,并设计出用 XML 文件描述该元模型的规范,再将数据交由模型仓库进行模型解析、模型存储、集成描述文件生成等步骤。

此外,还使用了名为模型集成通道的内部工具,该工具依据集成描述文件进行检查/验证,并成功检出系统模型中的错误,证明了本文的价值,但对于该工具在此将不做过多论述。

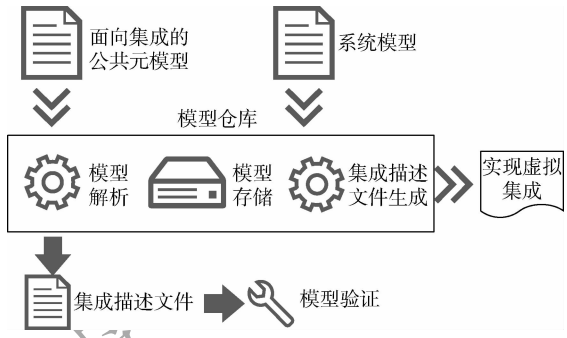


图 1 研究框架

Fig. 1 Research framework

2 本文方法

2.1 面向集成的公共元模型

虽然相同的实体可以通过异构的建模语言描述,但是这些异构的建模语言往往是由不同人员乃至不同单位使用并进行建模,建模人员对自然语言描述的实体信息,尤其是对于规模庞大的系统的理解很容易出现差异或分歧,进而导致异构模型间的信息存在出入,因此,在异构建模语言的条件下如何保证实体信息的一致性是无法忽视的问题。

对于 AADL、SysML、Simulink 这 3 种异构的建模语言,采用模型集成的方式可能会为该问题提供一种解决方案,模型集成的方法通过将目标建模语言的元素映射到同一个实体上后检查该实体相关的映射信息是否一致,进而实现一致性检查的目的,这样做的好处是:不仅可以用于检查信息一致性,所提出实体还为单个模型的检查提供了便利,如对于某个不便直接检查模型,将其关键元素映射到结构相对简单实体上后,该实体提出检查方案就相对简单许多,实现间接检查该模型。

为了实现模型集成,在元建模技术的基础上提出了集成元模型(也称公共元模型)作为集成的映射目标实体。元建模技术旨在通过建立描述模型的元模型提高模型的可读性、质量及工程人员的工作效率,该技术在模型转换、领域建模、软件生产线等领域也有着广泛的应用。元模型利用 UML 中类图语言无关的特性来为异构模型提供统一的描述手段,由于类图本身也属于模型的一种,达到了更加直观的效果。集成元模型是通过对上述 3 种建模语言的探讨分析提出的一种元模型,可以描述异构模型信息集成过程中需要关注的元素。元建模阶段的首要问题就是如何处理不同模型的一致性。先分析 3 种建模语言 AADL、SysML 和 Simulink 的元模型。从面向集成的角

度,找出 3 种建模语言之间在集成的场景中存在的对应关系,并利用实际的案例进行验证。表 1 为 3 种建模语言在面向集成场景下的映射关系。基于此,进一步得到的集成元模型如图 2 所示。

由于嵌入式实时系统通常采用基于组件的开发理念,在集成元模型中先使用 Component 表示系统的组件或子系统。Component 包含 5 种泛型:实时系统 RTOS、总线 Bus、Component 内部的进程 Task、硬件设备 Device、处理器 Processor,通过数据库的设计体现泛化关系。为了表示这些硬件或者子系统间的数据或信号的传递,使用连接点 LinkPoint 表示组件的接口,用通信频道 CommunicationChannel 表示组件间的连接,CommunicationChannel 包含 3 种泛型:InvocationChannel 同步、DispatchChannel 异步、MessageChannel 消息。此外,State 表示与故障相关的状态,Transition 表示发生故障时的状态迁移,Exception 表示触发的故障,Event 表示触发故障的事件,Partition 表示分区。

为了弥补 3 种模型自身表现力存在的不足,

表 1　建模语言与元模型的映射

Table 1　Mapping between modeling language and metamodel

组件类型	AADL	SysML	Simulink
Component	system,process,thread,processor,bus,device	block	
LinkPoint	port	port	port
CommunicationChannel	connection,bus access	flow	itemflow
InvocationChannel	bus access	无	无
MessageChannel	connection	itemflow	flow
DispatchChannel	partition 的连接	无	无
Bus	bus	无	无
Device	device	device	device
State	State	无	State
Transition	Transition	无	Transition
Partition	Partition	无	Partition
Task	process,thread	block	无
Event	Event	无	state 转移条件
RTOS	system	Block	system
Exception	propagation	raisedException	faultType
faultTask	无	faultTask	无
errorpath	Propagation 的 flow	无	无

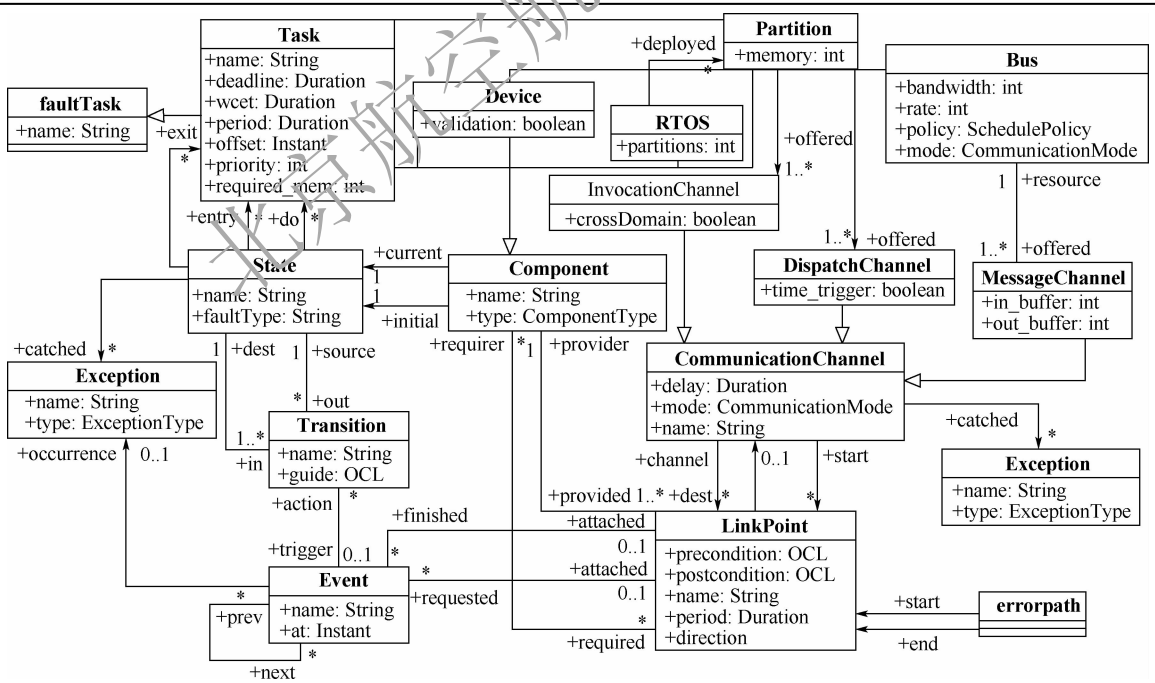


图 2　集成元模型

Fig. 2　Integration metamodel

北航学报 赠阅

提出了如下自定义属性：

1）AADL。在 propertyset 里定义属性 wcet（进程的最坏执行时间）、wcet4thread（线程的最坏执行时间）、wcet4sys（系统的最坏执行时间）、wcet4dev（硬件的最坏执行时间）、period（用于 data）、porttype、protocol（用于 data）。

2）SysML。添加的属性有 delay（流延迟）、period（周期）、通信协议 communicationProtocol，对于端口，在 comment 中添加方向属性表示其方向（in = true，out = true，默认为 inout）。异常处理 operation 的命名规则为“FaultTask：XXX”，其中 XXX 表示 operation 的名字，FaultTask 表示此方法应被解析为 FaultTask，以与 Task 作区分。

3）Simulink。使用备注的形式为状态（State）增加了以下属性：

① faultState。如果当前状态是发生故障之后迁移到的状态，则其值为 true，表示当前状态是一个故障状态。

② faultType。如果当前状态是一个故障状态，则表示当前故障的类型。

4）wcet。状态的最坏执行时间。

5）period。状态的执行周期（如果有的话）。

用同样的方式为接口增加属性 period，表示接口发送或接收的消息的周期。

类似地，chart 增加属性 period 表示子系统执行的周期；增加属性 wcet 表示子系统的最坏执行时间。

2.2 建模约束

AADL、SysML、Simulink 这 3 种建模语言在各自的领域具有强大的表现力，但同样也会导致对同一实体的描述有不同的描述风格，进而带来完全不同的解析方式，为解析工作带来很多障碍。因此，本文提出了建模时必须要遵守的下述规范：

1）AADL。所有系统定义在一个文件内，子类名称的后缀必须是 impl 且只能单继承，同一个元素的大小写一致，XML 文件名与描述的系统名一致，内部错误附件写在声明中。

2）SysML。文件名必须是系统名，仅支持块图表示，组件之间的交互使用 port 和 itemflow 表示，port 上需要通信协议 communicationProtocol，port 的方向信息 comments 中添加，block 上需要组件类型属性，block 异常使用 operation 的 raisedException 表示，异常类型用块表示，异常处理命名规则为“FaultTask：XXX”，时间单位默认 ms，使用 valuetype 表示值类型，层级间的关系使用的是包含关系，端口的数据使用一律采用 signal。

3）Simulink。文件名格式为：系统名_XXXms.xml。其中，ms 指最顶级系统的 wcet。此外，wcet 和 period 这 2 个涉及时间属性的单位应该统一，默认 ms。此外，Simulink 的状态父子层级最多不能超过 2 层，SysML 的块父子层级最多不能超过 3 层。

2.3 模型仓库

集成元模型理论上已经满足了集成工作开展的必要条件，虽然可以用人工的方式根据建模语言与元模型的映射关系来进行模型的映射与集成，但是这种手动集成的方式在面对大型项目时有着效率低下且无法保证准确性的问题。为了利用集成元模型进行自动化集成，实现了一个基于 Java Web 的名为模型仓库的工具，模型仓库将集成元模型作为数据库的设计依据，将 3 种建模语言与元模型的映射关系及 3 种模型的 XML 文件的特点作为代码的设计依据，实现了模型信息自动化解析、集成、入库。本工具分为后台与前端 2 部分，3 种建模语言的解析分别如图 3～图 5 所示。

2.3.1 模型文件的预处理

由于 3 种模型的 XML 文件中元素通过 id 唯一确定，但是该 id 与数据库的主键格式不兼容，需要自定义主键对模型文件进行处理。为了保证原始数据不被污染，需先生成模型文件副本，再为每个元模型中定义的元素在该语言中对应的标签附加主键。

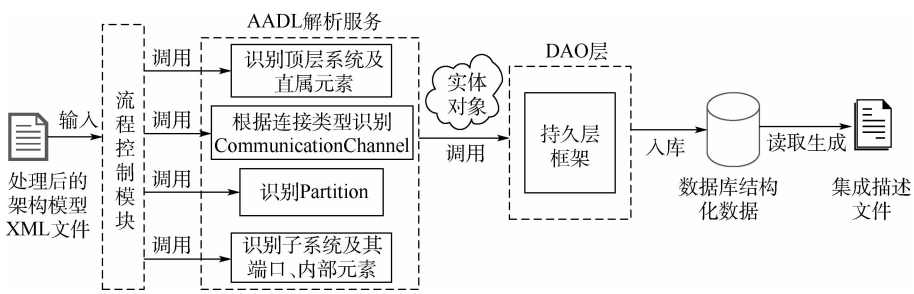


图 3 AADL 解析流程

Fig. 3 Traverse process of AADL

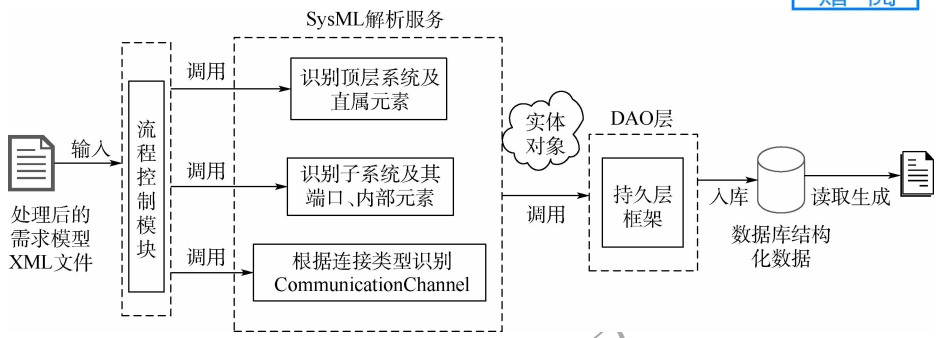


图 4　SysML 解析流程

Fig. 4　Traverse process of SysML

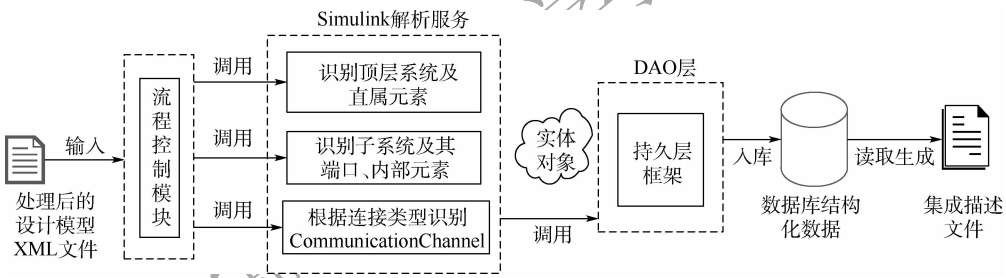


图 5　Simulink 解析流程

Fig. 5　Traverse process of Simulink

2.3.2　AADL 的解析

AADL 的解析框架如图 3 所示。由于元素依赖关系的存在,所有解析都需要保证顺序。AADL 的解析算法主要流程是:先解析直属于最顶层系统的 Component、CommunicationChannel,再从作为子系统的 Component 入手解析其他所有元素,每种元素及相关解析顺序如下所述。

1）组件的解析

组件(Component)即 RTOS、system、Device、Bus 等直属于总体架构的组件。在解析到每个 Component 时,还要将其子组件(Component)、处理器(Partition)、端口(LinkPoint)、进程、子进程(Task)、内部的连接(connection)及错误附件(Exception)一并解析。

2）LinkPoint 的解析

解析 LinkPoint 时先判断是否包含 in 属性,如果包含,则端口的方向为入,否则为出。对于每个 system 的端口,如果存在 dataFeatureClassifier 属性,则说明定义了端口数据类型。如果进一步解析发现这些数据类型节点存在 ownedPropertyAssociation 属性,则该数据存在需要解析的自身属性。

3）CommunicationChannel 的解析

一个 CommunicationChannel 对应 source 和 dest 两个端口。对于 InvocationChannel 类型的 CommunicationChannel,如果不存在 context 属性,则设置 dest 端口的上级元素是当前组件。

4）状态机的解析

AADL 的状态机包含了 Transition、Event、State 三种元素。解析 Transition 元素的同时需要构建 transitionstate、componenttransition 这 2 张关系表,分别存储与 Transition 关联的 State 与 Component。Event 在 XML 中对应的路径在内部错误和外部错误中是不同的,要注意区分。对于 State,如果 AADL 使用了外部定义的方式,则需要解析错误库中 behavior 的 state 信息。

5）Task 的解析

Task 对应 AADL 中的 process,下属端口分为 DataPort 与 EventPort 两种。如果 Task 的标签有 ownedPropertyAssociation 属性,则说明模型指定了需要解析的属性,如 deadline、period、wcet。

这部分功能还需要解析 Task 下面的端口、连线及下属的 thread。Task 下属的 connection 与 CommunicationChannel 的解析基本一致。下属 thread 的解析和 Task 的解析基本一致。

6）Exception 的解析

先解析标签的 behavior 属性,对于每个 behavior 再进一步解析 State、Event、Transition、Propagation、errorpath(flow 子节点)。

需要同时解析 Propagation 与 event。如果 Propagation 元素有 direction 属性,则根据 featureorPP 属性提供的 source、dest 信息解析能传播故障的 CommunicationChannel。

2.3.3　SysML 的解析

根据分析,SysML 模型的 XML 文件中,元素

北航学报 赠阅

路径是通过 xmi:id 属性确定的,对于需要指定多个元素路径的情况,多个 xmi:id 用空格隔开,SysML 的解析框架如图 4 所示。解析组件的同时解析 Exception、LinkPoint、Task、thread,在解析 Task 与 thread 的同时,也要在其内部解析对应的 LinkPoint、Exception,在解析 LinkPoint 时,也要解析对应的 Dataobject,它们在 SysML 中是通过 type 属性对应的。

由于 SysML 中连接是不分类的,在此一律按照 sync 类型处理。在 SysML 中,连接的 source 与 dest 可以为空。

2.3.4 Simulink 的解析

Simulink 模型导出的 XML 与前 2 种模型相比属性很稀少,而且同样的标签可以用来描述不同的元素,因此,需要具体分析标签的作用,解析框架如图 5 所示。在 Simulink 的 XML 中,任何元素都对应 < block > 标签,任何属性都用 < p name = XXX > 子标签表示(除了 block type 属性是行内属性表示)。

与前面 2 种模型解析类似,在解析每个组件的同时需要解析其内部的 LinkPoint、State、Transition。在解析 Transition 时要一起解析 Component 与 Transition 的关系。

在解析 LinkPoint 时,还要解析其对应的数据(dataobject)。数据对应 < data > 标签,其属性用 < p > 子标签表示。

自定义属性,如 wcet,对应 Description 标签。

State 用 < State > 标签表示。在解析 State 时要一起解析其内部的 Transition。

2.3.5 集成描述文件的生成

集成描述文件是使用 XML 描述的集成元模型,集成描述文件需要与元模型严格对应,集成描述文件包含了元模型的全部元素,此外由于验证过程需要对某些处于不同层级的元素在表达上作一些区分,也进行了少许扩充。

在生成集成描述文件时,先从数据库中提取当前描述系统的名称,用 system 节点表示这个处于所有元素之上的结构。在 system 节点内包含了 Component 节点与 CommunicationChannel 两种节点。作为子系统的各级系统,用 Component 点表示;Component 节点包含 LinkPoint、Exception、Propagation、State、Transition、Task 及表示 Task 之间连接的 connection;在 Task 节点中包含了作为 Task 端口的 port 节点、表示在 SysML 中作为故障的 Task 的 FaultTask 及下级 Task;State 中包含了下级 State 及下级 State 间的 Transition,对于 Simulink 单独扩充了用于指示当前 State 是否抛出异常的属性 faultState 与当前 State 抛出的异常类型的属性 faultType,最终用 CommunicationChannel 节点表示各个 Component 间的连接,生成该文件的方法框架如图 6 所示。

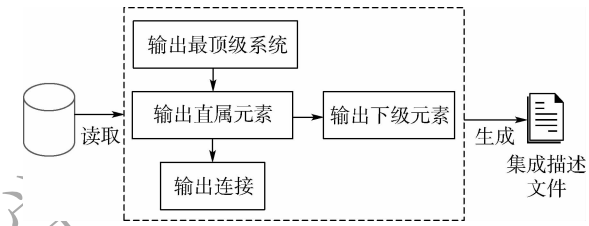


图 6 集成描述文件的输出

Fig. 6 Output of integration description file

2.3.6 多视角模型间的映射

不同视角模型通常是由不同人员负责,经常导致模型描述粒度不一致或描述信息不一致,因此模型仓库支持了映射配置,可以对多视角模型间存在对应关系的元素手动指定其映射关系,进而实现映射元素的查询。映射关系的导入是在模型信息解析完毕后进行的,即对已有的模型信息建立数据层面的映射。

3 结果评估

对于集成描述元模型与模型仓库,评估应当包括如下 2 个层面:①对元模型的评估。集成描述元模型对安全性相关的元素的覆盖情况,具体指集成描述元模型中的元素对每种模型所能提供的安全性相关信息的覆盖率。②对提取信息的评估。模型信息覆盖率,通过统计模型中出现的元素实体如属性、组件、连接等,计算模型仓库对这些信息的覆盖率。

从这些层面出发设计了如下评价指标作为评估的依据:

1)元模型应该尽可能覆盖每种建模语言的安全性相关元素,设元模型定义的元素数量 $\mathrm{Num}_{\mathrm{def}}$、建模语言支持的元素数量 $\mathrm{Num}_{\mathrm{sup}}$、元模型覆盖率 $\mathrm{Cover}_{\mathrm{meta}}$,有

$$\mathrm{Cover}_{\mathrm{meta}} = \frac{\mathrm{Num}_{\mathrm{def}}}{\mathrm{Num}_{\mathrm{sup}}} \tag{1}$$

2)模型信息的覆盖率在安全性相关元素方面应尽可能高,最理想的情况是 100%,设集成描述文件中的单种元素数量 $\mathrm{Num}_{\mathrm{sav}}$、原始模型中定义的该种元素数量 $\mathrm{Num}_{\mathrm{model}}$、信息覆盖率 $\mathrm{Cover}_{\mathrm{info}}$,定义如下:

$$\mathrm{Cover}_{\mathrm{info}} = \frac{\mathrm{Num}_{\mathrm{sav}}}{\mathrm{Num}_{\mathrm{model}}} \tag{2}$$

通过 2 个系统进行了一系列的验证并展示了验证结果:具有如表 2 所示功能的温控系统及具有如表 3 所示功能的空气压缩系统。

温控系统共包含 34 个元素,集成元模型的 Component、LinkPoint、Task、Device、CommunicationChannel、wcet、period、dataobject、RTOS、Exception、Partition 等概念在此模型中均有体现。在提出系统的结构后,分别在 OSATE、Papyrus、Simulink 中建立架构模型、需求模型、设计模型并获取到各自的 XML 文件,使用实现的工具输入这些 XML 文件对它们进行解析,存储并生成集成描述文件。首先,建立的模型的元素数量情况如表 4 所示,模型仓库对温控系统的存储结果如表 5 所示。需要说明的是,在表 4 与表 5 中,Component 包含集成描述元模型的泛化元素及最顶级系统的数量。

模型仓库生成的温控系统集成描述文件的架构模型集成描述文件包含 103 个元素,占全部 116 个元素的 88.79%;需求模型集成描述文件包含 79 个元素,占全部 79 个元素的 100%;设计模型集成描述文件包含 125 个元素,占全部 125 个元素的 100%。

针对空气压缩系统建立的 3 种模型元素数量情况如表 6 所示,模型仓库对该系统的存储结果如表 7 所示。在表 6 与表 7 中,Component 包含集成描述元模型的泛化元素及最顶级系统的数量。

表 2　温控系统架构

Table 2　Architecture of temperature control system

系统功能	功能描述	相关元素
温度监测	将外界温度输入系统	Temperature Sensor
温度调节	热源,负责调控温度	heat source
输入操作	外界的指令输入	“operator interface,输入接口,显示接口,输入设置,显示,设置接口,feedback 接口”
警报	“温度不在阈值内时发出警报提示操作者”	“alarm,输入,输出,发出警报,温度检测,数据处理,输入(数据处理),数据验证,数据格式化,数据无效故障”
温度控制	“通过外界的输入信息设置温度范围,并根据该温度范围及温度传感器的输入调整热量输出”	“thermostat,设置接口,feedback 接口,输入,输出,设置温度范围,feedback,处理器 LSP,温度调节,数据处理,输入(数据处理),数据验证,数据格式化,数据无效故障”

表 3　空气压缩系统架构

Table 3　Architecture of air compression system

系统功能	功能描述	相关元素
输出功能	将 VMC 的指令传送给相应设备	输出功能
飞行管理计算机 VMC	接受 acc 反馈的上电和周期自检数据、决策并发送正常工作、故障清除(FaultHandingFunction_init)等指令给 acc	VMC,acc
输入功能	将 VMC 的指令(VMCInstructionInput_init)、温度传感器采集的温度(TemperatureSensorAcquire_init)、压力传感器采集的压力(PressureAcquire_init)、旋转变压器采集的角速度和角位置等信息(RevolveAcquire_init)进行接收	温度传感器,压力传感器,旋转变压器,地面维护设备,acc,电机,加热器,VMC
上电	主要执行芯片、处理器、传感器状态等信息的自检,周期 BIT(PeriodicBIT_init)主要执行电流、温度等信息自检。其中上电 BIT 在上电时自检,周期 BIT 在正常工作、安全保护或失效保护时自检	机上电源,VMC
控制功能	将控制指令通过输出功能(OutputFunction_init)传输给对应的设备	“控制电机(ElectroMechanicalControl_init),电磁阀(SOVcontrol_init),加热器(HeaterControl_init)”
监控功能	对电路电流、电机寿命、电磁阀开关次数等进行监控	电磁阀
模式管理	根据 VMC 的命令,进行模式切换(ModelConvert_init)(如上电模式、正常工作模式、安全保护模式、失效保护模式、下电模式、地面维护模式)	VMC
初始化功能	对电路进行初始化和软件的全局变量进行初始化	初始化功能
存储模式	将电磁阀的开关次数、电机寿命、电磁阀寿命、电流等信息进行存储	存储
故障处理	根据不同类别的故障处理指令进行处理	故障处理

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 4 温控系统模型的元素数量

Table 4 Element amount of temperature control system model

元素	模型元素个数		
	架构模型	需求模型	设计模型
Component	22	21	6
Task	13	13	0
Device	2	3	0
RTOS	4	5	6
Bus	0	0	0
Partition	2	0	0
LinkPoint	41	26	11
Exception	3	8	2
CommunicationChannel	25	17	5
dataobject	5	7	11
Event	2	0	28
Propagation	9	0	0
State	8	0	29
Transition	2	0	33

表 5 模型仓库对温控系统的解析结果

Table 5 Traverse results of model warehouse for temperature control system

元素	模型元素个数		
	架构模型	需求模型	设计模型
Component	20	24	6
Task	13	13	0
Device	2	2	0
RTOS	4	9	6
Bus	0	0	0
Partition	1	0	0
LinkPoint	39	22	11
Exception	1	11	2
CommunicationChannel	22	13	5
dataobject	9	10	11
Event	2	0	28
Propagation	6	0	0
State	2	0	29
Transition	2	0	33

表 6 空气压缩系统模型的元素数量

Table 6 Element amount of air compression system model

元素	模型元素个数		
	架构模型	需求模型	设计模型
Component	37	41	6
Task	9	9	0
Device	14	0	0
RTOS	7	32	6
Bus	7	0	0
Partition	0	0	0
LinkPoint	62	40	17
Exception	0	5	0
CommunicationChannel	51	20	11
dataobject	0	8	0
Event	53	0	18
Propagation	25	0	0
State	46	0	15
Transition	14	0	18

表 7 模型仓库对空气压缩系统的解析结果

Table 7 Traverse results of model warehouse for air compression system

元素	模型元素个数		
	架构模型	需求模型	设计模型
Component	30	33	6
Task	9	29	0
Device	14	0	0
RTOS	7	4	6
Bus	7	0	0
Partition	0	0	0
LinkPoint	58	40	17
Exception	0	5	2
CommunicationChannel	50	20	11
dataobject	0	8	4
Event	12	0	18
Propagation	20	0	0
State	18	0	13
Transition	12	0	18

空气压缩系统集成描述文件的架构模型集成描述文件包含 207 个元素，占全部 263 个元素的 78.7%；需求模型集成描述文件包含 106 个元素，占全部 114 个元素的 92.98%；设计模型集成描述文件包含 85 元素，占全部 85 个元素的 100%。

分析 2 个系统覆盖率是否达到 100% 的原因。在温控系统中，架构模型与需求模型的 dataobject 数量超出了定义的数量，这是由于数据类型复用的情况造成的，这种复用在 AADL 中是同一连接的两端数据类型引用的同一个 dataobject，而在解析过程中为了展示信息将其拆为2 个数据类型导致数量 dataobject 变多，在 SysML、Simulink 中也存在同样的问题；AADL 解析的 LinkPoint 比定义的少 2 个是因为这些端口属于最顶层系统，这些端口与内部组件并未建立任何连接，被认为是无效的端口；AADL 中 Exception、Propagation 及 State 的覆盖率很低，经检查，发现是由于 AADL 中虽然定义了 3 种 behavior、错误类型，但是并未全部使用，因此集成描述文件中只会输出被使用的 behavior 下的 State；SysML 的解析结果中 RTOS 与 CommunicationChannel 远超定义的数量是因为需求模型中的自定义错误类型也是采用块图，在 XML 层面与表示系统物理结构的块无法区分，这样的错误类型一共有 5 个；此外，在

北京航空航天大学学报

XML 层面,SysML 中的连接虽然提供了 informationsource 与 informationtarget 两个属性指示连接的元素,但是这 2 个元素是端口类型的,无法判断其所属的组件是 Task 还是 RTOS,因此,统一按照 CommunicationChannel 处理;Simulink 的 RTOS 多是因为无法定义 Device 类型的元素,一律用了同一图例表示,因此,只能将这些元素统一按照 RTOS 处理。

集成描述元模型涉及 17 种概念,而 AADL、SysML、Simulink 三种建模语言在安全性相关方面分别有 19、9、9 种元素,覆盖率达到了 89.47%、100%、100%,具体情况如表 8 所示。

表 8　元素覆盖

Table 8　Element coverage

安全性相关元素	集成描述元模型	AADL	SysML	Simulink
Component	是	是	是	是
LinkPoint	是	是	是	是
Task	是	是	是	否
Bus	是	是	是	否
Exception	是	是	是	否
Partition	是	是	是	是
CommunicationChannel	是	是	是	是
Device	是	是	是	否
Event	是	是	否	是
MessageChannel	是	是	否	否
InvocationChannel	是	是	是	是
DispatchChannel	是	是	否	否
Propagation	是	是	否	否
RTOS	是	是	是	是
State	是	是	是	是
Transition	是	是	否	是
behavior	是	是	否	否
flow	是	是	否	否

除了元建模阶段的建模语言层面的映射,还存在模型实例层面的元素映射问题。在模型信息提取时,多模型的描述不一致是一个无法回避的问题,由于建模语言本身具有很高的灵活性,难以寻找固定的模式实现自动化对应。例如,对于温控系统 AADL 模型,将温度检测模块称为 temdect. impl,而 SysML 模型中称为“温度检测”。对此,本文采取的策略是遵循单一事实原则进行人工沟通分析,由建模方对模型进行说明或提供建模需求,进而总结出不同模型间的映射关系,而对于这些模型间粒度完全不一致的元素采取的策略是模糊处理。例如,AADL 模型指定了 SysML 模型所不具备的元素——处理器 LSP,因此不建立映射保持原样存储。根据温控系统总结出的部分映射关系如表 9 所示,该表可被模型仓库读取后存入数据库。

表 9　温控模型元素映射

Table 9　Element mapping of temperature control model

原模型类型	源元素名称	目标模型类型	目标元素名称
AADL	isolette	SysML	isolette
SysML	isolette	Simulink	isolette
AADL	Alarm. impl	SysML	Alarm
SysML	Alarm	Simulink	Alarm
AADL	currentT	SysML	Alarm:curr_tem_in
SysML	Alarm:curr_tem_in	Simulink	Alarm:cur_temperature
AADL	datadeal4alarm. impl	SysML	Alarm:数据处理
AADL	temdect. impl	SysML	温度检测
SysML	温度检测	Simulink	Checking

从上述实验可以得到以下结论:

1)模型仓库对 AADL、SysML、Simulink 能实现较高的元素覆盖率,虽然覆盖率没有达到 100%,但是主要原因是建模语言的特性,目前集成描述文件能够正确表示系统的结构与属性。

2)集成元模型对 AADL、SysML、Simulink 三种建模语言的安全性相关建模元素有很好的覆盖率。

为使提出的集成方法具有更好的表现效果,未来需要引入启发式算法对更多的嵌入式实时系统模型进行分析、学习,实现尽可能兼容灵活的建模风格,即逐渐摆脱建模约束,实现从建模到解析的无缝式框架。

4　结 束 语

本文提出了一种基于元建模技术来进行多视角模型信息提取方法,该方法针对 AADL、SysML、Simulink 三种建模语言,从集成的角度对这三种建模语言的相关信息进行提取,并提出了相应的模型仓库来存储这些模型信息。

通过温控系统、空气压缩系统这 2 个实际的系统进行了一系列的验证并展示了验证结果。结果表明,所提出的模型存储方法能够准确地提取出不同视角模型间的集成相关信息,在能够正确存储、查询的条件下,实现的元素数量覆盖率均在 90% 以上。

参考文献(References)

[1] MEREIM A, ABDEL-AZIZ M. A meta-model for model-based testing technique: A review[J]. Journal of Software Engineering, 2018, 12(1): 1-11.

[2] STAHL T, VÖLTER M, BETTIN J, et al. Model-driven software

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

development-technology, engineering, management [M]. New York: John Wiley & Sons, 2006.

[3] BELETE G F, VOINOV A, LANIAK G F. An overview of the model integration process: From pre-integration assessment to testing[J]. Environmental Modelling & Software, 2017, 87: 49-63.

[4] FRANK M, BROODNEY H, ORION U, et al. From common strategies and approaches to virtual integration[J]. INCOSE International Symposium, 2016, 26(1): 1988-1999.

[5] DONG Y W, WEI X M, XIAO M R. Overview: System architecture virtual integration based on an AADL model[C]// Symposium on Real-Time and Hybrid Systems. Berlin: Springer, 2018: 105-115.

[6] FEILER P H. Architecture-led requirements and safety analysis of an aircraft survivability situational awareness system: CMU/SEI-2015-SR-032[R]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2015.

[7] MISBHAUDDIN M, ALSHAYEB M. An integrated metamodel-based approach to software model refactoring[J]. Software and Systems Modeling, 2019, 18(3): 2013-2050.

[8] MEIER J, WINTER A. Model consistency ensured by metamodel integration[C]// Models Workshops, 2018: 408-415.

[9] PHILIP G, SURESH V P, D'SOUZA M. Safety validation using AADL system architecture models[C]// ISEC'18, 2018: 1-10.

[10] BOUZIDI A, HADDAR N, HADDAR K. Traceability and synchronization between BPMN and UML use case models[J]. Ingénierie des Systèmesd' Information, 2019, 24: 215-228.

[11] MEIER J, WINTER A. Traceability enabled by metamodel integration[J]. Softwaretechnik-Trends, 2018, 38: 21-26.

[12] BEHJATI R, YUE T, NEJATI S, et al. An AADL-based SysML profile for architecture level systems engineering: Approach, metamodels, and experiments: 2011-03[R]. Lysaker: Simula Research Laboratory, 2011.

[13] HANSSON J, HELTON S, FEILER P H. ROI analysis of the system architecture virtual integration initiative: CMU/SEI-2018-TR-002[R]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2018.

[14] SOKOLSKY O, PAJIC M, BEZZO N, et al. Architecture-centric software development for cyber-physical systems[C]// Proceedings of the First Workshop on CPSArch 2014, 2014: 1-6.

[15] FEILER P H, WRAGE L, HANSSON J. System architecture virtual integration: A case study: CMU/SEI-2009-TR-017[R]. Pittsburgh: Carnegie Mellon University, 2010.

[16] FORTINO G, GUERRIERI A, RUSSO W, et al. Towards a development methodology for smart object-oriented IoT systems: A metamodel approach[C]// 2015 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1297-1302.

[17] CAVALCANTI Y, MACHADO I, NETO P, et al. Towards metamodel support for variability and traceability in software product lines[C]// VaMoS'11, 2011: 49-57.

[18] MUHAMMAD W A, MUHAMMAD R. Extended meta-model for service-oriented development of embedded real-time systems [C]//2017 First International Conference on Latest Trends in Electrical Engineering and Computing Technologies. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-7.

[19] CICIRELLI F, FORTINO G, GUERRIERI A, et al. A metamodel framework for the design and analysis of smart cyber-physical environments [C]// 2016 IEEE 20th International Conference on Computer Supported Cooperative Work in Design. Piscataway: IEEE Press, 2016: 687-692.

[20] ARCELLI D, CORTELLESSA V, POMPEO D D. A metamodel for the specification and verification of model refactoring actions [C]// Proceedings of the 2nd International Workshop on Refactoring. New York: ACM, 2018: 14-21.

[21] BARANYI P. About AADL[EB/OL]. (2020-05-12)[2020-09-01]. http://www.openaadl.org.

[22] BARANYI P. What is the systems modeling language[EB/OL]. (2020-05-12)[2020-09-01]. http://www.openaadl.org.

北京航空航天大学学报

A multi-model centralized storage method for embedded system

YAN Zhipeng[1], CAI Xingquan[1], YANG Bo[2,*], WU Ji[3]

(1. School of Information Science and Technology, North China University of Technology, Beijing 100144, China;
2. School of Information Science and Technology, Beijing Forestry University, Beijing 100083, China;
3. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The software safety is important factor in our daily life, model-driven software development gains more and more attention. For the existing integration barriers of cross-domain models, we popose a method based on meta-modeling techniques, which is applied for extracting multi-perspective model information. In order to provide a solution for model checking in the design phase, we elaborate a methodological framework for model element parsing and integration description file generation for three modeling languages: AADL, SysML and Simulink. The experiment shows that the model warehouse implemented according to the proposed method can accurately extract the integration-related information between models from different perspectives, with over 90% coverage rate of element number under the condition that it can be properly stored and queried.

Keywords: software model; model-based design; system architecture virtual integration; meta-modeling; modeling language

北京航空航天大学学报
北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-07; **Accepted**: 2020-11-20; **Published online**: 2021-01-05 13:06
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1907.004.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61502011); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (BLX202003)

* **Corresponding author**. E-mail: yangbo090313@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0466

空中交通 CPS 级联失效与缓解策略

全下文载

王兴隆[1,*], 贺敏[1], 刘明学[2]
(1. 中国民航大学 空中交通管理学院, 天津 300300; 2. 天津市交通运输委员会, 天津 300250)

摘 要: 为有效缓解空中交通级联失效,改进传统负载-容量模型,并发现容量调节参数存在级联失效临界值;建立空中交通物理信息系统(CPS)模型,定义节点正常、拥堵和失效3种工作状态,提出度分配、介数中心性分配和剩余容量分配等节点流量分配策略,以此缓解航路网和管制网的级联失效,建立网络正常率指标来评估策略实施效果。以中国华东地区空中交通 CPS 为实例分析,结果表明:在节点介数中心性分配策略下,网络抵御级联失效的能力较强,最先从崩溃状态开始恢复;节点剩余容量分配策略下,各节点可以充分发挥接收额外流量的作用,网络级联失效最早恢复至正常状态,缓解效果较好。

关 键 词: 空中交通; 物理信息系统(CPS); 空中交通级联失效; 级联失效缓解策略; 负载-容量模型
中图分类号: U8; V355.2
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2426-08

物理信息系统(Cyber Physical System, CPS)是综合计算、通信和控制技术的多维复杂系统,具有高效、可靠、实时协同等特点[1],近来国内外学者开始将其用于交通领域的研究。2018 年,方宇恒等[2]将 CPS 应用于分布式轨道交通控制系统,并对该体系进行了构架和模块划分;2019 年,谭鹏[3]利用 CPS 研究了螺旋道路场景下车辆协同系统的稳定性;2020 年,Levshun 等[4]将安全 CPS 应用于铁路基础设施,分析了影响 CPS 脆性的原因并提出了合理的解决方案。

空中交通管理系统具备信息物理系统特征,通过通信导航监视与管制技术深度融合,实现管制信息处理和空域运行态势感知,并达到交通流与信息流高效协同的目的。但国内外学者对空中交通 CPS 的研究相对较少。2013 年,Sampigethaya 和 Poovendran[5]提出航空 CPS 框架,以研究空中交通中的物理-信息层间相互作用;2017 年,Ren 等[6]从航空器、飞行控制与航行服务 3 个角度研究了 CPS 在空中交通中的应用;2020 年,王兴隆等[7]建立了空中交通 CPS,并基于改进 K-shell 算法对其节点影响力进行排序。

先进技术的应用并未解决空中交通系统级联失效问题。2015 年 8 月 15 日,美国弗吉尼亚州利斯堡的空中交通管制中心出现计算机“技术故障”,该空域所有扇区都关闭,导致进出美东地区纽约、华盛顿、波士顿和费城等城市的航班大面积延误和取消;2019 年 8 月 1 日,受台风“利奇马”影响,上海虹桥国际机场和浦东国际机场取消 1 949次航班,上海终端区的通行能力下降 70% 左右。技术故障、恶劣天气等特殊情况的产生会严重影响空中交通的运行,其影响范围会从单条航路蔓延至一个扇区甚至整个空域系统,引起级联失效,从而使空域容量下降,航班延误或取消。

一旦发生级联失效,网络可能迅速崩溃直至

收稿日期: 2020-08-27; **录用日期**: 2020-11-06; **网络出版时间**: 2021-02-18 08:58
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210215.1151.001.html
基金项目: 国家重点研发计划(2020YFB1600101); 天津市教委科研计划(2020ZD01)
* **通信作者**. E-mail: xinglong1979@163.com

引用格式: 王兴隆, 贺敏, 刘明学. 空中交通 CPS 级联失效与缓解策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2426-2433.
WANG X L, HE M, LIU M X. Air traffic CPS cascading failure and mitigation strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2426-2433 (in Chinese).

北航学报 赠阅

瘫痪,网络级联失效及其缓解策略是当前研究热点。2015 年,种鹏云[8]对蓄意攻击下基于单次攻击的危险品运输网络级联失效进行了建模及仿真,为网络结构的优化提供了理论依据;2018 年,崔梦頔[9]分析了无标度网络面对级联失效的脆性,建立级联失效模型并提出了有效的级联失效缓解策略;2018 年,齐雁楠和高经东[10]分析了空域扇区网络级联失效过程,建立了模型,并提出了 2 种优化策略。

上述研究丰富了网络级联失效控制方法,但仅从单一角度对网络进行了优化和结构改进。为更好地把握空中交通系统的整体性,本文从 CPS 的角度出发,将物理与信息系统融合,研究空中交通管制网与航路网之间耦合关系和相互影响级联,分析空中交通 CPS 级联失效过程,提出基于网络运行特征的缓解策略。

1　空中交通 CPS 级联失效

相关研究已证明,CPS 可对具有耦合关联的系统进行建模[11],复杂网络的兴起及其在航空领域的引入[12]也为具有耦合关系的航空网络系统的研究提供了新途径。利用复杂网络理论,并根据空中交通管理规则[13]、管制指挥与航路运行的关系,对空中交通系统进行拓扑抽象,建立空中交通 CPS 网络模型。

空中交通 CPS 是由信息网和物理网及其连接关系构成的耦合网络,如图 1(a)所示。其中,信息网是以管制席位为节点、航班移交关系为边的管制网。航路中,飞行的航空器向管制席位报告当前的运行状态并根据管制席位下达的指令改变其飞行状态[14]。本文对管制网做出以下约束和假设:

1)合并空域扇区中的高、低扇区。

2)管制席位只对其管制范围内的航班负责。

3)将管制席位与其管制的扇区作为一个整体。

4)将管制网络抽象为无向网络。

空中交通 CPS 物理网是以扇区中航路点(强制报告点、机场、导航台)为节点、以节点之间的航段为边的航路网。管制网保障航空器在航路网中连续安全飞行[15]。本文对航路网做出以下约束和假设:

1)忽略临时航路、国际航线和部分孤立边界航路点。

2)删除对航路连接情况无影响的航路点。

3)将航路网抽象为无向网络。

将管制网 N 个节点之间的连接关系表示为

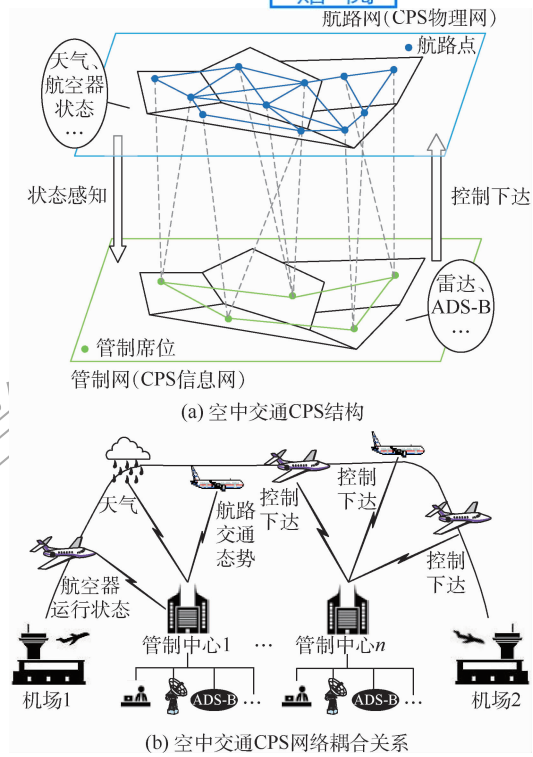


图 1　空中交通 CPS 网络模型

Fig. 1　Air traffic CPS network model

邻接矩阵 $\{a_{ij}\}_{N\times N}$,航路网 N 个节点的连接关系表示为 $\{\beta_{ij}\}_{N\times N}$,当节点 i 与节点 j 之间存在连边,则 $a_{ij}=a_{ji}=1$,$\beta_{ij}=\beta_{ji}=1$;两节点间无连边,则 $a_{ij}=a_{ji}=0$,$\beta_{ij}=\beta_{ji}=0$。

空中交通 CPS 的管制网和航路网之间的耦合关系如图 1(b)所示,情报中心将从气象监视台、雷达、ADS-B 等设备获取的天气情况、航空器运行状态、航路交通态势等信息发送给管制员,管制员据此向飞行员发送相关管制指令;飞行员根据指令操作航空器,实现航路交通流的有序高效运行。其中,交通态势、气象及管制指令等信息在管制网中的传递称为信息流,航班在航路网中沿航段的飞行称为交通流。

1.1　空中交通 CPS 级联失效模型

空中交通 CPS 中,每个管制席位指挥扇区内有多个航路点,即管制席位与航路点的关系为“一对多”。管制席位所辖扇区内某一航路点失效后,席位并不会随之失效,与其他席位之间信息流的传递也不受影响;对于扇区内其余航路点,若除失效航路点外有其他航路点与之相连,则也不会失效。级联失效在空中交通 CPS 两层网中同时产生,此过程中交通流只在航路网中流动,信息流只在管制网中流动。

如图 2 所示,当航路点 R_4 失效,移除 R_4 的所有连边即经过 R_4 的所有航路,航路点 R_5 因失去所有相连航路而成为孤立节点并失效,而 R_6 和 R_7

北航学报 赠阅

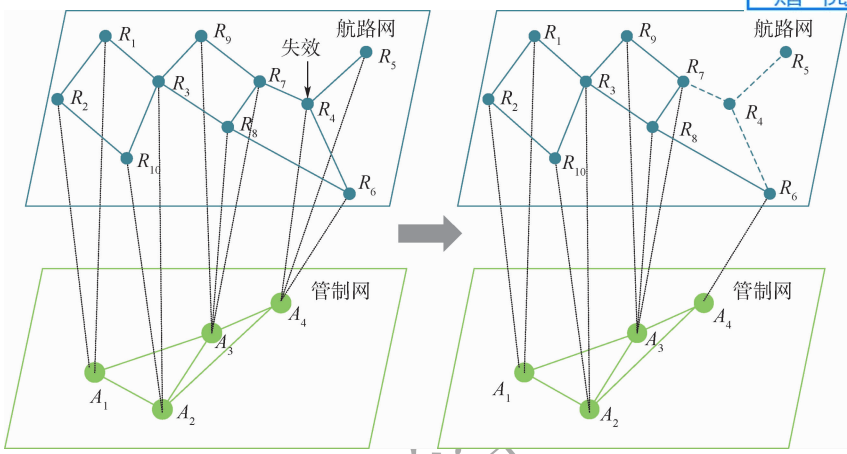


图 2 空中交通 CPS 级联失效影响关系

Fig. 2 Effect and relationship of air traffic CPS cascading failure

由于仍有相连航路而不会失效;管制席位 A_4 与航路点 R_4、R_5 之间的耦合边无法工作,而由于席位与航路点之间关系,A_4 并不会因 R_4 的失效而失效,可正常控制其所辖扇区内其他航路点,与其他管制席位之间的信息传递也可以正常进行。

由上述分析,假设空中交通 CPS 航路网级联失效将其交通流重新分配时管制网连接和工作状态保持不变。

1.2 空中交通 CPS 级联失效过程

以往学者建立级联失效模型时,大都将节点设定为正常和失效 2 种状态,但在实际空中交通运行过程中,处于交叉口的航路点会由于大量航班从各个方向出现而无法及时传递信息流,航路网的通行能力也因此迅速下降,但航路点并未失效,只是交通拥堵。一旦发生拥堵,管制员会迅速做出反应,疏导拥堵航路点的交通流,使航路网快速恢复至正常运行状态,此过程中管制席位之间需要频繁交互,即信息流在管制网中不断流动。依据上述实际运行情况,将空中交通 CPS 网络中节点状态定义如下:

1)正常。交通流和信息流都小于等于其容量,节点运行正常。

2)拥堵。交通流或信息流超出容量,此时将超出容量部分的流量分配至其他正常节点,直至节点流量小于等于其容量。

3)失效。节点容量为零,无法接收来自其他节点的流量,将原有流量全部分配至其邻接节点。

其中,管制网的节点容量定义为管制席位在单位时间内可传递的最大信息流,即不超过管制员工作负荷的信息流最大值;航路网的节点容量定义为航路点在一定时间内能容纳的交通流最大值。

空中交通 CPS 级联失效过程如图 3 所示,具体阶段如下:

1)正常运行。网络中全部节点的交通流和信息流均小于其容量。

2)失效开始。当部分节点失效时,其交通流或信息流按照相应规则分配至处于正常状态的邻接节点,如图 3 中节点 D 失效后将流量分配至邻接节点 E、F、G。

3)失效扩散。节点接收失效节点分配的流量后状态变为拥堵,停止接受流量分配,并将超出其容量部分的流量分配至正常状态的邻接节点,如图 3 中节点 E 变为拥堵状态且将流量分配至节点 H、J。

4)失效终止。级联失效因网络恢复正常或崩溃而终止,即经流量分配后网络中节点全部正常或全部拥堵。

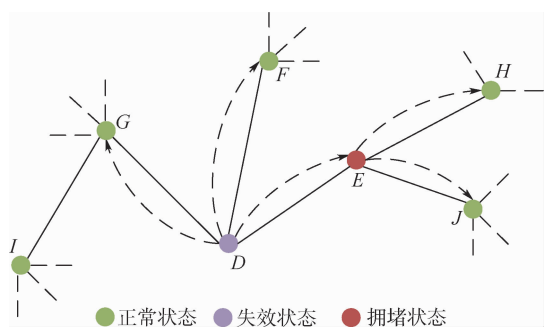


图 3 空中交通 CPS 级联失效过程

Fig. 3 Process of air traffic CPS cascading failure

1.3 负载-容量模型改进

空中交通网络具有一定的特性,即具有无标度、小世界特性,且网络度值服从幂律分布[16]。空中交通 CPS 级联失效模型建立与节点的流量、容量有关。有关空中交通网络的研究认为容量与流量存在正比例关系[17],但在实际运行过程中,航路点和管制席位的容量除受空域条件、设备因素影响外,还与航路交通态势、管制员等因素有关,考虑实际流量计算空中交通 CPS 节点容量 C_i 如下:

$$C_i = F_i + \theta F_i^{\mu} \tag{1}$$

式中:F_i 为节点 i 的流量;θ 为容量调节参数,$\theta > 0$,θ 越大容量越大;μ 为流量调节参数,$0 < \mu < 1$。

由节点流量与容量的关系可知,在 μ 不变时,θ 的大小可以反映出节点容纳流量的能力。θ 越大,节点容量越大,个别节点失效越不易引起网络级联失效;θ 越小,节点容量越小,甚至与流量相同,接近饱和状态,无法在其他节点失效后接收其分配的流量,从而更易引起网络级联失效,导致网络崩溃,造成严重后果。由此,规定容量调节参数存在一个级联失效临界值 θ_τ,当 $\theta < \theta_\tau$,个别节点失效会引发网络级联失效,受到严重损坏;而当 $\theta \geqslant \theta_\tau$,网络不会发生级联失效。$\theta_\tau$ 值越小,则空中交通 CPS 网络因节点失效而发生级联失效的概率越小,可降低空中交通对航路条件、通信及导航设备等的要求,从而节约经济成本,降低管制员的工作负荷,提高空中交通的运行效率。临界值 θ_τ 的存在,在一定程度上为空中交通 CPS 级联失效及缓解策略的研究提供了新的思路。

2　空中交通 CPS 级联失效缓解策略

由于空中交通 CPS 在实际运行过程中不会轻易崩溃,主要在 $\theta \geqslant \theta_\tau$ 条件下研究某一节点失效后的流量再分配。

2.1　级联失效缓解策略

分别采用度分配、介数中心性分配和剩余容量分配 3 种节点流量分配方法缓解空中交通 CPS 的级联失效,即按照节点度排序、介数中心性排序和剩余容量由高到低分配失效节点的流量。具体缓解策略流程如图 4 所示。

网络级联失效缓解策略实施步骤如下:

步骤 1　开始时,航路网与管制网处于正常运行状态,所有节点的流量均不超过其容量,即满足 $F_i \leqslant C_i$。

步骤 2　对网络进行选择性攻击,令某一节点 k 失效。

步骤 3　将失效节点 k 的全部流量 F_k 分配至其邻接节点,邻接节点流量增加 f,此过程中信息流仅在管制网中流动,交通流仅在航路网中流动。

步骤 4　级联失效进一步扩散,识别出网络中 $F_j > C_j$ 的节点,这部分节点因流量大于容量而由正常状态转变为拥堵,无法再接收来自失效节点的流量,并将超出其容量部分的流量分配至处于正常状态的邻接节点,邻接节点的流量增加 f'。

步骤 5　判断级联失效是否终止,主要有以下几种情况:①网络中不再存在 $F_j > C_j$ 的节点,则网络已恢复正常状态,级联失效终止;②网络中存在节点满足 $F_j > C_j$ 且正常节点数 $N_P > 0$,网络仍处于级联失效状态,跳转至步骤 4 进行流量再分配;③网络中存在节点满足 $F_i > C_i$ 且其邻接节点中处于正常状态的数量 $N_P = 0$,无法再接收分配的流量,网络崩溃,级联失效终止。

对于度分配、介数中心性分配和剩余容量分配 3 种级联失效缓解策略中,f 和 f' 计算公式如表 1所示。表中:D_i 为节点 i 的度;B_j 为节点 j 的介数中心性;$C_j - F_j$ 为节点 j 的剩余容量;N_P 为节点 i 的正常邻接节点数;Π 为节点 i 的邻接节点的集合。

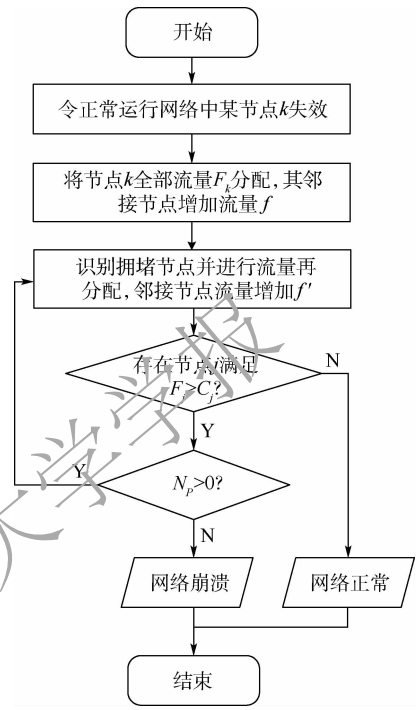


图 4　级联失效缓解流程

Fig. 4　Cascading failure mitigation procedure

表 1　不同缓解策略中 f 和 f' 计算公式

Table 1　f and f' calculation formula in different mitigation strategies

缓解策略	f	f'
度分配	$f = \dfrac{F_i}{D_i}$	$f' = \dfrac{F_j - C_j}{N_P}$
介数中心性分配	$f = F_i \dfrac{B_j}{\sum_{k \in \Pi} B_k}$	$f' = (F_i - C_i) \dfrac{B_j}{\sum_{k \in N_P} B_k}$
剩余容量分配	$f = F_i \dfrac{C_j - F_j}{\sum_{k \in \Pi} C_k - F_k}$	$f' = (F_i - C_i) \dfrac{C_j - F_j}{\sum_{k \in N_P} C_k - F_k}$

2.2　策略评估指标

网络级联失效的缓解策略实施效果可以用经流量分配后网络中处于正常状态的节点占总节点数的比例来评估,定义网络正常率 λ 如下:

$$\lambda = \frac{N_P}{N} \tag{2}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

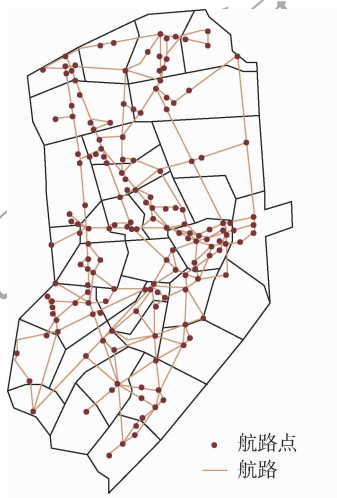
式中：N_p 为将失效节点流量分配后网络中处于正常状态的节点数量；N 为网络中节点的总数。

λ 越大，级联失效的缓解程度越高，缓解策略实施效果越好。

3 实证分析

以中国民用航空华东地区管理局所辖空域为例，建立华东地区空中交通 CPS 模型。图 5(a)为华东空中交通 CPS 航路网，由 171 个航路点和 262 条连边组成；图 5(b)为华东空中交通 CPS 管制网，由 33 个管制席位和 69 条连边组成；两层网络通过其耦合关系连接并相互影响。

经数据统计发现，华东地区空中交通 CPS 航路网的航路点中流量最大的是九亭，管制网中流量最大的管制席位是上海 05。



(a) 华东地区空中交通CPS航路网



(b) 华东地区空中交通CPS管制网

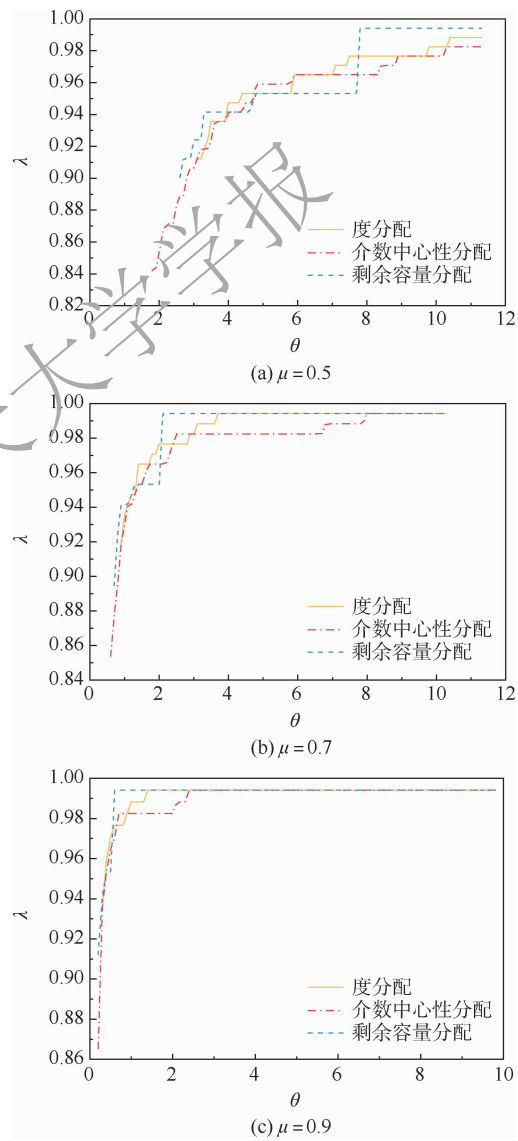
图 5 华东地区空中交通 CPS 模型

Fig. 5 East China air traffic CPS model

3.1 航路网级联失效缓解策略分析

开展级联失效缓解仿真实验，先将九亭航路点失效，分别取流量调节参数 μ 为 0.5、0.7 和 0.9，在 $\theta \geqslant \theta_\tau$ 范围内改变容量调节参数 θ 的值，绘制网络正常率 λ 在节点度分配、介数中心性分配和剩余容量分配 3 种缓解策略下随容量调节参数 θ 的变化曲线，如图 6 所示。

分析 3 种级联失效缓解策略的实施效果发现，在不同的 μ 值下，介数中心性分配得到的容量调节参数临界值 θ_τ 及对应的 λ 均为最小，表明此缓解策略下网络从最少的正常节点数开始恢复，即无需调节临界值 θ_τ 可从级联失效造成的网络崩溃开始恢复。因此，采用介数中心性分配策略网络抵抗级联失效的能力较强，不易发生崩溃；并且由于临界值 θ_τ 较小，网络正常运行对航路条件、通信及导航设备等的要求也较低。度分配和介数中心性分配策略存在一定的局限性，即随着 θ 的不断增加，网络中重要性较高的节点已全部



(a) $\mu=0.5$

(b) $\mu=0.7$

(c) $\mu=0.9$

图 6 不同缓解策略下航路网级联失效缓解程度

Fig. 6 Mitigation degree of cascading failures of air route network under different mitigation strategies

用于流量分配,无法再接收失效节点分配的流量,故 θ 继续增加而 λ 基本不变,缓解程度十分缓慢。

在剩余容量分配策略下,网络最先从级联失效恢复至平衡,此时航路网中除九亭外全部节点已恢复至正常状态,效率最高;各节点的容量随 θ 的增大而增大,航路网中已无拥堵节点,即无需继续对失效节点的流量进行分配,故后期曲线平直,λ 基本不变。剩余容量分配策略可以充分利用节点接收额外流量的能力,缓解效果较好。

3.2　管制网级联失效缓解策略分析

选取华东地区空中交通 CPS 管制网中信息流最大的上海 05 管制席位并使其失效,μ 分别取 0.5、0.7 和 0.9,绘制网络正常率 λ 随容量调节参数 θ 的变化曲线,如图 7 所示,分析当 $\theta \geq \theta_r$ 时 3 种缓解策略下的管制网级联失效缓解程度。

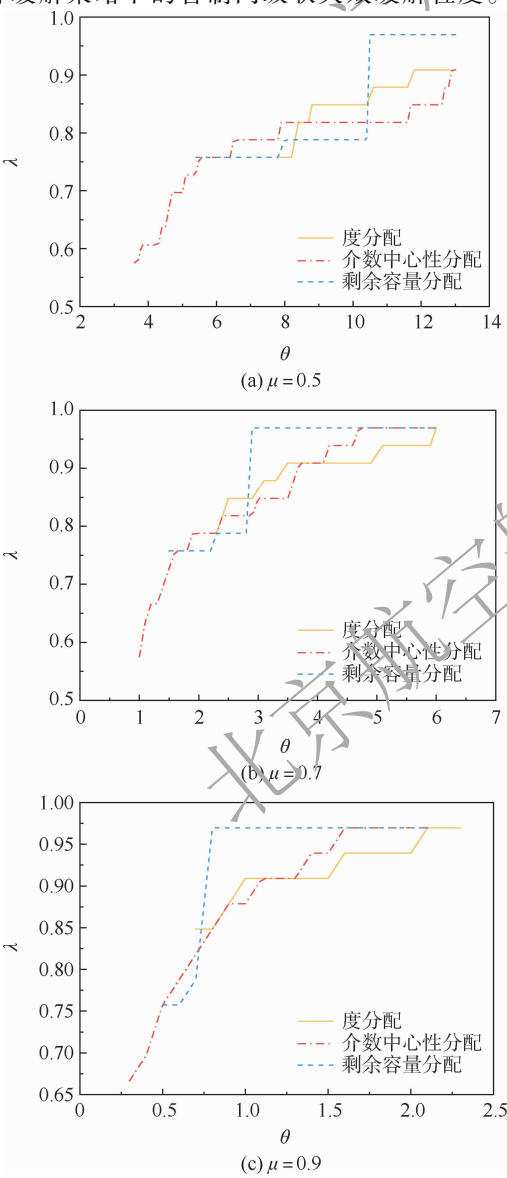


图 7　不同缓解策略下管制网级联失效缓解程度

Fig. 7　Mitigation degree of cascading failures of air traffic control network under different mitigation strategies

对比 μ 取值相同时 3 种策略的缓解程度发现,介数中心性分配策略下 θ_r 及对应 λ 最小,表明发生级联失效时此策略的实施效果最快产生,抵御级联失效的能力较强,但从开始到平衡的过程较为缓慢;度分配策略作用效果产生最慢且最晚恢复至平衡状态,缓解能力较差;剩余容量分配缓解策略虽恢复开始稍晚,但网络最快恢复至平衡状态,不再存在拥堵节点,让节点在流量再分配过程中充分发挥作用,缓解效果较好。

4　结　论

1)构建了空中交通 CPS 网络模型,分析了航路网、管制网及其耦合关系分析,定义了网络节点正常、拥堵和失效 3 种状态。

2)考虑空中交通系统实际运行中的整体性,改进了负载-容量模型,着重分析了空中交通 CPS 级联失效过程,并提出了 3 种缓解策略即度分配、介数中心性分配和节点剩余容量分配,采用网络正常率评估策略实施效果。

3)以中国民用航空华东地区管理局所辖空域为例,采用不同的缓解策略分别对发生级联失效的空中交通 CPS 进行流量再分配,通过对比分析发现,介数中心性分配下网络最先开始恢复,抵御级联失效能力较强;剩余容量分配下网络最快恢复至平衡状态,恢复效果较好。

研究结果有助于提高空中交通 CPS 的抗毁性,减少级联失效的发生,从而降低空中交通因局部运行异常而发生大面积延误的概率,提高空中交通运行的效率和安全性。

参考文献(References)

[1] 汤奕,王琦,倪明,等. 电力信息物理融合系统中的网络攻击分析[J]. 电力系统自动化,2016,40(6):148-151.
TANG Y,WANG Q,NI M,et al. Analysis of cyber attacks in cyber physical power system[J]. Automation of Electric Power Systems,2016,40(6):148-151(in Chinese).

[2] 方宇恒,徐中伟,彭聪. 信息物理融合系统环境下轨道交通信号安全控制规划研究[J]. 城市轨道交通研究,2018,21(4):25-30.
FANG Y H,XU Z W,PENG C. Study on the planning of rail transit safety signal control in CPS[J]. Urban Mass Transit,2018,21(4):25-30(in Chinese).

[3] 谭鹏. 基于 T-CPS 的螺旋道路车车协同模型及稳定性研究[D]. 重庆:重庆大学,2019.
TAN P. Research on vehicle-vehicle cooperative model and its stability on a spiral road based on T-CPS[D]. Chongqing:Chongqing University,2019(in Chinese).

[4] LEVSHUN D,KOTENKO I,CHECHULIN A. The application of

北航学报 赠阅

the methodology for secure cyber-physical systems design to improve the semi-natural model of the railway infrastructure[J]. Microprocessors and Microsystems,2021,87:103482.

[5] SAMPIGETHAYA K,POOVENDRAN R. Aviation cyber-physical systems: Foundations for future aircraft and air transport [J]. Proceedings of the IEEE,2013,101(8):1834-1855.

[6] REN L,LIAO H,CASTILLO-EFFEN M,et al. Transformation of mission-critical applications in aviation to cyber-physical systems[M]// SONG H B,RAWAT D B,JESCHKE S. Cyber-physical systems:Foundations,principles and applications. Amsterdam:Elsevier,2017:339-362.

[7] 王兴隆,苗尚飞,贺敏,等. 基于改进 K-shell 算法的空中交通信息物理系统节点排序[J]. 中国科技论文,2020,15(10):1144-1149.
WANG X L,MIAO S F,HE M,et al. Node ranking of air traffic information physical system based on improved K-shell algorithm[J]. China Sciencepaper,2020,15(10):1144-1149(in Chinese).

[8] 种鹏云. 基于复杂网络的危险品运输网络拓扑特性、级联失效机制及抗毁性研究[D]. 成都:西南交通大学,2015.
ZHONG P Y. Topology properties,mechanism of cascading failure and invulnerability for hazardous materials transportation network based on complex network[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University,2015(in Chinese).

[9] 崔梦頔. 无标度网络级联失效缓解策略研究[D]. 秦皇岛:燕山大学,2018:19-37.
CUI M D. Research on a mitigation strategy for scale-free network against cascading failures[D]. Qinhuangdao: Yanshan University,2018:19-37(in Chinese).

[10] 齐雁楠,高经东. 域扇区网络级联失效抗毁性及优化策略[J]. 航空学报,2018,39(12):322579.
QI Y N,GAO J D. Cascading failure invulnerability and optimization strategy of airspace sector network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2018,39(12):322579(in Chinese).

[11] BAHETI R,GILL H. Cyber-physical systems[J]. The Impact of Control Technology,2011,12(1):161-166.

[12] AMARAL L A N,SCALA A,BARTHELEMY M,et al. Classes of small-world networks[J]. PNAS,2000,97(21):11149-11152.

[13] 中国民用航空局. 中国民用航空规章. 第 93 部. 民用航空空中交通管理规则:CCAR-93TM-R5-2017[S]. 北京:中国民用航空局,2017.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations 93. Civil aviation air traffic management rules:CCAR-93TM-R5-2017[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2017(in Chinese).

[14] 王兴隆,刘明学,潘维煌. 空中交通信息物理系统的脆性分析[J]. 中国科技论文,2019,14(2):164-168.
WANG X L,LIU M X,PAN W H. Analysis of the vulnerability of air traffic information physical systems[J]. China Sciencepaper,2019,14(2):164-168(in Chinese).

[15] 王红勇,温瑞英. 基于复杂网络的空中交通态势风险评估方法[J]. 中国安全科学学报,2018,28(5):172-178.
WANG H Y,WEN R Y. Risk assessment method of air traffic situation based on complex network[J]. China Safety Science Journal,2018,28(5):172-178(in Chinese).

[16] 高经东. 基于复杂网络的空域扇区网络分析及抗毁性研究[D]. 天津:中国民航大学,2018:24-26.
GAO J D. Analysis and invulnerability research of sectors network based on complex network[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China,2018:24-26(in Chinese).

[17] 窦炳琳,张世永. 复杂网络上级联失效的负载容量模型[J]. 系统仿真学报,2011,23(7):1459-1463.
DOU B L,ZHANG S Y. Load-capacity model for cascading failures of complex networks[J]. Journal of System Simulation,2011,23(7):1459-1463(in Chinese).

北京航空航天大学学报

Air traffic CPS cascading failure and mitigation strategy

WANG Xinglong[1,*], HE Min[1], LIU Mingxue[2]

(1. Air Traffic Control College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Tianjin Municipal Transportation Commission, Tianjin 300250, China)

Abstract: To effectively alleviate the cascading failure of air traffic, the traditional load-capacity model is improved, and the critical value of capacity adjusting parameter is discovered. An air traffic Cyber Physical System (CPS) model is built, and its nodes are defined to be in three states: normal, congested, and failed. Different flow allocation strategies, including degree allocation, betweenness centrality allocation, and remaining capacity allocation, are adopted to alleviate the cascading failure of air route network and air traffic control network, and the mitigation result is assessed by network normal rate. Taking air traffic CPS in East China as an analysis example, the results show that the network recovers first under betweenness centrality allocation, which suggests that it has good strength against cascading failure. Nodes' ability to receive additional flow is made full use of under remaining capacity allocation, and the network returns to normal state first, which indicates that the mitigation strategy is reliable.

Keywords: air traffic; Cyber Physical System (CPS); air traffic cascading failure; cascading failure mitigation strategy; load-capacity model

北京航空航天大学学报
北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-27; **Accepted**: 2020-11-06; **Published online**: 2021-02-18 08:58
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210215.1151.001.html
Foundation items: National Key R & D Program of China (2020YFB1600101); Scientific Research Project of Tianjin Educational Committee (2020ZD01)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0477

基于损伤力学的含预腐蚀损伤铝合金的疲劳寿命预测

全下文载

詹志新[1,2], 余洵[3], 胡伟平[1,*], 孟庆春[1]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 深圳北航新兴产业技术研究院, 深圳 518000;
3. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 在工程结构中,腐蚀疲劳破坏是一种常见的现象,腐蚀坑处往往形成疲劳源,严重影响材料的疲劳特性。基于连续损伤力学理论,提出了含预腐蚀损伤铝合金疲劳寿命预测方法。首先,将腐蚀的影响分为2个方面,即腐蚀造成局部初始损伤和腐蚀形成的蚀坑造成局部应力集中;其次,建立了考虑预腐蚀损伤的疲劳损伤演化方程,并实现了相应的数值解法;然后,根据预腐蚀疲劳试验结果与数值计算结果,得到预腐蚀引起的材料初始损伤;最后,采用数值解法,对含预腐蚀坑的铝合金进行了寿命预估,并与试验结果进行对比,验证了所提方法的有效性。

关 键 词: 腐蚀; 疲劳损伤; 损伤力学; 有限元; 铝合金
中图分类号: O346.2; V215.5
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2434-08

北京航空航天大学学报

在机械与工程结构中,大多数构件受到的载荷并非静载,而是随时间循环变化的载荷,即循环载荷或交变载荷。在循环载荷的作用下,构件的承载部位会产生循环应力。研究表明,即使该循环应力远低于材料的强度极限,在经历一段时间的循环载荷作用后,构件也能够产生可见裂纹甚至会发生破坏。这种材料在循环载荷的作用下,所产生的性能逐渐退化直至完全失效的历程就是疲劳损伤破坏。在实际使用的工程材料及结构中,疲劳失效的现象非常显著[1-2]。在航空工业、压力容器、管道等相关的现代工业体系中,考虑到结构的复杂程度和对安全性的要求非常高,因此,解决相关的疲劳问题越来越重要。

在众多的疲劳问题中,腐蚀疲劳是一个非常重要的问题[3-4]。金属材料具有热力学不稳定性,当暴露在复杂的外环境中时,材料可能会在表面或者内部形成损伤,也就是腐蚀损伤[5-7]。对于设计人员来说,一方面,需要合理选择抗腐蚀材料以避免结构发生腐蚀;另一方面,需要考虑对结构的表面进行处理以减弱腐蚀所导致的负面影响。即便如此,防腐蚀设计还是很难保证不被腐蚀。一方面,机械构件的工作环境中一般都会有盐雾等腐蚀性物质;另一方面,在较长时间的使用过程中,表面防护层可能会破损,如受到外物的磕碰等,从而在构件表面产生预腐蚀坑,在蚀坑处会引起应力集中。在后续循环载荷的作用下,预腐蚀坑处会形成疲劳源,从而对材料的疲劳性能造成不利影响。谭晓明等[8]研究了不同程度腐蚀损伤对新型高强度铝合金疲劳裂纹萌生机制及扩展行为的作用。El May 等[9]研究了腐蚀对高周

收稿日期: 2020-08-31; **录用日期**: 2020-11-05; **网络出版时间**: 2020-12-24 10:36
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201223.1809.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(12002011); 广东省基础与应用基础研究基金(2019A1515110334)
* **通信作者**. E-mail: huweiping@buaa.edu.cn

引用格式: 詹志新, 余洵, 胡伟平, 等. 基于损伤力学的含预腐蚀损伤铝合金的疲劳寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2434-2441. ZHAN Z X, YU X, HU W P, et al. Fatigue life prediction of aluminum alloy with pre-corrosion damage based on damage mechanics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2434-2441 (in Chinese).

北航学报 赠阅

疲劳强度的影响,发现预腐蚀试件的疲劳裂纹萌生于腐蚀坑,预腐蚀后试件的疲劳极限明显降低。刘治国等[10]通过开展航空铝合金试件模拟机场环境的加速点蚀试验,分析了航空铝合金点蚀形貌对应力集中系数影响。铝合金是容易引发点蚀的材料,Wang[11]、Burstein[12]及 Arunachalam[13]等研究了金属材料蚀坑处的裂纹萌生及破坏规律,发现点蚀会带来构件表面的局部应力集中,点蚀坑处一般是疲劳裂纹源。因此,当预腐蚀损伤出现在承受循环载荷结构的表面时,为了确保其安全使用,必须分析研究材料或结构在预腐蚀损伤下的疲劳寿命。通过文献调研可知,金属材料和结构疲劳寿命预测的方法主要包括名义应力法[14]、局部应力法[15]、场强法[16]、临界平面法[17]、损伤力学方法[18]等,这些方法各有利弊。名义应力法不能考虑应力集中处的局部塑性,较难得到寿命预测的理想结果。局部应力法能够呈现加载顺序的影响,但很难反映局部应力梯度的影响。场强法在缺口疲劳寿命预测中,很大程度上取决于材料的性能。临界平面法在疲劳损伤计算中,往往将应变作为损伤参量,寻找使得损伤参量最大的平面。损伤力学方法通过损伤变量来分析材料性能在疲劳载荷下的劣化规律[19-20],其优点是物理意义相对清晰,通过文献调研可知,基于损伤力学的有限元数值解法是航空金属材料寿命预测的有效方法之一。

本文针对 2024 铝合金板的预腐蚀疲劳损伤问题,建立了含预腐蚀损伤铝合金疲劳寿命的预测方法。首先,推导了损伤耦合的弹塑性本构模型和多轴疲劳损伤演化模型,并给出了理论模型中材料参数的标定方法;然后,编写 UMAT 子程序,实现了损伤力学有限元数值计算方法;最后,建立了含预腐蚀坑铝合金板的有限元模型,预测了含预腐蚀坑铝合金板的疲劳寿命,并分析了预腐蚀时间对疲劳损伤演化及疲劳寿命的影响。

1　理论模型

1.1　损伤耦合的弹塑性本构模型

材料在加载条件和环境因素共同作用下,内部会萌生微孔洞及微裂纹等微观缺陷。在连续损伤力学理论中,往往以代表性体积单元(RVE)为研究对象,认为在 RVE 中某一方向的总截面面积为 S,总的微观缺陷面积为 S_D,则损伤度[21]定义为总微观缺陷面积与总截面面积之比,即

$$D = \frac{S_D}{S} \tag{1}$$

当材料无损状态时,$S_D = 0$,即 $D = 0$,当 $S_D = S$ 时,材料完全破坏,即认为疲劳裂纹萌生。

RVE 的有效承载面积 S_R 定义为

$$S_R = (1 - D)S \tag{2}$$

在外载荷 P 作用下,有效应力 $\tilde{\sigma}$ 为

$$\tilde{\sigma} = \frac{P}{S_R} = \frac{P}{(1 - D)S} = \frac{\sigma}{1 - D} \tag{3}$$

式中:σ 为截面上的应力。

此外,受损 RVE 的弹性模量定义为

$$E_D = (1 - D)E \tag{4}$$

式中:E 为无损伤时的弹性模量;E_D 为有损伤时的弹性模量。

本文采用的弹塑性本构模型,可以考虑各向同性及随动硬化。在小变形情况下,总应变 ε_{ij} 分解为弹性应变 ε_{ij}^{e} 和塑性应变 ε_{ij}^{p},即 $\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^{e} + \varepsilon_{ij}^{p}$。结合有效应力,含损伤材料的弹性应变如下:

$$\varepsilon_{ij}^{e} = \frac{1 + \upsilon}{E}\left(\frac{\sigma_{ij}}{1 - D}\right) - \frac{\upsilon}{E}\left(\frac{\sigma_{kk}}{1 - D}\right)\delta_{ij} \tag{5}$$

式中:υ 为泊松比;δ_{ij} 为克罗内克积。

此外,损伤耦合的屈服函数 F 为

$$F = \left(\frac{\sigma_{ij}}{1 - D} - \alpha_{ij}\right)_{eq} - \sigma_y \tag{6}$$

$$\dot{\varepsilon}^{p} = \dot{\lambda}\frac{\partial F}{\partial \sigma_{ij}} = \frac{3}{2}\cdot\frac{\dot{\lambda}}{1 - D}\cdot\frac{\left(\frac{\sigma_{kl}}{1 - D} - \alpha_{kl}\right)_{dev}}{\left(\frac{\sigma_{kl}}{1 - D} - \alpha_{kl}\right)_{eq}} \tag{7}$$

$$\dot{p} = \sqrt{\frac{2}{3}\dot{\varepsilon}_{ij}^{p}\dot{\varepsilon}_{ij}^{p}} = \frac{\dot{\lambda}}{1 - D} \tag{8}$$

式中:下标“eq”和“dev”分别代表 von Mises 等效应力和应力的偏量部分;α_{ij} 为背应力;σ_y 为屈服极限;$\dot{\lambda}$ 为塑性乘子;$\dot{\varepsilon}^{p}$ 为塑性应变率;$\dot{p}$ 为累积塑性应变率。

非线性随动硬化律如下:

$$\alpha_{ij} = \sum_{k=1}^{N}\alpha_{ij}^{(k)} \tag{9}$$

$$\dot{\alpha}_{ij}^{(k)} = (1 - D)\left(\frac{2}{3}C_k\dot{\varepsilon}_{ij}^{p} - \gamma_k\alpha_{ij}^{(k)}\dot{p}\right) \tag{10}$$

式中:N 为背应力分量的个数;C_k 和 γ_k 为材料参数。

1.2　疲劳损伤演化模型

金属材料在经过预腐蚀后,往往在其表面产生预腐蚀坑,在后续循环载荷的作用下,疲劳裂纹会在预腐蚀坑处萌生。本节从预腐蚀坑的尺寸和初始损伤 2 个方面来分析预腐蚀对金属材料疲劳寿命的影响。预腐蚀坑的尺寸可以在一定的预腐

北航学报 赠阅

蚀时间后通过测量仪去测量,考虑到在试件表面不同地方都会出现的预腐蚀坑,采用一个等效的分析方法,即找到试件表面上最大尺寸的预腐蚀坑,并在后续计算时,将预腐蚀坑预置在试件的最危险部位,即侧边上。由于预腐蚀会影响试件的化学性能、材料力学性能等,将这些影响统一用材料的初始损伤 D_e 来表示。根据预腐蚀的试验结果与数值计算的结果进行对比,可以确定出不同预腐蚀时间下材料的初始损伤。在初始损伤和预腐蚀坑尺寸这 2 个基本参数都确定后,就可以进行含预腐蚀构件疲劳寿命的计算。

Chaboche 损伤演化模型[22]是一种常用的能够反映非线性损伤累积现象的模型。Chaudonneret[23]在单轴疲劳损伤模型的基础上,提出了多轴疲劳损伤演化方程:

$$\dot{D} = \frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N} = [1-(1-D)^{\beta+1}]^{\alpha} \cdot \left[\frac{A_\Pi}{M_0(1-3b_2\sigma_{H,m})(1-D)}\right]^{\beta} \tag{11}$$

式中:α、M_0、β、b_2 为材料参数;$\sigma_{H,m}$ 为平均静水应力,$\sigma_{H,m} = [\max(\mathrm{tr}(\sigma)) + \min(\mathrm{tr}(\sigma))]/6$,$\mathrm{tr}(\sigma) = \sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33}$,$\sigma_{11}$、$\sigma_{22}$ 和 σ_{33} 分别为 3 个方向上的主应力;A_Π 为八面体剪切应力幅值,其表达式为

$$A_\Pi = \frac{1}{2}\left[\frac{3}{2}(S_{ij,\max} - S_{ij,\min})(S_{ij,\max} - S_{ij,\min})\right]^{\frac{1}{2}} \tag{12}$$

其中:$S_{ij,\max}$ 和 $S_{ij,\min}$ 分别为偏应力张量的极大和极小值。

参数 α 的表达式为

$$\alpha = 1 - a\left\langle\frac{A_\Pi - A_\Pi^*}{\sigma_u - \sigma_{e,\max}}\right\rangle \tag{13}$$

式中:$\sigma_{e,\max}$ 为载荷循环内的最大等效应力;a 为材料参数;A_Π^* 为 Sines 疲劳极限准则。

$$A_\Pi^* = \sigma_{f0}(1-3b_1\sigma_{H,m}) \tag{14}$$

式中:b_1 为材料参数;σ_{f0} 为材料疲劳极限。从 $D=0$ 到 $D=1$ 积分,得到构件失效时的载荷循环次数 N_F 为

$$N_F = \frac{1}{1+\beta}\cdot\frac{1}{aM_0^{-\beta}}\cdot\frac{\langle\sigma_u - \sigma_{e,\max}\rangle}{\langle A_\Pi - A_\Pi^*\rangle}\left(\frac{A_\Pi}{1-b_2\sigma_{H,m}}\right)^{-\beta} \tag{15}$$

在单轴加载下,考虑由于预腐蚀引起的初始损伤的疲劳损伤演化方程的表达式为

$$N_F = \frac{1-[1-(1-D_e)^{\beta+1}]^{1-\alpha}}{1+\beta}\cdot\frac{1}{aM_0^{-\beta}}\cdot\frac{\langle\sigma_u - \sigma_{e,\max}\rangle}{\langle\sigma_{\max} - \sigma_f(\sigma_m)\rangle}\left(\frac{\sigma_a}{1-b_2\sigma_m}\right)^{-\beta} \tag{16}$$

式中:σ_f 为疲劳极限;σ_m 为平均应力。

在工程应用中,疲劳危险部位的应力和应变多数情况是多轴的,多轴情况下,考虑由预腐蚀引起的初始损伤的疲劳损伤演化方程的表达式为

$$N_F = \frac{1-[1-(1-D_e)^{\beta+1}]^{1-\alpha}}{1+\beta}\cdot\frac{1}{aM_0^{-\beta}}\cdot\frac{\langle\sigma_u - \sigma_{e,\max}\rangle}{\langle A_\Pi - A_\Pi^*\rangle}\left(\frac{A_\Pi}{1-b_2\sigma_{H,m}}\right)^{-\beta} \tag{17}$$

2 数值计算方法与材料参数的标定

2.1 计算方法

具体的计算过程如下:

1)初始化模型中所有的参数。

2)结合预腐蚀试件的疲劳试验数据,在不同的预腐蚀时间下,计算预腐蚀造成的初始损伤 D_e。

3)采用 ABAQUS 软件,并结合编写的耦合损伤的弹塑性本构模型的 UMAT 子程序计算应力应变场。由于对每个循环都进行疲劳损伤的计算会非常耗时,在数值实现中采用了阶跃循环过程,假定在 ΔN 次循环期间,每个循环的循环应力和损伤增量保持不变。根据式(18)计算疲劳载荷下的损伤增量:

$$\Delta D^{(i+1)} = [1-(1-D^{(i)})^{\beta+1}]^{\alpha}\cdot\left[\frac{A_\Pi}{M_0(1-3b_2\sigma_{H,m})(1-D^{(i)})}\right]^{\beta}\Delta N \tag{18}$$

进而可以计算 $i+1$ 次载荷循环后的总损伤:

$$D^{(i+1)} = D^{(i)} + \Delta D^{(i+1)} \tag{19}$$

假如某个单元的损伤累积大于或等于 1,那么疲劳裂纹萌生,得到相应的萌生寿命。如果小于 1,需重新计算弹性模量。

$$E^{(i+1)} = E(1-D^{(i+1)}) \tag{20}$$

然后,计算相应的应力应变场和疲劳损伤场,直到疲劳裂纹萌生。

2.2 材料参数的标定

为了对预腐蚀损伤后的构件进行疲劳寿命预估,需要确定预腐蚀所造成的材料的初始损伤度及疲劳损伤模型中的材料参数。首先,开展静力试验,测得材料的静力力学性能;其次,对试件进行高周疲劳试验,得到材料的疲劳损伤参数;最后,进行试件的预腐蚀疲劳试验,并通过与数值计算结果的对比,得到材料的初始损伤度。

本文根据文献[24]中的静力拉伸试验,得到 2024 铝合金的静力性能参数,在表 1 中列出,其中,σ_s 为屈服应力。根据无腐蚀标准试件的高周

北航学报 赠阅

疲劳试验，标定 5 个疲劳损伤演化参数，即 a、M_0、β、b_2、b_1。第一步，基于标准光滑件的试验数据，得到参数 β、b_2、b_1。其中，参数 β 和 $1/[(1+\beta)\cdot aM_0^{-\beta}]$ 可由应力比 $R=-1$ 的疲劳试验数据确定。结合最小二乘法，根据其他疲劳载荷下的试验结果，标定参数 b_2 和 b_1。第二步，选用损伤力学有限单元方法，对独立的参数 a 和 M_0 进行标定。标定的所有参数在表 2 中列出。

简单介绍一下文献[24]中的 2024 铝合金的预腐蚀疲劳试验。①对 2024 铝合金板进行盐雾腐蚀试验。预腐蚀试验的试验环境是酸性盐雾环境，氯化钠盐溶液的浓度为 5%，在盐雾腐蚀试验箱内进行，试验箱的温度为 35℃ 左右，试件共分为3 组，进行的预腐蚀时间分别为 48 h、120 h 和 240 h。在完成预腐蚀试验后，观察不同预腐蚀时间下试件的预腐蚀坑尺寸，在后续的数值计算中，采用一种等效的分析方法，将每种情况下得到的最大尺寸的预腐蚀坑置在试件的危险部位，即侧边。②对预腐蚀试验后的标准试件进行疲劳试验，得到 2024 铝合金板在不同预腐蚀程度下的疲劳寿命。疲劳载荷的应力比为 $R=0.1$。预腐蚀试件疲劳试验的结果及 1 组无腐蚀试件的疲劳试验结果如图 1 ~ 图 4 所示。可以看到，与无腐蚀试件的疲劳寿命相比，预腐蚀后铝合金的疲劳寿命明显降低，说明预腐蚀试验使材料产生初始损伤。此外，电子显微镜下预腐蚀坑的形貌图片如图 5[24] 所示。根据预腐蚀试件的疲劳试验，并通过数值计算，得到了在不同预腐蚀时间下试件材料的初始损伤度，在表 3 中列出。

表 1　2024 铝合金的静力力学性能参数

Table 1　Static mechanical property parameters of 2024 aluminum alloy

参数	数值
E/GPa	72
ν	0.3
σ_s/MPa	380
σ_u/MPa	458

表 2　标定的 2024 铝合金的疲劳损伤演化参数

Table 2　Calibrated fatigue damage evolution parameters of 2024 aluminum alloy

参数	数值
β	1.85
M_0	85 778
b_1	0.005
b_2	0.000 3
a	0.7

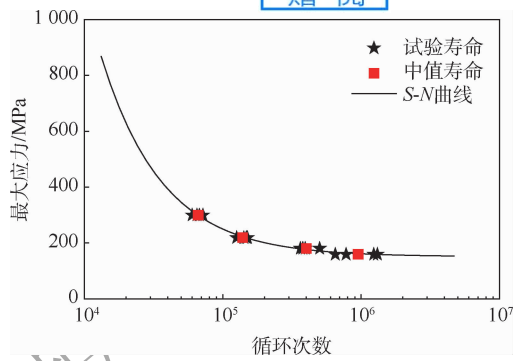


图 1　预腐蚀时间为 0 h 的疲劳试验结果

Fig. 1　Fatigue experimental results when pre-corrosion time is 0 h

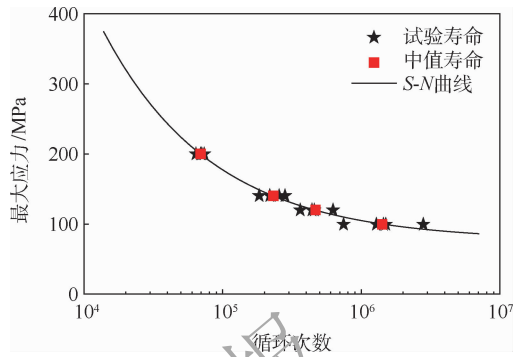


图 2　预腐蚀时间为 48 h 的疲劳试验结果

Fig. 2　Fatigue experimental results when pre-corrosion time is 48 h

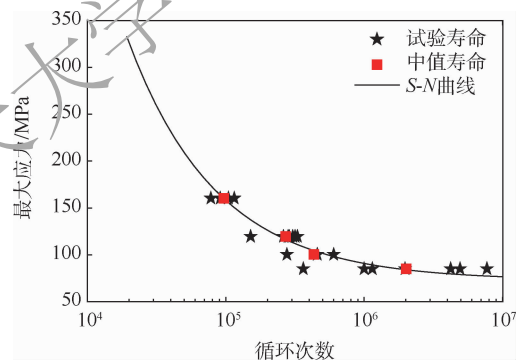


图 3　预腐蚀时间为 120 h 的疲劳试验结果

Fig. 3　Fatigue experimental results when pre-corrosion time is 120 h

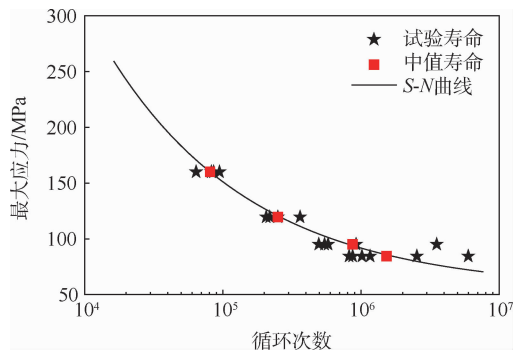
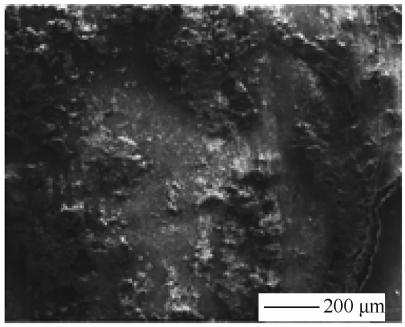


图 4　预腐蚀时间为 240 h 的疲劳试验结果

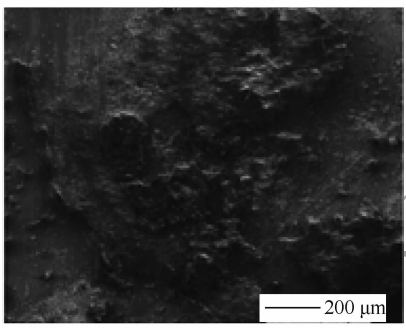
Fig. 4　Fatigue experimental results when pre-corrosion time is 240 h

北京航空航天大学学报

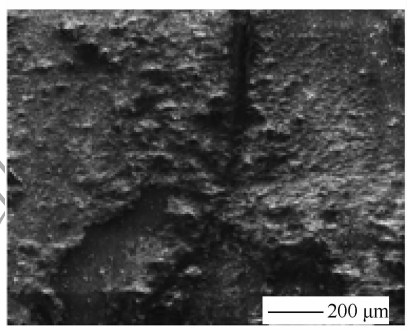
北航学报 赠阅



(a) 预腐蚀时间为48 h



(b) 预腐蚀时间为120 h



(c) 预腐蚀时间为240 h

图 5 预腐蚀后试件的电镜扫描图[24]

Fig. 5 Scanning electron microscopy photographs for pre-corroded specimens[24]

表 3 不同预腐蚀时间下的 2024 铝合金的初始损伤度

Table 3 Initial damage degree of 2024 aluminum alloy under different pre-corrosion time

腐蚀时间/h	初始损伤度
48	0.02
120	0.04
240	0.1

3 含预腐蚀坑的铝合金试件的疲劳寿命预测

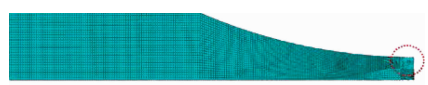
预腐蚀完毕后，用电子显微镜对试件表面进行观察测量可知，在试件表面有腐蚀凹坑。用半球体近似模拟预腐蚀坑[25]。半球体的半径用 r 表示，预腐蚀坑的深度用 c 表示。假设在 3 种不同的预腐蚀时间(48 h、120 h 和 240 h)下所对应的预腐蚀坑的 3 种尺寸分别为：① $r=0.25$ mm，$c=0.15$ mm；② $r=0.25$ mm，$c=0.20$ mm；③ $r=0.25$ mm，$c=0.25$ mm。对含预腐蚀凹坑的铝合金试件进行疲劳寿命预估。

3.1 含预腐蚀坑铝合金试件的有限元建模

在 ABAQUS 平台上，通过分析几何模型的对称性，构建四分之一的模型。采用三维 8 节点实体单元来进行网格划分，每个节点有 3 个方向的平移自由度。以深度为 0.15 mm 的预腐蚀坑为例，整个模型一共有 22 386 个单元，29 178 个节点，划分完网格之后的模型如图 6 所示。数值解的精度与有限元网格的密度有很大关联，本文也对此进行了有限元网格的收敛性分析，确保数值解的准确性。对于预腐蚀时间为 48 h、最大名义应力为 120 MPa 的情况，预腐蚀坑局部的损伤分布如图 7(a)所示，危险单元的 von Mises应力随着循环次数的变化情况如图 7(b)所示。可以看到，损伤主要发生在局部区域，随着载荷循环的增加，单元的损伤逐渐增大，单元的刚度逐渐降低，承载能力下降，von Mises 应力越来越小。

3.2 疲劳寿命计算

在不同的预腐蚀时间下，根据不同的初始损伤度，计算得到的试件疲劳寿命在图 8 中给出。可以看到，在不同预腐蚀时间下，计算的铝合金疲劳寿命与试验中值寿命的误差多数位于 2 倍误差带范围内，并且几乎都在 3 倍误差带范围内，验证了上述方法的可行性。从对比的结果来看，预估疲劳寿命比试验寿命普遍偏低，主要可能的原因包括 2 个方面：①在数值计算过程中，所采用的预腐蚀坑的 3 种尺寸偏大，导致预腐蚀坑局部应力集中偏大，从而预估的疲劳寿命偏短；②将最大预腐蚀坑置于试件的最危险部位，而实际的最大预腐蚀坑位置并不都位于该位置。此外，当疲劳寿命越大时，预腐蚀坑尺寸和位置的影响越大，从而导致预估误差也越大。


(a) 整体视图

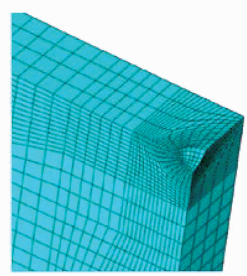

(b) 局部视图

图 6 含预腐蚀坑试件的有限元模型

Fig. 6 Finite element model of specimen with corrosion pit

北航学报 赠阅

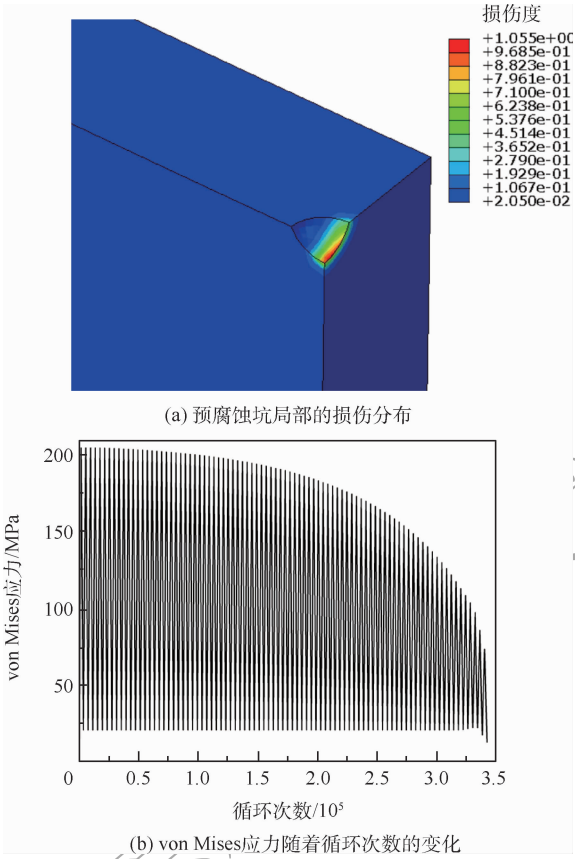


图 7　损伤分布及应力演化趋势

Fig. 7　Damage distribution and stress evolution trend

对于最大名义应力为 120 MPa 的情况，在 3 种不同的预腐蚀时间下，损伤度随着循环次数的变化趋势如图 9(a)所示，弹性模量随循环次数的变化如图 9(b)所示。可以看到，对于预腐蚀时间为 48 h 的情况，在前 80% 的载荷循环下，损伤度的增加较为缓慢；对于预腐蚀时间为 120 h 和 480 h 的情况，在前 50% 的载荷循环下，损伤度的增加较为缓慢。之后损伤度会剧烈增长，与此同

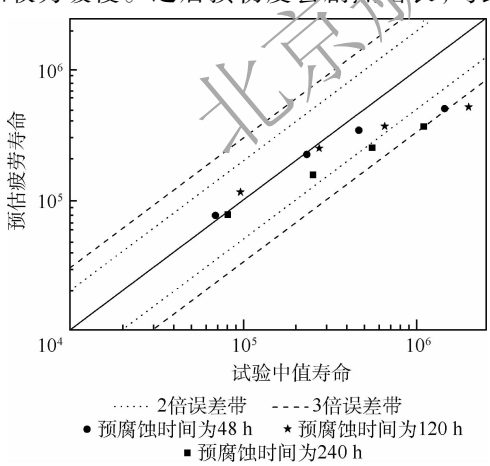


图 8　不同预腐蚀时间下的预估疲劳寿命与试验中值寿命的对比

Fig. 8　Comparison between predicted fatigue life and experimental median life under different pre-corrosion time

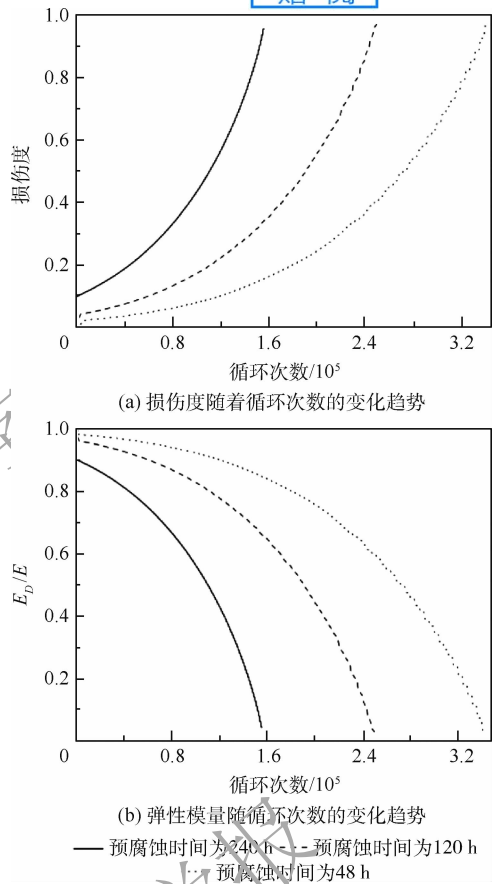


图 9　损伤度及弹性模量的演化

Fig. 9　Evolution of damage degree and elastic modulus

时，弹性模量的降低也逐渐加快，材料的刚度越来越小。此外，预腐蚀时间越长，疲劳寿命越短，预腐蚀造成的初始损伤是一个主要因素。

4　结　论

本文建立了基于损伤力学的含预腐蚀损伤铝合金的疲劳寿命预测方法，并以 2024 铝合金板为例进行了预腐蚀疲劳寿命预估，主要结论如下：

1）将预腐蚀对疲劳寿命的影响归结为 2 个方面，即腐蚀造成的材料初始损伤和腐蚀坑引起的应力集中。根据预腐蚀疲劳试验确定腐蚀造成的初始损伤，建立了损伤力学-有限元数值解法。

2）针对铝合金试件，根据文献中预腐蚀试验结果，采用等效的分析方法，在试件侧边预制最大尺寸的预腐蚀坑，通过数值计算与试验结果的对比，确定预腐蚀引起的初始损伤度，建立含预腐蚀坑的试件有限元模型，采用损伤力学-有限元数值解法给出疲劳寿命计算结果。

3）对于铝合金板的预腐蚀试件，与无腐蚀试件的疲劳寿命相比，预腐蚀后的铝合金疲劳寿命明显降低，在预腐蚀 48 h 后，其寿命降低速率最大，增加腐蚀时间，寿命降低的速率变小。在腐蚀

到一定程度后(预腐蚀48 h),腐蚀产物在表面形成了一层保护层,阻止了腐蚀介质与新的腐蚀面接触,延缓了腐蚀速度,从而疲劳寿命降低的速率也减小。

本文对于验证模型可行性的试验部分仅选用了2024铝合金,未来将开展更多金属材料的预腐蚀疲劳试验,并用本文中的模型及数值方法进行寿命预测,来进一步验证本文提出的含预腐蚀损伤疲劳寿命预测方法及疲劳损伤模型,并推及到其他金属材料,以研究该模型和方法对其他材料疲劳损伤分析的适用性。

参考文献(References)

[1] SCHIJVE J. 结构与材料疲劳[M]. 吴学仁,译. 北京:航空工业出版社,2014.
SCHIJVE J. Fatigue of structures and materials[M]. WU X R, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2014(in Chinese).

[2] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
YAO W X. Fatigue life analysis of structures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003(in Chinese).

[3] CHEN Y J, LIU C C, ZHOU J, et al. Multiaxial fatigue behaviors of 2024-T4 aluminum alloy under different corrosion conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 98: 269-278.

[4] 邓景辉,陈平剑,付裕. 用于预腐蚀航空铝合金材料疲劳寿命分析的腐蚀当量裂纹的抛物线模型[J]. 航空学报,2018,39(2):146-156.
DENG J H, CHEN P J, FU Y. Parabolic model of equivalent crack approach for predicting fatigue life of pre-corroded aluminum alloy[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 146-156(in Chinese).

[5] CONE C, BURNS J T. Effects of macro-scale corrosion damage feature on fatigue crack initiation and fatigue behavior[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 103: 234-247.

[6] 穆志韬,陈定海,朱做涛,等. 腐蚀条件下LD2航空铝合金裂纹扩展规律研究[J]. 航空学报,2013,34(3):574-579.
MU Z T, CHEN D H, ZHU Z T, et al. Fatigue crack growth behavior of aerospace aluminum alloy LD2 under corrosion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 574-579(in Chinese).

[7] DENG L, YAN W, NIE L. A simple corrosion fatigue design method for bridges considering the coupled corrosion-overloading effect[J]. Engineering Structures, 2019, 178: 309-317.

[8] 谭晓明,张丹峰,卞贵学,等. 腐蚀对新型高强度铝合金疲劳裂纹萌生机制及扩展行为的作用[J]. 机械工程学报,2014,50(22):76-83.
TAN X M, ZHANG D F, BIAN G X, et al. Effect of corrosion damage on fatigue crack initiation mechanism and growth behavior of high strength aluminum alloy[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(22): 76-83(in Chinese).

[9] EL MAY M, PALIN-LUC T, SAINTIER N, et al. Effect of corrosion on the high cycle fatigue strength of martensitic stainless steel X12CrNiMoV12-3[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 47: 330-339.

[10] 刘治国,王海东,贾明明. 航空铝合金点蚀形貌对应力集中系数影响量化分析[J]. 强度与环境,2018,45(1):25-31.
LIU Z G, WANG H D, JIA M M. Quantitative influence analysis of aero aluminum alloy pitting corrosion morphology to stress concentration factor[J]. Structure & Environment Engineering, 2018, 45(1): 25-31(in Chinese).

[11] WANG L, XIN J, CHENG L, et al. Influence of inclusions on initiation of pitting corrosion and stress corrosion cracking of X70 steel in near-neutral pH environment[J]. Corrosion Science, 2019, 147: 108-127.

[12] BURSTEIN G T, LIU C. Nucleation of corrosion pits in Ringer's solution containing bovine serum[J]. Corrosion Science, 2007, 49(11): 4296-4306.

[13] ARUNACHALAM S, FAWAZ S. Test method for corrosion pit-to-fatigue crack transition from a corner of hole in 7075-T651 aluminum alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 91: 50-58.

[14] 崔泗鹏,姚卫星,夏天翔. 连接件振动疲劳寿命分析的名义应力法[J]. 中国机械工程,2014,25(18):2519-2522.
CUI S P, YAO W X, XIA T X. Nominal stress approach for fatigue life prediction of mutifastener joints under vibration loading[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(18): 2519-2522(in Chinese).

[15] AL ZAMZAMI I, SUSMEL L. On the accuracy of nominal, structural, and local stress based approaches in designing aluminium welded joints against fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 101: 137-158.

[16] SHANG D G, WANG D K, LI M, et al. Local stress-strain field intensity approach to fatigue life prediction under random cyclic loading[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(10): 903-910.

[17] SUSMEL L, TAYLOR D. A critical distance/plane method to estimate finite life of notched components under variable amplitude uniaxial/multiaxial fatigue loading[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 38: 7-24.

[18] PANDEY V B, SINGH I V, MISHRA B K, et al. A new framework based on continuum damage mechanics and XFEM for high cycle fatigue crack growth simulations[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2019, 206: 172-200.

[19] LEMAITRE J. A course on damage mechanics[M]. Berlin: Springer, 2012.

[20] ZHAN Z, HU W, MENG Q, et al. Continuum damage mechanics-based approach to the fatigue life prediction for 7050-T7451 aluminum alloy with impact pit[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2016, 25(7): 943-966.

[21] LEMAITRE J, DESMORAT R. Engineering damage mechanics: Ductile, creep, fatigue and brittle failures[M]. Berlin: Spriner, 2005: 53-59.

[22] CHABOCHE J, LESNE P. A nonlinear continuous fatigue damage model[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1988, 11(1): 1-17.

[23] CHAUDONNERET M. A simple and efficient multiaxial fatigue damage model for engineering applications of macro-crack initi-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ation[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1993,115(4):373-379.

[24] HU W P, SHEN Q A, ZHANG M, et al. Corrosion-fatigue life prediction for 2024-T62 aluminum alloy using damage mechanics-based approach[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2012, 21(8): 1245-1266.

[25] 张有宏,吕国志,陈跃良. LY12-CZ 铝合金预腐蚀及疲劳损伤研究[J]. 航空学报,2005,26(6):779-782.
ZHANG Y H, LU G Z, CHEN Y L. Predicting fatigue life from pre-corroded LY12-CZ aluminium test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(6): 779-782(in Chinese).

Fatigue life prediction of aluminum alloy with pre-corrosion damage based on damage mechanics

ZHAN Zhixin[1,2], YU Xun[3], HU Weiping[1,*], MENG Qingchun[1]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Shen Zhen Institute of Beihang University, Shenzhen 518000, China;
3. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: In engineering structures, the corrosion fatigue failure is a common phenomenon. The fatigue crack often occurs around the corrosion pit, which seriously affects the fatigue characteristics of materials. In this paper, based on the continuous damage mechanics, a method is proposed for the fatigue life prediction of aluminum alloy with pre-corrosion damage. First, the influence of corrosion is studied from two aspects: one is the local initial damage caused by corrosion, and the other one is the local stress concentration caused by corrosion pit. Then, the fatigue damage evolution equations considering pre-corrosion damage are established and the related numerical solution is implemented. After that, according to the results of pre-corrosion fatigue test and numerical prediction, the initial damage of material caused by pre-corrosion is obtained. Finally, the fatigue life of the aluminum alloy with pre-corrosion pit is predicted by the proposed method, and the predicted results are compared with the experimental results, which verifies the effectiveness of the proposed method.

Keywords: corrosion; fatigue damage; damage mechanics; finite element; aluminum alloy

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-31; **Accepted**: 2020-11-05; **Published online**: 2020-12-24 10:36

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201223.1809.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12002011); Basic and Applied Basic Research Foundation of Guangdong Province (2019A1515110334)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0600

全下文载

无人集群系统行为决策学习奖励机制

张婷婷[1,2,3,*]，蓝羽石[2]，宋爱国[3]

（1. 陆军工程大学 指挥控制工程学院，南京 210017； 2. 中国电子科技集团公司第二十八研究所，南京 210017；
3. 东南大学 仪器科学与工程学院，南京 210096）

摘 要：未来作战的发展方向是由多智能体系统构成的无人集群系统通过智能体之间自主协同来完成作战任务。由于每个智能体自主采取行为和改变状态，增加了智能群体行为策略训练的不稳定性。通过先验约束条件和智能体间的同构特性增强奖励信号的实时性，提高训练效率和学习的稳定性。采用动作空间边界碰撞惩罚、智能体间时空距离约束满足程度奖励；通过智能体在群体中的关系特性，增加智能体之间经验共享，进一步优化学习效率。在实验中，将先验增强的奖励机制和经验共享应用到多智能体深度确定性策略梯度（MADDPG）算法中验证其有效性。结果表明，学习收敛性和稳定性有大幅提高，从而提升了无人集群系统行为学习效率。

关 键 词：无人集群系统；MADDPG 算法；对抗任务；行为决策；奖励机制
中图分类号：TP181
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2442-10

无人集群系统是近年来国内外军事领域发展的重要作战系统，推动无人作战样式由“单平台遥控作战”向“智能集群作战”发展[1]。例如，无人机集群作战是无人集群系统典型的作战样式。无人集群系统可以看作是由若干同构或者异构的无人装备通过自组织构成的智能群体，形成分布式感知、目标识别、自主决策及协同规划与攻击能力，具有交互学习和智能涌现的群体智能特征[2]。人类期望无人集群有自学习、自决策的自主作战能力，随着人工智能技术的发展，无人系统行为自主决策成为可能[3]。无人集群系统往往面临对抗任务，在此类情况下，实现各个无人执行模块高效准确地协同完成既定任务，亟须研究构建在对抗环境中无人系统协同完成任务的高效行为决策方法，如何提高自主行为决策效率是关键问题。目前，勘测、侦察及公共安全等领域所采用的大多既定环境和任务规划下的协同操作策略，缺乏对抗任务下多无人系统自适应感知与自主协同的行为生成策略。在双方对抗任务中，从单个无人系统视角看，其他协同无人系统也是动态变化的，行为是未知的，导致执行环境动态性增强，增加无人系统适应动态环境的不确定性和行为自主决策学习的复杂度，改变传统单智能体学习所依赖的环境转移的不确定性，导致智能体学习的复杂度。

目前，多智能体深度强化学习用于无人集群系统自主行为策略学习是主流的方法。无人系统通过试探和奖励反馈形成决策行为。在设计时，通常会精心设计信息丰富的奖励功能，以引导无人系统正确的行为策略。对于许多实际问题来说，定义一个好的奖励函数并非易事。例如，只在无人系统成功完成任务时奖励，为了完成这个任

收稿日期：2020-10-23；**录用日期**：2021-04-23；**网络出版时间**：2021-05-21 14:14
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210520.1657.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61802428）；中国博士后科学基金（2019M651991）；军委科技委国防科技基金（2019-JCJQJJ-014）
* **通信作者**. E-mail：101101964@seu.edu.cn

引用格式：*张婷婷，蓝羽石，宋爱国. 无人集群系统行为决策学习奖励机制[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2442-2451. ZHANG T T，LAN Y S，SONG A G. Behavioral decision learning reward mechanism of unmanned swarm system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2442-2451 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

务需要长时间的试探行动过程,那么奖励就变得很少,在疏松奖励情况下,无人系统策略学习效率非常低。本文增加动作空间边界碰撞惩罚、智能体间时空距离约束满足程度奖励;同时通过智能体在群体中的关系特性,增加智能体间经验共享,进一步优化学习效率。在实验中将先验增强的奖励机制和经验共享应用到多智能体深度确定性策略梯度(Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient,MADDPG)算法中,多智能体行为学习效率显著提升。

1　相关工作

2017 年,谷歌的 DeepMind 团队开创性地提出 MADDPG 算法[4],实现多智能体在协同与对抗的复杂场景中的自主行为决策学习,该算法考虑到智能体之间的协同与对抗关系,设计协同与对抗关系奖励函数。另外,该算法对所有智能体策略进行估计,训练时充分利用全局信息,执行时策略只用局部信息,以缓解执行环境不稳定问题。利用该算法可以解决连续动作空间的无人集群自主对抗策略生成问题。

MADDPG 算法虽然解决了多 Agent 环境的不稳定问题,但解优化性能不好。深度强化学习中最大的难点是对领域问题求解时奖励函数的设计,扩展至多智能体场景时,这一问题更加显著,直接决定了智能体是否能学到目标策略,并影响算法的收敛性和最终的实现效果。近年来,诸多学者围绕该问题进行了研究。文献[5]提出了一种带有网络参数共享机制的 MADDPG 算法,在此基础上,针对多智能体合作场景中奖励函数设计难题,提出了一种基于群体目标状态的奖励函数,并进一步把带优先级的经验重放方法引入多智能体领域,训练出了稳定的协同策略。文献[6]提出了一种基于赫布迹和行动者-评价者框架的多智能体强化学习方法,利用赫布迹加强游动策略的学习记忆能力,基于同构思想实现了多智能体的分布式学习。文献[7]提出了一种改进的多目标追踪方法,基于追踪智能体和目标智能体数量及其环境信息建立任务分配模型,运用匈牙利算法根据距离效益矩阵对其进行求解,得到多个追踪智能体的任务分配情况,并以缩短目标智能体的追踪路径为优化目标进行任务分工,同时利用多智能体协同强化学习算法使多个智能体在相同环境中不断重复执行探索—积累—学习—决策过程,最终根据经验数据更新策略完成多目标追踪任务。文献[8]提出一种基于 MADDPG 的改进算法——GAED-MADDPG,解决了多智能体强化学习算法收敛时间过长和可能无法收敛的问题。文献[9]提出了基于并行优先经验回放机制的 MADDPG 算法(PPER-MADDPG),采用并行方法完成经验回放池数据采样,并在采样过程中引入优先回放机制,实现经验数据并行流动,数据处理模型并行工作,经验数据优先回放,提升了 MADDPG 算法性能。文献[10]在基于 MADDPG 算法的基础上,设计了一种 CGF 空战策略生成算法,为了提高空战策略生成算法的效率,提出了一种基于潜力的奖励形成方法,得到的策略具有较好的收敛性和较好的空战性能。文献[11]提出了一种基于经典 MDRL 算法的 MADDPG 并行评价方法(MADDPG-PC),引入了一种策略平滑技术来减小学习策略的方差,提高了多智能体协同竞争环境下训练的稳定性和性能。文献[12]针对 MADDPG 算法学习效率低、收敛速度慢的问题,研究了一种优先体验重放(PER)机制,提出了一种优先体验重放 MADDPG(PER-MADDPG)算法,基于时间差(TD)误差,设计了优先级评估功能,以确定从回放缓冲区中优先采样的体验,解决了智能体学习效率低、算法收敛速度慢的问题。

通过实验发现,仅采用现有的 MADDPG 算法用于无人集群系统协同对抗行为策略生成,奖励为稀疏奖励,在训练过程中,奖励信号变化不明显,导致智能体采用策略梯度算法进行探索时成功样本数量少,需要长时间训练才能达到最优策略,算法的收敛性表现较差,从而很难真正意义上实现对抗任务下无人集群系统自主行为快速学习,需要提高算法收敛效率。

本文改进 MADDPG 算法的奖励机制,提出 Per-Distance 奖励机制。①引入动作空间边界的惩罚、智能体时空距离惩罚,解决延迟奖励问题,以提高无人集群系统行为学习效率;②通过智能体在群体中的关系特性,增加智能体间经验共享,提高无人集群系统合作学习效率。通过实验验证该方法提高了行为学习收敛速度,使其更加稳定。从而提高对抗任务下无人集群行为决策学习的效率。

2　问题描述

针对无人集群系统用多智能体强化学习算法解决行为策略学习,存在奖励稀松、学习效率低下的问题,本文采用 MADDPG 算法为学习算法,重新设计奖励函数,用于红方无人机群协同围捕蓝

北京航空航天大学学报

方无人机任务案例中,以无人机为智能体实体,验证无人机群协同自主围捕行为效率。

2.1 无人机运动学模型

无人机集群协同围捕是集群作战的典型样式,作战空域内存在多个捕食者和逃逸者,两方无人机具有相反的战术目的,捕食者要追击捕食逃逸者,而逃逸者要躲避远离捕食者追踪。多无人机的捕食-逃逸场景如图 1 所示。

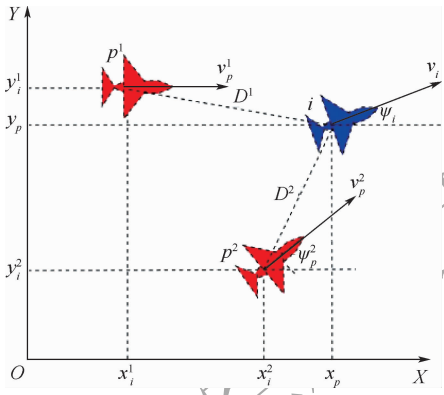


图 1 捕食-逃逸几何模型

Fig. 1 Geometric predation-escape model

本文假定捕食-逃逸问题在有限的二维平面内进行,图 1 为二维平面区域的捕食-逃逸对抗的笛卡儿直角坐标系,捕食者 i 和逃逸者 p 的速度分别为 v_i、v_p,速度航向角分别为 ψ_i、ψ_p。捕食者无人机的运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x} = v\cos\psi \\ \dot{y} = v\sin\psi \\ \dot{v} = a\end{cases} \tag{1}$$

式中:a 为捕食者加速度;v 为捕食者速度。两者的上限是无人机运动约束。

捕食者的行为决策目标是以最短时间捕获逃逸者,逃逸者的行为决策目标是远离捕食者,避免在预设的作战时间内被追捕或尽可能延迟被追捕到的时间。捕食-逃逸对抗数学描述为

$$\begin{cases}T_{\min} = f_i(s_i^1, s_i^2, \cdots, s_i^n) \\ T_{\max} = f_p(x_p, y_p, v_p, a_p, D^1, \cdots, D^n)\end{cases} \tag{2}$$

式中:$T_{\min}$为捕食者的最优行为决策目标;$T_{\max}$为逃逸者的最优行为决策目标;$s_i^n = (x_i^n, y_i^n, v_i^n, a_i^n)$为捕食者 i 的状态信息,包括坐标(x_i^n, y_i^n)、速度 v_i^n 和加速度 a_i^n,捕食者联合状态$(s_i^1, s_i^2, \cdots, s_i^n)$构成环境状态信息;$D^n$为捕食者 n 到逃逸者的距离,本文将捕食者和逃逸者作为智能体形状大小忽略不计,视为质点,捕获条件为$D^n = 0$。捕食者根据环境状态信息$(s_i^1, s_i^2, \cdots, s_i^n)$和逃逸者目标位置信息$(x_p, y_p)$来计算相对距离$D^n$,并以此进行决策输出相应的动作$(\Delta x, \Delta y)$,$\Delta x$ 为捕食者关于 X 方向上的动作输出,Δy 为捕食者关于 Y 方向上的动作输出,$(\Delta x, \Delta y)$为捕食者的速度v_i关于 2 次动作间隔时间的积分结果。逃逸者的动作输出同理。加速度控制规则为捕食成功后$(D = 0)$,捕食者加速度减小,逃逸者加速度增大。

捕食者和逃逸者的运动需满足边界约束:

$$\begin{cases}x_{\min} < x_p, x_e < x_{\max} \\ y_{\min} < y_p, y_e < y_{\max}\end{cases} \tag{3}$$

式中:$x_{\min}$、$y_{\min}$分别为环境边界的最小横纵坐标;$x_{\max}$、$y_{\max}$分别为环境边界的最大横纵坐标。当捕食者和逃逸者触碰到边界速度降为零。

2.2 MADDPG 算法

2.2.1 算法核心思想

在多智能体强化学习训练过程中,每个智能体的动作是实时变换的,从单智能体视角观测到的环境是不断变化的,从而造成学习算法收敛性差是多智能体深度强化学习当下的困境。为解决该问题,MADDPG 算法引入中心化训练、分布式执行的方法,采用 Actor-Critic(动作-评价)网络更新策略,以解决训练不稳定性问题。具体方法是:在智能体训练时,将其他智能体的动作信息 Actor 加入到环境状态中,在 t 时刻,添加所有智能体的执行动作,作为下一个时刻 t 的环境状态,加入可以观察全局的 Critic 网络来指导 Actor 网络训练。测试时只使用有局部观测的 Actor 采取行动,将不稳定的环境状态变为稳定的环境状态,降低多智能体行为决策的复杂度。

2.2.2 基本假设

MADDPG 算法遵循马尔可夫决策过程[13],可以定义为一个多元组$\langle S, A_1, A_2, \cdots, A_n, R_1, R_2, \cdots, R_n, T, O, \gamma\rangle$。智能体所处的环境中包含了 n 个智能体,S 为环境的状态空间。$A_i(i = 1, \cdots, n)$表示单个智能体 i 的动作空间,而 $A_1 \times A_2 \times \cdots \times A_n$ 表示所有智能体的联合动作空间。R_i 由一系列的r_i求和而成,表示智能体 i 的奖励总额,r_i为多智能体执行联合动作 A 时,从状态$s \in S$ 转移到状态 $s' \in S$ 时智能体 i 所获得的即时奖励。$T: S \times A \times S \rightarrow [0, 1]$为状态转移函数,表示多智能体在状态 S 下,执行联合动作 A 后转移到状态 S'的概率分布。$o_i \in O$ 为智能体 i 对环境的观测值,观测属性又可以分为部分观测和完全观测。γ 为折扣因子,用于调节长期奖励与即时奖励之间的权重。在多智能环境中,状态转移是所有智能体共同行动的结果。n 个智能体根据自身的观测值o_i及所获得的即时奖励r_i做出行为决策a_i,共同输出联合

北京航空航天大学学报

动作 A 促使环境状态 S 发生转移。因此，智能体的奖励与联合策略有关。所有智能体的参数集合为 $\theta=\{\theta_1,\theta_2,\cdots,\theta_n\}$。假设智能体每次采用的确定性策略为 μ，每一步的动作都可以通过公式 $a_t=\mu(S_t)$ 获得，而执行某一策略后获得的奖励，奖励值大小由 Q 函数决定，实现确定通信方式下多智能体的竞争、合作博弈。

算法运行条件为：①学习策略基于单 Agent 视角观测信息；②Agent 自身的行为仅仅取决于策略；③Agent 之间的通信为全联通模式。

2.2.3　算法执行

算法执行过程如图 2 所示。区别于共享环境下 Agent 视角，每个 Agent 的输入状态不一样，每个执行者与环境交互，无需关注其他 Agent 状态，环境输出下一个全信息状态 S_{all} 后，执行者 Actor_1 和 Actor_2 只能获取自己能够观测到的部分状态信息 s_1、s_2，分别执行图 2 中绿色线标识的循环部分。训练过程中，评论家 Critic_1 和 Critic_2 可以获得全信息状态，同时还能获得所有 Agent 采取的策略动作 a_1、a_2。

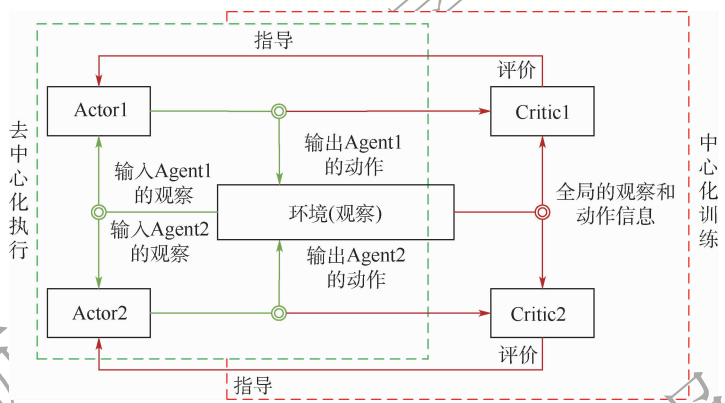


图 2　MADDPG 算法训练执行视图

Fig. 2　Training execution of MADDPG algorithm

2.2.4　Actor-Critic 网络更新策略

如图 3 所示，在环境 Evns 中，智能体由 Actor 网络和 Critic 网络构成，这 2 个网络又分别包含目标网络（target-net）和估计网络（eval-net）。Actor 网络是卷积神经网络对策略函数 π 的模拟，参数为 θ^{π}。Critic 网络是卷积神经网络对奖励函数 Q 的模拟，参数为 θ^{Q}。

Actor 网络表示为

$$\begin{cases}\text{eval-net}:(s\mid\theta^{\pi})\\ \text{target-net}:(s\mid\theta^{\pi'})\end{cases}\tag{4}$$

Critic 网络表示为

$$\begin{cases}\text{eval-net}:(a\mid\theta^{Q})\\ \text{target-net}:(a\mid\theta^{Q'})\end{cases}\tag{5}$$

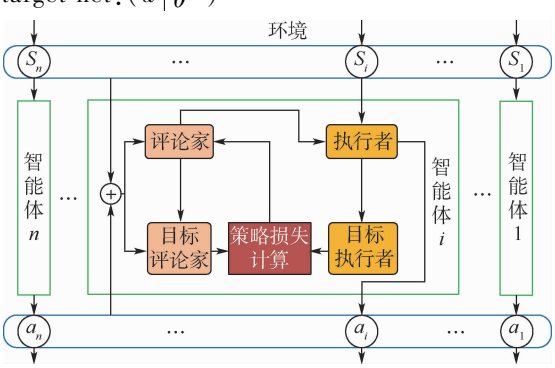


图 3　MADDPG 算法训练框架

Fig. 3　Training framework of MADDPG algorithm

Actor 网络看不到全部的环境状态信息，不知晓其他智能体的策略，但是每个智能体的 Actor 网络有一个拥有全部视角的导师 Critic 网络，该导师可以观测到所有信息，并指导对应的 Actor 网络优化策略。在训练过程中，只需要估计网络（eval-net）的参数，目标网络（target-net）参数每隔一定时间直接复制估计网络参数[14]。依据 MADDPG 算法，训练时引入可观察全局的 Critic 网络来指导 Actor 网络训练，执行时仅使用有局部观测的 Actor 网络采取行动[4]。智能体 i 采取的动作 $a_i^j=\pi_i^j s_i^j$，获得经验 $(a_i^j,\pi_i^j,s_i^{j+1},r_i^j)$ 存储起来。等到所有智能体与环境交互后，每个智能体将缓冲区存储的行为经验加入到策略网络 Critic 中进行训练，Critic 网络中添加所有的智能体的观测状态信息和行为动作，定义如下：

$$Q=Q\{S_j,a_1,a_2,\cdots,a_n,\theta^{Q}\}$$

式中：

$$S_j=\{s_1^j,s_2^j,\cdots,s_n^j\}\tag{6}$$

由此知道了所有智能体的动作，即使策略发生变化，那么环境也是静止的，随即通过梯度下降更新每个 Agent 的行为者 Actor 网络参数：

$$\nabla\theta^{\pi}J(\theta_i)=\frac{1}{k}\sum_{j=1}^{k}\nabla\theta^{\pi}\pi(S,\theta^{\pi})\nabla_a Q(S_j,a_1,a_2,\cdots,a_n,\theta^{Q})\tag{7}$$

3 奖励机制的改进

3.1 奖励函数设置机制

在对抗任务中,多智能体的奖励不仅取决于自身策略,也取决于对手学习到的对抗策略,两者的策略学习速度未必同步,导致其奖励未必会持续升高,甚至出现波动和震荡[15]。由于智能体之间存在关系结构的约束,会对策略学习产生影响。如何设计一个无人集群系统合适的奖励信号来解决竞争对抗环境中智能体快速学习和稳定收敛,就成为了一个关键问题。

3.2 MADDPG 算法奖励机制缺陷的实例

在捕食者 i 和逃逸者 p 实例中,MADDPG 算法将对抗双方分别标识为捕食者和逃逸者,捕食者奖励机制是碰撞时碰撞者奖励值 +10,不碰撞的时间内,惩罚值 -1,逃逸者与此相反。这种奖励机制的好处就是捕食者和逃逸者的奖励值绝对值大小相同,双方的策略相反,因此二者的学习速度会逐渐达到同步,缓解了式(7)中 $\nabla\theta^{\pi}$ 估计值方差波动和震荡,如表 1 所示。

表 1 奖励机制设置

Table 1 Reward mechanism setting

执行者	碰撞	不碰撞
捕食者	+10	-1
逃逸者	-10	+1

通过实验发现,MADDPG 算法奖励信号太过疏松,最优解收敛效率低,即学习效率低,需要增加即时奖励信号,以增强学习效率。

3.3 基于环境信息的显式 Per-Distance 奖励机制

智能体和环境、其他智能之间的某些关系可以显式地描述,免除学习,并能够提供及时的学习信号。本文对 MADDPG 算法奖励机制进行改进,提出 Per-Distance 的智能体和环境之间显式关系的奖励机制、智能体之间关系的经验共享奖励信号,以提高学习的稳定性和效率。

3.3.1 智能体和环境关系的先验奖励信号

智能体执行早期获得的成功样本很少,导致经验池缺乏足够的学习经验用来调整策略。在 Critic 网络更新时,大部分时间里,捕食者回报值为 $r_i^j = -1$,逃逸者的回报值为 $r_p^k = 1$,Loss 为 $\alpha[R(s,a) + \gamma\max Q'(s',a') - Q(s,a)]$ 几乎没有变化(α 为学习率),智能体做任意动作后的奖励值是相同的,Critic 网络无法区分动作优劣,奖励函数不稳定,训练收敛速度很慢。为此,加入越界约束、智能体之间距离约束等先验价值,以提升奖励函数的收敛效率。

MADDPG 算法的 3V1 围猎场景下,捕食者与逃逸者之间的距离为

$$D(i,p) = \sqrt{(x_i - x_p)^2 + (y_i - y_p)^2} \tag{8}$$

当捕食者与逃逸者之间的距离等于 0 时,捕食者会收获较大的奖励,同时,逃逸者返回的奖励值为负。碰撞奖励为

$$C = \begin{cases} 10 & \text{碰撞} \\ -1 & \text{不碰撞} \end{cases} \tag{9}$$

实验发现,智能体经常出现越界情况,为提高计算效率,尽量保证智能体在设置的运行范围内产生对抗行为,对智能体越界想法进行限制。增加边界奖励,具体做法为:对逃出边界的智能体,施加较大的惩罚,惩罚大小取决于远离边界的程度。Per-Distance 奖励机制中增加边界奖励 B,保证智能体在环境范围内运动,不产生越界逃逸行为。设 (x_i,y_i) 为智能体 i 在二维环境中的坐标,0.9 为智能体 i 的直径,如果该智能体离边界的最大距离小于 0.9,则认为是超出边界,边界奖励值 $B=0$。如果智能体离边界的最大距离大于 0.9,边界奖励值 B 给定一个智能体与边界距离有关的动态奖励值 $(\max(x_i,y_i) - 0.9)m$,为任意给定的权重值,起到放大系数的作用,本文实验 $m=200$。

以捕食者为例,边界奖励 B 为

$$B = \begin{cases} 0 & \max(x_i,y_i) < 0.9 \\ (\max(x_i,y_i) - 0.9)200 & \text{其他} \end{cases} \tag{10}$$

在 MADDPG 算法中,捕食者的奖励公式为

$$r_i = B + C \tag{11}$$

被捕食的奖励公式为

$$r_p = B - C \tag{12}$$

3.3.2 智能体之间关系的先验奖励信号

MADDPG 算法的奖励机制,对抗双方的距离设定仅有 2 种状态,即 $D(i,p) > 0$ 不碰撞或 $D(i,p) \leqslant 0$ 碰撞。真实情况是:大部分时间对抗双方处于 $D(i,p) > 0$ 不碰撞状态,需要很长时间才能训练得到最优策略,造成延迟奖励。

为解决延迟奖励问题,Per-Distance 奖励机制中增加智能体之间独立计算的距离参数。不再是 $D(i,p) > 0$ 不碰撞或 $D(i,p) \leqslant 0$ 碰撞 2 种状态下的奖励值,改为根据距离可变动态设置奖励值,增加距离参数 $D(i,p)$ 表示每个捕食者与逃逸者之间的距离,距离值在 $(-1,1)$ 区间内变化,距离越大奖励 r_i 越小,实现通过距离参数引导智能体快速地发生碰撞,以解决原算法中因距离状态过少

而产生的奖励延迟问题。通过实验调参发现,距离参数 0.1 为最优,此时有利于 Per-Distance 奖励机制的稳定。

捕食者 i 的奖励机制为

$$r_i = -0.1D(i,p) + B + C \tag{13}$$

相对于捕食者,逃逸者是反向奖励,只要逃离距离自己最近的捕食者,决策就是成功的,因此逃逸者只需要计算与自己距离最近的捕食者的距离并计算回报值。

逃逸者 p 的奖励机制为

$$r_p = 0.1\min(D(i,p)) + B - C \tag{14}$$

在实验中发现,增加智能体之间距离动态关系的奖励机制,奖励值随捕食者和逃逸者之间的距离变化,奖励信号明显,智能体行为策略对应的动作区分明显,有利于奖励值收敛。说明考虑智能之间的关系对性能提高有明显影响。

3.3.3　增加智能体间经验值共享

MADDPG 算法中,回报值 Critic 网络中共享容易造成最大值回报值的智能体的行为在群体中扩散,使得其他智能采取类似的策略。为了避免智能体策略的相似性,可以采取以下策略:

1)集中式训练,分布式执行模式的 MADDPG 算法是各智能体执行的队长,分配每个智能体行为。在 Per-Distance 奖励机制下,如果智能体的动作趋同,则同一动作的奖励值会降低,避免所有智能体采取同一行为去抓捕逃逸个体,防止整体抓捕效率下降。

2)随机化最大回报,将最大回报加上随机数 $r' \in (-1,1)$,每个智能体的回报值修改为 $r'r$。

通过增加其他智能体对当前智能体的影响,同时,把价值引入到学习信号中,最终使得 Critic 网络在策略更新时能更好地识别出不同动作值之间奖励值的差异,提高学习的稳定性。

4　实验结果与分析

4.1　实验环境

实验设计是将原算法和改进后算法奖励曲线和智能体实际表现进行对比分析。

实验软件环境为 Windows10 操作系统;硬件环境为英特尔至强 E78880v3 * 2 型处理器、NVIDIA GTX 1080TI * 3、64 GB 内存;测试环境为 OpenAI-gym,隐藏层为 2 层、隐藏单元个数为 64 的全连接神经网络构成的 Actor、Critic 网络及对应的目标网络和估计网络。

模型超参数设计为:Actor 网络与 Critic 网络均采用采用全连接 4 层神经网络结构,隐藏层神经元数量为 64。每个 Actor 网络拥有单独的 Critic 网络,实验中发现,由于引入了距离参数,捕食者的距离参数值为负值,探索初期回报值将长时间停留在负数区间,而神经网络中的激活函数的负数域非常小,不利于训练,将神经网络输出层的激活函数去掉。

4.2　实验场景

Simple_tag 实验场景是在对抗任务下智能体自主行为仿真,实验空间为二维有界密闭空间,包含 4 个智能体,其中,3 个捕食者(蓝色),1 个逃逸者(红色),实验场景描述如表 2 所示。

表 2　3V1 对抗实验场景

Table 2　Experimental scenario of 3 versus 1 confrontation

场景名称	是否对抗	智能体数量	获胜条件
Simple_tag	是	3 红 VS 1 蓝	蓝:蓝色 Agent 尽可能避免与 3 个红色 Agent 的碰撞 红:3 个红色 Agent 之间尽可能协同与蓝色 Agent 发生碰撞

实验参数设置如下:

1)捕食者和逃逸者作为智能形状大小忽略不计,视为质点。

2)坐标轴上智能体的运动范围为[0,20]。

3)3 个捕食者合作共同追捕 1 个逃逸者。

4)捕获者速度上限为 1.0/s,加速度上限为 0.5/s^2,逃逸者速度上限为 1.3/s,加速度上限为 0.7/s^2。

5)当捕食者和逃逸者发生碰撞即间距为 0 时,视为捕获者捕获成功,逃逸者失败。

6)碰撞规则为碰撞后捕食者加速度减小,逃逸者加速度增大。

7)捕食者和逃逸者触碰到边界速度降为零。

4.3　实验分析

在不降低捕食者的捕获效果情形下,提升算法收敛速度和稳定性。捕食者分别将 Per-Distance 奖励机制放入 MADDPG 算法和 DDPG 算法进行学习训练。表 3 为经过 20 000 轮训练后,多智能体学习到的策略在 1 000 轮、60 000 步随机实验下,捕食者执行每步动作后的平均碰撞次数。与原算法相比,看到加入 Per-Distance 奖励机制捕获效果更好,MADDPG 相较于原算法平均碰撞次数提高了 3.3%,DDPG 算法平均碰撞次数提升幅度较小为 1.7%。

对上述实验进行 40 000 轮的训练,利用 TensorFlow 的可视化工具 TensorBoard 描绘出捕食者和逃逸者的奖励值与训练次数之间的关系,对比

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

MADDPG 算法奖励机制和改进后的 Per-Distance 奖励机制的关系曲线。

图 4 ~ 图 6 分别为捕食者 1、捕食者 2、捕食者 3 的奖励函数曲线。可以看出，引入距离参数，随道捕食者与逃逸者的距离增大，捕食者的奖励回报值减小，导致整体回报值呈降低趋势，奖励函数曲线下移。随着碰撞次数的增多，更多的直接奖励值开始叠加，使得奖励曲线下降趋势减缓并稳定下来。在改变奖励机制后，算法的收敛速度有较大提升，在 5 000 轮左右奖励值趋于平稳，奖励值在[2,4]区间内缓慢波动。通过实验证明捕食者奖励函数的收敛性、算法的稳定性提升十分明显。

表 3 平均每步碰撞次数

Table 3 Average number of collisions per step

算法	奖励机制是否改进	平均碰撞次数
MADDPG	是	0.538
	否	0.521
DDPG	是	0.532
	否	0.523

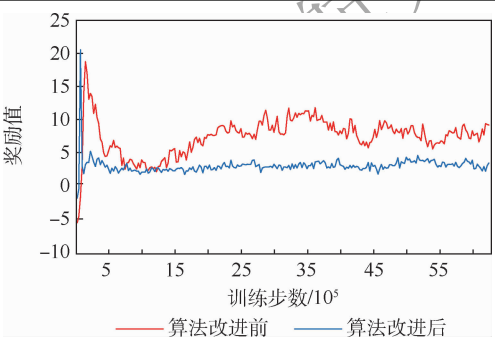


图 4 捕食者 1 奖励函数曲线

Fig. 4 Curves of Predator 1 reward function

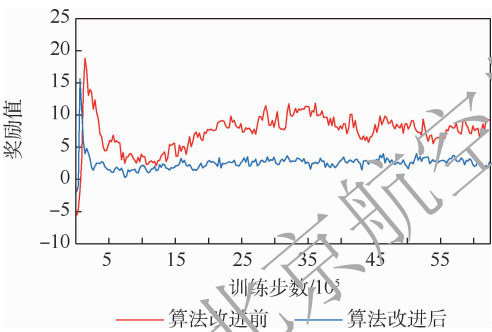


图 5 捕食者 2 奖励函数曲线

Fig. 5 Curves of Predator 2 reward function

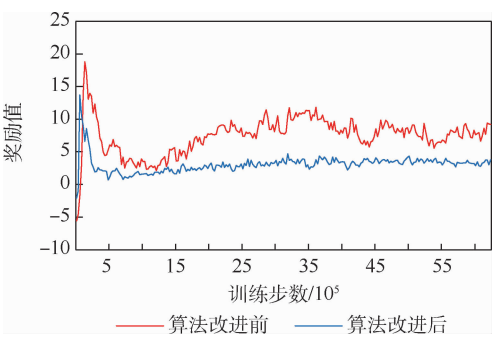


图 6 捕食者 3 奖励函数曲线

Fig. 6 Curves of Predator 3 reward function

如图 7 所示，由于捕食者捕获效果的提升，逃逸者获得的负奖励(也称为惩罚)大大增加，导致奖励函数值减小。相较于捕食者收敛速度的明显改善，逃逸者奖励值的收敛速度改善效果不够突出，这是因为逃逸者要计算与捕食者中的最小距离，当离自己最近的捕食者更换时，策略网络要重新计算最小距离，更新步长较大，收敛性会打折扣。

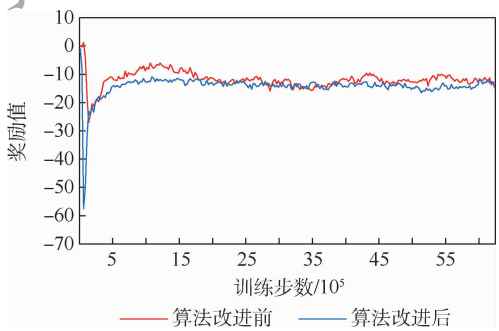


图 7 逃逸者奖励函数曲线

Fig. 7 Curves of escaper reward function

2 种算法下，逃逸者的奖励值拐点都处于 1 200 000步左右。在原来奖励机制下，逃逸者奖励函数的稳定性较差，奖励值在[-6, -15]的较大域值内上下浮动，函数曲线震荡幅度很大。引入 Per-Distance 奖励机制后，曲线波动幅度见减小，函数值在[-12, -16]的区间内变化，收敛性也有所提升。新的奖励机制对于逃逸者函数也有改进作用。

对上述实验中所有智能体的奖励值进行叠加，绘制出奖励值总和与训练轮步数的曲线，如图 8所示。图 8 对比很明显，红色曲线显示原算法奖励值曲线在大范围波动，收敛性不好，引入 Per-Distance 奖励机制后，蓝色曲线显示奖励值曲线较早地进入到小区间波动，算法收敛性及稳定性得到了显著提升。

此外，为了进一步地评估 Per-Distance 奖励机制下算法的有效性，又与 PES-MADDPG 算法进行了奖励值与训练步数比较，如图 9 所示，依然是引入了 Per-Distance 奖励机制的 PD-MADDPG 算法奖励值收敛速度快，更快地趋于稳定。

上述实验中看到，在 Per-Distance 奖励机制下，智能体行为策略对应的动作区分明显，有利于奖励值收敛，说明考虑智能体的先验知识和智能体之间的关系对性能提高有明显影响。

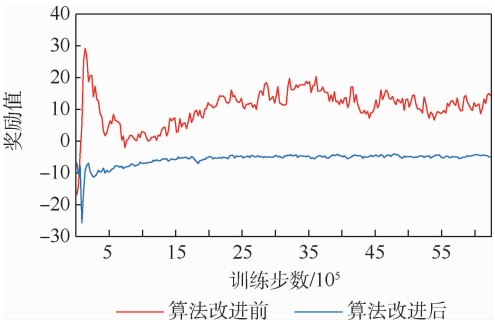


图 8　奖励函数曲线总和

Fig. 8　Reward function curve sum

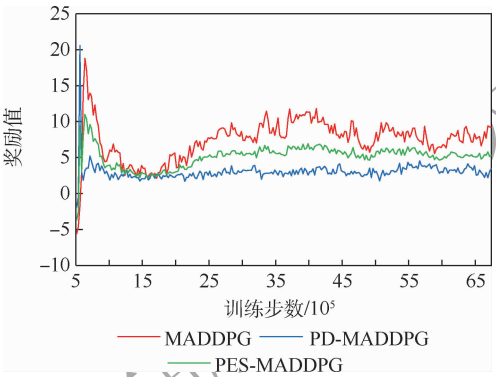


图 9　MADDPG、PD-MADDPG、PES-MADDPG 算法奖励函数收敛性对比

Fig. 9　Reward function convergence comparison among MADDPG, PD-MADDPG and PES-MADDPG algorithms

4.4　SwarmFlow 仿真平台

在陆军工程大学控制技术与智能系统实验室自主开发的智能陆战协同对抗仿真平台 SwarmFlow 上训练改进后的算法,加载山地三维地图。图 10 为 3 架捕食者无人机围捕 1 架逃逸者无人机,实施一次围捕任务时三维可视化效果及围捕航迹图。图 11 和图 12 分别为捕食者无人机和逃逸者无人机一次任务的航迹。

图 13 为 SwarmFlow 仿真平台展示的陆战场景下,引入 Per-Distance 奖励机制的 MADDPG 算法,智能体 3V1 最终围捕效果。该算法可以推广至更多的智能体,算法对集群自主系统亦具有适应性。随着集群数量的增加,状态空间指数级增加,行为策略学习训练时间很长。图 14 展示了集群智能体 20V6 的围捕效果。

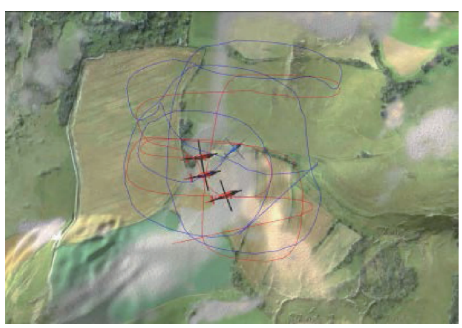


图 10　对抗任务下双方航迹

Fig. 10　Track map of both parties under confrontation mission



图 11　捕食者无人机航迹

Fig. 11　Predator UAV track map

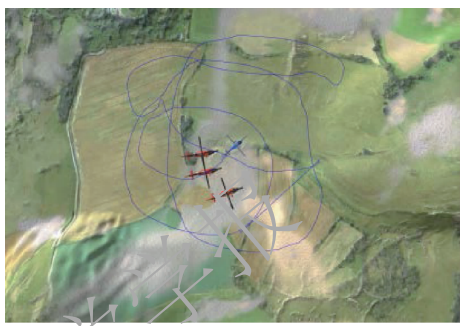


图 12　逃逸者无人机航迹

Fig. 12　Escaper UAV track map



图 13　智能体 3V1 围捕结果

Fig. 13　Result of agent 3V1 roundup



图 14　智能体 20V6 围捕结果

Fig. 14　Result of agent 20V6 roundup

北京航空航天大学学报

5 结束语

目前,将多智能体强化学习算法用于无人系统自主行为决策研究,最大的问题是算法收敛速度慢,使得在无人集群系统中的应用效果较差。

为了解决这一问题,本文着重研究了MADDPG算法的奖励机制,引入距离参数,提出Per-Distance奖励机制。在对抗任务下,改变回报值共享的方式,将对抗双方的距离奖励传递给执行智能体,解决延迟奖励问题。通过3V1围猎场景的仿真实验验证了改进的奖励机制实用性和优越性,提高了对抗任务下无人集群系统的群体行为策略学习效率。该算法可应用于集群对抗任务。

后期的研究中,考虑如何实现提升大规模集群行为决策效率问题。

参考文献(References)

[1] 张婷婷,宋爱国,蓝羽石.集群无人系统自适应结构建模与预测[J].中国科学:信息科学,2020,50(1):347-362.
ZHANG T T,SONG A G,LAN Y S. Adaptive structure modeling and prediction of cluster unmanned system[J]. Chinese Science:Information Science,2020,50(1):347-362(in Chinese).

[2] 孙长银,穆朝絮.多智能体深度强化学习的若干关键科学问题[J].自动化学报,2020,46(7):1301-1309.
SUN C Y,MU C X. Important scientific problems of multi-agent deep reinforcement learning[J]. Journal of Automatica Sinica,2020,46(7):1301-1309(in Chinese).

[3] 陈杰.多智能体系统中的几个问题[J].中国科学人,2019,12(1):40-43.
CHEN J. Several problems in multi-agent system[J]. Scientific Chinese,2019,12(1):40-43(in Chinese).

[4] LOWE R,WU Y I,TAMAR A,et al. Multi-agent actor-critic for mixed cooperative-competitive environments[EB/OL]. (2020-03-14)[2020-03-22]. http://arxiv.org/abs/1706.02275.

[5] 许诺,杨振伟.稀疏奖励下基于MADDPG算法的多智能体协同[J].现代计算机,2020(15):47-51.
XU N,YANG Z W. Multi-agent collaboration based on MADDPG algorithm under sparse reward[J]. Modern Computer,2020(15):47-51(in Chinese).

[6] 杨慧慧,黄万荣,敖富江.基于强化学习的鱼群自组织行为模拟[J].国防科技大学学报,2020,42(1):194-202.
YANG H H,HUANG W R,AO F J. Simulation on self-organization behaviors of fish school based on reinforcement learning[J]. Journal of National University of Defense Technology,2020,42(1):194-202(in Chinese).

[7] 王毅然,经小川,贾福凯,等.基于多智能体协同强化学习的多目标追踪方法[J].计算机工程,2020,46(11):90-96.
WANG Y R,JING X C,JIA F K,et al. Multi-target tracking method based on multi-agent collaborative reinforcement learning[J]. Computer Engineering,2020,46(11):90-96(in Chinese).

[8] 邹长杰,郑皎凌,张中雷.基于GAED-MADDPG多智能体强化学习的协作策略研究[J].计算机应用研究,2020,37(12):3656-3661.
ZOU C J,ZHENG J L,ZHANG Z L. Research on collaborative strategy based on GAED-MADDPG multi-agent reinforcement learning[J]. Application Research of Computers,2020,37(12):3656-3661(in Chinese).

[9] 高昂,董志明,李亮,等.MADDPG算法并行优先经验回放机制[J].系统工程与电子技术,2021,43(2):420-433.
GAO A,DONG Z M,LI L,et al. Parallel priority experience replay mechanism algorithm of MADDPG[J]. Systems Engineering and Electronics,2021,43(2):420-433(in Chinese).

[10] WEIREN K,DEYUN Z,ZHEN Y. Air combat strategies generation of CGF based on MADDPG and reward shaping[C]//2020 International Conference on Computer Vision,Image and Deep Learning(CVIDL). Piscataway:IEEE Press,2020:651-655.

[11] SUN Y,LAI J,CAO L,et al. A novel multi-agent parallel-critic network architecture for cooperative-competitive reinforcement learning[J]. IEEE Access,2020,8:135605-135616.

[12] ZHU P,DAI W,YAO W,et al. Multi-robot flocking control based on deep reinforcement learning[J]. IEEE Access,2020,8:150397-150406.

[13] VAN OTTERLO M,WIREING M. Reinforcement learning and Markov decision processes[M]//WIREING M,VAN OTTERLO M. Reinforcement learning. Berlin:Springer,2012:3-42.

[14] 陈亮,梁宸,张景异,等.Actor-Critic框架下一种基于改进DDPG的多智能体强化学习算法[J].控制与决策,2021,36(1):75-82.
CHEN L,LIANG C,ZHANG J Y,et al. A multi-agent reinforcement learning algorithm based on improved DDPG under actor critical framework[J]. Control and Decision,2021,36(1):75-82(in Chinese).

[15] 孙彧,曹雷,陈希亮,等.多智能体深度强化学习研究综述[J].计算机工程与应用,2020,56(5):13-24.
SUN Y,CAO L,CHEN X L,et al. A review of multi-agent deep reinforcement learning research[J]. Computer Engineering and Application,2020,56(5):13-24(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Behavioral decision learning reward mechanism of unmanned swarm system

ZHANG Tingting[1,2,3,*], LAN Yushi[2], SONG Aiguo[3]

(1. School of Command and Control Engineering, Army Engineering University of PLA, Nanjing 210017, China;
2. The 28th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210017, China;
3. School of Instrument Science and Engineering, Southeast University, Nanjing 210096, China)

Abstract: Unmanned swarm system is composed of a multi-agent system, which can meet task requirements through autonomous and cooperative behavior. The instability of agent training is increased because agents adopt behavior and change states autonomously. In this paper, the prior constraints and the isomorphism between agents are used to enhance the real-time performance of reward signals and improve the efficiency of training and the stability of learning. Specifically, it includes the punishment of action space boundary collision and the reward for the satisfaction degree of the space-time distance constraint between agents. At the same time, through the relationship characteristics of agents in the group, experience sharing among agents is increased to further optimize the learning efficiency. In the experiment, the prior enhanced reward mechanism and experience sharing are applied to the Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient (MADDPG) algorithm to verify its effectiveness. It is observed that the learning convergence and stability are greatly improved, and thus the behavior learning efficiency of unmanned swarm system is enhanced.

Keywords: unmanned swarm system; Multi-Agent Deep Deterministic Policy Gradient (MADDPG) algorithm; confrontation mission; behavioral decision; reward mechanism

北京航空航天大学学报

Received: 2020-10-23; **Accepted**: 2021-04-23; **Published online**: 2021-05-21 14:14

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210520.1657.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61802428); China Postdoctoral Science Foundation (2019M651991); National Defense Science and Technology Project Fund of Science and Technology Commission of the Military Commission (2019-JCJQJJ-014)

* **Corresponding author**. E-mail: 101101964@seu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0490

基于不确定性的航空装备体系保障性评估

全下文载

崔利杰[1,*]，丛继平[2]，丁刚[1]，任博[1,3]，王毅[1]，黎纪宏[4]

（1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院，西安 710051； 2. 空军工程大学 研究生院，西安 710051；
3. 光电控制技术重点实验室，洛阳 471000； 4. 中国人民解放军 95825 部队，孝感 432100）

摘 要：针对航空装备体系结构复杂、要素繁多、耦合性强的特点，对其保障流程进行了研究。采用多 Agent 建模技术开展航空装备体系保障性仿真建模，并进行分析评估；考虑到保障过程中大量存在的主客观不确定性因素，分别采用模糊变量和随机分布 2 种变量形式予以描述；为符合客观变量动态时变的特点，将基于交叉熵的最大似然估计和哈密顿蒙特卡罗方法相结合，实现基于信息更新的仿真参数描述，优化航空装备体系保障仿真模型。以一个典型战训任务为例，验证了所提方法的可行性和准确性。

关 键 词：航空装备体系；保障；多 Agent 模型；不确定性；信息更新；仿真评估
中图分类号：V37
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2452-10

航空装备体系是一个包含装备、人员、环境等因素的复杂巨系统。航空装备体系的保障能力直接影响和制约着航空装备体系的战斗力，有效评估航空装备体系保障性一直以来都是航空装备领域的关注重点之一[1]。由于航空装备体系保障本身存在的复杂性、耦合性和动态随机性，解析法很难对其保障性进行准确有效地衡量。现阶段对于航空装备体系保障性分析主要以系统运行流程为切入点，构建相应仿真模型来模拟真实保障流程[2-4]。多 Agent 仿真理论和方法有效地实现了复杂系统运行过程仿真[5-6]，如 NetLogo、Swarm、Anylogic 等多 Agent 仿真软件也为建模过程提供了便利条件。在国内装备保障领域，上述软件已在通用装备保障体系[4]、陆军装备保障体系[2]、舰载机保障体系[3]方面进行了应用；但同时需要指出的是，这些仿真模型对于保障要素的描述仍停留在确定性层面[3]或是简单地将其处理为随机变量[2,7]，其输出结果与实际结果存在一定偏差，一定程度上降低了仿真的可信程度和指导意义。近年来，各种不确定理论如考虑客观因素的随机分布理论，考虑主观因素的如区间理论[8]、证据理论[9]、模糊理论[10]等方法的提出，为装备体系保障性中不确定变量的描述和分析提供了理论和方法支撑。目前的保障仿真研究还集中于对主要涉及的部件故障率分布这一不确定性因素进行描述，且多限于简单的随机分布[11-14]，缺少对主观因素考虑或处理相对简单，如文献[15-17]将维修保障中的维修间隔时间以随机分布进行处理。在现代战争时效要求高、响应速度快、结果要求准的战训保障仿真需求下，如何合理、快速、精准地给出装备体系仿真输入输出关系，是保障仿真推演的重大现实问题。

本文首先通过梳理航空装备体系保障流程，构建出基于多 Agent 的航空装备体系保障仿真系统，分析其中影响体系保障仿真结果的各类影响

收稿日期：2020-09-01；**录用日期**：2021-01-17；**网络出版时间**：2021-03-01 15:37
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210301.1432.002.html
基金项目：国家自然科学基金（72001213）；“十三五”装备预研共同技术课题（41402030401）
* **通信作者**. E-mail: lijie_cui@163.com

引用格式：崔利杰，丛继平，丁刚，等. 基于不确定性的航空装备体系保障性评估[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2452-2461. CUI L J，CONG J P，DING G，et al. Supportability evaluation of aviation equipment system based on uncertainty[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2452-2461 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

因素。其次，针对不同类别的不确定性因素，采用混合不确定性理论进行描述，并基于信息更新理论对其中的动态变量进行动态化的参数估计。然后，以得到的混合不确定性变量提出考虑不确定因素影响的航空装备体系保障仿真方法，运行并输出对应的保障性指标，进而采用多项式拟合方法对所得结果进行拟合，大幅缩短评估航空装备体系保障性时间。最后，以一次典型战训任务过程中装备体系的完好率为指标来验证所提方法的可行性和准确性。

1　航空装备体系保障性仿真建模

1.1　航空装备体系保障流程

航空装备体系保障流程由任务下达、任务执行、保障效果评估 3 个部分组成[18]。在任务下达环节，作战指挥部门通过文件、规程等对机务指挥部门下达训练任务目标和相关要求，机务指挥部门根据上级指示，考虑在作战训练过程中的各个因素，规划飞机出动、定检、大修、换发、排故等安排，通过指令工卡将相关任务要求传达给各个业务部门；在任务执行环节中，由保障机组根据飞机使用计划完成使用保障任务，技术保障人员在使用保障过程中随时做好排除故障的准备工作，实施修复性维修，同时修理单位根据各类飞机寿控参数（如飞行小时、飞行起落等）进行定检、换发、大修等维修保障工作，在这些保障活动中可能需要进行维修备件、维修装设备、设施的请领及车辆等保障资源优化配置等工作；最终，所有保障工作应以文档和数据形式进行记录，实施保障质量控制、可追溯管理等维修效果评估工作。具体的航空装备体系保障总体流程如图 1 所示。

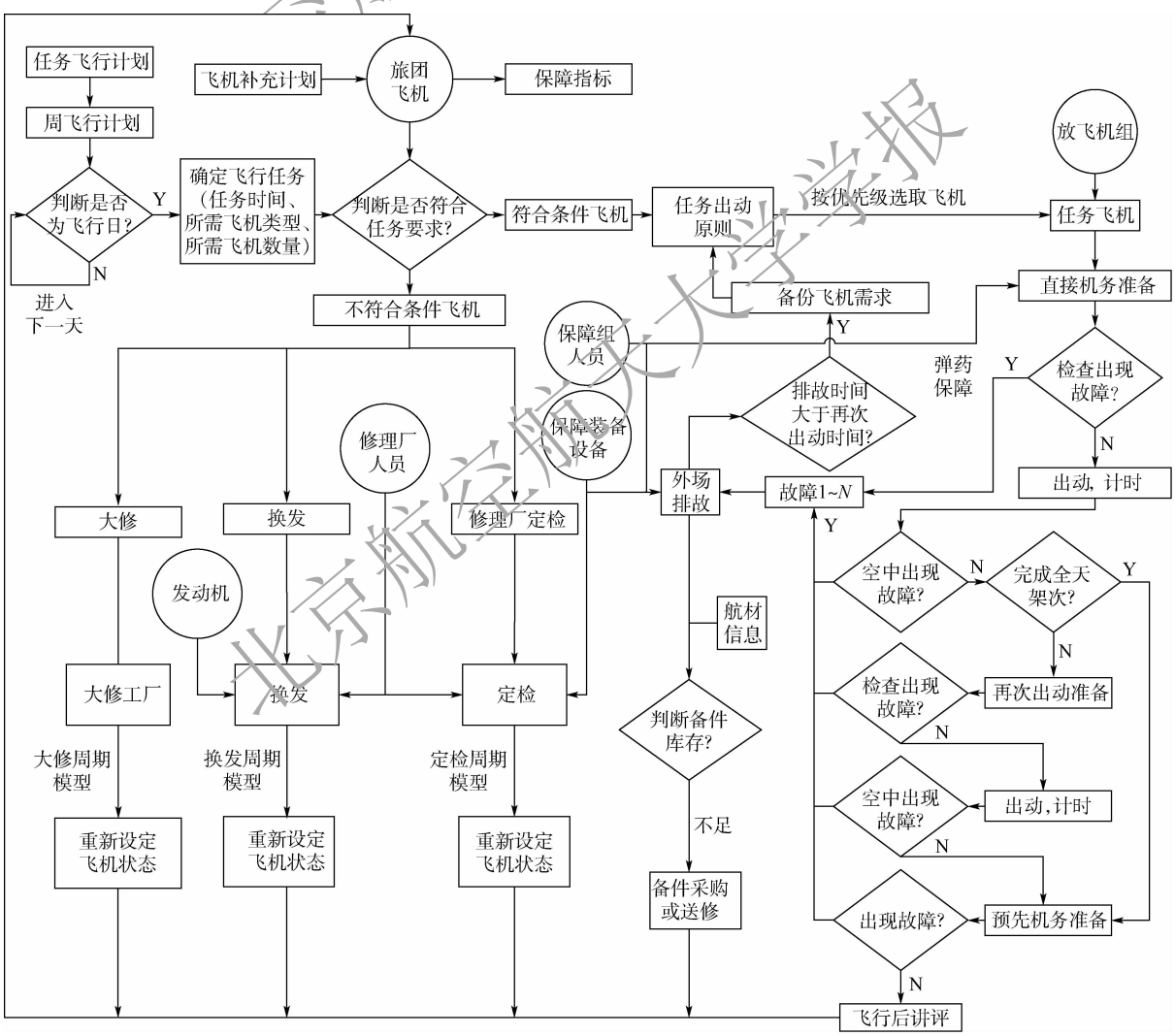


图 1　航空装备体系保障流程

Fig. 1　Aviation equipment system support process

分析图 1 可知,影响航空装备体系保障效率的参数可分为 4 类:

1)战训任务参数,包括年总计划飞行时间、飞行批次、飞行日安排和飞行架次等。

2)装备可靠性参数,包括故障率、工作寿命等,可以用平均故障间隔时间(Mean Time between Failures,MTBF)、故障发生时间来衡量。

3)维修性参数,包括维修工作所需时间、大修、定检能力、定期维修保障工作周期等,可以利用在一定保障资源约束下维修保障活动的工作持续时间来衡量,如定检时间、大修时间、排故检修时间等,其中大修在军机保障过程中对飞机完好率起到了重要作用。

4)保障性参数,用来衡量备件、保障装设备等资源的请领、延误及到达情况,可以用车辆申领时间、备件延误时间、车辆到达时间等来表征。

上述参数描述如表 1 所示。

表 1 航空装备体系保障流程参数描述

Table 1 Aviation equipment system support process parameter description

类别	参数
战训任务参数	飞行日安排
	单日飞行批次
	每批飞行架次
	每日参训任务持续时间
	年总计划飞行时间
装备可靠性参数	MTBF
	飞机初始飞行时间
维修性参数	定检时间
	大修时间
	检查时间
保障性参数	航材备件申领时间
	车辆申领延误时间
	大修厂维修能力
	修理厂定检能力
	工具数量
	航材备件初始数量
	保障设备数量

对于航空装备体系保障流程的输出,人们关注更多的是每日能够参训飞机的数量、完成任务的程度和能够持续出动飞机的能力。一般地,可以将任务可靠度、飞机完好率或可用度作为衡量航空装备保障能力的重要体现。以飞机完好率为例,其定义和计算公式表示如下。

飞机完好率指的是在规定使用条件和维修方案下,一个机型在一段时间内飞机完好架日与飞机实有架日的比值[19]。

$$W = \frac{J - N_f}{J} \times 100\% \tag{1}$$

式中:W 为飞机完好率;J 为一段时间内飞机飞行总架日;N_f 为飞机不完好架日。

飞机完好率等指标当前主要采用式(1)进行统计分析,但在实际过程飞机不完好状态往往受多种要素影响,因此可以将飞机完好率作为航空装备体系保障仿真模型的输出,将各类输入变量作为仿真模型的输入,由此得航空装备体系保障仿真模型的函数表达如下:

$$y = g(\boldsymbol{x}) = g(x_1, x_2, \cdots, x_i, x_{i+1}, \cdots, x_n) \tag{2}$$

式中:y 为保障流程输出;$\boldsymbol{x}$ 表示 n 维随机变量,代表的是影响航空装备体系保障性的 n 个变量,如分系统故障率、大修时间、定检时间、检查时间等;$g(\boldsymbol{x})$ 表征航空装备系统运行或仿真的整个过程。

1.2 基于多 Agent 航空装备体系保障性仿真建模

考虑到航空装备体系保障流程设计因素多、相互间关系复杂,部分组成要素自身属性多样且与其他组成要素间存在相互间影响,本文采用多 Agent 建模方法对航空装备体系保障流程进行仿真建模。

在多 Agent 仿真模拟软件中,NetLogo 以其开源、易操作、多主体可操作性等特点适于研究时变的多 Agent 系统。NetLogo 基于 Java 环境进行开发,其中主要包含 4 种 Agent:turtle、patch、link 和 observer[20]。通过提供基础的 Agent 类型为建模构建了易操作理解的平台,为观察分析不同条件下的多 Agent 模型的相关工作活动进程提供了辅助支持。利用 NetLogo 软件可进行多场景实验管理,适用于航空装备保障这类复杂系统。因此,本文基于 Netlogo 平台,参考图 1 所示的航空装备体系保障流程,构建如图 2 所示的航空装备体系保障仿真系统。

将航空装备体系保障流程中涉及到的各个组成部分分为 3 类 Agent:资源类 Agent、组织类 Agent、飞机 Agent,将战训任务参数、装备可靠性参数、维修性参数及保障性参数作为 Agent 属性进行输入,飞机完好率等保障指标为输出,按照图 1保障流程规划 Agent 交互规则来实现仿真运行。

北京航空航天大学学报

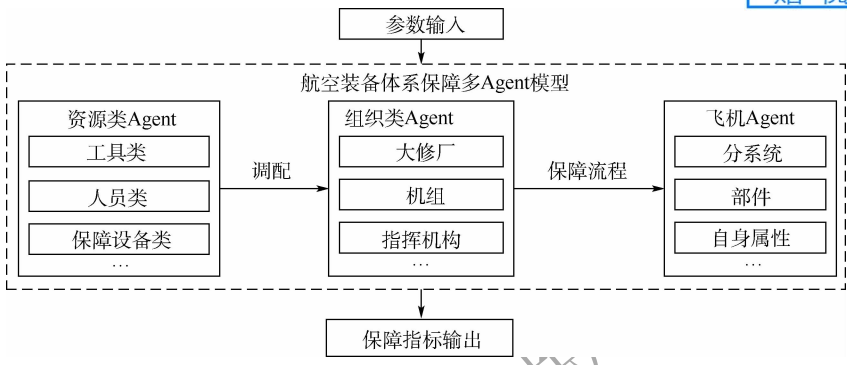


图 2　航空装备体系保障仿真系统

Fig. 2　Aviation equipment system support simulation system

2　仿真不确定性分析

根据实际工作可将表 1 所示的影响因素分为确定性变量及不确定性变量。其中,确定性变量包括飞机的飞行时间、数量,工作人员数量,航材初始数量,大修厂、修理厂修理容量等因素,这类变量一般不会在短期发生变化;不确定性变量主要涉及飞机的故障率、大修时间、定检时间、飞行前检查时间等变量,这些变量在保障过程中经常受各种原因而难以准确描述的因素。例如,装备机件故障这种多由于自身固有原因和环境影响造成,可视作客观不确定性变量,用随机变量来描述。而由于人员、组织、管理等原因引起的各类修理时间、延误时间等因素,多是人们对客观事物的认知不足,可视作为主观不确定性变量,用模糊变量来描述。通过采用不确定性变量方式对仿真系统所涉及的不确定性因素进行描述,相较于采用统计数据得到的固定的参数描述,扩展了仿真系统的作用,在得到输出结果的基础上可以进一步研究不确定性变量对输出结果的影响程度。由此,根据式(2)重新定义航空装备体系保障流程输入输出关系为

$$y = g(x_{\mathrm{R}}, x_{\mathrm{F}}) = g(x_1, x_2, \cdots, x_{n_{\mathrm{R}}}, x_{n_{\mathrm{R}}+1}, \cdots, x_{n_{\mathrm{R}}+n_{\mathrm{F}}}) \tag{3}$$

式中:$x_1, x_2, \cdots, x_{n_{\mathrm{R}}}$ 为 n_{R} 维随机变量,代表的是影响航空装备体系保障性的 n_{R} 个客观不确定性变量,$x_{n_{\mathrm{R}}+1}, \cdots, x_{n_{\mathrm{R}}+n_{\mathrm{F}}}$ 为 n_{F} 维模糊变量,代表的是 n_{F} 个影响航空装备体系保障性的主观不确定性变量。

2.1　客观不确定性变量描述

如前所述,针对客观不确定性变量,可按照 NLFR 模型[15]求解其参数,具体过程如下。

假定故障率概率密度函数为

$$f(t) = a + kb(bt)^{k-1}\exp[-at - (bt)^k] \tag{4}$$

式中:参数定为 $\beta, \beta = (a, b, k)$。

采用基于交叉熵的最大似然估计对变量参数进行参数估计,取 $Z: t_1, t_2, \cdots, t_n$ 为实际发生故障的间隔时间,参数 β 的对数似然函数为

$$\ln L(Z|\beta) = \sum_{i=1}^{n} \ln(a + kb(bt_i)^{k-1}) + \sum_{i=1}^{n} (-at_i - (bt_i)^k) \tag{5}$$

为确定使对数似然函数最大化的 β 的估计,采用交叉熵算法对 β 进行优化估计,通用的交叉熵算法可参见文献[21]。

2.2　主观不确定性变量描述

对于主观不确定变量,采用 Braibant 等[22]提出的采用 λ 水平截集方法表示。以三角隶属函数为例,λ 水平截集$(\underline{x}_{\mathrm{F}}(\lambda), \overline{x}_{\mathrm{F}}(\lambda))$表示在置信度为 λ 的情况下变量的取值范围,其下限为$\underline{x}_{\mathrm{F}}(\lambda)$,上限为$\overline{x}_{\mathrm{F}}(\lambda)$,$\lambda$ 可从 0 至 1 取值,如图 3 所示。

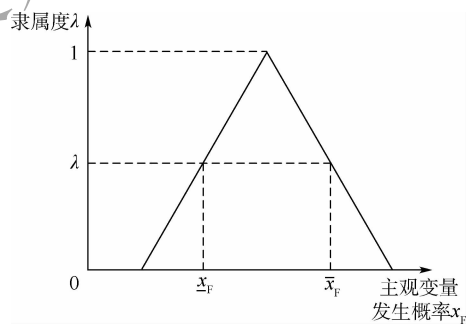


图 3　模糊变量 λ 水平截集描述

Fig. 3　Horizontal cut set description of fuzzy variable λ

2.3　基于信息更新的客观不确定性变量动态更新

在保障仿真过程中,需要随着实际工作展开,真实的参考数据不断增加,其各类不确定性参数会随时间发生变化,而采用基于信息更新的参数优化方法可以更准确地估计客观不确定性变量的参数。因此,考虑将 β 的最大似然估计结果设为先验分布,而后基于贝叶斯理论采用哈密顿蒙特卡罗方法[23]对 β 进一步优化,以解决传统方法难以应对仿真模型变量描述无法动态更新问题。具体流程如图 4 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

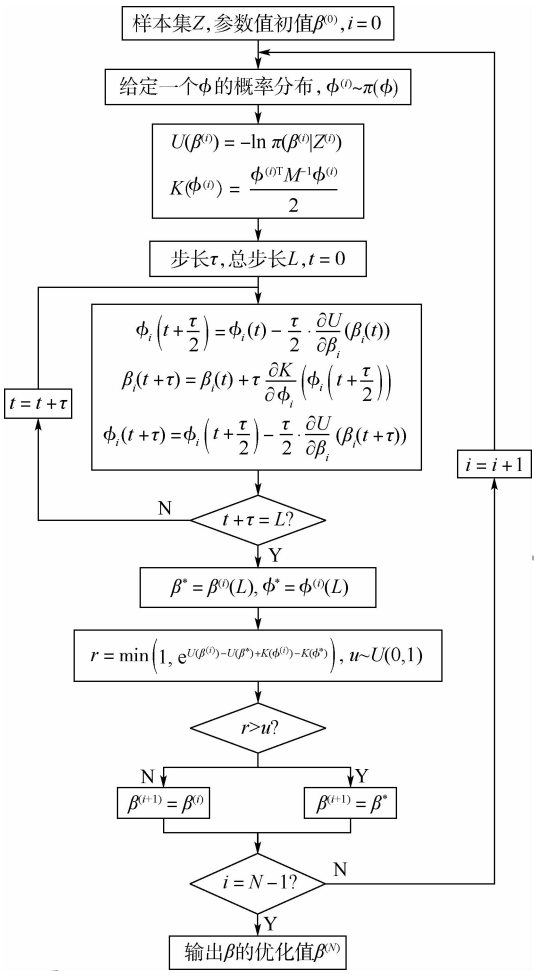


图 4 参数优化流程

Fig. 4 Parameter optimization flowchart

3 案例验证

3.1 参数设置

以一个基本作战单元 3 个月战训任务保障性仿真分析为例,先设定飞机初始状态等固定参数值,采用基于统计数据的固定参数对不确定性变量进行描述,主要仿真参数如表 2 所示。

利用前文处理方法对系统不确定性变量进行描述。对于客观不确定性变量,通过统计各二级系统故障间隔时间,求解各二级系统故障率随机分布参数结果,如表 3 所示。对大修时间、定检时间、检查时间等各主观不确定性变量通过数据采集、调查问卷、专家打分等过程,利用采用三角模糊数[24]进行描述,结果如表 4 所示。

为验证考虑不确定性变量的仿真系统输出结果对采用统计数据得到的确定性参数得到的输出结果的分析补充作用,以参数设置为基础进行基于固定参数的仿真结果分析和基于不确定性变量的仿真结果分析。

表 2 主要仿真参数

Table 2 Main simulation parameters

参数	数值
飞行日安排	0,非飞行日 1,飞行日
单日飞行批次	3
每批飞行架次	4
每日参训任务持续时间/h	1.5
年总计划飞行时间/h	4 500
分系统 1 MTBF/h	60
分系统 2 MTBF/h	100
分系统 3 MTBF/h	69
分系统 4 MTBF/h	94
分系统 5 MTBF/h	126
分系统 6 MTBF/h	50
分系统 7 MTBF/h	83
分系统 8 MTBF/h	94
分系统 9 MTBF/h	78
分系统 10 MTBF/h	80
分系统 11 MTBF/h	132
分系统 12 MTBF/h	106
大修时间/d	300
定检时间/d	14
检查时间/min	22.5
航材备件申领时间/d	1
车辆申领延误时间/min	3
大修厂维修能力	2
修理厂定检能力	4
工具数量	24
航材备件初始数量	5
保障设备数量	24

表 3 客观不确定变量分布参数

Table 3 Objective uncertain variable distribution parameters

分系统序号	a	b	k
1	0.010 1	0.006 1	0.869 5
2	0.006 2	0.004	1.113 7
3	0.008 9	0.005 1	0.869 4
4	0.005	0.005	0.631 3
5	0.003 8	0.003 6	0.623 7
6	0.011 7	0.007 5	0.860 5
7	0.005 9	0.005 1	0.589 9
8	0.005 7	0.003 7	0.565 3
9	0.008 4	0.003 5	0.769 8
10	0.006 3	0.005 3	0.628 5
11	0.004 4	0.002 6	0.698
12	0.009 4	0.001 5	37.380 2

表 4 主观不确定变量分布参数

Table 4 Subjective uncertain variable distribution parameters

主观不确定性变量	三角模糊数
大修时间/d	(280,300,320)
定检时间/d	(7,14,21)
检查时间/min	(10,22.5,25)
航材备件申领时间/d	(0.5,1,1.5)
车辆申领延误时间/min	(2,3,4)

北京航空航天大学学报

3.2　基于固定参数的仿真结果分析

以表 2 所得的基于统计数据所得的固定参数为输入,运行仿真系统,可得仿真输出的飞机完好率结果如图 5 和图 6 所示。

图 5 中累计的飞机完好率变化幅度逐渐减小,且有稳定在 0.89 附近的趋势,表现出飞机不完好状态呈现规律性变化,因此累计的飞行完好率呈现趋于稳定的状态;与此对应的是图 6 中每天的飞机完好率后期稳定在 0.79 ~ 0.92,表征随着飞行任务的执行,完好飞机的数量在 19 ~ 22 架之间来回变化,呈现规律性变化。输出结果表明,在该参数设置的保障形势下可以稳定完成现阶段保障任务。

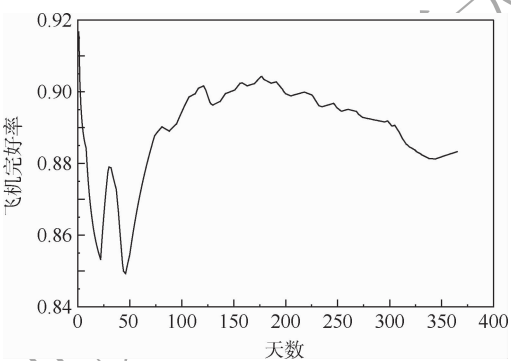


图 5　累计的飞机完好率

Fig. 5　Cumulative aircraft readiness rate

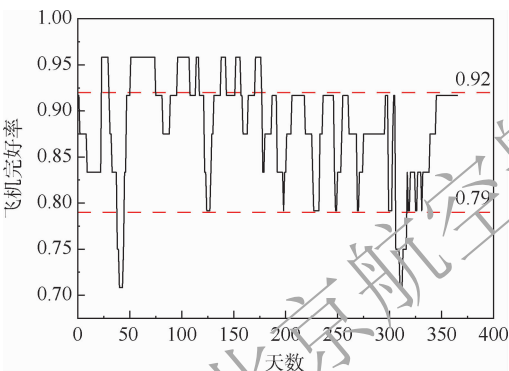


图 6　每天的飞机完好率

Fig. 6　Daily aircraft readiness rate

3.3　基于不确定性变量的仿真结果分析

通过 3.2 节得出,基于统计数据得到的固定参数下的仿真输出可以在一定程度上有效评估保障模式,但无法评估不同保障形势及各不确定性变量对装备保障体系的具体影响。基于不确定性变量的仿真分析对此起到了补充作用。

以表 3 和表 4 的不确定性变量描述为基础进行仿真参数设置,先为仿真不同保障形势下基本作战单元的飞机完好率,对上述不确定性变量参数进行同比放大或缩小,即将某些参数乘以一定的系数后输入到仿真系统中,一方面为参数变量变更提供途径,另一方面以不同参数值简要表述不同程度不确定条件下飞机完好率指标变化情况,当参数设置为预定值时,参数放大系数为1.0,其他放大系数下仿真结果如图 7 所示。

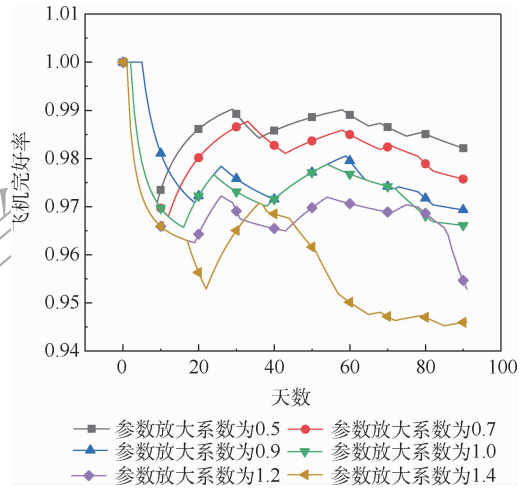


图 7　不同参数放大系数下飞机完好率指标变化

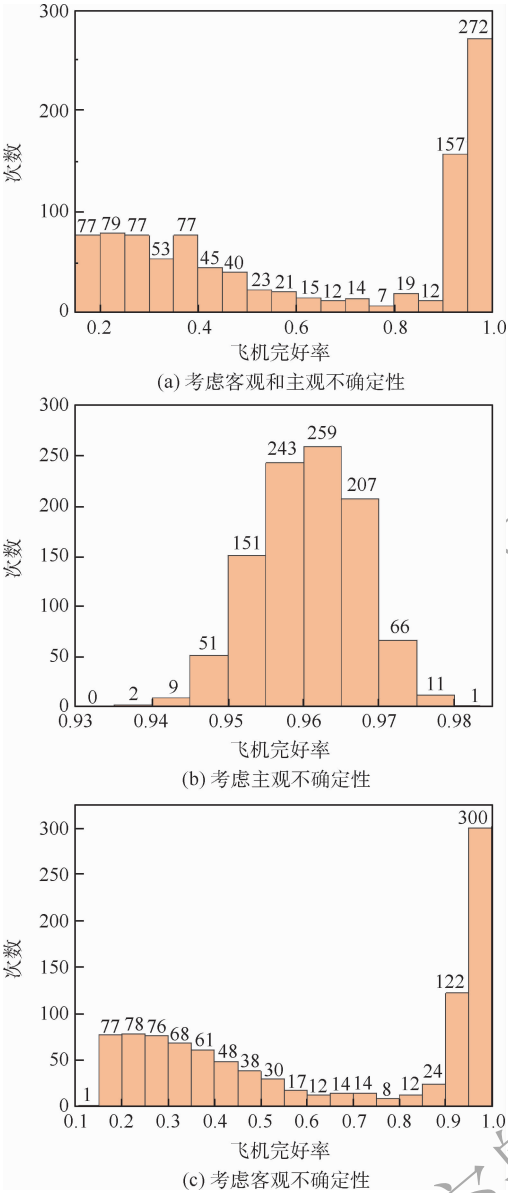
Fig. 7　Changes of aircraft readiness rate index under different parameter magnification factors

图 7 反映了在不同参数放大系数下飞机完好率的变化情况。在参数放大系数为 1.0 的情况下,基本作战单元执行完 3 个月战训任务后,飞机完好率为 0.966 03,符合任务要求。其中随着参数值的扩大,分系统故障平均间隔时间缩小,主观不确定性变量数值增大,保障形势恶化,飞机完好率整体呈下降趋势;随着参数值的缩小,保障形势改善,飞机完好率呈现上升趋势,仿真结果符合现实情况,进一步验证了仿真系统评估的有效性和可靠性。

为考虑各不确定性变量对航空装备体系输出结果的影响,在验证仿真系统有效性的基础上,根据表 3和表 4 对分别对所有不确定性变量、主观、客观不确定性变量进行随机抽样,进行 1 000 次 3 个月战训任务仿真实验,仿真输出的飞机完好率结果如图 8 所示。

从图 8(a)中可以看出,所用案例考虑所有不确定性的仿真得出的基本作战单元飞机完好率主要集中在 0.15 ~ 0.5 和 0.9 ~ 1.0 这 9 个区间,分别占比 7.7%、7.9%、7.7%、5.3%、7.7%、4.5%、4%、15.7%、27.2%,而 0.5 ~ 0.9 内数据较少;分别对不同类别不确定性变量进行抽样分析,图 8(b)反映了在客观不确定性变量取平均值后,随机抽取主观变量得到的仿真结果,可以看出仿真结果均在 0.9 以上,且以 0.96 为中心呈类正态分布;图 8(c)反映了在客观不确定性变量随机

北航学报 赠阅



(a) 考虑客观和主观不确定性

(b) 考虑主观不确定性

(c) 考虑客观不确定性

图 8 飞机完好率结果分布

Fig. 8 Results distribution of aircraft readiness rate

抽样后得到的结果，与考虑所有不确定性变量的结果基本一致。

上述结果显示，飞机完好率主要受飞机不完好架日的数量的影响，而任一不确定性变量的取值若不符合保障任务要求，均会导致飞机故障架日增加，若均符合保障要求，则飞机完好率会呈现较高水平。因此，在所有不确定性变量随机取样的情况下，仿真产生的飞机完好率结果呈现两边多中间少的结果。而由于主观不确定性变量的描述多通过经验及人为因素确定，取值范围处于可完成任务的区间范围内，在客观不确定性变量取平均值，随机抽取主观不确定性变量的条件下进行仿真的结果均在 0.9 以上；同时因为采用三角模糊数对主观不确定性变量进行描述，所以结果也呈现出两边少中间多的类正态分布。基于前述原因，可以分析得出在仿真过程中主观不确定性变量对仿真结果输出的影响主要起到阈值作用，只要在描述范围之内就可以确保飞机完好率符合任务要求，而对仿真结果起重要影响因素的是客观不确定性变量，其仿真结果同考虑所有不确定性变量的结果基本一致，因此在实际工作中重点关注客观不确定性变量，使其符合保障任务要求，确保飞机完好率符合任务要求。

为了进一步验证主观不确定性变量的阈值作用，改变主观不确定性变量定检时间，其余参数保持不变，由此得到的飞机完好率结果如图 9 所示。

由图 9 可得，飞机完好率仿真结果同定检时间成反比关系，且当定检时间大于 22 d 时，飞机完好率小于 0.80，表现出主观不确定性变量的阈值作用，但由于在实际仿真中，主观不确定性变量的确定往往根据往年数据将参数确定在合理区间内，因而在图 8 所示的仿真结果中并不能明显得到主观不确定变量的阈值作用。

在策略控制上，为了有效确保完好率，一方面要加强设计制造研究，增大飞机分系统平均故障间隔时间，使其符合保障任务需求；另一方面优化调整保障工作流程，确保实际保障工作时间处于主观不确定性变量的描述范围内。

此外，为解决仿真时间偏长的问题，快速得到仿真结果，可采取代理模型来拟合仿真输入输出关系[25]。在代理模型中有很多方法可以使用，如多项式拟合[26]、拟合响应面法[27]、支持向量机[28]、神经网络法[29]等。针对航空装备体系保障流程，采用较简单的多项式拟合的方法，通过随机抽样得出的仿真数据得到对应的不同阶数的拟合多项式表达式，随机抽取 10 组变量数据进行仿真实验得到飞机完好率值，同时利用不同阶数的快速响应仿真拟合表达式进行拟合计算，得到拟合飞机完好率，对比情况如图 10 所示。

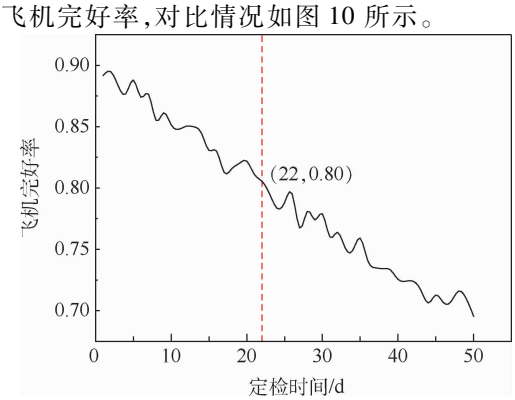


图 9 飞机完好率变化

Fig. 9 Changes of aircraft readiness rate

北京航空航天大学学报（学报）

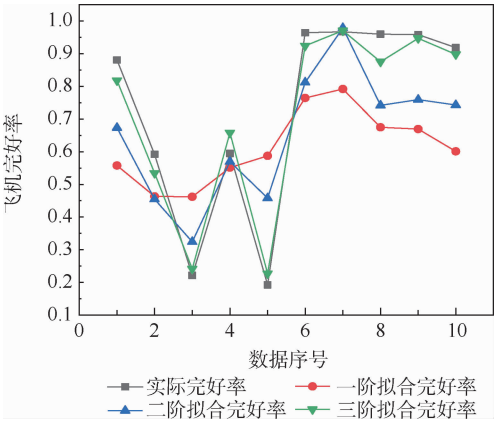


图 10　实际完好率与拟合结果对比

Fig. 10　Comparison of actual readiness rate and fitting result

从图 10 中可以看出，一阶多项式拟合结果较好地表现了数据变化趋势，但在数值的准确性上有所欠缺；二阶多项式拟合结果在一阶的基础上对部分点的拟合结果有很大提升，但仍存在估值不准确的情况；三阶多项式可以较好地拟合整个数据且未出现过拟合现象。因此，选择三阶拟合多项式表达式作为仿真系统的快速响应表达式，即在确定不确定性变量值后代入三阶拟合多项式表达式中计算得到与仿真系统相似的结果。同时，针对一组数据，仿真输出飞机完好率结果耗时 3.3 s，而基于三阶拟合多项式表达式的快速响应方法输出飞机完好率仅需要 0.1 s 左右，在考虑不确定性条件下的仿真需要多次大量仿真结果的输出，基于三阶拟合多项式的快拟合方法缩短了分析时间，且给出了具体详细的排序，增强了分析的针对性，为确定预防策略提供了精确方向。案例结果有效验证了拟合方法的有效性，实现了仿真结果获取的高效性。

4　结　论

1）对保障仿真模型中的客观、主观不确定性变量两方面分别进行描述，完善了传统航空装备体系保障仿真模型中要素描述粗糙的不足，提高仿真系统准确性和有效性。

2）通过多项式拟合方法解决仿真系统运行时间较长、结果输出慢的实际应用缺陷。

3）通过案例充分说明了提出的基于不确定性因素影响的航空装备体系保障性仿真评估方法的可行性、完备性，以及对传统仿真分析方法的补充作用，为快速评估保障系统保障性提供了思路。

本文在代理模型选择上方法较为简单，下一步将采用拟合效果更佳的代理模型来代替仿真过程，同时在主观不确定性变量描述方面还需进一步探索和研究。

参考文献（References）

[1] 丁刚，张琳，崔利杰，等. 基于任务的航空装备保障体系概念建模研究[J]. 军事运筹与系统工程，2020，34(1)：39-46.
DING G，ZHANG L，CUI L J，et al. Research on concept modeling of mission-based aviation equipment support system of systems[J]. Military Operations Research and Systems Engineering，2020，34(1)：39-46(in Chinese).

[2] 邢彪，曹军海，宋太亮，等. 基于 Agent 的维修保障仿真系统设计与实现[J]. 系统仿真学报，2017，29(1)：129-135.
XING B，CAO J H，SONG T L，et al. Design and implementation for maintenance support simulation system based on Agent[J]. Journal of System Simulation，2017，29(1)：129-135(in Chinese).

[3] 冯强，曾声奎，康锐. 基于多主体的舰载机综合保障过程建模方法[J]. 系统工程与电子技术，2010，32(1)：211-216.
FENG Q，ZENG S K，KANG R. Multiagent-based modeling method for integrated logistic support of the carrier aircraft[J]. Systems Engineering and Electronics，2010，32(1)：211-216(in Chinese).

[4] 郭霖瀚，康锐，康晓明. 装备群保障规模预测方法研究[J]. 系统工程与电子技术，2009，31(5)：1262-1265.
GUO L H，KANG R，KANG X M. Equipments support footprint forecast method research[J]. Systems Engineering and Electronics，2009，31(5)：1262-1265(in Chinese).

[5] MEHDIFAR F，BECHLIOULIS C P，HASHEMZADEH F，et al. Prescribed performance distance-based formation control of multi-agent systems[J]. Automatica，2020，119：109086.

[6] FLOREZ L J，CARAFFINI F，PARRA C，et al. Cooperative and distributed decision-making in a multi-agent perception system for improvised land mines detection[J]. Information Fusion，2020，64：32-49.

[7] 赵星贺，周斌，封会娟，等. 基于蒙特卡罗仿真评价车辆装备预防性维修间隔期方法[J]. 兵工自动化，2019，38(11)：92-96.
ZHAO X H，ZHOU B，FENG H J，et al. Evaluation method of preventive maintenance interval of vehicle equipment based on Monte Carlo simulation[J]. Ordnance Industry Automation，2019，38(11)：92-96(in Chinese).

[8] AMIN M，MOHAMMAD R F，DAVOOD D，et al. Grey-fuzzy solution for multi-objective linear programming with interval coefficients[J]. Grey Systems：Theory and Application，2018，8(3)：312-327.

[9] SURADEI D，JESSADA K，WAREE K. State-of-charge estimation based on theory of evidence and interval analysis with differential evolution optimization[J]. Annals of Operations Research，2019，300：399-414.

[10] AVRILIA K，NIKOS M，BASIL P. Fuzzy reasoning in the investigation of seismic behavior[J]. Mathematical Methods in the Applied Sciences，2020，43(13)：7747-7757.

[11] YOUSEFI N，COIT D W，SONG S. Reliability analysis of systems considering clusters of dependent degrading components[J]. Reliability Engineering & System Safety，2020，202：107005.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[12] SHI Y, ZHU W, XIANG Y, et al. Condition-based maintenance optimization for multi-component systems subject to a system reliability requirement[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 202: 107042.

[13] PETCHROMPO S, LI H, ERGUIDO A, et al. A value-based approach to optimizing long-term maintenance plans for a multi-asset *k*-out-of-*N* system[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 200: 106924.

[14] GAHLOT M, SINGH V V, AYAGI H I, et al. Stochastic analysis of a two units' complex repairable system with switch and human failure using copula approach[J]. Life Cycle Reliability and Safety Engineering, 2019, 9: 1-11.

[15] THACH T T, BRIS R, VOLF P, et al. Non-linear failure rate: A Bayes study using Hamiltonian Monte Carlo simulation[J]. International Journal of Approximate Reasoning, 2020, 123: 55-76.

[16] ZHU T. Reliability estimation for two-parameter Weibull distribution under block censoring[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 203: 107071.

[17] ALMALKI S J, YUAN J. A new modified Weibull distribution[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2013, 111: 164-170.

[18] 丛继平, 崔利杰, 丁刚, 等. 基于目标驱动的航空维修保障体系仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2021, 33(9): 2157-2165.
CONG J P, CUI L J, DING G, et al. Simulation on aviation maintenance support system based on goal-driven[J]. Journal of System Simulation, 2021, 33(9): 2157-2165(in Chinese).

[19] 孙璐璐, 滕曰, 黄锐. 飞机完好率预测仿真研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(8): 71-75.
SUN L L, TENG Y, HUANG R. Simulation of aircraft readiness rate prediction[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017, 38(8): 71-75(in Chinese).

[20] DAMIAN D N, AJAY B C. NetLogo agent-based models as tools for understanding the self-organization of cell fate, morphogenesis and collective migration of the zebrafish posterior lateral line primordium[J]. Seminars in Cell & Developmental Biology, 2020, 100: 186-198.

[21] KROESE D P, POROTSKY S, RUBINSTEIN R Y. The cross-entropy method for continuous multi-extremal optimization[J]. Methodology and Computing in Applied Probability, 2006, 8(3): 383-407.

[22] BRAIBANT V, OUDSHOOM A, BOYER C, et al. Nondeterministic "possibilistic" approaches for structural analysis and optimal design[J]. AIAA Journal, 1999, 37(10): 1298-1303.

[23] LI Z, ZHANG T, CHENG S, et al. Stochastic gradient Hamiltonian Monte Carlo with variance reduction for Bayesian inference[J]. Machine Learning, 2019, 108(8-9): 1701-1727.

[24] STARCZEWSKI J T, GOETZEN P, NAPOLI C. Triangular fuzzy-rough set based fuzzification of fuzzy rule-based systems[J]. Journal of Artificial Intelligence and Soft Computing Research, 2020, 10(4): 271-285.

[25] CHENG K, LU Z Z, ZHOU Y C. Global sensitivity analysis using support vector regression[J]. Applied Mathematical Modelling, 2017, 49: 587-598.

[26] QUETZERI-SANTIAGO M A, CASTREJÓN-PITA J R, CASTREJÓN-PITA A A. On the analysis of the contact angle for impacting droplets using a polynomial fitting approach[J]. Experiments in Fluids, 2020, 61(6): 143.

[27] FARAVELLI L. Response-surface approach for reliability analysis[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1989, 115(12): 2763-2781.

[28] LI H S, LU Z Z, YUE Z F. Support vector machine for structural reliability analysis[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2006, 27(10): 1295-1303.

[29] HURTADO J E, ALVAREZ D A. Neural-network-based reliability analysis: A comparative study[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2001, 191(1-2): 113-132.

北京航空航天大学学报

Supportability evaluation of aviation equipment system based on uncertainty

CUI Lijie[1,*], CONG Jiping[2], DING Gang[1], REN Bo[1,3], WANG Yi[1], LI Jihong[4]

(1. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Graduate college, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
3. Science and Technology on Electro-optic Control Laboratory, Luoyang 471000, China;
4. Chinese People's Liberation Army 95825 Unit, Xiaogan 432100, China)

Abstract: Aimed at the characteristics of complex structure, various elements, and strong coupling of aviation equipment system, based on the analysis of its support process, the multi-Agent modeling technology is used to carry out the supportability modeling of the aviation equipment system, and analysis and evaluation are performed. Taking into account the large amount of subjective and objective uncertainty factors in the support process, the uncertainty factors are described in the forms of random distribution and fuzzy variables. In order to conform to the characteristics of dynamic time-varying objective variables, the maximum likelihood estimation based on cross-entropy and the Hamilton Monte Carlo method are combined to realize simulation parameter description based on information update and optimize aviation equipment system support simulation model. Finally, a typical combat training task is taken as an example to verify the feasibility and accuracy of the proposed method.

Keywords: aviation equipment system; support; multi-Agent model; uncertainty; information update; simulation evaluation

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-01; **Accepted**: 2021-01-17; **Published online**: 2021-03-01 15:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210301.1432.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (72001213); The 13th Five Year Plan Equipment Pre-research Common Technical Topic (41402030401)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0487

空域空间网格标识原理及应用

全下文载

朱永文*，蒲钒
（国家空域技术重点实验室，北京 100085）

摘 要：在对空域空间有限元的相关研究中，构建空域空间的网格标识系统，是将信息技术应用于空域管理、推进空域数字化的重要基础。在美军全球区域参考系统和通用地理位置参考系统基础上，提出了一种同时具备标识平面和立体空间位置能力的参考系统。通过在地球表面以上特定高度之下的空间内，建立一种递归剖分策略方法，将空域空间划分为若干空间网格，不同尺度下的网格既是一种地理空间位置参考系统，也是一种组成空域的基本空域体，以此实现空间位置参考与空间位置标定的混合表达，为开展空域数字化管理提供底层模型。

关 键 词：空域空间标识模型；空间递归剖分；基本空域体；有限元；空间网格编码
中图分类号：V21
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2462-13

当前地理空间标识主要依据各类坐标系统，如雷达部署地点建立的局部坐标系，包括极坐标系和直角坐标系，用于标定空中探测目标相对于该部雷达的空间方位，形成空间测量数据[1-2]。陆军士兵的陆战场机动作战，常用地理方位描述，在军用地图上选取地物参考系，用相对于地物参考的基准点或位置的距离和方位进行标定。海面舰队通常用海图及舰上的导航定位系统，确定地理位置[3-4]。地图上的地理参考系统或测绘参考系统，根据地球的椭球特点，建立经纬度的地理标识[5-7]，经纬度用度-分-秒的形式，描述地球上某一“点”的位置，其他地理形状或地域则用“点”组合进行标定，即由“点”描述“线”和“面”，如果增加高度参数则可以构建空间“体”的描述。这种描述方式，从空间维度讲，“点”的空间维度相当于0维，“线”的空间维度相当于1维，“面”的空间维度相当于2维，“体”的空间维度相当于3维。这样用低维度的“点”，描述其他维度更高的空间位置，则相对比较复杂，特别是涉及空间位置关系的计算时。对此，美军在20世纪90年代初发展出军用平面网格系统[8-10]，采用网格描述方法，对地理空间进行建模，形成了一套参考系统。

早前对地球表面的平面网格系统研究的较多[11]，其早期问题提出，主要来自于地理信息系统技术领域。随着地理信息技术的发展，管理的空间数据越来越多，且数据格式各异、多种比例尺、多种投影坐标系及非结构化、随时间改变等情况频发，需要建立一种方法支持对地理空间数据的系统管理。对此，文献[12]提出了多级网格理论方法，其基本思想为：按不同经纬度网格大小，将全范围划分为不同粗细层次的网格，通常为4层，每个层次的网格在范围上具有上下层关系，每个网格以其中心点的经纬度坐标来确定其地理位置，同时记录与此网格密切相关的基本数据项，坐落在每个网格内的地物对象也记录于网格中心点标识的数据集中，形成了基于网格的地理数据组织管理方法。进入21世纪，地理空间网格(Geospatial Grid)技术开始形成并得到快速发展。早期阶段，科研人员常常困惑于其多样化的形式，有诸多不同观点和看法[13-17]，如认为是一种地理空

收稿日期：2020-09-01；**录用日期**：2020-10-23；**网络出版时间**：2020-11-17 09:51
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201116.1730.002.html
基金项目：国防科技卓越青年人才基金（2018-JCJQ-ZQ-007）
* **通信作者**. E-mail：tianyiliang_zyw@163.com

引用格式：朱永文，蒲钒. 空域空间网格标识原理及应用[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2462-2474.
ZHU Y W，PU F. Principle and application of airspace spatial grid identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2462-2474 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

间剖分方法,或者是数据组织模型,或者是地图影像金字塔模型。但随后该技术应用兴起并不断拓展,尤其“虚拟地理环境”概念[18-19]和“数字地球”[20-21]概念的提出,科研人员开始研究发展严格的地球空间多级网格剖分方法[22-24],构建基于网格的空间数据组织模型,支持多维空间信息的融合、可视化与分析,为新一代地理信息系统发展提供支撑理论,包括离散全球网格系统[25-26]、全球四元三角形网格[27-28]等。从数学模型上看,地理空间信息平面网格,包括地图投影经纬线网格、图像像素网格、数字地形模型网格,这些都是在二维平面上描述地理空间实体及现象;地理空间信息球面网格,直接在地球参考球体面上进行系列网格剖分,构建空间数据组织模型;地理空间信息立体网格,将地球球面拓展为地球立体空间,支持三维、动态空间对象表达;地理空间信息时空网格,在地球空间立体网格基础上增加时间编码,支持复杂时间变化事件的组织管理。实际上,从平面网格、球面网格拓展为立体网格、时空网格,其思想都是一脉相承的,实质是信息技术对管理海量数据的需要。今天,当云计算、大数据、物联网、人工智能等新一代信息技术兴起与应用时,地理空间网格系统已成为支撑社会活动管理,走向数字空间、信息空间管理的重要支撑[29-32]。

本文提出的空域空间标识建模方法,与空中交通管理中发展的空域数值计算方法一脉相承,其核心思想为:在特定高度之下与地球表面以上空间,建立一种空间剖分方法,实现对空间的递归剖分形成空间网格,不同尺度下的网格既是一种地理空间位置参考系统,也是一种组成空域的基本空域体。如果描述空域时增加使用时间维度,则空域是一个 4 维空间(3 维空间和 1 维时间)。此时为了便于计算分析和位置标识,利用基本空域体这种 3 维体,描述 4 维时空的 4 维体,可降低位置标定与计算的复杂度。在此基础上,可建立对空域空间关系、使用冲突和动态分配与优化等的计算方法,为空域数字化管理与控制提供底层模型方法。

1　空域空间网格标识思路

1.1　地理空间网格原理

地理空间网格实现将传统地图投影面到欧氏空间二维平面的转换。用若干层网格单元表面逼近地球参考面,每一层的网格单元分辨率不同,每一层的投影变换函数不同,尤其在地球低纬度区域和高纬度区域,可能采用不同的投影方式,其基本的数学表达关系为

$$\begin{cases} m = F_X^f(B,L,H) \\ n = F_Y^f(B,L,H) \\ k = F_Z^f(B,L,H) \end{cases} \tag{1}$$

式中:X、Y、Z 分别为投影单元空间的 3 个维度方向,X 为横坐标方向,m 为 X 方向网格编码,Y 为纵坐标方向,n 为 Y 方向网格编码,Z 为垂直方向,k 为 Z 方向网格编码;f 为剖分层级;$F(\cdot)$ 为转换函数;B 为地理纬度坐标;L 为地理经度坐标;H 为高度坐标。

由于地理空间网格模型均有严格的数学模型,多种模型之间支持相互的转换。以地理空间球面网格为例,投影实质就是建立 2 个曲面之间的点对应关系,包括反解和正解 2 种方法。地理空间网格相互转换的条件是:描述对象必须是同一的,不能跨越维度,坐标基础是统一的,都是地心坐标系或者是地球参考系,剖分标准是同一的,均遵循地理空间网格的基本特征。地理空间网格系统主要支持地理空间数据的组织管理和以地理为基准的空间索引,适合局部区域、重点目标空间数据的快速更新和应用,其可以对点状、线状、面状目标所压盖的空间进行记录,形成逻辑和物理地址的索引文件,支持快速调度,同时还可以支持陆海空天多维空间数据融合集成,构建陆海空天统一的多维空间数据组织管理模型,支持地表、地下、水下、大气、近地轨道、地月等多维空间数据的融合与可视化应用等,支持地下环境准确定位、地下物理过程模拟及海洋水圈空间准确定位、海洋三维空间精细化分析等,支持大尺度全球气象环境和小尺度局部气象环境统一描述,并从水平和垂直 2 个方面进行表达和分析,支持地表空间、大气空间到近地轨道一体化数据组织,支持航天测控准确定位和预测及星际导航、轨道设计、高精度行星表面定位、行星测量和制图等。

1.2　全球空域空间网格建模

1.2.1　建模需求

空域管理与联合火力打击所需精确目标定位和指示不通过,后者侧重于对目标的位置点的空间描述,一般采用定位点(经纬度)方式描述,有时可以增加针对该点的圆半径用于描述打击目标区域及所需的打击目标概率要求等。空域管理核心是对区域进行描述,即描述不同区域的用途、使用限制及有关的空中任务分配命令、联合火力打击的作战地域、空中交通区域、协调措施等各类事件情况的空间范围。

这种地理空间描述可实现对空域配置、用途

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

及关联事件、时间的统一管理和组织,从而明确各级空域管理区或分区的职责、联系方式和空域协调途径与方法,并可用网格化的方式对空间进行分层、分级和全区域的动态管理,大大提高管理效率,为空域一张态势图的实时生成和动态管理维护提供技术基础,支持空域管理信息统一存储、统一表达和统一发布,形成空域管理的专题信息地图。对此,需要发展一种全球的空域空间参考系统,主要用途是在描述空域管理数据信息和实时态势基础上,支持开展如下主要需求:①为空域管理信息交换和共享,提供一套统一的地理空间数据区位标识体系,为空域管理信息交换提供标准;②对空域信息的数据预处理、数据承载、数据处理和应用等环节,建立一套网格组织技术体制,为监视空域使用、动态再分配空域使用、告警空域使用冲突等提供统一的计算框架[33-34];③按照统一的数据采集标准,支持空域态势快速生成和精准更新;④将地理空间网格与传统地理参考系统相结合,标识空间对象在地球表面的区位位置,实现空间对象在空中、地面及水下的统一位置标识和目标指示。

对此研究认为,建立空域空间参考系统,其基本建模要求为:①基准性要求,即要建立严格的空间、时间的数学模型,在参考椭球、大地坐标系等方面保持一致性;②连续性要求,将地球空间整体或局部剖分为若干网格单元,连续地描述空间事件和空间对象,并需要保证空间上不重叠;③唯一性要求,每一个网格单元表达唯一确定的空间位置,其编码不能出现二义性;④多尺度性要求,即实现对地球空间的层次化剖分与编码,建立不同层次网格单元之间的嵌套隶属关系,能够组织多分辨率空间数据,支持多尺度空间现象和过程的描述与分析;⑤近似性要求,即表现为一系列同层接近、邻层相同、逐层一致的几何近似性结构特点;⑥适应性要求,既要为跨领域跨部门使用提供统一的基础结构,又要为适应不同领域对地理空间信息的个性化需求;⑦关联性要求,地理关联是将地理空间数据转化到网格框架中,使网格单元成为地理空间数据组织管理与分析应用的基本单元,同地理空间剖分上还要存在空间关联关系。

1.2.2 构建设想

在分析美军全球区域参考系统、通用地理位置参考系统的基础上,提出一种全球空域空间参考系统模型。建模主要考虑的因素为:①需要建立通用性以地表区域为基准的大范围空间的立体网格系统,并需在立体空间内兼顾航空器飞行高度层规定、航空器飞行间隔标准、空域安全间隔等要求;②简化操作和编码的复杂性,兼顾当前传统位置标注方法,尤其是大地坐标系的经纬度,同时还要便于快速标识地理区域和录入编码,由此可确立地球椭球面的网格单元的一级剖分,划分大小适度的一级网格单元;③选择恰当的编码数字和字母组合,建立与空域信息数据组织索引的相互转化关系。

基于上述考虑,提出如下全球空域空间参考模型:①基于大地坐标系统(经纬度)和高度的立体空间,建立全球空间空域参考系统,以地球表面为基准,先建立地球椭球面网格系统,以此为基础向空中和水下进行拓展,再建立立体的空域空间参考系统。②地球椭球面网格系统,采用经纬度剖分方法,先建立全球区域的椭球网格系统,再根据设定开始点和结束点的局部椭球面网格系统,且这 2 个网格系统是一致的,具有严格的转换关系。③立体的空域空间网格系统,在椭球面网格系统基础上,设定向空中或水下的高度区间的方式建立。

2 空域空间网格标识模型与算法

2.1 全球空域空间网格剖分模型

采用基于经纬度整数规则的地球椭球面剖分方法,即以经纬度的度-分-秒整数形式进行椭球面的空间分区划分,这种划分实质是一种大地坐标系的度量参数离散化描述方法。虽然存在地球高纬度地区的网格单元严格变形问题,但由于空域管理主要以空域属性及关联事件管理为核心,对于具体空间位置定位精准度的要求不是太高,其没有定位的位置不需要达到联合火力打击的精度需求,因为在空域协调措施、空中间隔规定等的误差时限内,其定位精度超过了公里单位量级。处理地球南北高纬度区域的网格变形问题,可以采用粗粒度椭球面剖分,进行有关的空域管理信息描述,其效果不影响整体性应用。

2.1.1 网格初级剖分方法

考虑空中作战长程描述需求,借鉴美空军基于经纬度的网格参考体系,在地球墨卡托投影坐标系统上,首先以经纬度 15°为剖分间隔,将地球椭球面进行完整划分,具体情况如图 1 所示。采用字母进行网格单元编码,考虑到数字 0 和 1 容易与字母 I 和 O 混淆,则不用 I 和 O 进行编码。

在经纬度 15°大小的椭球网格单元基础上,按照 1°剖分间隔,再次进行剖分,形成 1°大小的椭球网格单元,如图 2 所示。对 1°大小网格单

元,采用二分法进行剖分,形成经纬度 30′大小的网格单元,编码仍采用字母形式,这样可尽量缩短编码长度。对地球椭球面经过初次剖分后形成的网格单元,与美军全球区域参考系统的初始剖分网格单元大小保持一致,都是全球经纬度 30′大小的剖分单元。

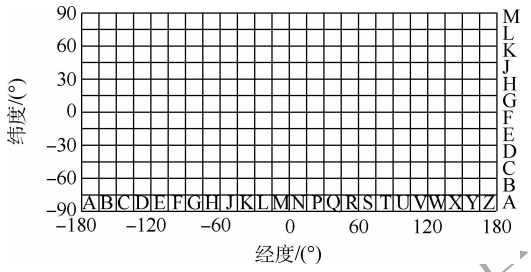


图 1　基于经纬度 15°间隔的地球椭球面剖分

Fig. 1　Ellipsoid subdivision of the earth based on 15° interval of longitude and latitude

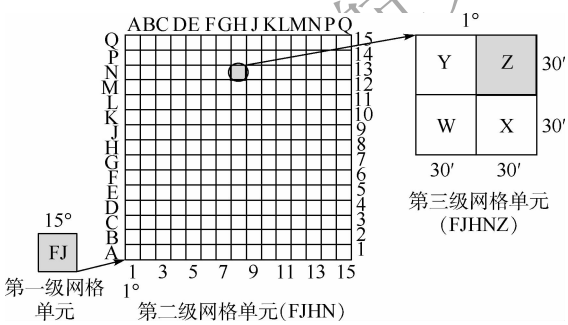


图 2　基于经纬度 1°和 30′间隔的地球椭球面剖分

Fig. 2　Ellipsoid subdivision of the earth based on 1° and 30′ intervals of longitude and latitude

2.1.2　网格次级剖分方法

在经纬度 30′大小网格单元基础上,借鉴美军杀伤盒剖分方法,进行第四级和第五级网格单元的剖分,如图 3 所示。第四级网格剖分采用键区标识,第五级网格剖分采用象限标识。

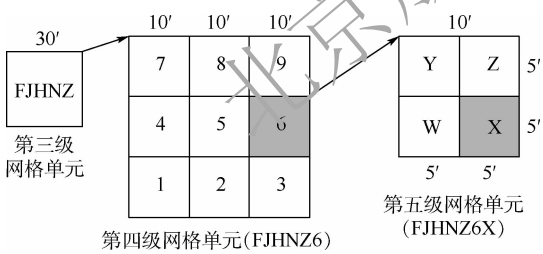


图 3　基于经纬度 10′和 5′间隔的地球椭球面剖分

Fig. 3　Ellipsoid subdivision of the earth based on 10′ and 5′ intervals of longitude and latitude

2.1.3　网格末级剖分方法

在经纬度 5′大小网格单元基础上,再进行第六级、第七级、第八级网格单元的剖分,如图 4 和图 5 所示。第六级网格剖分采用键区标识,第七级和第八级网格剖分采用多次分割标识。

对全球空域空间网格的椭球面剖分方法进行总结,如表 1 所示。设定最小剖分间隔为经纬度 1″,地球赤道附近对应的长度约为 30 m。

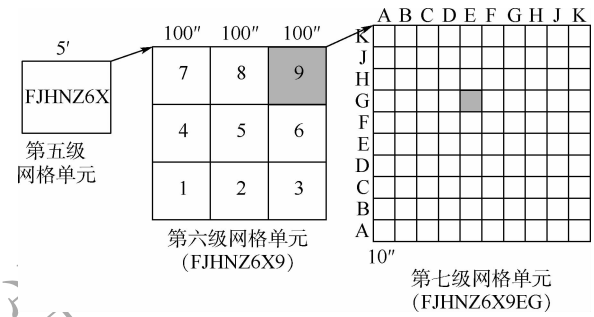


图 4　基于经纬度 100″和 10″间隔的地球椭球面剖分

Fig. 4　Ellipsoid subdivision of the earth based on 100″ and 10″ intervals of longitude and latitude

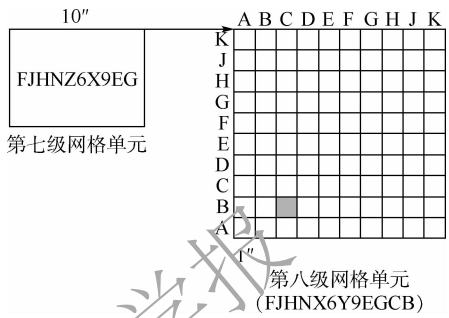


图 5　基于经纬度 1″间隔的地球椭球面剖分

Fig. 5　Ellipsoid subdivision of the earth based on 1″ interval of longitude and latitude

表 1　全球空域空间网格椭球面剖分

Table 1　Ellipsoidal subdivision of global airspace spatial grid

剖分层级	剖分间隔	赤道附近单位网格大小/km	网格规模
第一级	15°	1 669	12×24 个网格单元
第二级	1°	111	180×360 个网格单元
第三级	30′	56	360×720 个网格单元
第四级	10′	9	1 080×2 160 个网格单元
第五级	5′	5	2 160×4 320 个网格单元
第六级	100″	3	6 480×12 960 个网格单元
第七级	10″	0.3	64 800×129 600 个网格单元
第八级	1″	0.03	648 000×1 296 000 个网格单元

2.1.4　空间网格高度设定

在椭球面剖分生成的不同层级网格单元基础上,可以针对单个网格单元设置高度属性,还可以针对网格单元集合设置高度属性,设置内容包括高度下限与高度上限 2 个参数值。高度的参照基准,根据基准面的不同,飞行高度可以分成两大类,即几何高度和气压高度,各种高和高度的情况如图 6 所示。飞机到某一基准面的垂直距离称为飞行高度(Flight Altitude),常用 m 或 ft(1ft(英尺) =

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

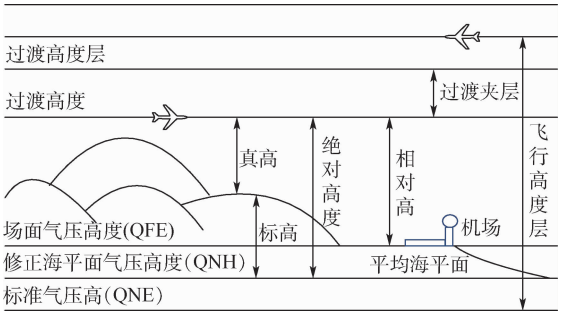


图 6 空域高度基准

Fig. 6 Airspace height reference

0.304 8 m)作为计量单位。飞行高度作为飞行调配、空域使用安排的重要参考依据,正确安排各类飞行的高度可有效解决飞行冲突,防止航空器空中相撞。实际中,根据不同区域的飞行需要,常可选择不同的基准面作为测量高度的基准。

1)几何高度。几何高度是以地表上某一水平面为基准面的高度,实际上就是飞机相对地球表面的真实高度,只是其与地表面所处的高低有关,包括真高(True Height)、相对高(Relative Height)和绝对高(Positive Altitude)3 种。真高是指以飞机正下方的地点平面为基准面的高度,即飞机到其正下方的垂直距离,如果飞行中飞行员能掌握真高参数,则对于起飞、降落的安全,空中的作业,如航拍、播种、测绘等工作具有重要意义。相对高是指以起飞或降落机场的平面作为基准高的高度,即飞机到某机场平面的垂直距离,其对于飞机的起飞、降落的安全具有重要意义。绝对高是指以平均海平面为基准面的高度,即飞机到平均海平面的垂直距离,飞机保持平飞绝对高不会随着地形的变化而改变,其对于飞行员海上飞行掌握绝对高很重要。常见的一种高如标高,指的是地形点或障碍物至平均海平面的垂直距离,也就是对应的绝对高。在国外文献资料中,一般将真高、相对高统称为高(Height),绝对高则称为高度(Altitude)。应用中,它们之间的关系为:绝对高 = 相对高 + 机场标高 = 真高 + 地点标高。

2)气压高度。一般情况下,随着高度的增加,大气压力会逐渐降低,而且有一定的规律。利用这个规律,在飞机飞行过程中,可利用仪表测量大气压力以间接获得飞行高度数据,这样得到的高度就是气压高度。由于飞行中可选择的气压基准面不同,产生出不同的气压高度,包括场面气压高度(QFE)、修正海平面气压高度(QNH)、标准气压高(QNE)。场面气压高度指以起飞机场或着陆机场的场面气压为基准面的气压高度,场面气压是气象台测定机场标高或跑道入口处的大气压力并发布出来的。修正海平面气压高度指以修正海平面气压为基准面的气压高度,称为修正海平面气压高,其是由气象台测定的场面气压通过机场的标高推算出来的平均海平面的气压值。标准气压高指以标准海平面气压(1 013 hPa)为基准面的气压高度。飞行高度层(Flight Level)指以标准海平面气压为基准的等压面,各等压面之间具有规定的气压差。航空器飞行中,用气压高度表测量不同高度时,需要将气压高度表刻度调整到某一气压值,以作为测量基准,该值称为高度表拨正值。一般情况下,飞行中的高度表只有在标准海平面大气状态下,高度表指示的数值对应称为绝对高,非标准温度和气压会使高度表指示的与绝对高相差甚远,为了使高度表能够近似测量出航空器飞行的绝对高,此时可用推算的修正海平面气压作为高度表的基准,在标准大气条件下基本的修正式为 QNH = QFE + 机场标高/8.25。这样如果使用气压高度表测量相对机场平面的高,即相对高(统称为“高”),必须使用场面气压作为高度表拨正值;测量绝对高(统称为“高度”)时,必须使用修正海平面气压作为高度表拨正值;表示高度层时,必须使用标准大气压作为高度表拨正值。

3)飞行高度层。航空器在不同飞行阶段飞行时,需要采用不同的基准面测量高度。一般在地图或航图上地形和障碍物的最高点用标高表示,也就是绝对高。为便于管制员和飞行员掌握航空器超障余度,避免航空器在机场附近起飞、爬升、下降和着陆过程中与障碍物相撞,航空器和障碍物在垂直方向上应使用同一测量基准,即平均海平面,而对飞行中高度测量就以修正海平面气压为基准的。因此,在机场周边一般采用修正海平面气压作为航空器高度表拨正值。在航路飞行阶段,由于不同区域的 QNH 值不同,如果仍使用其作为高度表拨正值,航空器将在经过不同区域频繁调整 QNH,并且难以确定航空器之间的垂直间隔。因此,航路飞行时,统一使用 QNE 作为高度表的拨正值,可以简化飞行操作易于保证航空器之间的高度安全间隔。

为了便于管制员和飞行员明确不同高度基准面的有效使用区域,并把高度表拨正到正确的值上,把高度表拨正值的适用范围在水平方向上,用修正海平面气压适用区域的界限作为水平边界,在垂直方向上用过渡高度和过渡高度层作为垂直分界。过渡高度是指一个特定的修正海平面气压

北航学报 赠阅

高度,在此高度或以下航空器的垂直位置按照修正海平面气压高度表示。过渡高度层是指在过渡高度之上的最低可用飞行高度层,在此高度或以上航空器的垂直位置按照标准气压高度表示。过渡高度层高于过渡高度,两者之间满足给定的垂直间隔,一般在 300 ~ 600 m 之间。过渡夹层是指位于过渡高度和过渡高度层之间的空间。在修正海平面气压的适用区域内,航空器应采用修正海平面气压作为高度表拨正值,此时高度表测量出的值为航空器的高度,航空器着陆到跑道上时高度表指示的是机场标高。在未建立过渡高度和过渡高度层的区域和航路航线上的飞行阶段,航空器应按照配备的飞行高度层飞行,各航空器均采用标准大气压作为气压高度表拨正值,高度表指示的是飞行高度层。

2.2　全球空域空间网格编码方法

本文提出的空域空间网格剖分方法,构建全球网格系统参考位置基准点为地球的南极点(纬度 -90°、经度 -180°)。在空域空间网格剖分基础上,可建立网格编码规则。对不同剖分层级下的网格单元,采用 3 种编码,分别为用户码、地址码和矩阵行号与列号。其中,大规模矩阵的行号与列号,是对应地球椭球面在不同剖分层级下构成的大规模矩阵的行列号,其唯一标识了该网格单元在该矩阵中的位置索引。设定矩阵行号为 m,列号为 n;函数[·]为取整运算。

2.2.1　用户码的编码定义及格式

用户码是空域管理各级操作员针对网格单元进行用户层面编码,具体编码方式在前面的网格剖分方法中已有规范描述,其通过字母和数字的组合来唯一描述和标定一个网格单元。用户码的基本格式如图 7 所示。

1)假定给定点 P 的纬度经度(B、L),第一级网格划分基本单位是经纬度 15°间隔,并以地球南极点为基准原点。第一级网格单元编码字母含义如表 2 所示。第一级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^1_{12\times24}$,给定点 P 所在的第一级网格单元,其在 $\boldsymbol{G}^1_{12\times24}$ 中具体行列号为



图 7　全球空域空间网格系统用户码编码格式

Fig. 7　User code coding format of global airspace spatial grid system

表 2　第一级网格单元编码字母含义

Table 2　Level 1 grid code letter meaning

字母	相对南极点的离散序列	纬度区间/(°)	经度区间/(°)
A	1	$(B+90)\in[0,15)$	$(L+180)\in[0,15)$
B	2	$(B+90)\in[15,30)$	$(L+180)\in[15,30)$
C	3	$(B+90)\in[30,45)$	$(L+180)\in[30,45)$
D	4	$(B+90)\in[45,60)$	$(L+180)\in[45,60)$
E	5	$(B+90)\in[60,75)$	$(L+180)\in[60,75)$
F	6	$(B+90)\in[75,90)$	$(L+180)\in[75,90)$
G	7	$(B+90)\in[90,105)$	$(L+180)\in[90,105)$
H	8	$(B+90)\in[105,120)$	$(L+180)\in[105,120)$
J	9	$(B+90)\in[120,135)$	$(L+180)\in[120,135)$
K	10	$(B+90)\in[135,150)$	$(L+180)\in[135,150)$
L	11	$(B+90)\in[150,165)$	$(L+180)\in[150,165)$
M	12	$(B+90)\in[165,180)$	$(L+180)\in[165,180)$
N	13		$(L+180)\in[180,195)$
P	14		$(L+180)\in[195,210)$
Q	15		$(L+180)\in[210,225)$
R	16		$(L+180)\in[225,240)$
S	17		$(L+180)\in[240,255)$
T	18		$(L+180)\in[255,270)$
U	19		$(L+180)\in[270,285)$
V	20		$(L+180)\in[285,300)$
W	21		$(L+180)\in[300,315)$
X	22		$(L+180)\in[315,330)$
Y	23		$(L+180)\in[330,345)$
Z	24		$(L+180)\in[345,360)$

$$\begin{cases} m = 12 - \left[\dfrac{B+90}{15}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{15}\right] \end{cases} \tag{2}$$

2)第二级编码是在第一级网格单元基础上,再次进行的空间划分,其划分基本单位是经纬度 1°间隔,并以第一级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度(B、L),第一级网格单元左下角纬度经度(B_1、L_1),则第二级网格单元编码字母含义如表 3 所示。

第二级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^2_{180\times360}$,给定点 P 的经纬度(B、L),则其所在的第二级剖分网格单元,在矩阵 $\boldsymbol{G}^2_{180\times360}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 180 - \left[\dfrac{B+90}{1}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{1}\right] \end{cases} \tag{3}$$

3)第三级编码是在第二级网格单元基础上,进行二叉空间划分,其划分基本单位是经纬度 30′间隔,并以第二级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度(B、L),第二级网格单元左下角纬度经度(B_2、L_2),则第三级网格单元编码字母含义如表 4 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 3 第二级网格单元编码字母含义

Table 3 Level 2 grid code letter meaning

字母	相对第一级网格单元基准原点序号	纬度区间/(″)	经度区间/(″)
A	1	$(B-B_1)\in[0,1)$	$(L-L_1)\in[0,1)$
B	2	$(B-B_1)\in[1,2)$	$(L-L_1)\in[1,2)$
C	3	$(B-B_1)\in[2,3)$	$(L-L_1)\in[2,3)$
D	4	$(B-B_1)\in[3,4)$	$(L-L_1)\in[3,4)$
E	5	$(B-B_1)\in[4,5)$	$(L-L_1)\in[4,5)$
F	6	$(B-B_1)\in[5,6)$	$(L-L_1)\in[5,6)$
G	7	$(B-B_1)\in[6,7)$	$(L-L_1)\in[6,7)$
H	8	$(B-B_1)\in[7,8)$	$(L-L_1)\in[7,8)$
J	9	$(B-B_1)\in[8,9)$	$(L-L_1)\in[8,9)$
K	10	$(B-B_1)\in[9,10)$	$(L-L_1)\in[9,10)$
L	11	$(B-B_1)\in[10,11)$	$(L-L_1)\in[10,11)$
M	12	$(B-B_1)\in[11,12)$	$(L-L_1)\in[11,12)$
N	13	$(B-B_1)\in[12,13)$	$(L-L_1)\in[12,13)$
P	14	$(B-B_1)\in[13,14)$	$(L-L_1)\in[13,14)$
Q	15	$(B-B_1)\in[14,15)$	$(L-L_1)\in[14,15)$

表 4 第三级网格单元编码字母含义

Table 4 Level 3 grid code letter meaning

字母	纬度区间/(′)	经度区间/(′)
W	$(B-B_2)\in[0,30)$	$(L-L_2)\in[0,30)$
X	$(B-B_2)\in[0,30)$	$(L-L_2)\in[30,60)$
Y	$(B-B_2)\in[30,60)$	$(L-L_2)\in[0,30)$
Z	$(B-B_2)\in[30,60)$	$(L-L_2)\in[30,60)$

第三级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^3_{360\times720}$，给定点 P 的经纬度(B、L)，则其所在的第三级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^3_{360\times720}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 360 - \left[\dfrac{B+90}{30}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{30}\right] \end{cases} \tag{4}$$

4）第四级编码是在第三级网格单元基础上，进行九九方格空间划分，其划分基本单位是经纬度 10′间隔，并以第三级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度(B、L)，第三级网格单元左下角纬度经度(B_3、L_3)，则第四级网格单元编码字母含义如表 5 所示。

表 5 第四级网格单元编码字母含义

Table 5 Level 4 grid code letter meaning

数字	纬度区间/(′)	经度区间/(′)
1	$(B-B_3)\in[0,10)$	$(L-L_3)\in[0,10)$
2	$(B-B_3)\in[0,10)$	$(L-L_3)\in[10,20)$
3	$(B-B_3)\in[0,10)$	$(L-L_3)\in[20,30)$
4	$(B-B_3)\in[10,20)$	$(L-L_3)\in[0,10)$
5	$(B-B_3)\in[10,20)$	$(L-L_3)\in[10,20)$
6	$(B-B_3)\in[10,20)$	$(L-L_3)\in[20,30)$
7	$(B-B_3)\in[20,30)$	$(L-L_3)\in[0,10)$
8	$(B-B_3)\in[20,30)$	$(L-L_3)\in[10,20)$
9	$(B-B_3)\in[20,30)$	$(L-L_3)\in[20,30)$

第四级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^4_{1\,080\times2\,160}$，给定点 P 的经纬度(B、L)，则其所在的第四级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^4_{1\,080\times2\,160}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 1\,080 - \left[\dfrac{B+90}{10}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{10}\right] \end{cases} \tag{5}$$

5）第五级编码是在第四级网格单元基础上，进行二叉空间划分，其划分基本单位是经纬度 5′间隔，并以第四级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度(B、L)，第四级网格单元左下角纬度经度(B_4、L_4)，则第五级网格单元编码字母含义如表 6 所示。

表 6 第五级网格单元编码字母含义

Table 6 Level 5 grid code letter meaning

字母	纬度区间/(′)	经度区间/(′)
W	$(B-B_4)\in[0,5)$	$(L-L_4)\in[0,5)$
X	$(B-B_4)\in[0,5)$	$(L-L_4)\in[5,10)$
Y	$(B-B_4)\in[5,10)$	$(L-L_4)\in[0,5)$
Z	$(B-B_4)\in[5,10)$	$(L-L_4)\in[5,10)$

第五级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^5_{2\,160\times4\,320}$，给定点 P 的经纬度(B、L)，则其所在的第五级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^5_{2\,160\times4\,320}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 2\,160 - \left[\dfrac{B+90}{5}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{5}\right] \end{cases} \tag{6}$$

6）第六级编码是在第五级网格单元基础上，进行九九方格空间划分，其划分基本单位是经纬度 100″间隔，并以第五级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度(B、L)，第五级网格单元左下角纬度经度(B_5、L_5)，则第六级网格单元编码字母含义如表 7 所示。

表 7 第六级网格单元编码字母含义

Table 7 Level 6 grid code letter meaning

数字	纬度区间/(′)	经度区间/(′)
1	$(B-B_5)\in[0,100)$	$(L-L_5)\in[0,100)$
2	$(B-B_5)\in[0,100)$	$(L-L_5)\in[100,200)$
3	$(B-B_5)\in[0,100)$	$(L-L_5)\in[200,300)$
4	$(B-B_5)\in[100,200)$	$(L-L_5)\in[0,100)$
5	$(B-B_5)\in[100,200)$	$(L-L_5)\in[100,200)$
6	$(B-B_5)\in[100,200)$	$(L-L_5)\in[200,300)$
7	$(B-B_5)\in[200,300)$	$(L-L_5)\in[0,100)$
8	$(B-B_5)\in[200,300)$	$(L-L_5)\in[100,200)$
9	$(B-B_5)\in[200,300)$	$(L-L_5)\in[200,300)$

第六级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^6_{6\,480\times12\,960}$，给定点 P 的经纬度(B、L)，则其所在的第六级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^6_{6\,480\times12\,960}$ 中的行列号为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} m = 6\,480 - \left[\dfrac{B+90}{100}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{100}\right] \end{cases} \tag{7}$$

7）第七级编码是在第六级网格单元基础上，再次进行的空间划分，其划分基本单位是经纬度10″间隔，并以第六级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度（B、L），第六级网格单元左下角纬度经度（B_6、L_6），则第七级网格单元编码字母含义如表 8 所示。

表 8　第七级网格单元编码字母含义

Table 8　Level 7 grid code letter meaning

字母	相对第六级网格单元基准原点序号	纬度区间/(″)	经度区间/(″)
A	1	$(B-B_6)\in[0,10)$	$(L-L_6)\in[0,10)$
B	2	$(B-B_6)\in[10,20)$	$(L-L_6)\in[10,20)$
C	3	$(B-B_6)\in[20,30)$	$(L-L_6)\in[20,30)$
D	4	$(B-B_6)\in[30,40)$	$(L-L_6)\in[30,40)$
E	5	$(B-B_6)\in[40,50)$	$(L-L_6)\in[40,50)$
F	6	$(B-B_6)\in[50,60)$	$(L-L_6)\in[50,60)$
G	7	$(B-B_6)\in[60,70)$	$(L-L_6)\in[60,70)$
H	8	$(B-B_6)\in[70,80)$	$(L-L_6)\in[70,80)$
J	9	$(B-B_6)\in[80,90)$	$(L-L_6)\in[80,90)$
K	10	$(B-B_6)\in[90,100)$	$(L-L_6)\in[90,100)$

第七级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^7_{64\,800\times129\,600}$，给定点 P 的经纬度（B、L），则其所在的第七级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^7_{64\,800\times129\,600}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 64\,800 - \left[\dfrac{B+90}{10}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{10}\right] \end{cases} \tag{8}$$

8）第八级编码是在第七级网格单元基础上，再次进行的空间划分，其划分基本单位是经纬度1″间隔，并以第七级网格单元的左下角为基准原点。假定给定点 P 的经纬度（B、L），第七级网格单元左下角纬度经度（B_7、L_7），则第八级网格单元编码字母含义如表 9 所示。

表 9　第八级网格单元编码字母含义

Table 9　Level 8 grid code letter meaning

字母	相对第七级网格单元基准原点序号	纬度区间/(″)	经度区间/(″)
A	1	$(B-B_7)\in[0,1)$	$(L-L_7\in[0,1)$
B	2	$(B-B_7)\in[1,2)$	$(L-L_7)\in[1,2)$
C	3	$(B-B_7)\in[2,3)$	$(L-L_7)\in[2,3)$
D	4	$(B-B_7)\in[3,4)$	$(L-L_7)\in[3,4)$
E	5	$(B-B_7)\in[4,5)$	$(L-L_7)\in[4,5)$
F	6	$(B-B_7)\in[5,6)$	$(L-L_7)\in[5,6)$
G	7	$(B-B_7)\in[6,7)$	$(L-L_7)\in[6,7)$
H	8	$(B-B_7)\in[7,8)$	$(L-L_7)\in[7,8)$
J	9	$(B-B_7)\in[8,9)$	$(L-L_7)\in[8,9)$
K	10	$(B-B_7)\in[9,10)$	$(L-L_7)\in[9,10)$

第八级网格参考系统矩阵为 $\boldsymbol{G}^8_{648\,000\times1\,296\,000}$，给定点 P 的经纬度（B、L），则其所在的第八级剖分网格单元，在矩阵 $\boldsymbol{G}^8_{648\,000\times1\,296\,000}$ 中的行列号为

$$\begin{cases} m = 648\,000 - \left[\dfrac{B+90}{1}\right] \\ n = \left[\dfrac{180+L}{1}\right] \end{cases} \tag{9}$$

2.2.2　地址码的编码定义及格式

地址码是一串二进制数编码，用于构建空间网格为索引的空域态势图，实现对各类空域数据的有效组织与管理，形成空域空间数据库，其二进制编码位数如表 10 所示。

表 10　二进制编码位数

Table 10　Digit of binary coded

剖分层级	矩阵	行 m 二进制编码位数	列 n 二进制编码位数	地址码二进制编码位数
第一级	$\boldsymbol{G}^1_{12\times24}$	4	5	9
第二级	$\boldsymbol{G}^2_{180\times360}$	8	9	17
第三级	$\boldsymbol{G}^3_{360\times720}$	9	10	19
第四级	$\boldsymbol{G}^4_{1\,080\times2\,160}$	11	12	23
第五级	$\boldsymbol{G}^5_{2\,160\times4\,320}$	12	13	25
第六级	$\boldsymbol{G}^6_{6\,480\times12\,960}$	13	14	27
第七级	$\boldsymbol{G}^7_{64\,800\times129\,600}$	16	17	33
第八级	$\boldsymbol{G}^8_{648\,000\times1\,296\,000}$	20	21	41

假定全球空域空间网格系统第 i 剖分层级上的地址码二进制编码为 M，可通过表 10 所示查到对应的行二进制编码位数 r、列二进制编码位数 s。则第 i 剖分层级上的空域空间网格单元所对应的矩阵行号 m、列号 n 和其地址码 M，可表达为：$m=b^m_{r-1}b^m_{r-2}\cdots b^m_2b^m_1b^m_0$，$n=b^n_{s-1}b^n_{s-2}\cdots b^n_2b^n_1b^n_0$，其中，$b^m$，$b^n\in0$ 或 1，$M=b^n_{s-1}\,b^m_{r-1}\,b^n_{s-2}\,b^m_{r-2}\cdots b^n_2b^m_2b^n_1b^m_1b^n_0b^m_0$，即第 i 剖分层级上的空域空间网格单元的地址码为其行与列的二进制码的交叉组合编码。这种编码格式也称为 Morton 码，其可以唯一标识该网格单元的地址。

2.2.3　各种编码相互之间的转换关系

1）由地理坐标 P 点（B、L）到用户码的转换关系。根据表 2 ~ 表 9 的转换关系，可以计算出不同剖分层级下的空域空间网格单元用户码。

2）由用户码到地理坐标 P 点（B、L）的转换关系。根据表 2 ~ 表 9 的转换关系，可以计算出不同剖分层级下的空域空间网格单元的基准点纬度 B_0 和经度 L_0，在此基础上再加上网格单元的二分之一剖分间隔 $\Delta/2$，即 $B=B_0+\Delta/2$；$L=L_0+\Delta/2$。

3）由地理坐标 P 点（B、L）到地址码的转换关系。根据式（2）~式（9）的转换关系，可以直接

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

计算出地址码。

4）由地址码到地理坐标 P 点（B、L）的转换关系。根据式（2）~式（9）的转换关系，可以计算出不同剖分层级下的空域空间网格单元的基准点纬度 B_0 和经度 L_0，在此基础上再加上网格单元的二分之一剖分间隔 $\Delta/2$，即 $B = B_0 + \Delta/2$；$L = L_0 + \Delta/2$。

5）由用户码转换为地址码。可通过用户码→地理坐标 P 点（B、L）→地址码。

6）由地址码转换为用户码。可通过地址码→地理坐标 P 点（B、L）→用户码。

7）空域空间网格单元相互之间的嵌套关系，可以根据用户码进行解析。因为用户码中隐含了各网格单元的相互之间关系，以及网格单元在上一级剖分单元的空间位置关系，据此可以进行解析。

2.2.4 基于空域空间网格标识的空域数据库管理

空域信息具有覆盖范围广、来源途径多、类型多样等特点。①呈现出分布性和异构性，广阔空间内分布诸多要素，同空域有关的行动规划及各类计划指令、协调措施、导航定位及校准信息等，都与地理位置有关，由于这些数据信息分布在不同的节点中，并具有独立性和分散性，很容易形成信息孤岛。加上各节点的信息系统数据库结构各异、管理方多元等，从而导致空域数据难以实现统一建模和管理。②多尺度特性，空域依照时间和空间的长度范围，具有不同的尺度性，通常还具有多级涵盖关系，对整体数据分辨率要求较低，对局部的可靠辨识要求较高，这样才能为空域协调提供支持。③空间参考的多样性，由于对空间尺度及要求不一样，空间参考系统必然不一样，投影方式及单幅图的空间范围也不一样，有的采用投影坐标，有的采用地理坐标，或者采用自定义局部坐标等，造成空域空间位置标识不统一问题。

据此可以建立基于地址码索引的空域管理数据库结构体系，如图 8 所示。当实现全球空域空间网格剖分，建立网格单元地址码之后，可以基于该地址码的索引组织数据关系。此时每个层次的网格单元代表不同分辨率，每个网格单元的地理位置及其中心点都是对特定区域的描述，根据空间坐标与网格的空间关系，可以确定空域管理信息与物理地域的对应关系。

每一个网格单元既可以是实际的物理空间和区域的基本组成，也可以是对应信息空间的数据集单元。这样每个网格单元就可以作为信息空间内的数据组织基本单元，具有相同或相近分辨率的空域管理信息数据，就可以组织到统一的网格层次上，每个网格单元都可以对应一条存储记录或记录集。这种数据组织管理方法的优势为：①层次清晰、索引简单，由于每个网格单元具有确定的空间位置，以网格单元可以快速地将数据查询范围锁定到网格范围内；②可以实现将不同分辨率的空域信息数据组织到分层结构中，便于大规模复杂数据集的动态显示与管理维护；③数据管理和应用的场景具有一一对应关系，便于数据直接支持使用。由此通过空域空间网格单元的地址码，可以将同该单元有关的空域信息进行集成，实现基于不同剖分层级的多尺度空域数据的融合。具体如图 9 所示。

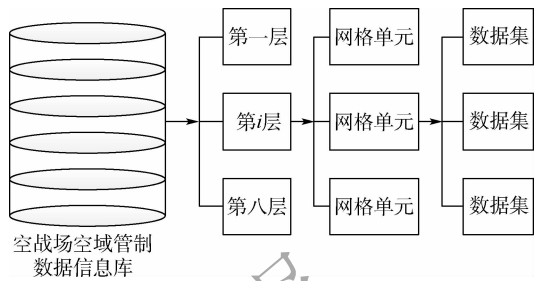


图 8 空域管理数据信息组织模式

Fig. 8 Airspace management data information organization mode



图 9 空域数据空间索引

Fig. 9 Spatial index of airspace data

2.3 局部空域空间网格模型

全球空域空间参考系统适用于大尺度空间空域管理使用，对于小尺度空间的空域管理，需要建立更为简单的局部空间参考系统。由此在全球空域空间参考系统基础上，建立兼容的空域空间网格模型，如图 10 所示。

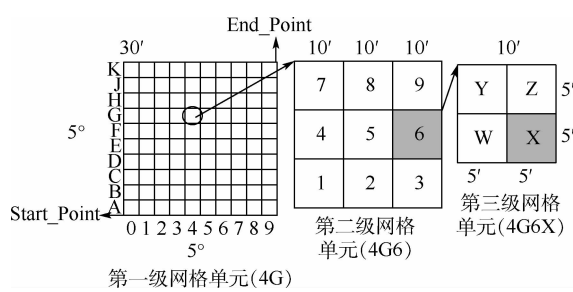


图 10 局部空域空间参考系统

Fig. 10 Local airspace spatial reference system

该局部空域空间网格模型,其在全球空域空间参考系统第三剖分层级上,即全球 30′椭球面网络系统上,设定起始点(Start_Point)之后构建的 5°×5°空间区域,约为 300 n mile×300 n mile(1 n mile(海里)=1.852 km)的空间区域。

3　空间网格应用

3.1　空域规则统一表征与描述

空中作战样式更新和武器装备发展,对空域管理提出了更高的要求,如何实现对战区空域集中管制与动态配置成为问题焦点。构建基于全球空域空间网格标识系统的空中作战应用框架,是最大限度发挥空中作战效能的关键所在。基于空域空间网格标识可统一空战场空域类型,通过研究不同作战任务对空战场空域使用的需求,有针对性地为各种作战样式制定合适的空域使用规则,形成统一的空域分类标准。例如,对空战场配置的各种类型作战空域,可利用不同剖分层级的空域空间网格参考系统进行统一描述。如图 11 所示,可以通过空域空间网格参考系统,描述作战空域在地球椭球面的位置范围。

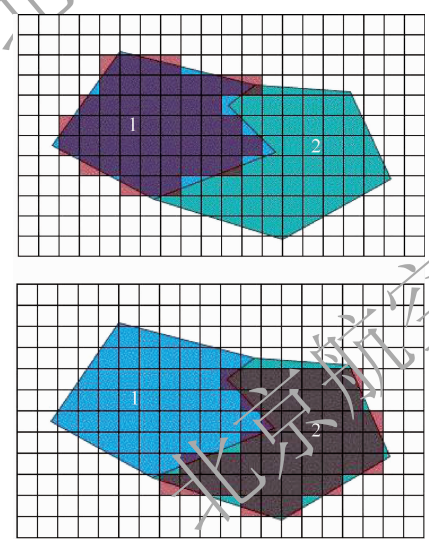


图 11　基于空域空间参考系统的作战空域椭球面描述

Fig. 11　Combat airspace ellipsoid description based on airspace spatial reference system

如图 12 所示,可利用网格单元高度上下限属性,描述作战空域在垂直方向位置范围。建立网格单元四元组 $G^i(m,n,A_d,A_u)$,m 为网格单元行,n 为网格单元列,A_d 为空域高度下限,A_u 为空域高度上限,i 为空域空间网格的剖分层级数。这样作战空域就可通过若干个空域空间网格单元组成的集合进行表征。利用这种方法就可实现对空

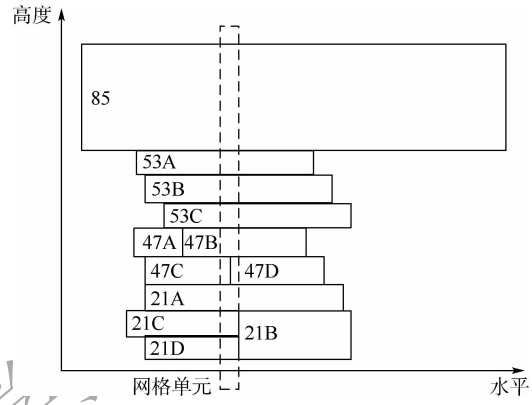


图 12　基于空域空间参考系统的作战空域垂直描述

Fig. 12　Vertical description of combat airspace based on airspace spatial reference system

战场空域的数字化描述和表征,如果再结合网格地址码的空域管理数据集,则可以构建出空战场空域数字化系统,从而可将协调规则与措施进行可视化表征,如对高密度空域管理区、空域协调区、自由射击区、联合杀伤区、空中走廊等空域态势图的可视化。同时针对每一种空域类型,设计与之适应的空域动态管制方法,区分时间、高度网格、平面网格的思路,实现对空战场空域灵活高效使用。

3.2　构建空间有限元与杀伤盒

如图 13 所示,基于空域空间网格标识系统可以建立一体化的空中作战空间有限元与空地火力协同杀伤盒概念体系,从而使空中力量与陆上火力协同,从任务规划开始,一直贯穿联合火力实施的全进程中,统一空中力量空中交通轨迹空域、空地火力空域、陆上协同火力空域等的位置标识,实现更为精准可靠的联合作战。

对于空间有限元的配置,可在以协调和信息通报为主的空间标识作战应用基础上,增加基于空间有限元的空中威胁目标指示、方位标识和飞行引导控制等应用模式,如图 14 所示。通过空间有限元标识敌机所在空间位置,地面雷达将探测的敌机来袭范围及有关信息,关联到空间有限元上,并利用数据链路将此信息上传至我方空中待战飞机,指示敌机当前方位和空中运动方向。在空间有限元内,还可以设置有关的任务行动指示要求等。

杀伤盒的配置,可在现有蓝色、紫色杀伤盒的基础上,增加红色杀伤盒即限制空中力量进入的火力区域,如果进入则存在非常大的危险,则可以为联合作战误击误伤提供更好的支持。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

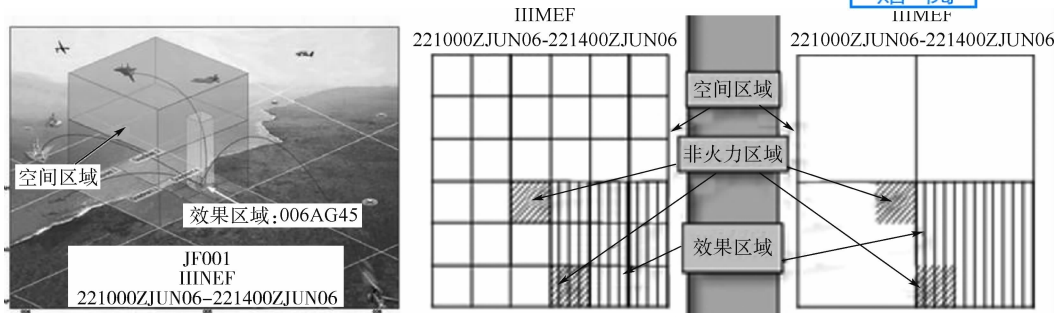


图 13 联合空地火力协同空域

Fig. 13 Joint air-ground fire coordination airspace

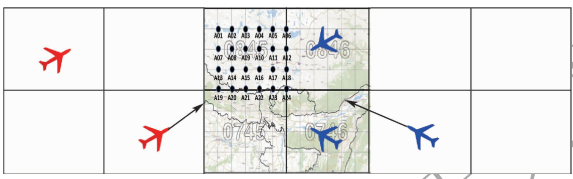


图 14 空中作战空间有限元配置

Fig. 14 Finite element configuration of air combat space box

4 结 论

1）采用以经纬度的度-分-秒整数形式进行椭球面的空间分区划分，采用粗粒度椭球面剖分处理地球南北高纬度区域的网格变形问题，进行有关的空域管理信息描述，使得基于整数经纬度的简单椭球面剖分方法及延续传统大地坐标系的经纬度应用，在复杂空域环境下更为有效。

2）在空域空间网格剖分基础上，可建立网格编码规则。对不同剖分层级下的网格单元，采用3种编码，分别是用户码、地址码和矩阵行号与列号。

3）建立基于地址码索引的空域管理数据库结构体系，可以基于地址码的索引组织数据关系，根据空间坐标与网格的空间关系确定空域管理信息与物理地域的对应关系。

4）通过空域空间网格参考系统，可描述空域在地球椭球面的位置范围，实现对空域的数字化描述和表征。

5）可将协调规则与措施进行可视化表征，可以实现对空域的灵活高效使用。

6）建立一体化的空中作战空间有限元与空地火力协同杀伤盒概念体系，实现更为精准可靠的联合作战。

未来可在网格剖分基础上，通过大数据挖掘对空域建模分析，在此基础设利用人工智能等算法，对空域优化配置、动态控制等展开研究。

参考文献（References）

[1] 高波，祁志民. 数字化作战对炮兵装备的影响[J]. 火力与指挥控制，2005，30(7)：46-49.
GAO B，QI Z M. The impact of digital warfare on artillery equipment[J]. Firepower and Command Control，2005，30(7)：46-49(in Chinese).

[2] 张卫民，马红卫，梁建奇，等. 坐标系选取对炮兵作战的影响分析[J]. 兵工学报，2014，35(10)：1716-1720.
ZHANG W M，MA H W，LIANG J Q，et al. Analysis of the influence of coordinate system selection on artillery operations[J]. Acta Armamentarii，2014，35(10)：1716-1720(in Chinese).

[3] 赵琳，程建华，赵玉新. 船舶导航定位系统[M]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学出版社，2011.
ZHAO L，CHENG J H，ZHAO Y X. Ship navigation and positioning system[M]. Harbin：Harbin Engineering University Press，2011(in Chinese).

[4] 贾银山，贾传荧，魏海平，等. 基于GPS和电子海图的船舶导航系统设计与实现[J]. 计算机工程，2003，29(1)：194-195.
JIA Y S，JIA C Y，WEI H P，et al. Design and implementation of ship navigation system based on GPS and electronic chart[J]. Computer Engineering，2003，29(1)：194-195(in Chinese).

[5] 刘俊义，任建芳. 地理信息系统中空间参考系统综述[J]. 通信与计算技术，2006(4)：23-29.
LIU J Y，REN J F. Overview of spatial reference system in geographic information system[J]. Communication and Computing Technology，2006(4)：23-29(in Chinese).

[6] 盛英帅，胡清雄，高辉，等. 地球空间参考网格系统建设初探[J]. 北京大学学报(自然科学版)，2016，52(6)：1041-1049.
SHENG Y S，HU Q X，GAO H，et al. A preliminary study on the construction of geospatial reference grid system[J]. Journal of Peking University(Natural Science Edition)，2016，52(6)：1041-1049(in Chinese).

[7] 程承旗，付晨. 地球空间参考网格及应用前景[J]. 地理信息世界，2014(3)：1-8.
CHENG C Q，FU C. Geospatial reference grid and its application prospects[J]. Geographic Information World，2014(3)：1-8(in Chinese).

[8] 胡丹露. 地理信息网格及其军事应用[J]. 测绘科学，2005，30(1)：15-17.
HU D L. Geographic information grid and its military application[J]. Science of Surveying and Mapping，2005，30(1)：15-

17(in Chinese).

[9] 仲廷虎,曹雪峰. 军事网格带来作战指挥的新发展[J]. 国防科技,2007(4):64-65.
ZHONG T H,CAO X F. Military grid brings new development in combat command[J]. National Defense Science and Technology,2007(4):64-65(in Chinese).

[10] 吕晓华,万刚,宗传孟. 美国军事网格参考系统及其启示[J]. 测绘科学与工程,2008,28(4):69-73.
LÜ X H,WAN G,ZONG C M. The U. S. military grid reference system and its enlightenment[J]. Science and Engineering of Surveying and Mapping,2008,28(4):69-73(in Chinese).

[11] 叶昆平. 基于基准站网的区域参考框架维持及精度分析[J]. 测绘与空间地理信息,2019,42(8):148-150.
YE K P. Regional reference frame maintenance and accuracy analysis based on fiducial station network[J]. Surveying and Spatial Geographic Information,2019,42(8):148-150(in Chinese).

[12] 张西光,吕志平. 论地球参考框架的维持[J]. 测绘通报,2009(5):1-4.
ZHANG X G,LÜ Z P. On the maintenance of the earth reference frame[J]. Bulletin of Surveying and Mapping,2009(5):1-4(in Chinese).

[13] 关丽,吕雪锋. 多级地理空间网格框架及其关键技术初探[J]. 地理与地理信息科学,2011,27(3):1-6.
GUAN L,LÜ X F. A preliminary study on the multi-level geospatial grid framework and its key technologies[J]. Geography and Geo-Information Science,2011,27(3):1-6(in Chinese).

[14] BEN J,TONG X,JI S. Global grid systems for geospatial information:Status and thinking[C]// Proceedings of SPIE,2007:6754.

[15] CHEN A J,DI L P,WEI Y X. Use of grid computing for modeling virtual geospatial products[J]. International Journal of Geographical Information Science,2009,23(5):581-604.

[16] ZHANG T,TSOU M H,QIAO Q,et al. Building an intelligent geospatial cyberinfrastructure:An analytical problem-solving approach[C]// Geoinformatics 2006:Geospatial Information Science,2006:64200A.

[17] FANG Y,HUANG Z,CHEN B,et al. Architecture and key technologies of grid geographic information system[J]. Science China-Technological Sciences,2008,51(1):102-113.

[18] 林珲,黄凤茹,鲁学军,等. 虚拟地理环境认知与表达研究初步[J]. 遥感学报,2010,14(4):822-838.
LIN H,HUANG F R,LU X J,et al. Preliminary research on the cognition and expression of virtual geographic environment[J]. Journal of Remote Sensing,2010,14(4):822-838(in Chinese).

[19] 龚建华,周洁萍,张利辉. 虚拟地理环境研究进展与理论框架[J]. 地球科学进展,2010,25(9):915-926.
GONG J H,ZHOU J P,ZHANG L H. Research progress and theoretical framework of virtual geographical environment[J]. Advances in Earth Science,2010,25(9):915-926(in Chinese).

[20] 李德仁,龚健雅,邵振峰. 从数字地球到智慧地球[J]. 武汉大学学报(信息科学版),2010,35(2):127-132.
LI D R,GONG J Y,SHAO Z F. From digital earth to smart earth[J]. Journal of Wuhan University(Information Science Edition),2010,35(2):127-132(in Chinese).

[21] 翟卫欣,段杰雄,童晓冲,等. 基于空间网格的多尺度人文地理特征分析[J]. 测绘学报,2016,45(z1):85-89.
ZHAI W X,DUAN J X,TONG X C,et al. Multi-scale analysis of human geographic features based on spatial grid[J]. Journal of Surveying and Mapping,2016,45(z1):85-89(in Chinese).

[22] 彭明军. 利用层次空间推理进行城市空间信息多级网格划分[J]. 武汉大学学报(信息科学版),2010,35(9):1112-1115.
PENG M J. Using hierarchical spatial reasoning for multi-level grid division of urban spatial information[J]. Journal of Wuhan University(Information Science Edition),2010,35(9):1112-1115(in Chinese).

[23] 李德仁,肖志峰,朱欣焰,等. 空间信息多级网格的划分方法及编码研究[J]. 测绘学报,2006,35(1):52-56.
LI D R,XIAO Z F,ZHU X Y,et al. Research on the division method and coding of spatial information multi-level grid[J]. Journal of Surveying and Mapping,2006,35(1):52-56(in Chinese).

[24] 韩海东,程承旗,王燕,等. 基于全球剖分网格的多源数据快速汇集方法研究[J]. 地理信息世界,2014(6):6-11.
HAN H D,CHENG C Q,WANG Y,et al. Research on the rapid collection method of multi-source data based on global subdivision grid[J]. Geographic Information World,2014(6):6-11(in Chinese).

[25] SAHR K,WHITE D,KIMERLING A J. Discrete global grid system[J]. Cartography and Geographic Information Science,2003,30(2):121-134.

[26] TONG X,BEN J,WANG Y,et al. Efficient encoding and spatial operation scheme for aperture 4 hexagonal discrete global grid system[J]. International Journal of Geographical Information Science,2013,27(5-6):898-921.

[27] 贲进,童晓冲,张衡,等. 基于六边形网格的球面 Voronoi 图生成算法[J]. 测绘科学技术学报,2006,23(5):328-330.
BEN J,TONG X C,ZHANG H,et al. Spherical Voronoi diagram generation algorithm based on hexagonal grid[J]. Journal of Surveying and Mapping Science and Technology,2006,23(5):328-330(in Chinese).

[28] 贲进. 地球空间信息离散网格数据模型的理论与算法研究[D]. 郑州:解放军信息工程大学,2005.
BEN J. Research on theories and algorithms of discrete grid data model for geospatial information[D]. Zhengzhou:PLA Information Engineering University,2005(in Chinese).

[29] KIM I H,TSOU M H. Enabling digital earth simulation models using cloud computing or grid computing-Two approaches supporting high-performance GIS simulation frameworks[J]. International Journal of Digital Earth,2013,6(4):383-403.

[30] YANG C,GOODCHILD M,HUANG Q,et al. Spatial cloud computing:How can the geospatial sciences use and help shape cloud computing[J]. International Journal of Digital Earth,2011,4(4):305-329.

[31] 文秘,方强,黄兴龙,等. 基于 RGRS 的空域划设问题研究[J]. 兵器装备工程学报,2020,41(3):194-199.
WEN M,FANG Q,HUANG X L,et al. Spatial allocation of

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

global grid reference system based on radian system[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2020,41(3):194-199(in Chinese).

[32] MIAO S,CHENG C,ZHAI W,et al. A low-altitude flight conflict detection algorithm based on a multilevel grid spatiotemporal index[J]. International Journal of Geo-Information,2019,8(6):289.

[33] ACEVEDO J J,CASTANO A R,ANDRADE-PINEDA J L. A 4D grid based approach for efficient conflict detection in large-scale multi-UAV scenarios[C]// The 2019 International Workshop on Research,Education and Development on Unmanned Aerial Systems. Piscataway:IEEE Press,2019:18-23.

[34] HAN Y X,HUANG X Q,TANG X M. Development of a new tool for constrained conflict resolution[J]. Journal of Airspace Engineering,2019,233(5):1683-1694.

Principle and application of airspace spatial grid identification

ZHU Yongwen *, PU Fan

(Key Laboratory of National Airspace Technology, Beijing 100085, China)

Abstract: At present, in the related researches of airspace spatial finite element, the construction of a grid identification system for airspace space is an important foundation for applying information technology to airspace management and promoting airspace digitization. Based on the US military's global regional reference system and general geographic location reference system, this paper proposes a reference system that has the ability to identify both plane and three-dimensional spatial positions. By establishing a recursive system in the space below a specific height above the earth's surface, the airspace space is divides into several spatial grids. Grid at different scales is not only a geographic spatial position reference system, but also a basic airspace body that composes the airspace, which means to realize spatial position reference and spatial position calibration. The mixed expression of airspace provides an underlying model for the development of digital airspace management.

Keywords: airspace spatial identification model; spatial recursive division; basic airspace unit; finite element; spatial grid coding

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-01; **Accepted**: 2020-10-23; **Published online**: 2020-11-17 09:51

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201116.1730.002.html

Foundation item: National Defense Science and Technology Fund for Distinguished Young Scholars (2018-JCJQ-ZQ-007)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0473

全下文载

抗控制饱和的鲁棒非线性飞行控制方法

孙冰[1,*], 陈伟[2]
(1. 吉林化工学院 信息与控制工程学院, 吉林 132022; 2. 中国工程物理研究院 总体工程研究所, 绵阳 621900)

摘 要: 飞行器在大包线范围内作机动飞行时,其舵面和发动机易达到饱和,该现象不仅会对闭环系统的稳定性造成影响,而且会大大缩短发动机等关键部件的使用寿命。针对该问题,设计了一种抗饱和非线性飞行控制方法。首先,建立飞行器的严格反馈非线性模型。然后,采用自适应反步设计思想设计得到舵控和发动机转速控制指令,由径向基函数(RBF)网络对建模误差进行逼近。针对控制饱和问题,分别设计了相应的抗饱和动态补偿系统。通过建立闭环控制系统的李雅普诺夫函数,由稳定性理论确定得到 RBF 网络的更新权值和抗饱和动态补偿系统的结构参数,确保所设计的闭环控制系统全局稳定。最后,仿真结果表明,在出现控制饱和时,抗饱和动态补偿系统可对控制指令进行实时修正,帮助系统较快脱离饱和状态,系统饱和时间缩短了 30% ~60%,同时具有较高的指令跟踪精度。

关 键 词: 飞行器; 控制饱和; 抗饱和补偿; 径向基函数(RBF)网络; 非线性控制
中图分类号: V249.1
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2475-09

目前,飞行器的种类越来越多,某些类型飞行器可以胜任多种类型的飞行任务,具有较大的飞行包线范围,可在较大的速度、升限范围内执行飞行任务,甚至可进行高动态机动飞行。对于大部分飞行器来说,都是采用舵机作为执行机构控制其飞行姿态,舵面会受到物理偏转的限制,对于指令的精确跟踪十分不利,甚至会导致飞行控制闭环系统不稳定[1-2]。另外,对于螺旋桨类飞行器来说,其飞行动力由螺旋桨旋转提供,飞行器在加速和高机动飞行过程中,发动机的转速很可能会达到上限,该现象不仅会影响控制精度,而且会大大缩短发动机的使用寿命[3-4]。

针对该问题,大量学者开展了抗饱和控制方法研究[5-6]。吴跃飞等[7]针对火箭炮控制输入受限问题,将一种辅助分析系统与反步方法相结合,对自适应控制量进行相应的调整,并通过李雅普诺夫稳定性理论证明了所设计控制系统的稳定性。周洪波等[8]针对小型无人直升机状态受限问题,引入二阶滤波器对中间虚拟控制信号的幅值和变化速率进行限幅,对受限状态设计补偿系统,并证明了直升机补偿跟踪误差全局指数稳定。Herrmann 等[9]针对一类输入受限可反馈线性化的非线性系统,设计了一种抗饱和补偿系统,Guillaume[10]将这种抗饱和补偿系统应用到一种小型无人机控制律设计中,有效地抑制了积分器的饱和。孙超娇等[11]针对多操纵面飞行器易陷入舵面饱和的问题,基于权系数空间优化,提出了2类最优抗饱和控制分配策略,仿真表明,该方法在保证控制精度的同时,较好地实现了抗饱和控制。成高等[12]针对再入飞行器,设计了一种在方向舵失效情况下的抗饱和姿态控制方法,结果表明,该方法在大迎角飞行造成偏航舵失效的情况

收稿日期: 2020-08-28; **录用日期**: 2020-12-21; **网络出版时间**: 2020-12-30 08:52
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1536.002.html
基金项目: 吉林省教育厅"十三五"科学技术基金(JJKH20200252KJ)
* **通信作者**. E-mail: ai-bb@163.com

引用格式: 孙冰, 陈伟. 抗控制饱和的鲁棒非线性飞行控制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2475-2483.
SUN B, CHEN W. Robust nonlinear flight control method against control saturation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2475-2483 (in Chinese).

下,具有良好的抗饱和姿态控制能力。

飞行器在进行高机动飞行过程中,纵向和横侧向相互耦合,各控制通道相互交联,导致其模型具有较强的时变性和不确定性,很难用精确的数学模型进行描述。本文将模型参数分为已知的标称模型参数和未知的建模误差两部分,建模误差和外界干扰合并称为模型不确定项,建立了某飞行器的严格反馈非线性模型[13]。鉴于自适应反步法能够充分利用非线性系统本身固有的非线性特性,在处理非线性问题时具有其独特的优越性,设计了一种抗饱和自适应反步非线性飞行控制方法。由径向基函数(RBF)网络对建模误差和外界干扰进行逼近。针对升降舵偏转和发动机转速受限问题,分别设计相应的抗饱和动态补偿系统,输出补偿信号对控制输入饱和起到抑制作用,可帮助系统在较短时间内脱离饱和,恢复到正常控制。仿真结果表明,所设计的飞行控制系统具有较高的鲁棒性,状态跟踪误差能够快速收敛。

1 纵向运动系统与问题描述

为了便于分析纵向运动,利用水平无侧滑飞行条件将某飞行器运动方程进行解耦,得到如下纵向运动方程[14]:

$$\begin{cases}\dot{V}=\dfrac{1}{m}(-D+T\cos\alpha-mg\sin\gamma)\\ \dot{\gamma}=\dfrac{1}{mV}(L+T\sin\alpha-mg\cos\gamma)\\ \dot{\alpha}=\dfrac{1}{mV}(-L-T\sin\alpha+mg\cos\gamma)+q\\ \dot{q}=\dfrac{1}{I_y}(M_{\mathrm{A}}+TZ_{\mathrm{T}})\end{cases}\tag{1}$$

式中:V 为飞行速度;γ 为航迹倾斜角;α 为迎角;q 为俯仰角速度;m 为飞行器质量;T 为发动机推力;Z_{T} 为动力位置;g 为重力加速度;I_y 为飞行器转动惯量;D 为气动阻力;L 为气动升力;M_{A} 为气动力产生的俯仰力矩,具体表达式为

$$\begin{cases}L=QS_{\mathrm{w}}(C_{L0}+C_{L\alpha}\alpha+C_{L\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{e}})\\ D=QS_{\mathrm{w}}(C_{D0}+C_{D\alpha}\alpha+C_{D\alpha^2}\alpha^2)\\ M_{\mathrm{A}}=QS_{\mathrm{w}}c_{\mathrm{A}}\left[C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+C_{m\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{e}}+C_{mq}\left(\dfrac{qc_{\mathrm{A}}}{2V}\right)\right]\end{cases}\tag{2}$$

其中:Q 为动压;S_{w} 为机翼参考面积;δ_{e} 为升降舵偏角;C_{L0} 为零迎角升力系数;$C_{L\alpha}$ 和 $C_{L\delta_{\mathrm{e}}}$ 分别为升力系数对 α 和 δ_{e} 的导数;C_{D0} 为零升阻力系数;$C_{D\alpha}$ 和 $C_{D\alpha^2}$ 分别为阻力系数对 α 和 α^2 的导数;C_{m0} 为零迎角俯仰力矩系数;$C_{m\alpha}$ 为俯仰力矩系数对 α 的导数;$C_{m\delta_{\mathrm{e}}}$ 为俯仰力矩系数对 δ_{e} 的导数;C_{mq} 为俯仰力矩系数对 q 的导数;c_{A} 为平均气动弦长。

考虑外界干扰,将式(1)写成如下形式:

$$\begin{cases}\dot{V}=f_1(\boldsymbol{x})+g_1(\boldsymbol{x})T+d_1(t)\\ \dot{\gamma}=f_2(\boldsymbol{x})+g_2\alpha+d_2(t)\\ \dot{\alpha}=f_3(\boldsymbol{x})+q+d_3(t)\\ \dot{q}=f_4(\boldsymbol{x})+g_3\delta_{\mathrm{e}}+d_4(t)\end{cases}\tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{x}=[V\quad\gamma\quad\alpha\quad q]^{\mathrm{T}}$ 为状态向量;$d_1(t)$、$d_2(t)$、$d_3(t)$、$d_4(t)$ 为外界干扰;$f_1(\boldsymbol{x})$、$f_2(\boldsymbol{x})$、$f_3(\boldsymbol{x})$、$f_4(\boldsymbol{x})$、$g_1(\boldsymbol{x})$、g_2 和 g_3 为系统参数,表达式为

$$\begin{cases}f_1(\boldsymbol{x})=\dfrac{-D-mg\sin\gamma}{m}\\ f_2(\boldsymbol{x})=\dfrac{1}{mV}[QS_{\mathrm{w}}(C_{L0}+C_{L\delta_{\mathrm{e}}}\delta_{\mathrm{e}})+T\sin\alpha-mg\cos\gamma]\\ f_3(\boldsymbol{x})=\dfrac{-L-T\sin\alpha+mg\cos\gamma}{mV}\\ f_4(\boldsymbol{x})=\dfrac{1}{I_y}\left[QS_{\mathrm{w}}c_{\mathrm{A}}\left(C_{m0}+C_{m\alpha}\alpha+C_{mq}\left(\dfrac{qc_{\mathrm{A}}}{2V}\right)+TZ_{\mathrm{T}}\right]\right.\\ g_1(\boldsymbol{x})=\dfrac{\cos\alpha}{m}\\ g_2=\dfrac{1}{mV}QS_{\mathrm{w}}C_{L\alpha}\\ g_3=\dfrac{1}{I_y}QS_{\mathrm{w}}c_{\mathrm{A}}C_{m\delta_{\mathrm{e}}}\end{cases}\tag{4}$$

由于在实际飞行过程中,精确的气动参数未知,这里假设系统参数精确值未知,式(3)可表示成如下严格反馈非线性系统:

$$\begin{cases}\dot{V}=f_{10}(\boldsymbol{x})+g_{10}(\boldsymbol{x})T+\Delta_1(\boldsymbol{x})\\ \dot{\gamma}=f_{20}(\boldsymbol{x})+g_{20}\alpha+\Delta_2(t)\\ \dot{\alpha}=f_{30}(\boldsymbol{x})+q+\Delta_3(t)\\ \dot{q}=f_{40}(\boldsymbol{x})+g_{30}\delta_{\mathrm{e}}+\Delta_4(t)\end{cases}\tag{5}$$

式中:$f_{10}(\boldsymbol{x})$、$f_{20}(\boldsymbol{x})$、$f_{30}(\boldsymbol{x})$、$f_{40}(\boldsymbol{x})$、$g_{10}(\boldsymbol{x})$、g_{20} 和 g_{30} 为已知的标称系统参数;$\Delta_1(\boldsymbol{x})$、$\Delta_2(\boldsymbol{x})$、$\Delta_3(\boldsymbol{x})$ 和 $\Delta_4(\boldsymbol{x})$ 为系统非线性广义不确定项,表达式为

$$\begin{cases}\Delta_1(\boldsymbol{x})=\Delta f_1(\boldsymbol{x})+\Delta g_1(\boldsymbol{x})T+d_1(t)\\ \Delta_2(\boldsymbol{x})=\Delta f_2(\boldsymbol{x})+\Delta g_2\alpha+d_2(t)\\ \Delta_3(\boldsymbol{x})=\Delta f_3(\boldsymbol{x})+q+d_3(t)\\ \Delta_4(\boldsymbol{x})=\Delta f_4(\boldsymbol{x})+\Delta g_3\delta_{\mathrm{e}}+d_4(t)\end{cases}\tag{6}$$

式中:$\Delta f_1(\boldsymbol{x})$、$\Delta f_2(\boldsymbol{x})$、$\Delta f_3(\boldsymbol{x})$、$\Delta f_4(\boldsymbol{x})$、$\Delta g_1(\boldsymbol{x})$、$\Delta g_2$、$\Delta g_3$ 为系统参数非线性不确定项。

2 RBF 网络逼近

RBF 网络为一种单隐层神经网络,学习收敛速度快。分别使用单输出 RBF 网络在线逼近

北京航空航天大学学报

$\Delta_1(\boldsymbol{x})$、$\Delta_2(\boldsymbol{x})$、$\Delta_3(\boldsymbol{x})$和$\Delta_4(\boldsymbol{x})$，有

$$\begin{cases}\Delta_1(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_1^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1) + \varepsilon_1\\ \Delta_2(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_2^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}_2) + \varepsilon_2\\ \Delta_3(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_3^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3) + \varepsilon_3\\ \Delta_4(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_4^{*\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_4(\boldsymbol{x}_4) + \varepsilon_4\end{cases} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{w}_1^*$、$\boldsymbol{w}_2^*$、$\boldsymbol{w}_3^*$、$\boldsymbol{w}_4^*$为对应的RBF网络的理想权值；$\boldsymbol{h}_1$、$\boldsymbol{h}_2$、$\boldsymbol{h}_3$、$\boldsymbol{h}_4$为对应的高斯基函数向量；$\boldsymbol{x}_1$、$\boldsymbol{x}_2$、$\boldsymbol{x}_3$、$\boldsymbol{x}_4$为对应的输入样本；ε_1、ε_2、ε_3、ε_4为对应的逼近误差。

定义RBF网络理想权值的估计误差为

$$\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{w}}_1 = \boldsymbol{w}_1^* - \boldsymbol{w}_1\\ \tilde{\boldsymbol{w}}_2 = \boldsymbol{w}_2^* - \boldsymbol{w}_2\\ \tilde{\boldsymbol{w}}_3 = \boldsymbol{w}_3^* - \boldsymbol{w}_3\\ \tilde{\boldsymbol{w}}_4 = \boldsymbol{w}_4^* - \boldsymbol{w}_4\end{cases} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{w}_1$、$\boldsymbol{w}_2$、$\boldsymbol{w}_3$、$\boldsymbol{w}_4$分别为$\boldsymbol{w}_1^*$、$\boldsymbol{w}_2^*$、$\boldsymbol{w}_3^*$、$\boldsymbol{w}_4^*$的估计值；$\tilde{\boldsymbol{w}}_1$、$\tilde{\boldsymbol{w}}_2$、$\tilde{\boldsymbol{w}}_3$、$\tilde{\boldsymbol{w}}_4$为对应的估计误差。

RBF网络对$\Delta_1(\boldsymbol{x})$、$\Delta_2(\boldsymbol{x})$、$\Delta_3(\boldsymbol{x})$和$\Delta_4(\boldsymbol{x})$的估计值为

$$\begin{cases}\hat{\Delta}_1(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1)\\ \hat{\Delta}_2(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}_2)\\ \hat{\Delta}_3(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3)\\ \hat{\Delta}_4(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{w}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_4(\boldsymbol{x}_4)\end{cases} \tag{9}$$

假设 1　存在已知的常数$D_\Delta>0$、$\varepsilon_0>0$和$W_0>0$，满足：

$$\begin{cases}|\Delta_1(\boldsymbol{x})|\leqslant D_\Delta\\ |\Delta_2(\boldsymbol{x})|\leqslant D_\Delta\\ |\Delta_3(\boldsymbol{x})|\leqslant D_\Delta\\ |\Delta_4(x)|\leqslant D_\Delta\end{cases}$$

$$\begin{cases}|\varepsilon_1|\leqslant\varepsilon_0\\ |\varepsilon_2|\leqslant\varepsilon_0\\ |\varepsilon_3|\leqslant\varepsilon_0\\ |\varepsilon_4|\leqslant\varepsilon_0\end{cases}$$

$$\begin{cases}|\boldsymbol{w}_1^*|\leqslant W_0\\ |\boldsymbol{w}_2^*|\leqslant W_0\\ |\boldsymbol{w}_3^*|\leqslant W_0\\ |\boldsymbol{w}_4^*|\leqslant W_0\end{cases}$$

3　抗饱和非线性飞行控制系统

在起飞爬升过程中，通过控制航迹倾斜角来控制飞行器按照一定爬升率进行爬升，航迹倾斜角的控制过程如下所示。

首先，根据式(5)中航迹倾斜角微分方程$\dot{\gamma}=f_{20}(\boldsymbol{x})+g_{20}\alpha+\Delta_2(t)$，由RBF网络在线逼近不确定项$\Delta_2(\boldsymbol{x})$，采用反步方法设计迎角虚拟控制信号$\alpha_\mathrm{d}$为

$$\alpha_\mathrm{d} = \frac{1}{g_{20}}(-k_1\tilde{\gamma} - f_{20}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}_2) + \dot{\gamma}_\mathrm{d}) \tag{10}$$

式中：$k_1>0$为设计参数；$\tilde{\gamma}=\gamma-\gamma_\mathrm{d}$为航迹倾斜角跟踪误差，$\gamma_\mathrm{d}$为航迹倾斜角指令；$\dot{\bar{\gamma}}_\mathrm{d}$为$\dot{\gamma}_\mathrm{d}$的近似值，由于$\dot{\gamma}_\mathrm{d}$的计算较繁琐，采用动态面技术解决这一问题，通过一阶滤波器获得近似值$\dot{\bar{\gamma}}_\mathrm{d}$[15]。

设计RBF网络权值$\boldsymbol{w}_2$的自适应律为

$$\dot{\boldsymbol{w}}_2 = \eta_2\tilde{\gamma}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}_2) - \sigma_2(\boldsymbol{w}_2 - \boldsymbol{w}_{20}) \tag{11}$$

式中：$\eta_2>0$、$\sigma_2>0$和$\boldsymbol{w}_{20}$为设计参数。

其次，根据式(5)中迎角微分方程$\dot{\alpha}=f_{30}(\boldsymbol{x})+q+\Delta_3(t)$，由RBF网络在线逼近不确定项$\Delta_3(\boldsymbol{x})$，采用反步方法设计俯仰角速度虚拟控制信号$q_\mathrm{d}$为

$$q_\mathrm{d} = -k_2\tilde{\alpha} - g_{20}\tilde{\gamma} - f_{30}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3) + \dot{\bar{\alpha}}_\mathrm{d} \tag{12}$$

式中：$k_2>0$为设计参数；$\tilde{\alpha}=\alpha-\alpha_\mathrm{d}$为迎角跟踪误差；$\dot{\bar{\alpha}}_\mathrm{d}$为$\dot{\alpha}_\mathrm{d}$的近似值。

设计RBF网络权值$\boldsymbol{w}_3$的自适应律为

$$\dot{\boldsymbol{w}}_3 = \eta_3\tilde{\alpha}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3) - \sigma_3(\boldsymbol{w}_3 - \boldsymbol{w}_{30}) \tag{13}$$

式中：$\eta_3>0$、$\sigma_3>0$和$\boldsymbol{w}_{30}$为设计参数。

最后，根据式(5)中俯仰角速度微分方程$\dot{q}=f_{40}(\boldsymbol{x})+g_{30}\delta_\mathrm{e}+\Delta_4(t)$，由RBF网络在线逼近不确定项$\Delta_4(\boldsymbol{x})$，采用反步方法设计所需升降舵偏角$\delta_\mathrm{ed}$为

$$\delta_\mathrm{ed} = \frac{1}{g_{30}}(-k_3\tilde{q} - \tilde{\alpha} - f_{40}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_4(\boldsymbol{x}_4) + \dot{\bar{q}}_\mathrm{d}) \tag{14}$$

式中：$k_3>0$为设计参数；$\tilde{q}=q-q_\mathrm{d}$为俯仰角速度跟踪误差；$\dot{\bar{q}}_\mathrm{d}$为$\dot{q}_\mathrm{d}$的近似值。

所需升降舵偏角δ_ed经限幅环节得到驱动升降舵偏转的控制信号δ_ec，有

$$\delta_\mathrm{ec} = \begin{cases}M_{\delta_\mathrm{e}} & \delta_\mathrm{ed}\geqslant M_{\delta_\mathrm{e}}\\ \delta_\mathrm{ed} & |\delta_\mathrm{ed}|<M_{\delta_\mathrm{e}}\\ -M_{\delta_\mathrm{e}} & \delta_\mathrm{ed}\leqslant -M_{\delta_\mathrm{e}}\end{cases} \tag{15}$$

$$\dot{\delta}_\mathrm{e} = -\frac{1}{\tau_{\delta_\mathrm{e}}}\delta_\mathrm{e} + \frac{1}{\tau_{\delta_\mathrm{e}}}\delta_\mathrm{ec} \tag{16}$$

式中：M_{δ_e}为限幅最大幅值；τ_{δ_e}为时间常数。

在升降舵出现饱和时，上述反步控制信号已无法保证闭环控制系统的稳定性。这里根据所需升降舵偏角和实际升降舵偏角设计抗舵偏饱和动

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

态补偿系统,对前级俯仰角速度虚拟控制信号进行修正,以期解决该问题。

设计抗舵偏饱和动态补偿系统为

$$\begin{cases}\dot{q}_e = -k_3 q_e + g_{30}(\delta_e - \delta_{ed}) \\ q_e(0) = 0\end{cases} \tag{17}$$

式中:q_e 为补偿信号。定义俯仰角速度补偿跟踪误差为 $\tilde{q}_e = \tilde{q} - q_e$。

利用补偿信号 q_e 对俯仰角速度虚拟控制信号进行修正:

$$q_d = -k_2\tilde{\alpha} - g_{20}\tilde{\gamma} - q_e - f_{30}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3) + \dot{\alpha}_d \tag{18}$$

抗舵偏饱和控制原理如图 1 所示。图中:k_{fq} 为一阶滤波器参数[15]。当舵面出现饱和现象时,通过上述抗饱和动态补偿系统即可得到补偿信号 q_e,对俯仰角速度虚拟控制信号进行动态修正,帮助系统快速脱离饱和,恢复到正常控制。

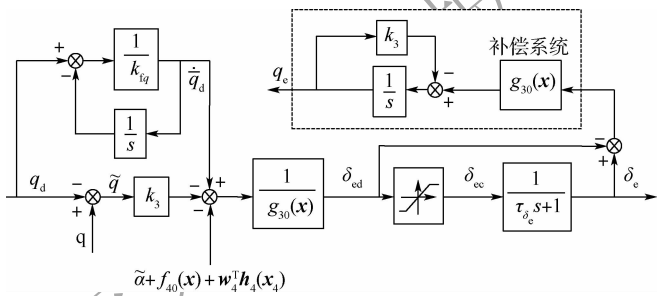


图 1 抗舵偏饱和控制原理

Fig. 1 Schematic diagram of control against rudder deflection saturation

飞行速度是一个非常重要的飞行参数,在起飞和以某种速度爬升过程中,都需要进行精确的速度控制。初始飞行速度信号 V_{d0} 经过指令滤波器得到飞行速度指令信号 V_d 及其一阶微分 $\dot{V}_d$,根据飞行速度指令信号 V_d 计算所需推力 T_d,调节发动机转速实现飞行速度跟踪控制。

根据式(5)中飞行速度微分方程 $\dot{V} = f_{10}(\boldsymbol{x}) + g_{10}(\boldsymbol{x})T + \Delta_1(\boldsymbol{x})$,由 RBF 网络在线逼近不确定项 $\Delta_1(\boldsymbol{x})$,设计所需推力 T_d 为

$$T_d = \frac{1}{g_{10}}\left(-k_p\tilde{V} - k_I\int_0^t \tilde{V}\,\mathrm{d}\tau - f_{10}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1) - \sigma_T\tanh(\tilde{V}) + \dot{V}_d\right) \tag{19}$$

式中:$\sigma_T > 0$、$k_p > 0$、$k_I > 0$ 为设计参数;$\sigma_T\tanh(\tilde{V} - V_e)$ 为鲁棒项,用来抵消 RBF 网络逼近误差,V_e 为抗饱和补偿信号,$\tilde{V}$ 为飞行速度跟踪误差。

根据文献[10]中的螺旋桨推力模型,将 T_d 转化成所需发动机转速 n_d:

$$n_d^2(C_{T1}\rho D_T^4) + n_d\left(C_{T2}\rho D_T^3\frac{V}{\pi}\right) + C_{T3}\rho D_T^2\frac{V^2}{\pi^2} - T_d = 0 \tag{20}$$

式中:ρ 为空气密度;C_{T1}、C_{T2}、C_{T3}、D_T 为发动机参数。

在采样时间段内,假设速度为常数,有

$$n_d = \frac{c_{n1}V + \sqrt{c_{n2}V^2 + c_{n3}T_d}}{c_{n4}} \tag{21}$$

式中:

$$\begin{cases}c_{n1} = \dfrac{-C_{T2}\rho D_T^3}{\pi} \\ c_{n2} = \dfrac{(C_{T2}^2 - 4C_{T1}C_{T3})\rho^2 D_T^6}{\pi^2} \\ c_{n3} = 4C_{T1}\rho D_T^4 \\ c_{n4} = 2C_{T1}\rho D_T^4\end{cases} \tag{22}$$

n_d 经限幅环节得到发动机转速的控制信号 n_c,有

$$n_c = \begin{cases}n_{max} & n_d \geqslant n_{max} \\ n_d & n_d < n_{max}\end{cases} \tag{23}$$

$$\dot{n} = -\frac{1}{\tau_n}n + \frac{1}{\tau_n}n_c \tag{24}$$

式中:n_{max} 为发动机转速的上限;n 为实际发动机转速;τ_n 为发动机时间常数。

为确保在发动机转速出现饱和时闭环控制系统稳定收敛,根据所需推力和实际推力设计抗发动机转速饱和动态补偿系统:

$$\begin{cases}\dot{V}_e = -k_p V_e + g_{10}(T - T_d) \\ V_e(0) = 0\end{cases} \tag{25}$$

式中:V_e 为补偿信号。定义飞行速度补偿跟踪误差为 $\tilde{V}_e = \tilde{V} - V_e$。

利用补偿信号 V_e 对式(19)进行修正:

$$T_d = \frac{1}{g_{10}}\left(-k_p\tilde{V} - k_I\int_0^t(\tilde{V} - V_e)\,\mathrm{d}\tau - f_{10}(\boldsymbol{x}) - \boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1) - \sigma_T\tanh(\tilde{V} - V_e) + \dot{V}_d\right) \tag{26}$$

设计 RBF 网络权值 $\boldsymbol{w}_1$ 的自适应律为

$$\dot{\boldsymbol{w}}_1 = \eta_1\tilde{V}_e\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1) - \sigma_1(\boldsymbol{w}_1 - \boldsymbol{w}_{10}) \tag{27}$$

式中:σ_1,$\eta_1 > 0$ 和 $\boldsymbol{w}_{10}$ 为设计参数。

抗发动机转速饱和控制原理如图 2 所示。当

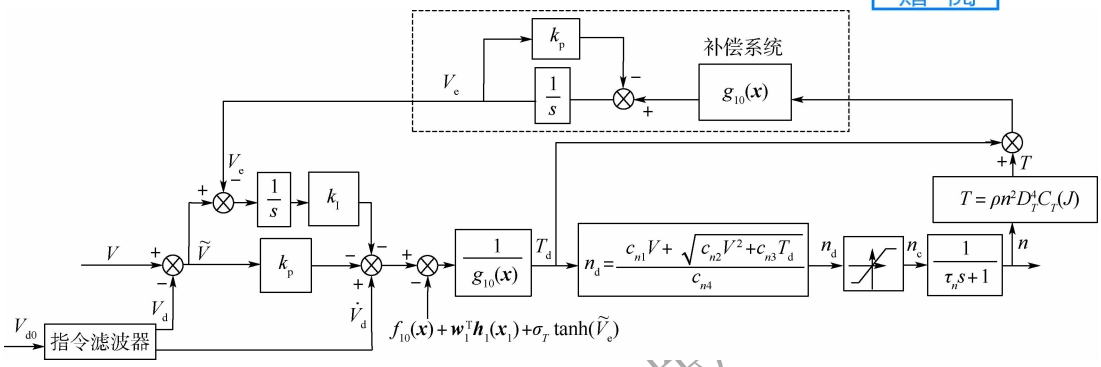


图 2　抗发动机转速饱和控制原理

Fig. 2　Schematic diagram of control against engine speed saturation

发动机转速出现饱和时,抗饱和动态补偿系统输出的信号 V_e 被反馈到速度控制系统的前馈通道中。通过设计合适的控制参数 k_p 和 k_I,可帮助系统在较短时间内脱离饱和,直至 V_e 恢复为零。

4　闭环控制系统稳定性分析

本节对航迹倾斜角控制系统和飞行速度控制系统的稳定性进行分析。

分别定义李雅普诺夫函数 V_1 和 V_2:

$$\begin{cases} V_1 = \dfrac{1}{2}\tilde{\gamma}^2+\dfrac{1}{2}\tilde{\alpha}^2+\dfrac{1}{2}\tilde{q}_e^2+\dfrac{1}{2}\zeta_\gamma^2+\dfrac{1}{2}\zeta_\alpha^2+\\ \qquad \dfrac{1}{2}\zeta_q^2+\dfrac{1}{2\eta_2}\tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{w}}_2+\dfrac{1}{2\eta_3}\tilde{\boldsymbol{w}}_3^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{w}}_3+\dfrac{1}{2\eta_4}\tilde{\boldsymbol{w}}_4^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{w}}_4 \\ V_2 = \dfrac{1}{2}\tilde{V}_e^2+\dfrac{k_I}{2}\int_0^t\tilde{V}_e^2\mathrm{d}\tau+\dfrac{1}{2\eta_1}\tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{w}}_1 \end{cases} \tag{22}$$

式中:$\eta_4>0$ 为设计参数;$\zeta_\gamma=\gamma_d-\bar{\gamma}_d$、$\zeta_\alpha=\alpha_d-\bar{\alpha}_d$、$\zeta_q=q_d-\bar{q}_d$ 为滤波误差。滤波误差微分为

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_\gamma = -\dfrac{1}{k_{f\gamma}}\zeta_\gamma+\dot{\gamma}_d \\ \dot{\zeta}_\alpha = -\dfrac{1}{k_{f\alpha}}\zeta_\alpha+\dot{\alpha}_d \\ \dot{\zeta}_q = -\dfrac{1}{k_{fq}}\zeta_q+\dot{q}_d \end{cases} \tag{29}$$

式中:$k_{f\gamma}$、$k_{f\alpha}$、k_{fq} 为滤波器参数。

对式(28)中的 $\tilde{\gamma}$、$\tilde{\alpha}$、$\tilde{q}_e$ 和 $\tilde{V}_e$ 进行求导:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\gamma}} = \dot{\gamma}-\dot{\gamma}_d \\ \dot{\tilde{\alpha}} = \dot{\alpha}-\dot{\alpha}_d \\ \dot{\tilde{q}}_e = \dot{\tilde{q}}-\dot{q}_e \\ \dot{\tilde{V}}_e = \dot{\tilde{V}}-\dot{V}_e \end{cases} \tag{30}$$

将式(5)、式(7)~式(10)、式(14)、式(18)和式(26)代入式(30)后,整理可得

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\gamma}} = -k_1\tilde{\gamma}+g_{20}\tilde{\alpha}+\tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_2(\boldsymbol{x}_2)+\varepsilon_2-\dot{\zeta}_\gamma \\ \dot{\tilde{\alpha}} = -k_2\tilde{\alpha}+\tilde{q}_e-g_{20}\tilde{\gamma}+\tilde{\boldsymbol{w}}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_3(\boldsymbol{x}_3)+\varepsilon_3-\dot{\zeta}_\alpha \\ \dot{\tilde{q}}_e = -k_3\tilde{q}_e-\tilde{\alpha}+\tilde{\boldsymbol{w}}_4^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_4(\boldsymbol{x}_4)+\varepsilon_4-\dot{\zeta}_q \\ \dot{\tilde{V}}_e = -k_p\tilde{V}_e-k_I\int_0^t\tilde{V}_e\mathrm{d}\tau-\sigma_T\tanh(\tilde{V}_e)+\\ \qquad \tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{h}_1(\boldsymbol{x}_1)+\varepsilon_1 \end{cases} \tag{31}$$

根据 α_d 和 q_d 的表达式,且 γ_d 为二阶指令滤波器[16]获得的足够光滑的指令信号,并利用假设 1可得如下不等式:

$$\begin{cases} |\dot{\gamma}_d|\leqslant B_{\gamma0} \\ |\dot{\alpha}_d|\leqslant B_{\alpha0} \\ |\dot{q}_d|\leqslant B_{q0} \end{cases} \tag{32}$$

对式(28)进行求导,将式(31)和式(32)代入其中,整理化简后可得

$$\begin{cases} \dot{V}_1 \leqslant -z_1V_1+z_2 \\ \dot{V}_2 \leqslant \left(\dfrac{\sigma_1}{2\eta_1}\|\boldsymbol{w}_1^*-\boldsymbol{w}_{10}\|-k_p\tilde{V}_e^2\right)+\\ \qquad \tilde{V}_e(\varepsilon_1-\sigma_T\tanh(\tilde{V}_e))-\dfrac{\sigma_1}{2\eta_1}\tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{w}}_1 \end{cases} \tag{33}$$

式中:

$$\begin{cases} z_1 = \min\left\{2\left(k_1-1-\dfrac{1}{2k_{f\gamma}}\right),2\left(k_2-1-\dfrac{1}{2k_{f\alpha}}\right),\right.\\ \qquad 2\left(k_3-1-\dfrac{1}{2k_{fq}}\right),\left(\dfrac{1}{k_{f\gamma}}-1\right),\left(\dfrac{1}{k_{f\alpha}}-1\right),\\ \qquad \left.\left(\dfrac{1}{k_{fq}}-1\right),\sigma_2,\sigma_3,\sigma_4\right\} \\ z_2 = \dfrac{\sigma_2}{2\eta_2}\|\boldsymbol{w}_2^*-\boldsymbol{w}_{20}\|+\dfrac{\sigma_3}{2\eta_3}\|\boldsymbol{w}_3^*-\boldsymbol{w}_{30}\|+\\ \qquad \left.\dfrac{\sigma_4}{2\eta_4}\|\boldsymbol{w}_4^*-\boldsymbol{w}_{40}\|+\dfrac{3}{2}\varepsilon_0^2+B_{\gamma0}^2+B_{\alpha0}^2+B_{q0}^2\right\} \end{cases} \tag{34}$$

式中:$\sigma_4>0$ 为设计参数。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

设置 $k_{f\gamma}$、$k_{f\alpha}$、k_{fq} 值在 0 ~ 1 之间。在此基础上，设置 k_1、k_2、k_3 值满足如下条件可使得 $z_1>0$：

$$\begin{cases} k_1 > 1+\dfrac{1}{2k_{f\gamma}} \\ k_2 > 1+\dfrac{1}{2k_{f\alpha}} \\ k_3 > 1+\dfrac{1}{2k_{fq}} \end{cases} \tag{35}$$

由 z_2 的表达式及控制律的设计步骤可知，$z_2>0$ 且有界，从而在航迹倾斜角控制系统中，$\tilde{\gamma}$、$\tilde{\alpha}$、$\tilde{q}_e$ 能够收敛到半径为 $\sqrt{2z_2/z_1}$ 的领域内。在升降舵饱和时，补偿信号 q_e 不等于零且有界；在没有饱和时，$q_e=0$。由于 $\tilde{q}=\tilde{q}_e+q_e$，则 $\tilde{q}$ 有界[8]。

根据假设 1 可知：

$$\begin{cases} |\varepsilon_1| \leqslant \varepsilon_0 \\ \|\boldsymbol{w}_1^* - \boldsymbol{w}_{10}\| \leqslant (W_0 + \|\boldsymbol{w}_{10}\|)^2 \end{cases} \tag{36}$$

$|\tilde{V}_e|$ 有下界，满足 $|\tilde{V}_e| \geqslant e_0>0$。由于 $\sigma_1>0$、$\eta_1>0$、$\|\boldsymbol{w}_{10}\|>0$，且 W_0、e_0、ε_0 为已知值，在此基础上，设置 k_p、σ_T 值满足如下条件即可保证 $\dot{V}_2<0$：

$$\begin{cases} k_p > \dfrac{\sigma_1(W_0+\|\boldsymbol{w}_{10}\|)^2}{2\eta_1 e_0^2} \\ \sigma_T > \dfrac{\varepsilon_0}{\tanh(e_0)} \end{cases} \tag{37}$$

综上所述，以上所设计的升降舵偏角控制信号、发动机转速控制信号和 RBF 网络自适应律可确保航迹倾斜角和飞行速度跟踪误差稳定收敛。

5 仿真分析

被控对象：飞行器质量 28 kg、平均气动弦长 0.5 m、翼展 3.5 m、机翼参考面积 1.7 m^2，升力系数对迎角的导数为 4.7，阻力系数对迎角的导数为 0.11，俯仰力矩系数对迎角的导数为 -2.2，俯仰力矩系数对俯仰角速度的导数为 -20.5。通过如下仿真对所设计的抗饱和和飞行控制系统的有效性进行验证。

1）仿真 1。飞行器初始水平飞行，初始飞行速度为 30 m/s，爬升角指令为 20°，飞行速度保持，升降舵偏角限制在 ±15°，加入 15% 的建模误差。图 3 给出了加舵偏饱和补偿系统和不加补偿

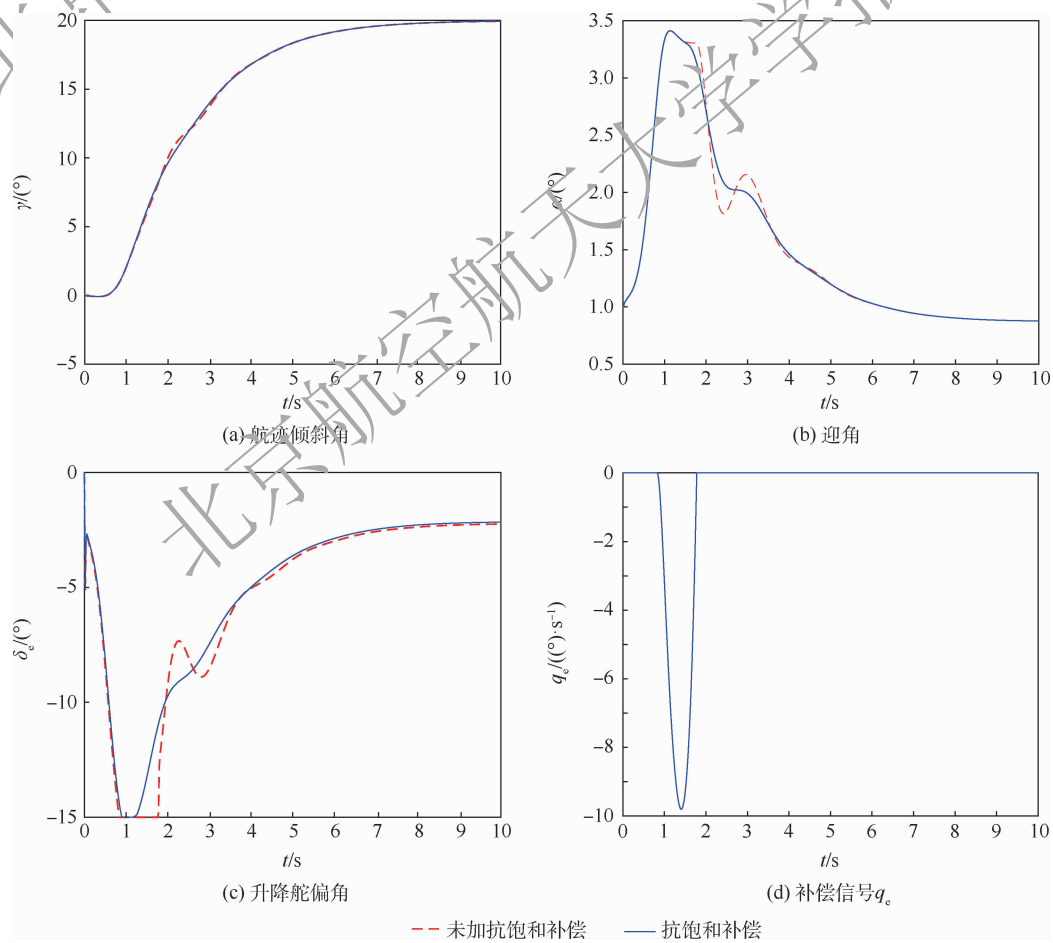


图 3 仿真 1 曲线

Fig. 3 Curves of simulation 1

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

系统的对比曲线。可以看出,加入补偿系统后,在舵偏出现饱和时,抗饱和动态补偿系统输出补偿信号,如图 3(d)所示,其可对前级指令信号进行修正,帮助系统快速恢复到正常控制,避免过长时间的舵控饱和,整个过程能够对给定指令进行稳定跟踪。

2)仿真 2。飞行器初始水平飞行,初始飞行速度为 25 m/s,在仿真初始时刻让飞行速度增加到 50 m/s,发动机转速限制在 99 r/s。图 4 给出了加发动机转速饱和补偿系统和不加补偿系统的对比曲线。可以看到,在加速的过程中,发动机的转速达到饱和。在没有加补偿系统时,发动机转速饱和时间较长,在发动机转速饱和时间内飞行速度跟踪误差较大。由于在加入补偿系统后补偿信号在发动机转速饱和时间内值不等于零,对发动机转速饱和起到一定的抑制作用,使得系统在较短的时间内脱离饱和,缩短了发动机转速饱和时间,飞行速度能够较快地跟踪指令信号。通过上述仿真结果可知所设计的抗饱和补偿系统基本满足设计要求,飞行控制系统可行有效,具有较高的鲁棒性。

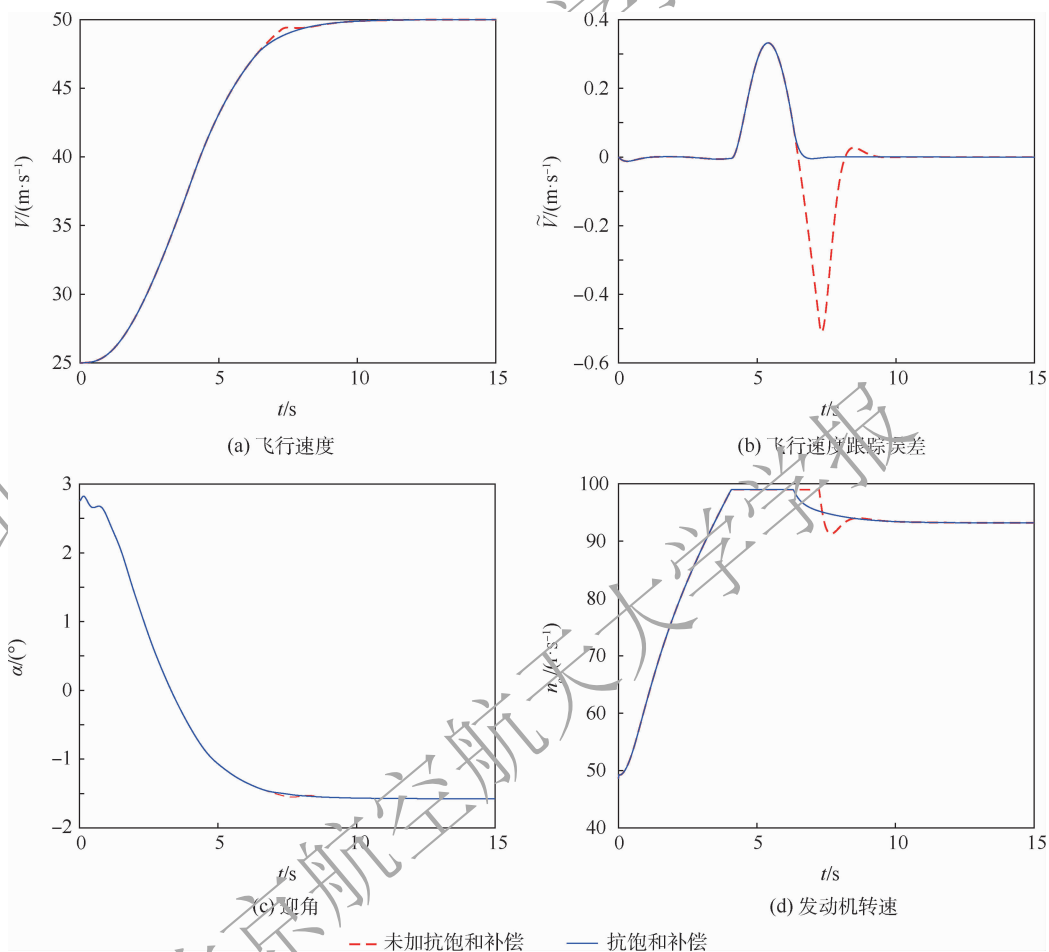


图 4　仿真 2 曲线

Fig. 4　Curves of simulation 2

6　结　论

针对飞行器在机动飞行过程中控制机构易出现饱和的问题,本文设计了一种抗饱和非线性鲁棒控制方法。通过仿真结果可以看出:

1)在舵偏和发动机转速达到饱和时,对指令的跟踪精度较差,跟踪误差要大于未饱和时的跟踪误差。

2)在控制系统出现饱和时,相应的抗饱和动态补偿系统输出补偿信号,补偿信号对舵偏和发动机转速饱和起到一定的抑制作用,直至系统恢复到正常控制。

3)动态抗饱和补偿系统可使控制系统在较短时间内消除饱和。加入抗饱和补偿系统后,控制系统的饱和时间缩短了约 30% ~60% 。

本文方法具有一定实用性和普适性,可推广应用于其他抗饱和控制系统设计中。

参考文献(References)

[1] 孙径广,孟庆鹏,李传明. 带有落角约束的反舰导弹自适应饱和制导律设计[J]. 指挥控制与仿真,2020,42(3):118-122.

SUN J G,MENG Q P,LI C M. Adaptive saturated guidance law

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

designed for anti-ship missile with terminal angular constraint [J]. Command Control & Simulation, 2020, 42(3): 118-122 (in Chinese).

[2] HU J C, ZHANG H H, WANG Z G. Hybrid adaptive control of spacecraft attitude with input saturation and external disturbance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(3): 642-649.

[3] PAULO R A, MIOARA J, CHRISTOPHE L, et al. Stable model predictives strategy for rendezvous hovering phases allowing for control saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(8): 1658-1675.

[4] HU Q L, TAN X, AKELLA M A. Fitie-time fault-tolerant spacecraft attitude control with torque saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(10): 2524-2537.

[5] 刘田禾,安昊,王常虹. 高超声速飞行器的抗饱和切换控制[J]. 宇航学报,2020,41(3):329-336.
LIU T H, AN H, WANG C H. Anti-windup switched control of hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(3): 329-336 (in Chinese).

[6] 刘田禾,张立宪,张瑞先,等. 基于切换系统的高超声速飞行器建模及抗饱和控制方法: CN110244768A[P]. 2019-09-17.
LIU T H, ZHANG L X, ZHANG R X, et al. Hypersonic vehicle modeling and anti saturation control method based on switched system: CN110244768A[P]. 2019-09-17 (in Chinese).

[7] 吴跃飞,马大为,乐贵高. 控制受限的火箭炮位置伺服系统鲁棒自适应反步控制[J]. 兵工学报,2013,34(4):476-483.
WU Y F, MA D W, LE G G. Robust adaptive backstepping control for rocket launcher position servo system with constraint control[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(4): 476-483 (in Chinese).

[8] 周洪波,裴海龙,贺跃帮. 状态受限的小型无人直升机轨迹跟踪控制[J]. 控制理论与应用,2012,29(6):778-784.
ZHOU H B, PEI H L, HE Y B. Trajectory-tracking control for small unmanned helicopter with state constraints[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(6): 778-784 (in Chinese).

[9] HERRMANN G, MENON P P, TURNER M C. Anti-windup synthesis for nonlinear dynamic inversion control schemes[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2010, 20(13): 1465-1482.

[10] GUILLAUME J J. Fault-tolerant flight control and guidance systems[M]. Berlin: Springer, 2009: 118-119.

[11] 孙超娇,陈勇,景博. 基于权值优化的多操纵面抗饱和控制分配策略[J]. 系统工程与电子技术,2019,41(6):1351-1357.
SUN C J, CHEN Y, JING B. Anti-windup control allocation strategy for over-actuated aircraft based on weight optimization [J]. Systems Engineering and Electronics, 2019, 41(6): 1351-1357 (in Chinese).

[12] 成高,刘满园,李宪强,等. 再入飞行器大攻角飞行时的姿态控制律设计[J]. 宇航学报,2017,38(8):847-854.
CHENG G, LIU M Y, LI X Q, et al. The attitude controller design for the reentry vehicle flying with high angle of attack[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(8): 847-854 (in Chinese).

[13] 周丽,姜长生,文杰. 超机动飞行的非线性鲁棒自适应控制系统研究[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(4):710-714.
ZHOU L, JIANG C S, WEN J. Research on robust and adaptive nonlinear control system of supermaneuverable fight[J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(4): 710-714 (in Chinese).

[14] 姜超,宋科璞,周海军. 基于 L1 自适应方法的尾坐式无人机控制律设计[J]. 兵工自动化,2017,36(8):14-19.
JIANG C, SONG K P, ZHOU H J. Control law design for tail-sitter UAV based on L1 adaptive control method[J]. Ordnance Industry Automation, 2017, 36(8): 14-19 (in Chinese).

[15] 陈洁,周绍磊,宋召青. 高超声速飞行器迎角观测器及控制器设计[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(7):827-832.
CHEN J, ZHOU S L, SONG Z Q. Nonlinear modelling and open-loop dynamatics characteristics for one hypersonic aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 827-832 (in Chinese).

[16] SONNEVELDT L, CHU Q P, MULDER J A. Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 322-335.

北京航空航天大学学报

Robust nonlinear flight control method against control saturation

SUN Bing[1,*], CHEN Wei[2]

(1. School of Information and Control Engineering, Jilin Institute of Chemical Technology, Jilin 132022, China;
2. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

Abstract: When the aerocraft is maneuvering in a large envelope, its rudder surface and engine are easily saturated. This phenomenon will not only affect the stability of the closed-loop system, but also greatly shorten the service life of the engine and other key components. To solve this problem, a nonlinear flight control method against saturation was designed. First, the strict feedback nonlinear model of the aerocraft was established. Then, the rudder control and engine speed control commands were designed by using adaptive backstepping design method, and the modeling error was approximated by Radial Basis Function (RBF) network. To solve the control saturation problem, the corresponding anti-saturation dynamic compensation systems were designed respectively. By establishing the Lyapunov function of the closed-loop system, the update weights of RBF network and the structural parameters of anti-saturation dynamic compensation system were determined by stability theory, which ensures the global stability of the designed closed-loop control system. Finally, the simulation results show that, when the control saturation occurs, the anti-saturation compensation system can modify the control command in real time, which helps the system to get out of saturation state quickly and shorten the saturation time by 30% – 60%, with high command tracking accuracy.

Keywords: aerocraft; control saturation; antisaturation compensation; Radial Basis Function (RBF) network; nonlinear control

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-28; **Accepted**: 2020-12-21; **Published online**: 2020-12-30 08:52
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1536.002.html
Foundation item: Science and Technology Fund of Jilin Provincial Education Department during the 13th Five Year Plan (JJKH20200252KJ)
* **Corresponding author**. E-mail: ai-bb@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0669

全下文载

共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究

江露生*，曹亚雄，刘婷，樊枫
（中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学国家级重点实验室，景德镇 333001）

摘 要：针对共轴刚性模型旋翼悬停状态，开展了桨叶表面压力测量试验与数值模拟研究。试验采用微型压力传感器进行桨叶表面压力测量，不仅获得了桨叶表面压力的试验数据，同时为 CFD 计算方法计算桨叶表面压力提供了验证数据。计算与试验结果对比吻合度良好，验证了 CFD 计算方法的有效性。研究获得了共轴刚性旋翼上下旋翼桨叶表面的流动情况和压力特性，结果表明：对于上下各 4 片桨叶的共轴刚性旋翼，桨叶表面压力随着桨叶旋转呈周期性变化，旋转一周出现 8 个小周期；在上下旋翼扭矩配平的悬停状态，下旋翼桨叶大部分区域受下洗流影响，下旋翼剖面拉力低于上旋翼；在桨尖区域，下旋翼的桨距角大于上旋翼，受各自上洗流的影响，下旋翼剖面拉力高于上旋翼。

关 键 词：共轴刚性旋翼；桨叶表面压力；压力测量试验；数值模拟；悬停状态
中图分类号：V211.52
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2484-10

共轴刚性旋翼高速直升机是当前及未来直升机的重点研究方向[1-2]，其上下旋翼在大速度前飞时升力均向前行侧偏置，充分发挥前行桨叶[3]的气动性能，同时为后行桨叶卸载，推迟甚至避免后行桨叶的气流分离，减弱了后行桨叶动态失速的影响。同时，在高速飞行时，通过降低旋翼转速来减弱前行桨叶桨尖的空气压缩性影响，从而实现高速飞行[4]。

由于共轴刚性旋翼的气动原理与常规旋翼具有明显差别，其气动环境和特征与常规旋翼也有很大不同。由于上下旋翼反向旋转，且相距很近，下旋翼大部分区域处于上旋翼强烈的下洗流中，并且存在严重的涡-涡干扰、桨-涡干扰等复杂流动现象，共轴刚性旋翼气动环境是非常复杂的，即使是在悬停状态其流场也是高度非定常的。桨叶表面压力是能够反映桨叶表面流动和旋翼气动特性的重要物理量，为此，本文通过开展共轴刚性旋翼桨叶表面压力计算分析与试验研究，深入探索共轴刚性旋翼气动特性和桨叶表面流动状态，这对指导旋翼气动设计具有重要的学术意义和工程价值。

国外，特别是美国针对共轴刚性旋翼气动特性已经开展了较多的研究[5-9]，但绝大多数都是针对共轴刚性旋翼气动性能、气动力、流场，而关于共轴刚性旋翼桨叶表面压力的试验研究却仍然很少。2016 年，西科斯基飞机公司针对 S-97 的旋翼、桨毂、机身开展了缩比模型的气动特性风洞试验研究[10]，并给出了少量的桨叶表面压力测量试验结果。国内，针对共轴刚性旋翼气动特性的研究起步较晚，不过在近几年发展较快，开展了一些

收稿日期：2020-11-30；**录用日期**：2021-01-08；**网络出版时间**：2021-02-03 10:53
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210202.1619.003.html
* **通信作者**. E-mail：jiangls@avic.com

引用格式：*江露生，曹亚雄，刘婷，等. 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2484-2493. JIANG L S，CAO Y X，LIU T，et al. Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2484-2493 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

理论[11-14]和试验[15-17]的研究,但尚未见公开发表共轴刚性旋翼桨叶表面压力测量试验研究的相关文献。

鉴于此,本文通过对 4 m 直径共轴刚性旋翼模型进行悬停状态桨叶表面压力测量试验,得到了上下旋翼桨叶不同剖面的表面压力数据,为其他数值建模研究提供了可靠的验证数据。在此基础上,根据试验结果,结合数值模拟方法,分析了上下旋翼桨叶表面的压力分布特性及气动干扰特性,得到了有意义的结论。

1　试验方法和内容

1.1　共轴刚性双旋翼试验台

本文试验使用的试验台如图 1 所示,其通过 2 个框式应变天平六分量天平分别对上下旋翼进行分开测力,主要部件包括电机、锥齿轮、内轴、外轴、轴承座、天平、滑油机,其中,内轴穿过轴承座内部,外轴中空套于轴承座外。对于此次表面压力测量试验,特别需要说明的是,上旋翼测压点压力数据采用集流环进行传输,下旋翼测压点压力数据采用无线的方式进行传输,无线遥测装置如图 2 所示。

本文试验采用微型压力传感器测量桨叶表面的非定常压力,传感器型号为 kulit LQ-62 型,压力传感器如图 3 所示。该型号传感器具有体积小、灵敏度高等优点,适用于本文桨叶表面压力测量试验。

试验台的数据采集处理系统由 PXI 系统组成,

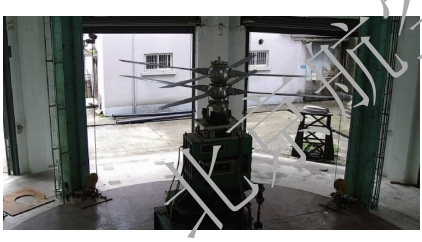


图 1　试验台及试验模型

Fig. 1　Experimental station and experimental model

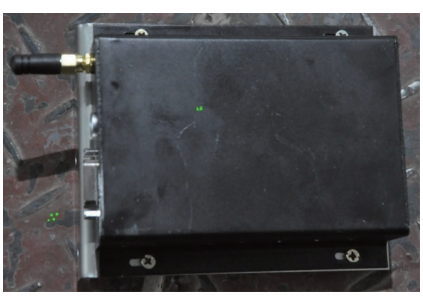


图 2　无线遥测装置

Fig. 2　Wireless telemetry device

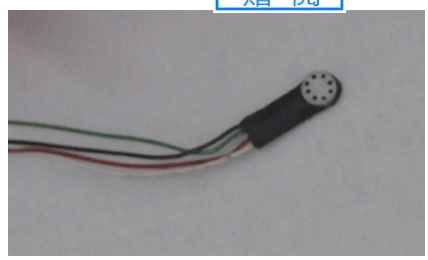


图 3　微型压力传感器

Fig. 3　Micro pressure sensor

采集处理通道为 96 个,可进行方位角触发同步采集。上旋翼压力数据通过集流环传输的信号数据通过下方码盘给定触发信号进行采集,一圈采集 64 个点,一次采集 80 圈数据。下旋翼压力数据通过无线遥测传输,以固定 2 000 Hz 的频率进行采集传输,传输至数据采集处理系统中,进行插值处理成一圈 64 个数据点,一次采集 80 圈数据,一个遥测具有 8 个通道,为保证方位角的精确,方位定位触发信号需要占用 1 个通道,实际压力数据采集只有 7 个通道。

1.2　试验模型

本文试验的模型为 4 m 直径共轴刚性旋翼,具体参数如表 1 所示。

上下旋翼桨叶分别在展向位置 $r=0.5R$ 和 $r=0.8R$ 两个剖面上布有测压点,如图 4 所示。

上表面布置有 5 个测压点,下表面布置有 3 个测压点。测压点位置为:上表面:$x/c=0.02$、0.05、0.12、0.30、0.7;下表面:$x/c=0.03$、0.15、0.75。x 为测压点距当地剖面前缘的距离,c 为剖面位置对应的弦长。

表 1　旋翼参数

Table 1　Rotor parameters

参数	数值
桨毂半径/mm	272
桨叶片数	4 + 4
旋翼旋转方向	上旋翼:逆时针;下旋翼:顺时针
旋翼半径 R/m	2
旋翼转速 N/(r·min^{-1})	778
旋翼间距	0.15R
翼型	OA3/4 系列

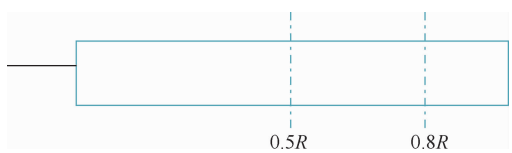


图 4　剖面位置示意图

Fig. 4　Schematic diagram of profile location

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.3 试验内容

本文试验模型旋翼的额定转速为 778 r/min，试验内容主要包括：测量悬停状态共轴双旋翼不同总距角配平状态（以上旋翼为准，$\phi_{0.7}=5°$、7°、9°、10°）下的上下旋翼桨叶表面压力数据，同时开展单旋翼悬停状态总距角（$\phi_{0.7}=5°$、7°、9°、10°）扫描桨叶表面压力测量试验。

2 数值模拟方法

由于试验中压力测量只有 2 个剖面位置，且每个剖面仅 8 个测压点数量，为更加全面地研究共轴刚性旋翼桨叶表面压力，本文同时采用了数值计算方法[18]进行了数值模拟，以深入研究共轴刚性旋翼桨叶表面压力的变化特性。

2.1 控制方程

由于共轴刚性旋翼上下旋翼气流相互干扰，不论是前飞还是悬停状态，都处于非定常状态，采用的控制方程为三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes（RANS）方程：

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_{\partial \mathrm{Vol}} \boldsymbol{W}\mathrm{d}\mathrm{Vol}+\oint_{\partial S}[\boldsymbol{F}(\boldsymbol{W})-\boldsymbol{G}(\boldsymbol{W})]\mathrm{d}S=0 \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{W}$ 为守恒变量；$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{W})$ 和 $\boldsymbol{G}(\boldsymbol{W})$ 分别为无黏通量和黏性通量。

为了减小物理耗散的影响及提高计算精度，采用低耗散的 Roe 格式，并结合 MUSCL 格式计算交接面上的无黏通量，同时采用物理时间和伪时间相结合的双时间方法进行时间步进。为了更好地捕捉黏性影响，采用了 S-A 一方程湍流模型。

与常规旋翼相同的是，共轴刚性旋翼各桨叶也存在旋转、变距等复杂运动。而与常规旋翼不同的是，共轴刚性旋翼 2 副旋翼反向旋转，且间距很小，上下旋翼存在复杂的气动干扰。因此，在生成网格时，上下旋翼桨叶网格要保持足够小的边界。为了准确模拟上下旋翼气动干扰流场，还要求在上下旋翼之间对背景网格进行加密，这也引起了网格量的剧烈增加，导致计算量增大。图 5 给出了共轴刚性旋翼嵌套网格示意图。本文计算采用的桨叶网格大小为 175 × 43 × 95（弦向 × 法向 × 展向），背景网格大小为 271 × 206 × 271（纵向 × 垂向 × 横向），对处于桨盘平面附近和桨尖附近的背景网格进行局部加密处理。

2.2 共轴刚性旋翼悬停状态计算与试验对比

将本次试验测量得到的结果进行处理，将各个剖面测量得到的压力值 P 进行无量纲化得到压力系数 C_p，计算公式如下：

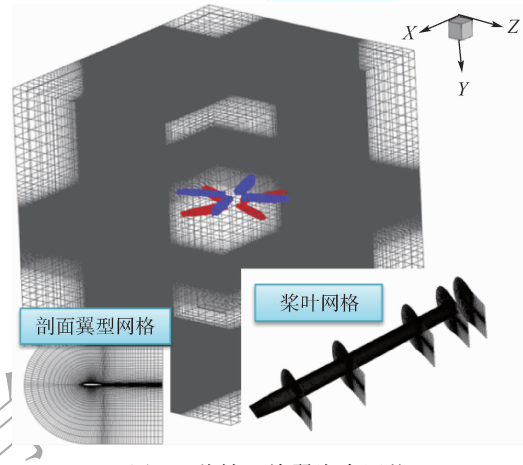


图 5 共轴双旋翼嵌套网格

Fig. 5 Coaxial dual-rotor overset grids

$$C_p=(P-P_0)/(0.5\rho V_{\mathrm{r}}^2) \tag{2}$$

式中：ρ 为空气密度；P 为试验中测量得到的压力值；P_0 为试验开始前测量得到的压力初始值；V_{r} 为对应剖面的相对来流速度。数值模拟得到的压力系数处理方式与试验一致。

首先，研究桨叶表面压力的计算与试验的对比情况，选取拉力系数为 0.016 3 的共轴双旋翼悬停状态在 180°方位角的剖面压力分布。图 6 给出了配平状态上下旋翼在 180°方位角桨叶表面压力计算与试验的对比曲线。图中：C_{w} 为拉力系数。可以看出，上下旋翼的计算结果在 0.5R剖面吻合得较好，而在 0.8R 剖面上，翼剖面压强分布吻合度略差。受上旋翼尾迹干扰，下旋翼桨叶 0.8R ~ 0.9R 处的流动特征最为复杂，上旋翼收缩的尾迹与桨叶在该位置附近易发生垂直干扰[19]，引起尾迹涡的破碎，破碎的涡会对局部的气动力产生影响。尾迹涡与桨叶的这种干扰过程是非定常的，在旋转周期上呈现一定程度的非稳态特性，这种特征也给试验的准确测量和数值模拟带来了困难，从而造成两者之间的误差。

图 7 给出了下单旋翼悬停 0.5R 剖面压力系数试验结果与计算结果的对比曲线。可以看出，计算与试验吻合得很好。图 8 给出了单旋翼悬停 0.8R 剖面压力系数试验结果与计算结果的对比曲线。可以看出，0.8R 剖面压力系数的计算结果与试验结果吻合度良好。无论是单旋翼还是双旋翼的计算与试验对比，吻合度均良好，可以看出数值模拟的精度较高，可有效进行共轴刚性旋翼桨叶表面压力特性计算研究。同时，互相验证了结果的可靠性，也为后续分析奠定了基础。

北航学报 赠阅

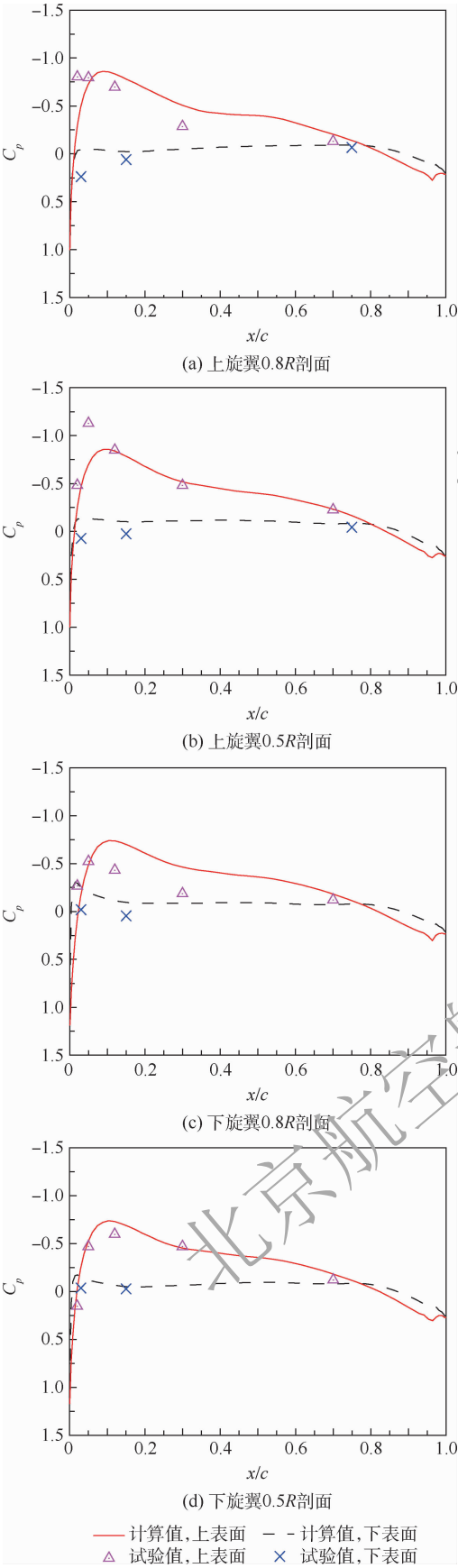


图 6　桨叶表面压力系数计算与试验对比曲线（$C_w=0.016\ 3$）

Fig. 6　Comparison of blade surface pressure coefficient between calculation and experiment ($C_w=0.016\ 3$)

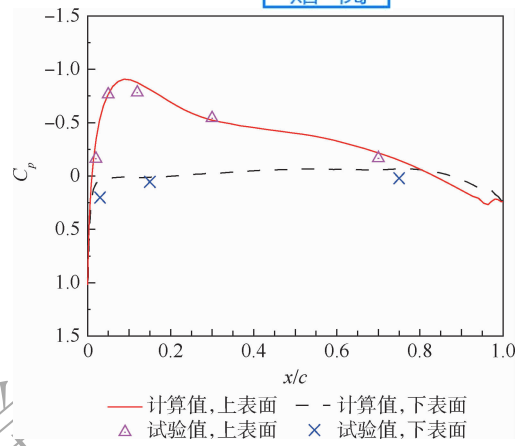


图 7　桨叶 0.5R 剖面压力系数计算与试验对比曲线（$C_w=0.010\ 2$）

Fig. 7　Comparison of pressure coefficient of 0.5R blade profile between calculation and experiment ($C_w=0.010\ 2$)

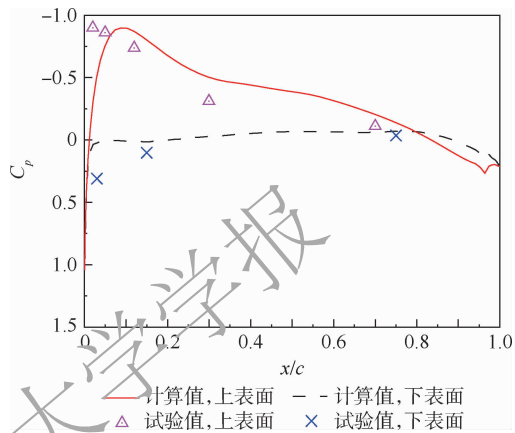


图 8　桨叶 0.8R 剖面压力系数计算与试验对比曲线（$C_w=0.010\ 2$）

Fig. 8　Comparison of pressure coefficient of 0.8R blade profile between calculation and experiment ($C_w=0.010\ 2$)

3　试验与计算结果分析

3.1　配平状态桨叶表面压力特性

为观察共轴双旋翼桨叶表面压力旋转一周的变化曲线，在旋转一周采集 64 个点的情况下，选取试验配平状态上下旋翼桨叶 0.8R 和0.5R剖面上表面 0.02c 测压点，压力变化曲线如图 9 和图 10所示（图中：φ 为方位角）。可以看出，上旋翼的上表面 2 个测压点的压力变化在一个旋转周期内存在 8 个明显的小周期，这是由于上旋翼的桨叶与下旋翼桨叶在一圈内相遇 8 次，会出现 8 次明显的瞬时压力变化，下旋翼桨叶表面压力亦是如此。

从 0.5R 和 0.8R 剖面的下旋翼 0.02c 测压点的不同拉力系数下压力变化可以看出，下旋翼受到上旋翼下洗流的影响，拉力增大，压力系数波动的幅值也会明显增大。但 0.5R 的测压点压力随着拉力系数增大的幅值变化没有 0.8R 剖面的大，

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

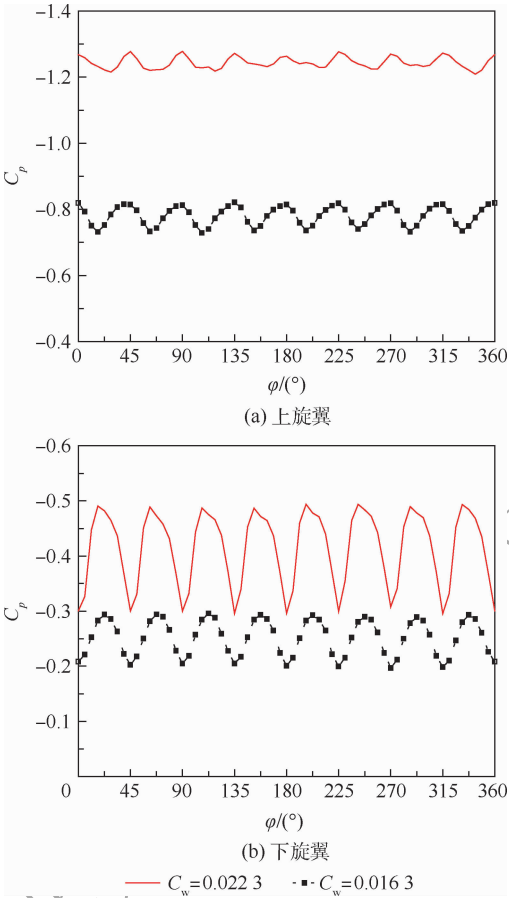


图 9 桨叶 0.8R 剖面测压点压力系数随方位角变化曲线(试验值)

Fig. 9 Pressure coefficient variation with azimuth angle at pressure measuring point of 0.8R blade profile(experiment value)

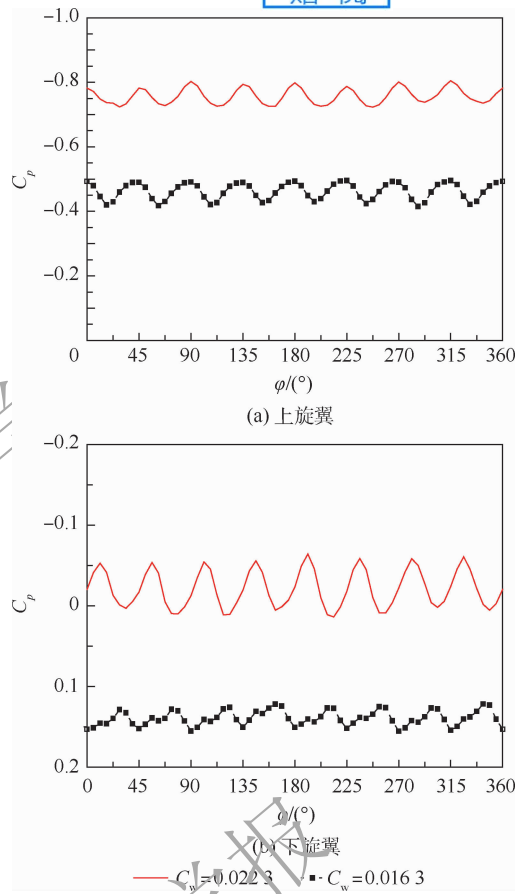


图 10 桨叶 0.5R 剖面测压点压力系数随方位角变化曲线(试验值)

Fig. 10 Pressure coefficient variation with azimuth angle at pressure measuring point of 0.5R blade profile(experiment value)

这是由于下旋翼 0.8R 剖面不仅受到下洗流的影响,还受到桨尖涡的影响。而上旋翼 2 个剖面 0.02c测压点的压力随着旋翼拉力系数增大幅值变化没那么明显。

本文试验状态及结果有限,为进一步分析桨叶表面压力特性,开展相关的计算研究。首先,分析共轴双旋翼配平状态(上下旋翼扭矩平衡)的桨叶表面压力特性,此时上下旋翼总距角分别为 8°和 9°,上旋翼拉力系数为 0.008 82,下旋翼拉力系数为 0.007 46。可以看出,下旋翼的总距角虽然比上旋翼要大,但拉力却要小于上旋翼。图 11 给出了配平状态上下旋翼桨盘的拉力分布云图。可以看出,下旋翼桨盘的大部分区域拉力小于上旋翼,说明此时上下旋翼存在明显的气动干扰,且下旋翼受到的干扰影响较大。

图 12 给出了配平状态上下旋翼径向剖面的轴向诱导速度 V 云图。可以看出,下旋翼桨叶比较大的一部分区域(0.4R ~ 0.9R)的诱导速度明显要大于上旋翼桨叶,诱导速度的增大使得桨叶

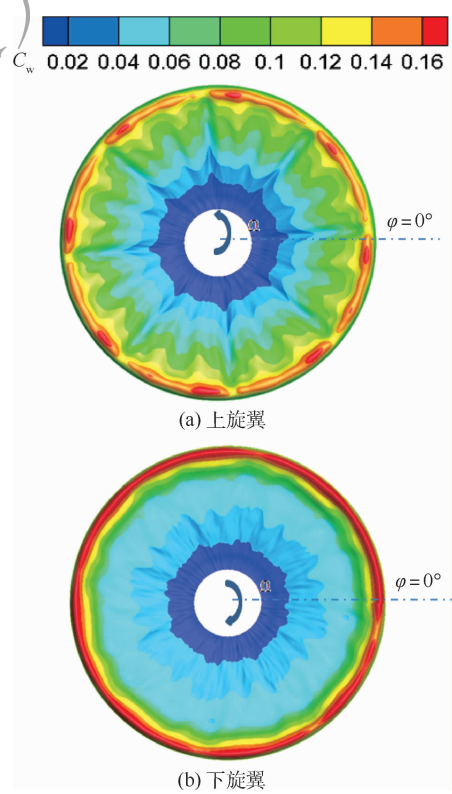


图 11 配平状态桨盘拉力分布

Fig. 11 Distribution of disc traction in trimmed state

北航学报 赠阅

的有效迎角减小，这也就导致下旋翼总距角虽然大于上旋翼，但拉力明显低于上旋翼。而桨尖部分区域的流场主要受到各自桨尖上洗流的影响，桨叶周围的诱导速度场的变化必然会影响桨叶表面的压力变化。由于桨叶不同剖面位置受到的轴向诱导速度不一致，计算了 0.5R、0.8R 和0.98R 三个剖面位置前缘区域的压力云图，如图 13 所示。可以明显看出，在桨叶 0.5R 和 0.8R 上旋翼桨叶上表面的低压区域明显多于下旋翼，而在0.98R出现相反的结果，翼型剖面的压力大小直接影响了剖面的升力，如图 14 所示。可以看出，上下旋翼压力系数差异主要在前缘区域，也是翼型的主要升力段。在 0.5R 和 0.8R 剖面位置的上旋翼桨叶压力系数的负压峰值大于下旋翼，而下旋翼在0.98R 剖面位置的升力大于上旋翼，主要是因为0.98R 处下旋翼的总距角大于上旋翼，且此时主要受到各自上洗流的影响。



图 12　上下旋翼轴向诱导速度云图(180°方位角)

Fig. 12　Axial induced velocity contour of upper and lower rotor (180° azimuth angle)

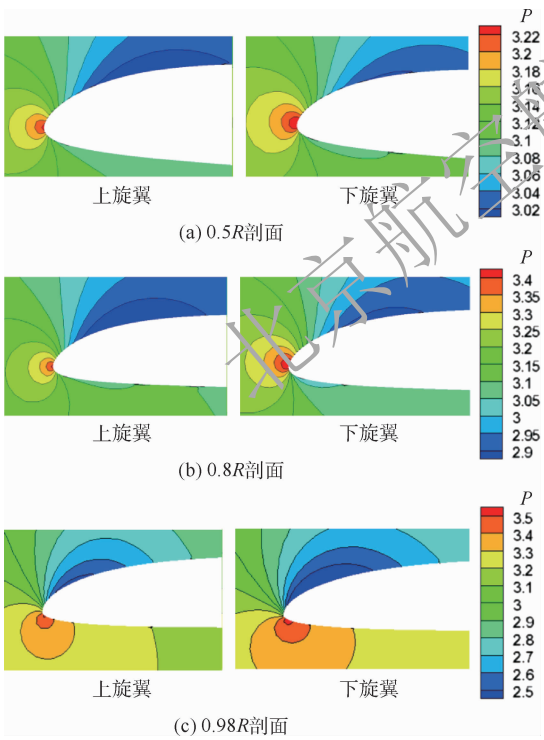


图 13　上下旋翼剖面压力云图(180°方位角)

Fig. 13　Profile pressure contour of upper and lower rotor (180° azimuth angle)

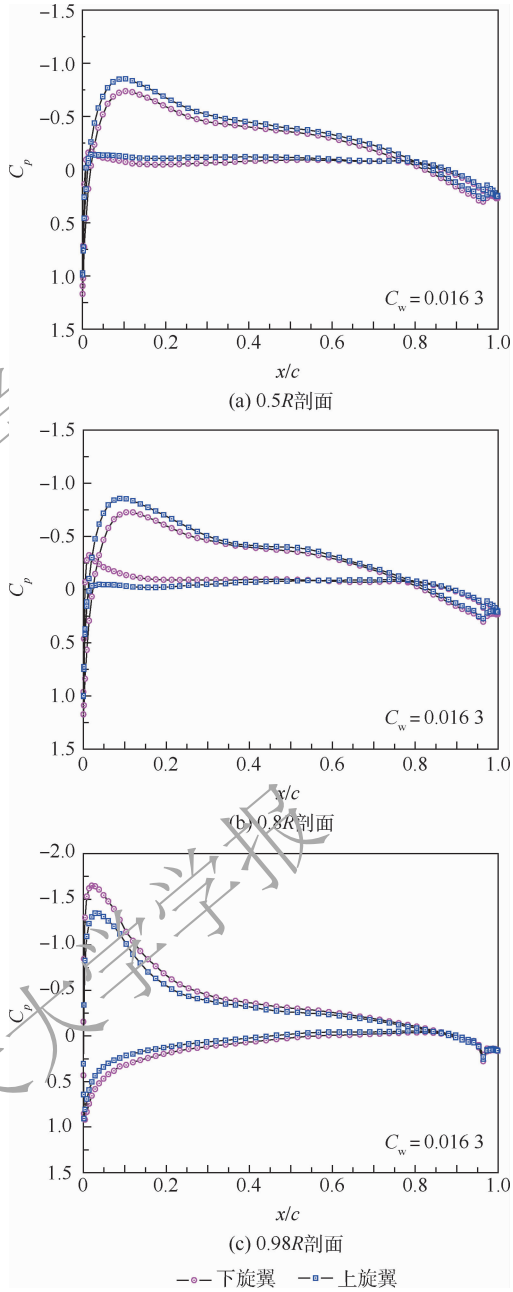


图 14　不同剖面位置压力系数分布(180°方位角)

Fig. 14　Pressure coefficient distribution at different profile positions (180° azimuth angle)

共轴双旋翼上下旋翼反向旋转，因此上下旋翼桨叶表面的压力也是非定常的。图 15 给出了上下旋翼桨叶 0.5R 剖面位置不同弦向位置点的压力系数随方位角变化曲线。可以看出，桨叶表面的点，无论是靠近前缘还是后缘，压力均随着方位角呈周期性变化，由于上旋翼一片桨叶与下旋翼桨叶在一圈内相遇 8 次，会出现 8 次明显的瞬时压力变化，而且整体来看上旋翼的压力脉动幅值要高于下旋翼。

3.2　相同总距角状态下桨叶表面压力特性

为更好研究共轴刚性旋翼上下旋翼气动干扰

北航学报 赠阅

情况,选取上下旋翼总距角均为9°及单旋翼总距角为9°状态下的桨叶表面压力进行对比,此时上旋翼拉力系数0.010 8,下旋翼拉力系数0.006 5,单旋翼拉力系数 C_w = 0.012 0,上旋翼拉力与单旋翼接近,而下旋翼拉力远低于二者。图16给出了上下旋翼和单旋翼均为9°总距角状态下的桨盘拉力分布云图。可以看出,上下旋翼存在明显的气动干扰。

图17给出了上下旋翼和单旋翼的拉力系数随着方位角变化曲线,单旋翼的拉力系数近乎一条直线,而上下旋翼的拉力系数则随着方位角呈周期性变化,旋转一圈,呈现出8个小周期。

图18给出了相同总距角状态下不同剖面的压力系数分布计算结果。可以看出,0.5R和0.8R上旋翼剖面的压力系数与单旋翼比较接近,但整个剖面的拉力在几个剖面位置均低于单旋翼,而下旋翼剖面拉力比上旋翼小得较多。在桨尖部分,0.98R剖面位置上下旋翼的压力系数非常接近,但负压峰值还是略低于单旋翼,此时桨尖区域上下旋翼存在一定的干扰,但干扰相对较小。

图19给出了0.5R剖面桨叶上表面弦向位置0.02c和0.3c的压力系数随方位角变化曲线。上

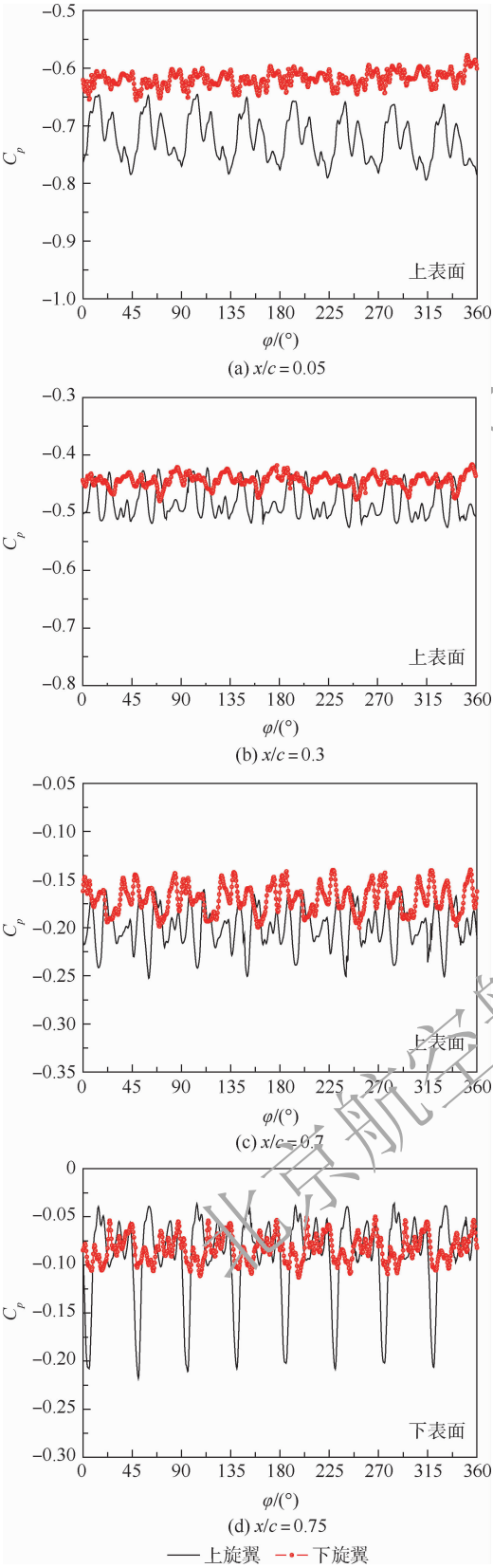


图15 不同弦向位置点压力系数随方位角变化曲线(C_w = 0.016 3)

Fig. 15 Pressure coefficient variation with azimuth angle at different chordwise positions (C_w = 0.016 3)

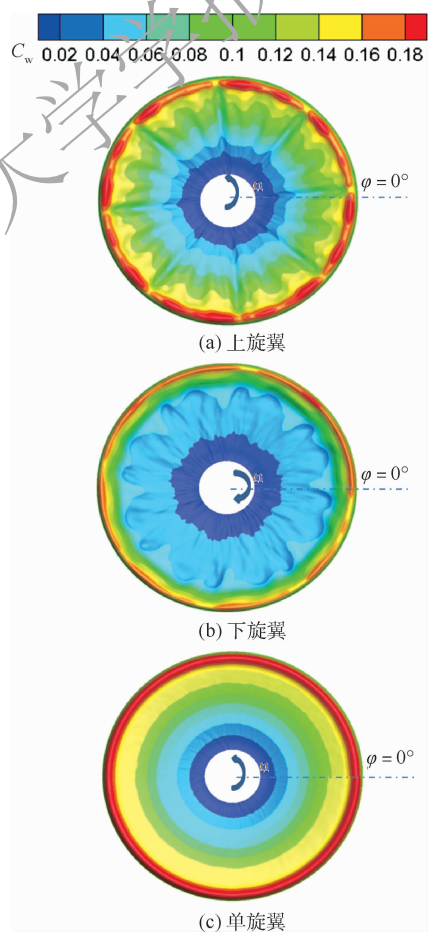


图16 同总距角状态桨盘拉力分布

Fig. 16 Distribution of disc traction at the same total pitch angle

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

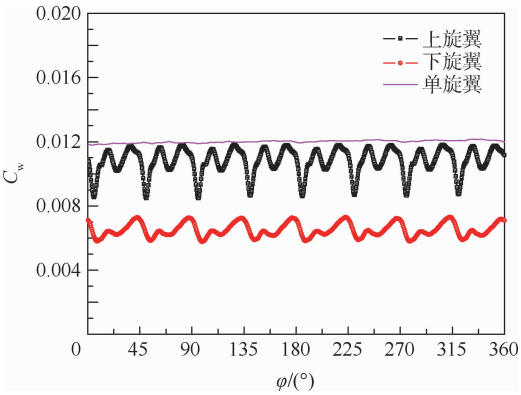


图 17　同总距角状态拉力系数随方位角变化曲线

Fig. 17　Traction coefficient variation with azimuth angle at the same total pitch angle

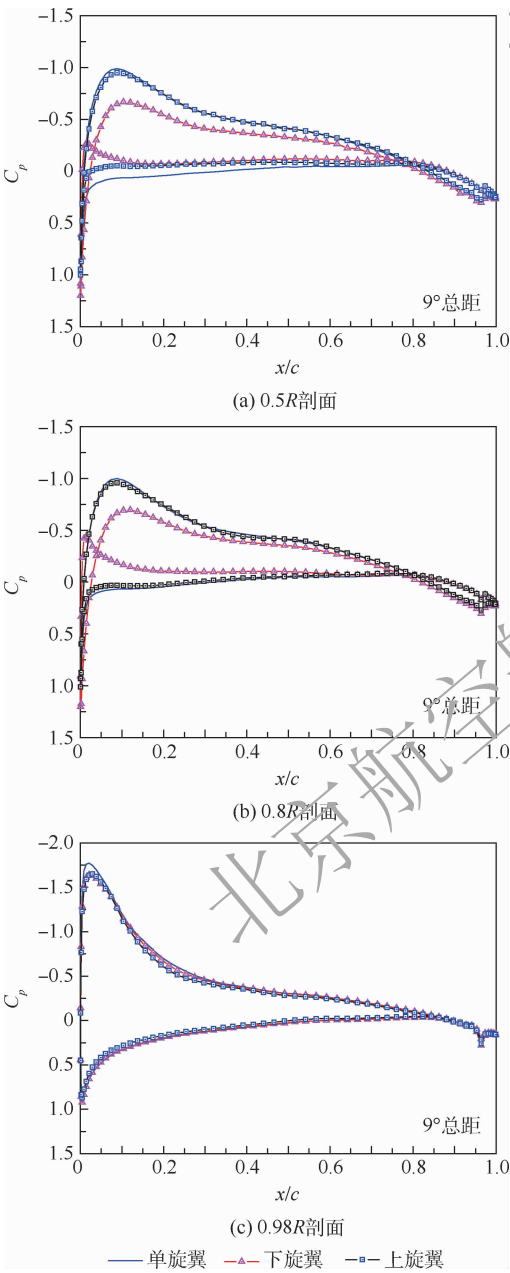


图 18　同总距角状态不同剖面位置压力系数分布(180°方位角)

Fig. 18　Pressure coefficient distribution at different profile positions at the same total pitch angle (180° azimuth angle)

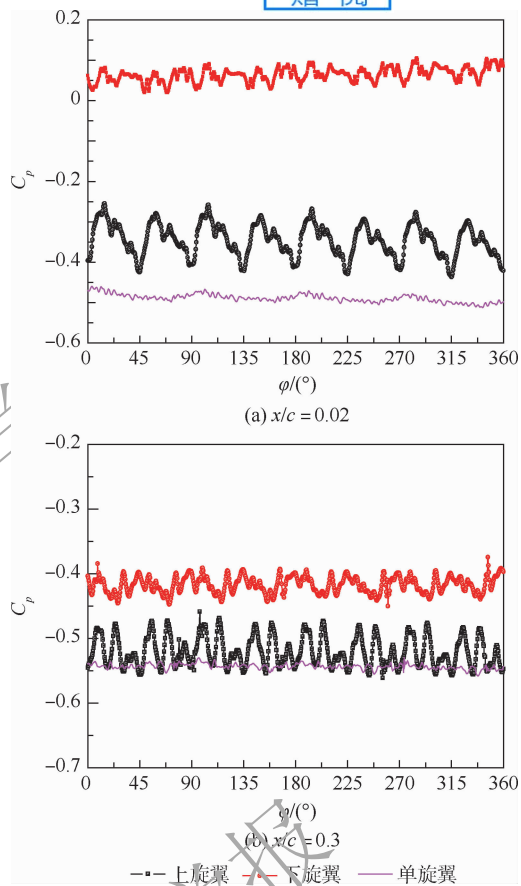


图 19　剖面点压力系数随方位角变化曲线

Fig. 19　Pressure coefficient variation with azimuth angle at profile measuring point

旋翼呈现比较清晰的周期性，而下旋翼受到的干扰较大，剖面的压力系数随着方位角波动更为明显，而单旋翼波动很小，近乎是一条直线。

4　结　论

本文针对共轴刚性模型旋翼悬停状态桨叶表面压力进行了试验与计算结果分析研究，得出以下结论：

1）获得了共轴刚性旋翼桨叶表面非定常压力变化试验数据，并验证了计算模型的有效性。

2）对于上下旋翼各 4 片桨叶的共轴双旋翼悬停状态，桨叶表面压力随着桨叶旋转呈周期性变化，桨叶旋转一周，压力变化 8 个小周期，而且上旋翼的压力脉动幅值高于下旋翼。

3）在配平状态，下旋翼的总距角大于上旋翼，而下旋翼桨叶大部分区域受下洗流影响，使得下旋翼剖面拉力低于上旋翼；桨尖区域主要受到各自上洗流的影响，使得下旋翼桨尖部分的升力高于上旋翼。

4）相同总距角状态下，大部分区域上旋翼的剖面负压峰值接近单旋翼，但远高于下旋翼；而桨

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

尖区域上下旋翼桨叶剖面的负压峰值基本一致，但还是略低于单旋翼。

参考文献（References）

[1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报 2015,47(2):173-179.
WU X M. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2015,47(2):173-179(in Chinese)

[2] GREG L P,ANGSHUMAN B S. JMR development[C]// American Helicopter Society 72th Annual Forum,2016:389-399.

[3] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术,2012(3):9-14.
DENG J H. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. Aeronautical Science & Technology,2012(3):9-14(in Chinese).

[4] RUDDELL J A, MACRINO J A. Advancing blade concept (ABC)™ high speed development[C]// American Helicopter Society 36th Annual Forum,1980:1-13.

[5] PAGLINO V M, BENO E A. Full-scale wind tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system[R]. United Aircraft Corp Stratford Conn Sikorsky Aircraft Div,1971:1-13.

[6] KIM H W, KENYON A R, BROWN R E, et al. Interactional aerodynamics and acoustics of a hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. Aeronautical Journal,2009,113(1140):65-78.

[7] WALSH G,JACOBELLIS G. An acoustic investigation of a coaxial helicopter in high-speed flight[C]// American Helicopter Society 72th Annual Forum,2016:322-354.

[8] SCHATZMAN N L. Aerodynamics and aeroacoustic sources of a coaxial rotor[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2018:67-90.

[9] SHAMA K,BRENTNER K S,JIA Z,et al. Aeroacoustic study of lift offset coaxial rotor using free wake analysis[C]// American Helicopter Society 75th Annual Forum,2019:400-417.

[10] LORBER P,LAW G,O'NEILL J,et al. Overview of S-97 RAIDR™ scale modle tests[C]// American Helicopter Society 72th Annual Forum,2016:143-160.

[11] 张昆. 基于 CFD 方法的高速直升机共轴刚性双旋翼的气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学. 2012:74-84.
ZHANG K. Researches on aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor of high-speed helicopter based on CFD method [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012:74-84(in Chinese).

[12] 叶靓,徐国华. 共轴式双旋翼悬停流场和气动力的 CFD 计算[J]. 空气动力学学报,2012,30(4):437-442.
YE L,XU G H. Calculation on flow field and aerodynamic force of coaxial rotors in hover with CFD method [J]. Acta Aerodynamica Sinica,2012,30(4):437-442(in Chinese).

[13] 谭剑锋,孙义鸣,王浩文,等. 共轴刚性双旋翼非定常气动干扰载荷分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018,44(1):50-62.
TAN J F,SUN Y M,WANG H W,et al. Analysis of rigid coaxial rotor unsteady interactional aerodynamic loads[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(1):50-62(in Chinese).

[14] 吴希明,祁浩天,马率,等. 共轴刚性旋翼气动干扰数值计算方法研究[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(2):147-153.
WU X M,QI H T,MA S,et al. Research on numerical method of coaxial rigid rotor aerodynamic interaction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2):147-153(in Chinese).

[15] DENG J H,FAN F,LIU P A,et al. Aerodynamic characteristics of rigid coaxial rotor by wind tunnel test and numerical calculation[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2019,32(3):568-576.

[16] 杨永飞,林永峰,樊枫,等. 共轴刚性旋翼流场测量试验研究[J]. 南京航空航天大学学报 2019,51(2):178-187.
YANG Y F,LIN Y F,FAN F,et al. Flow field measurement investigation on rigid coaxial rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2019,51(2):178-187(in Chinese).

[17] 章贵川,彭先敏,车兵辉,等. 共轴刚性旋翼试验自动配平技术研究[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(2):227-232.
ZHANG G C,PENG X M,CHE B H,et al. Research on automatic trim technology of coaxial rigid rotor test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2):227-232(in Chinese).

[18] 樊枫. 直升机非定常干扰流场与声场的计算方法研究及应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2013:25-59.
FAN F. Research on numerical methods for unsteady interaction flowfield and aerocoustics of helicopters and their applications [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2013:25-59(in Chinese).

[19] QI H T,XU G H,LU C,et al. A study of coaxial rotor aerodynamic interaction mechanism in hover with high-efficient trim model[J]. Aerospace Science and Technology,2019,84:1116-1130.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state

JIANG Lusheng*, CAO Yaxiong, LIU Ting, FAN Feng

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: For the coaxial rigid model rotor in hovering state, the experimental and numerical simulation research on blade surface pressure measurement were carried out. The micro pressure sensor was used to measure the blade surface pressure, which not only obtains the experimental data of blade surface pressure, but also provides verification data for CFD method to calculate the blade surface pressure. The calculation results are in good agreement with the experimental results, which verifies the effectiveness of CFD method. The flow and pressure characteristics of the upper and lower rotor blade surface of the coaxial rigid rotor were obtained. The results show that, for coaxial rigid rotor with 4 upper blades and 4 lower blades, the blade surface pressure changes periodically with the rotation of the blade, and there are eight small cycles in one rotation cycle. In the hovering state of the upper and lower torque balancing, most of the area of the lower rotor blade is affected by the downwash flow, and the profile pull of the lower rotor is lower than that of the upper rotor; total pitch angle of the lower rotor in the tip region is larger than that of the upper rotor, and affected by respective upwash flow, the profile pull of the lower rotor is higher than that of the upper rotor.

Keywords: coaxial rigid rotor; blade surface pressure; pressure measurement experiment; numerical simulation; hovering state

北京航空航天大学学报

Received: 2020-11-30; **Accepted**: 2021-01-08; **Published online**: 2021-02-03 10:53

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210202.1619.003.html

* **Corresponding author**. E-mail: jiangls@avic.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0124

警觉性光环境对飞行认知任务表现的影响

全下文载

陈彦蒿，余隋怀，初建杰*，寸文哲
（西北工业大学 工业设计与人机工效工信部重点实验室，西安 710072）

摘 要：从飞行认知任务的主客观表现测试了单色蓝光和3组富蓝多色光对飞行认知任务警觉性水平变化的影响。客观实验评测包括飞行主辅任务测量和信息检视任务测量，分别从计算力及记忆力水平，判断力、寻错力及逻辑力水平，获取4组警觉性光环境下飞行认知任务表现水平的变化情况；主观综合评测通过多维指标的警觉性主观自评量表，运用熵权TOPSIS法建立主观综合评价模型，得到各组光环境下的主观综合评价排序。将主客观的测量结果进行综合分析，结果表明：单色蓝光在飞行主辅任务测量中计算力水平成绩明显高于其他组，4组光环境对记忆力水平均无显著影响；在信息检视任务测量中单色蓝光与富蓝白光对认知表现的提升效应持平，明显高于其他组；整体主观感受方面，富蓝白光综合评价最高。结果可以对驾驶舱警觉性照明设计提供指导。

关 键 词：人机工效学；警觉性；富蓝光；认知疲劳；综合评价
中图分类号：R857.13
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2494-09

光是人类最重要的环境影响因素之一，其对人们的行为、节律、睡眠、情绪及认知能力有强大的影响[1]。对光的反应研究最初是在警觉性相关的皮层下结构（下丘脑、脑干、丘脑）和边缘区（杏仁核和海马）观察到的，对大脑认知警觉性的发现提供了生理依据[2]。光不仅是提供视觉信息的传递媒介，还是构成非视觉功能的强大调节器，光包括提高警觉性和部分认知任务的表现，其作为大脑功能和认知的重要供给源。由此可见，光环境的质量将直接影响到作业任务的绩效及判断。Mills 等[3]研究了不同色温的光照环境对工人的工作表现影响程度，表明了不同色温能够明显干预被试者的工作效率和幸福感；Xiao 等[4]研究了光通量和光谱的变化，影响人类昼夜节律、警觉性和情绪的反应幅度，揭示了光对人类影响的非视觉效果。

近年来，适航安全性成为通航研究的重点，数据表明飞行事故及事故征候大多由人为失误导致[5]，长航时多任务作业下飞行员容易出现注意力分散、累积性疲劳，造成认知绩效降低，其中31.6%的重大事故发生在飞行员认知负荷较高的决策阶段[6]，因此研究者开始尝试通过调节照明系统的光环境来降低长航时飞行给飞行员带来的负面影响，使其维持航行中飞行员的警觉性和可靠性[7]。Motamedzadeh 等[8]通过提高蓝白光源照明的色温，调节夜班工作的昼夜节律、减少嗜睡，并提高控制室夜班工作人员的认知能力；Scheuermaier 等[9]研究表明富蓝白光与多色白光相比，更能改善客观警觉性和认知表现。这些研究表明，蓝光较其他单色或多色光可以更有效激活人类的非视觉反应，提高人体警觉度、任务表现和持续注意力等因素。

蓝光对于人类的昼夜节律很重要[10]，与增强人的情绪[11]和认知表现[12]有关，能够有效提高

收稿日期：2021-03-16；**录用日期**：2021-04-24；**网络出版时间**：2021-06-15 16:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210615.1446.006.html
基金项目：国防科技基础加强计划技术领域基金 (2020-JCJQ-JJ-439)
* **通信作者**. E-mail：cjj@nwpu.edu.cn

引用格式：陈彦蒿，余隋怀，初建杰，等. 警觉性光环境对飞行认知任务表现的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2494-2502. CHEN Y H，YU S H，CHU J J，et al. Effect of alertness light environment on flight cognitive task performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2494-2502 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

警觉度[13],还在一定程度上对脑部认知功能以及情绪调控等方面有着积极的作用[14]。鲁玉红等[15]研究了 3 种不同峰值波长蓝光下的光生物节律效应,发现 468 nm 的单色蓝光对人体光生物节律影响最大;Alkozei 等[16]将蓝光与琥珀光进行了对比研究,结果显示,蓝光对工作任务具有更快的反应时对嗜睡和疲劳有较好的抑制作用。这些研究结果均表明,富含蓝光的光源表现出更好的警觉干预性,因此开展以蓝光为核心主光色的富蓝多色光警觉性影响分析研究具有重要意义。通常单色蓝光由于其显色性,在飞机驾驶舱照明中鲜有使用,尤其是对长航时疲劳状态下,照明对复杂飞行任务的警醒影响程度关注较少。因此本文以蓝光为主光色基础上,引入其他波长的辅光色,探讨富蓝多色光对飞行任务的认知警觉性影响,经过 2 个阶段的飞行认知任务和主观评价实验分析,找到综合表现更好的飞机驾驶舱警觉性照明光环境。

1　警觉性认知任务设定

警觉性水平可以通过主客观任务测量来反映,如认知行为、主观反应、疲劳程度、响应时间以及自我报告的清醒程度[17]。在飞行过程中,飞行仪表中的信息呈现是飞行员在空中操作的重要参考和决策依据,也是能否成功完成飞行任务的关键,同时主辅任务测量法是脑力负荷评定方法中的重要测量方法,可以有效评估飞行员的生理心理储备[18]。由于飞行认知功能的复杂性和多维性,很难用单一评价方法对其进行全面评价。因此,本文联合应用以上 2 种具有典型任务特征的测量方法,用于飞行认知功能的综合评估,以任务反应时、正确率和量表分数为指标,获得实验光环境与飞行认知功能的关联影响关系。

1.1　飞行主辅任务设计

主辅任务测定是在主任务进行的同时,加入一个或多个额外作业,使被试者的认知剩余资源被占用,致使任务绩效受到影响,从而获得绩效随认知任务变化的敏感性[19]。长时间飞行会使飞行员绩效、机警水平降低,进而影响其认知功能,表现为个体记忆力水平下降、注意力不集中、逻辑思维水平减弱,因此将飞行驾驶作为测量的主任务,辅任务采用记忆复现和数学计算实验。记忆复现每组选取 3 个飞行参数指标词汇,实验开始后对被试者进行词汇信息传达,间隔空档时间后,进行某一数字的阶梯型递减计算,被试者要求依次报出逐级递减的计算结果,完成数学计算模块后,进行词汇信息的复述,记录测试的正确率及完成时间,飞行主辅任务的设计内容如表 1 所示。

表 1　飞行主辅任务设计

Table 1　Flight primary and secondary task design

主任务	辅任务 1	辅任务 2	辅任务 1-1
飞行驾驶与操纵	词汇记忆	数字阶梯层减计算	词汇回忆并口述

1.2　信息检视任务设计

飞行数据信息检视任务作为飞行员的典型作业任务,对被试者的注意、反应能力及大脑的觉醒程度要求较高[20],能全面反映飞行员长航时的作业特点,满足警觉性测试需求,故选取数据信息检视判定作为认知实验任务。根据适航条款及飞行手册结合实验任务目的,设置判读指标参数范围,评判仪表指针是否处于正常范围,进行仪表异常信息识别,当发现某信息出现异常时,根据培训内容作出响应,如图 1 所示。其仪表判读区间设定范围,如表 2 所示。

判读界面多信息下各数值是否处于正常范围,利用视觉搜索在多信息呈现界面中,迅速判定非正常范围内容并及时做出反应,此界面信息包括空速、横滚角、俯仰角、航向角及气压高度 5 种不同的飞行核心参数,如图 2 所示。实验中每张显示界面均存在一处数据信息异常,被试者根据实验培训内容快速进行判断并做出响应。其界面

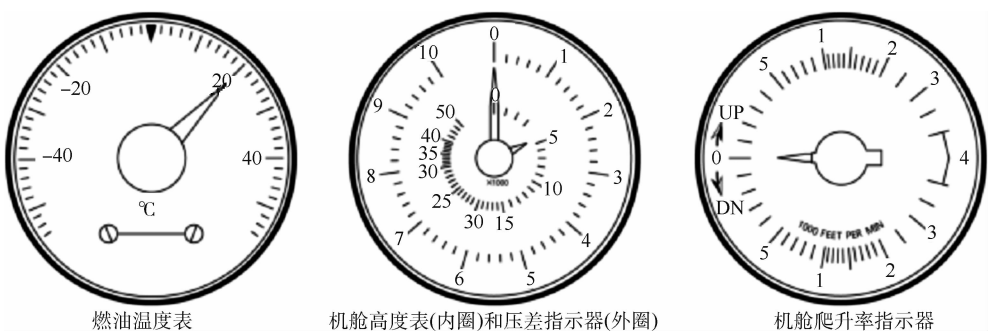


图 1　仪表指针判定方案设计示例

Fig. 1　Design example of instrument pointer decision scheme

北航学报 赠阅

表 2 仪表判读区间

Table 2 Instrument interpretation interval

仪表名称	下限限制范围	正常适用范围	上限限制范围
燃油温度表	< -32℃	-32 ~ 38℃	>38℃
机舱高度表(内圈)	<2.8(1 000)ft	<7.45psi	
压差指示器(外圈)		<7.80psi	>2.8(1 000)ft
机舱爬升率指示器	下降	0.3 ~ 2.5(1 000)fpm 0.6 ~ 3.3(1 000)fpm	爬升

注:ft 为长度单位,英尺,1 ft = 0.304 8 m;psi 为压强单位,磅力/平方英寸,1 psi = 6 894.76 Pa;fpm 为英制风速单位,英尺/分钟,1 fpm = 5.08×10^{-3} m/s。

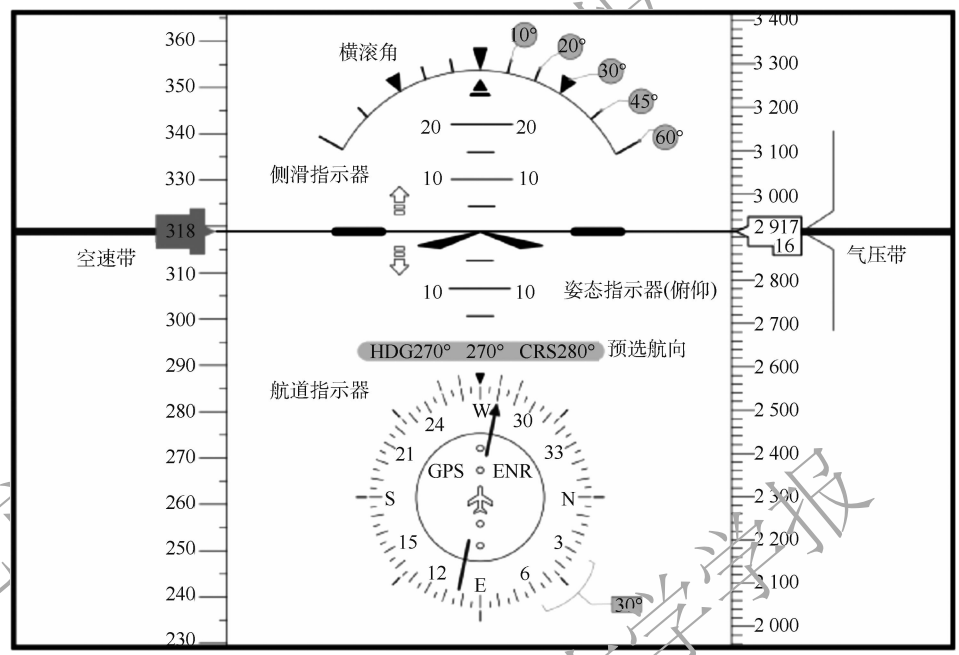


图 2 多信息界面判定方案设计示例

Fig. 2 Multi-information interface decision scheme design example

综合判读区间设定范围,如表 3 所示。

信息检视任务是对被试者处理各类信息的理解、分析、判断、推理、论证等综合思维加工能力的测量,是一项复杂的认知任务,需要投入更多的心理资源,因而更显著地体现出大脑认知的差异性。

表 3 界面综合判读区间

Table 3 Interfacial comprehensive interpretation interval

界面信息	异常设置	按键响应	读数规则
空速	≥400 km/h	1	指针方向固定,空速带上下移动
横滚角	≥20°	2	侧滑指示器静止,指针及半弧刻度以飞机中心为圆心旋转
俯仰角	≥20°	3	飞机中心点静止,俯仰带上下移动
航向角	≥45°	4	指针方向固定,航道指示器表盘转动
气压高度	≥3.00 km	5	指针静止,气压带上下移动

2 主观综合评价模型构建

主观评价测量是指被试者完成操作任务后,根据相关定义和规则,对自身感受到的光环境警觉性进行表达。根据实验方案设定,初步通过文献研究确定与警觉性相关的量表条目,邀请专家进行相似性评分,从而对评分结果进行 K-means 聚类分析,将 10 项聚类的分群条目进行高度凝练与概括,得到包含 10 个方面的多维度警觉性自评指标 N。通过熵权 TOPSIS 法[21]建立主观综合评价模型,得到各实验光环境下主观评价的偏好等级排序。

1)假定 n 个评价指标与 m 个待评价方案构成多目标决策矩阵 $\boldsymbol{X}$,其中 x_{ij} 为第 i 个待评价方案的第 j 个指标特征量,形成原始矩阵 $\boldsymbol{X} = (x_{ij})_{m\times n}$:

$$\boldsymbol{X} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mn} \end{bmatrix} \tag{1}$$

运用 min-max 标准化处理,对原始数据进行线性变换,使计算值映射到 0 ~ 1 之间。转换函数如下:

$$r_{ij} = \frac{x_{ij} - \min(x_{ij})}{\max(x_{ij}) - \min(x_{ij})} \tag{2}$$

从而得到标准化矩阵 $\boldsymbol{R} = (r_{ij})_{m\times n}$：

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1n} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_{m1} & r_{m2} & \cdots & r_{mn} \end{bmatrix} \tag{3}$$

2）计算第 j 个指标属性的比重值 p_{ij}：

$$p_{ij} = \frac{r_{ij}}{\sum_{i=1}^{m} r_{ij}} \qquad j = 1,2,\cdots,n \tag{4}$$

计算第 j 个指标属性的熵值 e_j：

$$e_j = -k\sum_{i=1}^{m} p_{ij}\ln p_{ij} \tag{5}$$

式中：$k = \frac{1}{\ln m}$。

则第 j 个指标属性的熵权 w_j：

$$w_j = \frac{1 - e_j}{\sum_{j=1}^{n}(1 - e_j)} \qquad j = 1,2,\cdots,n \tag{6}$$

3）构造规范化加权矩阵 $\boldsymbol{Z} = (z_{ij})_{m\times n}$：

$$\boldsymbol{Z} = \begin{bmatrix} z_{11} & z_{12} & \cdots & z_{1n} \\ z_{21} & z_{22} & \cdots & z_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ z_{m1} & z_{m2} & \cdots & z_{mn} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{Z} = w_j z_{ij}(i = 1,2,\cdots,m;j = 1,2,\cdots,n)$。

4）确定正理想解 z^+（最优方案）和负理想解 z^-（最劣方案）：

$$\begin{cases} z^+ = (z_1^+, z_2^+, \cdots, z_n^+) = \{\max z_{ij} \mid i = 1,2,\cdots,m\} \\ z^- = (z_1^-, z_2^-, \cdots, z_n^-) = \{\min z_{ij} \mid i = 1,2,\cdots,m\} \end{cases} \tag{8}$$

式中：各方案均满足 $z^+ > z^-$。

计算各评价方案到正理想解和负理想解的距离：

$$\begin{cases} d_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}(z_{ij} - z_j^+)^2} \qquad i = 1,2,\cdots,m \\ d_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}(z_{ij} - z_j^-)^2} \qquad i = 1,2,\cdots,m \end{cases} \tag{9}$$

计算评价单元与最优方案的相对贴近度 C_i：

$$C_i = \frac{d_i^-}{d_i^+ + d_i^-} \qquad 1 \geqslant C_i \geqslant 0 \tag{10}$$

根据相对贴近度所计算的数值基础上，可以得到各方案的主观优劣排序。当 C_i 接近于 0 时，表明该方案的主观综合评价较差，反之接近于 1 时，表明该方案主观综合评价较好。

3　实例分析

3.1　被试者选取

本次招募 16 名健康志愿者作为被试者，12 名男性，4 名女性，年龄在 20～30 岁之间，视力良好、身体健康，无家族遗传病及神经系统类疾病，他们提供了与飞行员相似的年龄范围和视力状况。所有被试者均具有正常的睡眠习惯及午休习惯，并在正式实验前一周内均保持正常的作息时间并避免服用咖啡及神经中枢类药物。

3.2　实验环境搭建

实验设备包括联想 ThinkStation P410 工作站，飞行仿真平台包括操控杆、脚舵和 X-plane 软件系统等，能够实现对飞机操控、外部视景获取等方面的模拟。实验呈现在 24 in（1in（英寸）= 2.54 cm）的显示屏上，被试者距屏幕约 500 mm，切视线尽量呈 90°夹角，且显示界面中心与被试者的注视中心基本水平。通过 E-Prime 软件编制实验程序，用以呈现实验任务，被试者通过特定按键进行判断反应，软件自动记录其行为数据。整个实验过程在封闭的模拟舱室空间完成，为模拟实验环境与飞行环境的一致性，实验过程播放飞机驾驶舱舱音，大小为 50 dB（A 声级）。实验共分为 4 组照明光环境，所有光线在眼睛水平位置，尽可能保持照度 50 lx，其光学参数如表 4 所示，光谱功率分布如图 3 所示，光环境 1 在色彩表现上为单色蓝光；光环境 2 为富蓝红光，光环境 3 为富蓝绿光，光环境 4 为富蓝白光。

表 4　实验光源基本参数

Table 4　Basic parameters of experimental light source

光环境组序	波长/nm	照度/lx	辐照度/（μW·cm^{-2}）
1	451	50.18	0.152
2	451 + 633	50.08	0.072
3	451 + 516	50.62	0.038
4	451 + 516 + 633	50.47	0.031

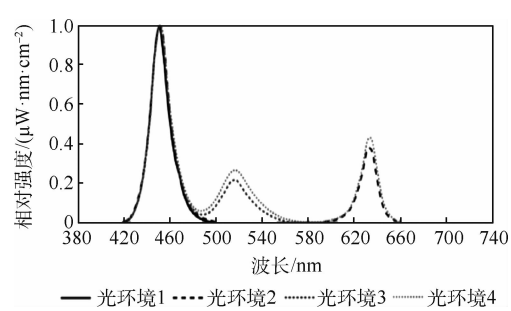


图 3　实验光源光谱图

Fig. 3　Spectrogram of experimental light source

北京航空航天大学学报

3.3 实验流程

“午饭后瞌睡”是大多数人在午饭后经历的一段昏昏欲睡的时期,这期间会导致警觉性的暂时下降,主观疲劳感明显,使其工作表现受到严重影响,这与长航时飞行中疲劳和警觉性丧失导致的不良判断具有一致性的趋势,且复杂认知活动和反应时任务对睡眠缺失最敏感[22],因此选择剥夺午睡来设定认知疲劳情境,从而可以更好地发现光环境对警觉性的调节表现。在进食午饭后1 h进入实验环节,实验共分为3个模块,分别为飞行主辅任务模块(计算力及记忆力认知实验)、信息检视任务模块(判断力、寻错力及逻辑力认知实验)和主观综合评价模块(主观自评量表实验)。被试者进入实验环境后,先进行10 min的光环境适应,期间主试者讲解实验指导语,阐述实验流程,并安排被试者进行实验前练习,确保充分掌握实验方法,整个单次实验时长约30 min,单次实验结束后被试者于自然光环境下休息10 min进行下一次实验,实验整体流程如图4所示。每次实验的内容设定均不一样,但实验素材的难度和形式均保持高度一致性,均由同一测试库中随机抽取分配组成。

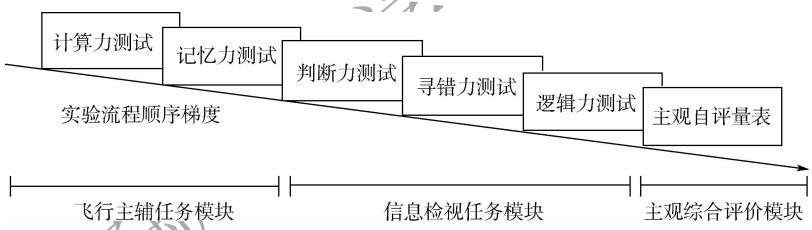


图4 实验流程测试顺序

Fig. 4 Experimental procedure and test sequence

3.3.1 计算、记忆力测试

在实验开始后,被试者进入X-plane软件内进行飞行驾驶操作,实验进行5 min后,由主试者向被试者传达3种飞行参数名称并要求被试者复述一遍且记下,如“空速、气压、航向”;随后5 min进入阶梯型递减计算,如要求被试者从99中减6,从所得的数再减6,如此循环得到5个答案即停止;实验进行15 min时,主试者向被试者询问3种参数名称,回答出的词语正确即可,顺序不做要求。记录被试者从第1次计算到第5次计算的作答时间和正确率,记忆力部分不做时间统计。

3.3.2 判断、寻错、逻辑力测试

进入E-Prime程序实验,分为3个部分:①每次屏幕出现3个仪表盘,被试者对3个仪表盘的读数进行判断,并按下非正常范围的仪表编号,敲击空格键结束此页面,进入下一次判读,其中包含单选或多选的混合判读,判读次数10次;②对综合显示界面的各参数范围进行判读,并利用视觉搜索寻找到非正常数值,按下相应的参数指标编号,同时系统自动进入下一次判读,判读次数5次;③对题目的题干进行阅读,然后根据问题选择正确的答案,答案选择完毕后,系统自动进入下一题。系统记录下被试者对每一题的作答时间和正确率。

3.3.3 主观自评量表

单次实验结束后,要求被试者填写自评量表,量表共分为10个自评指标,分别是警觉度、活跃度、清醒度、兴奋度、敏感度、专注度、响应度、舒适度、喜好度和愉悦度,自评等级采用1~5级评定标度,5表示完全符合,1表示完全不符合。

4 实验结果分析

在光环境实验中,反应时是指从刺激仪表界面呈现到被试者判读得到答案并作出反应的时间。正确率是指被试者确定判读后作出恰当的按键反应,且反应时处于一定标准范围内的正确试次占总试次的比率。本文在保证正确率的前提下,将更短的反应时作为更高的警觉度水平与更好的任务表现指标。

4.1 飞行主辅任务结果分析

对实验数据进行预处理,剔除错误反应数据,选用Kruskal-Wallis进行差异性检验,随后进行组间单因素方差分析,得到不同光环境下,计算力测试总反应时和总正确率之间存在显著差异($F(3,60)=3.811$, $P=0.014$; $F(3,60)=25.498$, $P=0$),F为方差分析,检验结果的表达式F(组间自由度,组内自由度)=具体数值。记忆力测试正确率之间不存在显著差异($F(3,60)=0.232$, $P>0.05$),表明不同光环境对计算力有显著影响,而对记忆力无显著影响。计算力测试总反应时均值M和标准差SD分析结果如表5所示。计算力测试总反应时均值排序为:光环境3>光环境2>光环境4>光环境1,单色蓝光下的反应时

北航学报 赠阅

表 5　计算力测试实验分析结果

Table 5　Experimental analysis results of calculation ability test

光环境组序	总反应时 ($M \pm SD$)/s	最短总用时/s	最长总用时/s
1	11.10 ± 1.71	6.69	13.18
2	13.89 ± 2.33	9.77	16.60
3	19.09 ± 4.48	13.70	28.66
4	12.47 ± 1.46	9.78	14.86

最短,表现出较高的警觉性和较好的任务表现,富蓝白光相较于红、绿光,警觉性更好仅弱于单色蓝光,但 4 组光环境在记忆力表现方面均无显著影响,说明不同光环境下对记忆力的主效应不明显,这与蓝光可以增强语义记忆能力的研究结果不一致,可能是由于本文对记忆力测试内容的设置过于简单,亦或许与照明的持续时间不足有关,无法更好地体现出蓝光的警觉性作用。

对计算力测试的每道题进行均值与标准差计算,各组光环境下,反应时随着时间的增长而逐渐上升,实验进行到光环境 3 时,计算力单次题目反应时已出现最大峰值,表明被试者呈现出严重的认知疲劳,随后光环境 4 呈下降趋势,如图 5 所示,表明富蓝白光在警觉性方面效应明显,能够加快被试者的计算力反应时间。计算力测试总正确率均值排序为:光环境 1 > 光环境 4 > 光环境 2 > 光环境 3,如图 6 所示,表明计算力测试反应时与正确率在警觉性影响方面呈一致性趋势,富蓝白光与单色蓝光对提高被试者的警觉性效应显著。

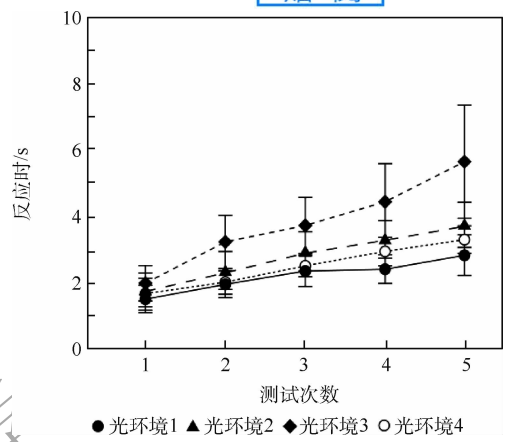


图 5　计算力测试题目反应时

Fig. 5　Response time of calculation ability test questions

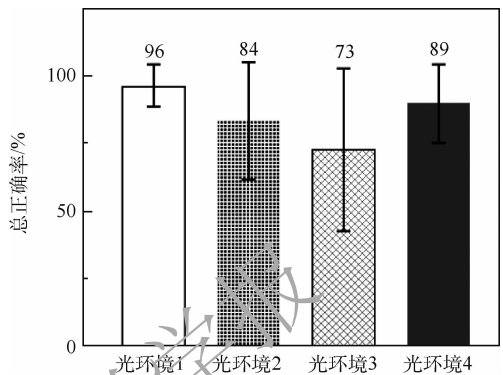


图 6　计算力测试总正确率

Fig. 6　Total accuracy of calculation ability test

4.2　信息检视任务结果分析

不同光环境下,信息检视任务总正确率和总反应时存在显著差异($F(3,60) = 6.991$, $P < 0.05$; $F(3,60) = 13.883$, $P < 0.05$),通过单因素方差对 3 个模块进行分析,得到不同的光环境下,判断力的反应时及正确率、寻错力反应时、逻辑力正确率之间存在显著差异($F = 8.119$, $P < 0.05$; $F = 31.7$, $P < 0.05$; $F = 8.821$, $P < 0.05$; $F = 25.026$, $P < 0.05$; $F = 6.991$, $P < 0.05$; $F = 13.883$, $P < 0.05$),而寻错力正确率、逻辑力反应时不存在显著差异($F = 0.347$, $P = 0.792$; $F = 2.697$, $P = 0.054$)。信息检视测试分项模块反应时、总反应时均值 M 和标准差 SD 分析结果如表 6所示。总反应时均值排序为:光环境 2 > 光环境 3 > 光环境 4 > 光环境 1,显示单色蓝光对提高警觉性表现仍为最好。

对信息检视测试的每道题进行均值与标准差计算,判断力和寻错力部分 4 组光环境反应时表现效应明显,逻辑力每题间的显著性效应不强,如图 7 所示。总正确率均值排序为:光环境 4 > 光环境 1 > 光环境 2 > 光环境 3,如图 8 所示,单色蓝光在正确率方面较富蓝白光有所下降,但仍高于

表 6　信息检视测试结果

Table 6　Information inspection of test results

光环境组序	判断力反映时 ($M \pm SD$)/s	寻错力反应时 ($M \pm SD$)/s	逻辑力反应时 ($M \pm SD$)/s	总反应时 ($M \pm SD$)/s
1	81.59 ± 3.94	34.06 ± 3.32	78.27 ± 2.93	193.94 ± 6.17
2	104.10 ± 6.97	41.68 ± 3.85	87.98 ± 6.94	233.76 ± 12.08
3	98.15 ± 11.29	35.48 ± 7.09	92.43 ± 30.57	226.08 ± 37.01
4	87.05 ± 4.48	35.40 ± 2.85	80.77 ± 3.83	204.00 ± 6.41

北航学报 赠阅

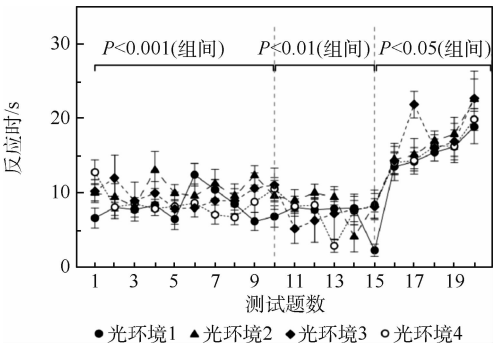


图 7 信息检视题目反应时

Fig. 7 Response time of information inspection questions

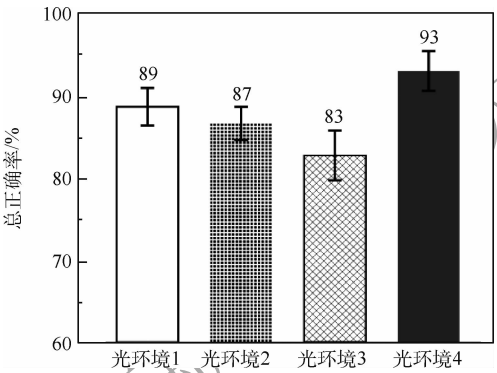


图 8 信息检视总正确率

Fig. 8 Total accuracy of information inspection

另外 2 组,可能由于单色蓝光对提高警觉性具有强激性效果,容易产生疲劳,增强效应短暂、持久性差,这与目前的研究结果趋于一致。

将 4 组逻辑力测试总反应时用箱图做离散化处理,如图 9 所示。4 组数据的趋势呈同一水平,但各组反应时的异常值明显,可能逻辑力测试存在较高认知难度,光的非视觉效应影响不再显著。

4.3 主观综合评价结果分析

通过差异性分析结果表明,不同光环境下,警觉度 N_1、活跃度 N_2、清醒度 N_3、兴奋度 N_4、响应度 N_7、舒适度 N_8、喜好度 N_9、愉悦度 N_{10}之间存在显著差异($P<0.05$),而敏感度 N_5、专注度 N_6 之间不存在显著差异($P>0.05$)。

主观评价指标均值结果如图 10 所示。兴奋度富蓝红光强于其他光色,可能与日常认知习惯相关,单色蓝光的专注度最差,表明情绪积极性提高可能会对任务的投入性减轻,同样舒适度、喜好

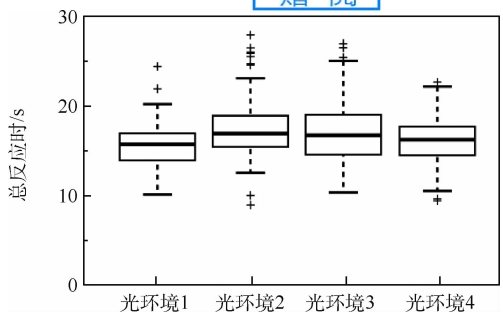


图 9 逻辑力总反应时离散化结果

Fig. 9 Results of discretization for total response time of logic abilities

度最差,表明持续性刺激情况下会降低主体的主观舒适性,这 2 项中富蓝白光表现最好,体现出了与认知主体的主观喜好相契合。富蓝红光在愉悦度上评价最高,结果可能与色彩心理相关,这与 Laszewska 等[23]研究结果相一致。富蓝绿光综合主观表现最差,在警觉性方面,主观感受性不强,这与 Lockley 等[24]得出 555 nm 绿光对主观嗜睡等级及脑电 EEG 没有显著影响的研究结果相似。

主观综合评价方面,运用认知熵得到各指标权重,对初始决策评价矩阵加权标准化后,得到实验光环境的主观评价最优解和最劣解,如表 7 所示。

根据各实验光环境与理想解的相对贴近度,可得到实验光环境的综合排序,如表 8 所示。根据相对贴近度 C 可知:光环境 4 > 光环境 1 > 光环境 2 > 光环境 3,综合评价最高的为富蓝白光。客观警觉性和主观评价结果不一致,这与 Zhou 等[25]研究得出认知主体的主观感受和客观行为有一定差异具有一致性。从结果可以看出,单色蓝光的主观评价结果并不如富蓝白光,可能是单

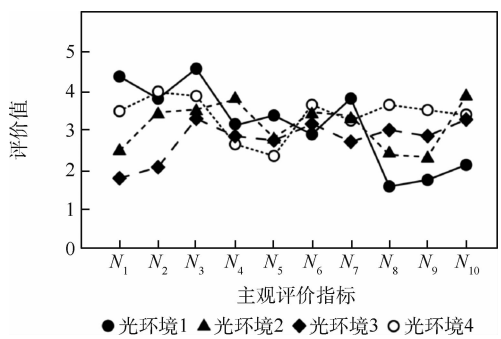


图 10 主观评价指标结果

Fig. 10 Subjective evaluation index results

表 7 指标权重及最优、最劣解

Table 7 Index weight and the positive and negative ideal solutions

权重/最优解/最劣解	警觉度 N_1	活跃度 N_2	清醒度 N_3	兴奋度 N_4	敏感度 N_5	专注度 N_6	响应度 N_7	舒适度 N_8	喜好度 N_9	愉悦度 N_{10}
w	0.10	0.08	0.15	0.12	0.10	0.09	0.09	0.09	0.10	0.08
z^+	0.10	0.06	0.15	0.09	0.06	0.06	0.07	0.06	0.07	0.06
z^-	0.01	0.01	0.09	0.05	0.03	0.04	0.04	0	0.01	0.01

北航学报 赠阅

表 8　综合排序

Table 8　Comprehensive ranking

光环境组序	正理想解距离 d^+	负理想解距离 d^-	相对贴近度 C
1	0.10	0.13	0.57
2	0.11	0.09	0.45
3	0.13	0.07	0.35
4	0.07	0.13	0.65

色蓝光在环境氛围表现上不如富蓝白光显得温和舒适，单色蓝光通常表现出更为人造、照度更为强烈，这进一步支持了研究结果应用于舱室光环境照明的实用性。

5　结　论

通过改善单波长蓝光光源的光谱组成，可以引起不同的警觉性效应、认知绩效、视觉舒适性和情绪反应。

1）飞行主辅任务模块，单色蓝光在计算力警觉性方面明显高于其他组，4 组富蓝光色对记忆力均无显著影响。

2）信息检视任务模块，单色蓝光反应时最短，富蓝白光与其差距很小，正确率方面富蓝白光高于单色蓝光及其他富蓝光色，单色蓝光警觉性虽强，但易造成认知疲劳，富蓝白光持续性更好。但对于高难度认知任务，光影响效应不再显著。

3）富蓝白光的主观综合评价高于其他富蓝光色，更契合主观心理需求，结合客观认知结果，与单色蓝光的警觉性影响效应基本持平，可进一步挖掘富蓝白光在飞行任务非视觉功能方面的表现。

4）光环境的警觉性效应仍受时间梯度的影响。

参考文献（References）

[1] BRAINARD G C, HANIFIN J P. Photons, clocks, and consciousness[J]. Journal of Biological Rhythms, 2005, 20(4): 314-325.

[2] VANDEWALLE G, MAQUET P, DIJK D J. Light as a modulator of cognitive brain function[J]. Trends in Cognitive Sciences, 2009, 13(10): 429-438.

[3] MILLS P R, TOMKINS S C, SCHLANGEN L J M. The effect of high correlated colour temperature office lighting on employee wellbeing and work performance[J]. Journal of Circadian Rhythms, 2007, 5: 2.

[4] XIAO H, CAI H L, LI X F. Non-visual effects of indoor light environment on humans: A review[J]. Physiology & Behavior, 2021, 228: 113195.

[5] 王黎静，王晓丽，何雪丽. 民航飞行员工作负荷影响因素体系研究[J]. 人类工效学，2016，22(3)：45-48.
WANG L J, WANG X L, HE X L. The research of the influencing factors system of the civil aviation pilots' workload[J]. Chinese Journal of Ergonomics, 2016, 22(3): 45-48(in Chinese).

[6] 冯传宴，完颜笑如，陈浩，等. 基于多资源负荷理论的情境意识模型与应用[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(7)：1438-1446.
FENG C Y, WANYAN X R, CHEN H, et al. Situation awareness model based on multi-resource load theory and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(7): 1438-1446(in Chinese).

[7] 孙瑞山，高路平，李康. 驾驶机舱 LED 灯光色温与人员警觉度关系仿真实验研究[J]. 中国安全生产科学技术，2019，15(7)：167-172.
SUN R S, GAO L P, LI K. Simulation experiment study on relationship between color temperature of LED lights and personnel alertness in cockpit[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2019, 15(7): 167-172(in Chinese).

[8] MOTAMEDZADEH M, GOLMOHAMMADI R, KAZEMI R, et al. The effect of blue-enriched white light on cognitive performances and sleepiness of night-shift workers: A field study[J]. Physiology & Behavior, 2017, 177: 208-214.

[9] SCHEUERMAIER K, MÜNCH M, RONDA J M, et al. Improved cognitive morning performance in healthy older adults following blue-enriched light exposure on the previous evening[J]. Behavioural Brain Research, 2018, 348: 267-275.

[10] REVELL V L, ARENDT J, TERMAN M, et al. Short-wavelength sensitivity of the human circadian system to phase-advancing light[J]. Journal of Biological Rhythms, 2005, 20(3): 270-272.

[11] YOTO A, KATSUURA T, IWANAGA K, et al. Effects of object color stimuli on human brain activities in perception and attention referred to EEG alpha band response[J]. Journal of Physiological Anthropology, 2007, 26(3): 373-379.

[12] BAEK H, MIN B K. Blue light aids in coping with the post-lunch dip: An EEG study[J]. Ergonomics, 2015, 58(5): 803-810.

[13] PLITNICK B, FIGUEIRO M G, WOOD B, et al. The effects of red and blue light on alertness and mood at night[J]. Lighting Research & Technology, 2010, 42(4): 449-458.

[14] CHELLAPPA S L, STEINER R, BLATTNER P, et al. Non-visual effects of light on melatonin, alertness and cognitive performance: Can blue-enriched light keep us alert[J]. PLoS One, 2011, 6(1): 16429.

[15] 鲁玉红，王毓蓉，金尚忠，等. 不同波长蓝光 LED 对人体光生物节律效应的影响[J]. 发光学报，2013，34(8)：1061-1065.
LU Y H, WANG Y R, JIN S Z, et al. Influence of different wavelength blue LED on human optical biorhythm effect[J]. Chinese Journal of Luminescence, 2013, 34(8): 1061-1065(in Chinese).

[16] ALKOZEI A, SMITH R, PISNER D A, et al. Exposure to blue light increases subsequent functional activation of the prefrontal cortex during performance of a working memory task[J]. Sleep, 2016, 39(9): 1671-1680.

[17] 熊晓，朱莹莹，陈庆伟，等. 室内照度和时间对警觉性和视空绩效的影响[J]. 心理科学，2018，41(6)：1325-1332.
XIONG X, ZHU Y Y, CHEN Q W, et al. Effects of indoor illuminance and time of day on alertness and visuospatial performance during daytime[J]. Journal of Psychological Science, 2018, 41(6): 1325-1332(in Chinese).

[18] 白永超，刘涛，张冀聪，等. 基于通用型模拟飞行系统的脑力状态评定台研制[J]. 航天医学与医学工程，2018，31(1)：

北京航空航天大学学报

67-71.
BAI Y C, LIU T, ZHANG J C, et al. Development of mental state evaluation platform based on general flight simulation system[J]. Space Medicine & Medical Engineering, 2018, 31(1):67-71(in Chinese).
[19] 刘伟,吴玲,朱诗慧,等.LCT标准试验环境下的驾驶次任务试验与绩效指标研究[J].中国公路学报,2015,28(6):104-111.
LIU W, WU L, ZHU S H, et al. Research on secondary task experiment and driving performance indicator under standard lane change test[J]. China Journal of Highway and Transport, 2015, 28(6):104-111(in Chinese).
[20] 刘双,完颜笑如,庄达民,等.基于注意资源分配的情境意识模型[J].北京航空航天大学学报,2014,40(8):1066-1072.
LIU S, WANYAN X R, ZHUANG D M, et al. Situational awareness model based on attention allocation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(8):1066-1072(in Chinese).
[21] 杜晗恒,彭翀.基于模糊TOPSIS的FMEA方法[J].北京航空航天大学学报,2016,42(2):368-374.
DU H H, PENG C. Failure mode and effects analysis method based on fuzzy TOPSIS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2):368-374(in Chinese).
[22] 范洁怡,王亮,谢满江,等.午睡剥夺诱发脑力疲劳对认知能力和心率变异性的影响[J].空军医学杂志,2018,34(4):217-220.
FAN J Y, WANG L, XIE M J, et al. Effect of metal fatigue induced by nap deprivation on cognitive function and heart rate variability[J]. Medical Journal of Air Force, 2018, 34(4):217-220(in Chinese).
[23] LASZEWSKA K, GORONCY A, WEBER P, et al. Daytime acute non-visual alerting response in brain activity occurs as a result of short-and long-wavelengths of light[J]. Journal of Psychophysiology, 2018, 32(4):202-226.
[24] LOCKLEY S W, EVANS E E, SCHEER F A J L, et al. Short-wavelength sensitivity for the direct effects of light on alertness, vigilance, and the waking electroencephalogram in humans[J]. Sleep, 2006, 29(2):161-168.
[25] ZHOU X, FERGUSON S A, MATTHEWS R W, et al. Mismatch between subjective alertness and objective performance under sleep restriction is greatest during the biological night[J]. Journal of Sleep Research, 2012, 21(1):40-49.

Effect of alertness light environment on flight cognitive task performance

CHEN Yanhao, YU Suihuai, CHU Jianjie*, CUN Wenzhe

(Key Laboratory of Industrial Design and Ergonomics, Ministry of Industry and Information Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effects of monochromatic blue light and three groups of blue-enriched light on the change of alert level of flight cognitive tasks were tested from the subjective and objective performance of flight cognitive tasks. Objective experimental evaluation, including the measurement of flight main and secondary tasks and information inspection tasks, obtains the changes of the performance level of flight cognitive tasks in four alert light environments from the level of calculation and memory, judgment, error finding and logic. Subjective comprehensive evaluation is based on the alertness subjective evaluation scale of multi-dimensional indicators, the subjective comprehensive evaluation model is established using entropy weight TOPSIS method, and the subjective comprehensive evaluation ranking under each group of light environment is obtained. The results of the subjective and objective measurement were analyzed. The results show that the calculation force level of monochromatic blue light is significantly higher than that of other groups in the measurement of main and secondary missions, and the four groups of light environment have no significant influence on memory level. In the information inspection task measurement, the enhancement effects of monochromatic blue light and blue-enriched white light on cognitive performance are the same, which are significantly higher than those of other groups. In terms of overall subjective feeling, the comprehensive evaluation of blue-enriched white light is the highest, and the results can provide guidance for the design of cockpit warning lighting.

Keywords: ergonomics; alertness; blue-enriched light; cognitive fatigue; comprehensive evaluation

Received: 2021-03-16; **Accepted**: 2021-04-24; **Published online**: 2021-06-15 16:22

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210615.1446.006.html

Foundation items: National Defense Science and Technology Foundation Strengthening Program Technology Field Fund Project of China (2020-JCJQ-JJ-439); Program of Introducing Talents of Discipline to Universities (B13044)

* **Corresponding author**. E-mail: cjj@nwpu.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0415

基于一次性突发原则的 TTE 网络实时性能优化

全下文载

郑重，赵露茜，何锋*，熊华钢，卢广山
（北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100083）

摘 要：确定性通信的发展，促进了时间触发概念的引入。时间触发以太网（TTE）通过提供3种流量类别来支持混合安全性的实时应用：时间触发（TT）流量，具有完全的时间确定性；速率约束（RC）流量，具有确界的端到端延迟；尽力传（BE）流量。如何实现时间触发机制下RC流量实时性能的紧性分析，仍然是决定TTE网络顺利应用的开放式问题。在FIFO服务策略的假设下，将“一次性突发原则”的分析方法引入到TTE网络中，以观察该原则在时间触发网络性能分析中的影响。不同于航空电子全双工以太网（AFDX），具有更高优先级的TT流量会对RC流量的延迟分析产生关键影响，从而导致一次性突发分析的复杂性。通过建立聚合TT流量在及时阻断模式下的到达曲线模型，从而获得单条RC流量端到端的服务曲线模型，基于此实现了RC流量的最坏情况端到端延迟（WCD）评估，进一步完成了一次性突发原则下的分析对比。相较于已有工作，一次性突发原则可以得到RC流量更精确的最坏端到端延迟上界评估结果，有助于改善TTE网络性能评价紧性。通过A380拓扑组网案例的对比分析，相比于传统方法，所提方法RC流量平均延迟减少了12.05%。

关 键 词：时间触发以太网（TTE）；实时性分析；网络演算；FIFO服务；延迟上界
中图分类号：TP393.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2503-11

时间触发以太网（Time-Triggered Ethernet，TTE）[1-2]是基于IEEE 802.3以太网标准[3-4]并符合ARINC 664p7协议（AFDX）[5]的确定性、同步和无冲突网络协议。TTE网络将流量分为3种类别[6]：时间触发（TT）流量、速率约束（RC）流量和尽力传（BE）流量。因此TTE网络适用于混合关键应用领域，例如汽车[7]、航空电子[8]。TT流量的数据帧使用静态调度表[9]中的时隙窗口来进行传输路径上的收发，静态调度表设计的主要目的是保证TT流量在各节点端口收发无冲突，同时保证TT流量端到端延迟小于其截止时间。因此TT流量的端到端延迟在调度表设计之后便可以得到。RC流量的优先级低于TT，属于事件触发的通信类型，其端到端延迟具有一定程度的保障，但其在传输路径中的节点端口不可避免的会发生冲突。因此对网络中RC流量的实时性能分析十分关键。BE流量具有最低优先级，并且用于不需要实时性保证的应用，在本文中不进行讨论。

基于网络演算的端到端延迟分析理论[10]已成功应用于ARINC 664p7网络中的RC流量[11-15]。由于TTE网络引入了优先级最高的TT流量，TT流量的静态调度时隙窗口会对RC流量的可调度性造成复杂的影响，因此TTE网络中RC流量的实时性需要重新建模分析。目前存在不少文献针对TTE网络流量延迟分析进行研究，文献[16]在假设分区调度表模型的情况下，对RC流量的延迟上界进行分析，然而实际应用场景中的TT流量调度时间表不一定具有周期性分

收稿日期：2020-08-10；**录用日期**：2020-10-30；**网络出版时间**：2020-11-26 09:35
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201125.1603.004.html
基金项目：国家自然科学基金（62071023）
*通信作者. E-mail：robinleo@buaa.edu.cn

引用格式：郑重，赵露茜，何锋，等. 基于一次性突发原则的TTE网络实时性能优化[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2503-2513. ZHENG Z，ZHAO L X，HE F，et al. Real-time performance optimization of TTE network based on “pay bursts only once” principle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2503-2513 (in Chinese).

区。文献[17]基于“繁忙周期”的概念提出了对TTE网络中RC流量的分析方法。文献[18]提出了一种基于网络演算的侧重于洗牌集成策略的分析方法,通过对可变帧长的TT数据帧的到达曲线建模以计算RC帧的最坏端到端延迟上界。但是TTE网络协议使用固定帧长进行传输。随后文献[19]分析了在洗牌、抢占和及时阻断3种流量集成策略下,通过考虑TT流量数据帧的相对偏移量以减少RC流量实时性分析的悲观。但为普遍适用于3种流量集成模式,其在考虑TT流量及时阻断约束曲线时引入了分析的悲观性。

目前针对RC流量延迟的分析,将RC流量到达的不确定性转变为流量的最大突发量,通过节点延迟上界相加的方法来计算流量端到端延迟,没有考虑在聚合调度网络中,干扰流量存在一次性突发[20-21]现象,从而引起延迟上界估计的悲观性。在聚合调度网络中,干扰流量存在一次性突发现象[22],当链路采用速率延迟模型、流量采用漏桶约束模型时,可以推导得出前馈聚合调度网络中流量端到端的服务曲线,其意义在于将一连串服务器作为一个整体考虑,从而获得更紧的延迟上界。文献[23]基于网络演算计算了FIFO多路复用sink树网络中单个流量的端到端时延界,实验表明其具有更紧的延迟边界。文献[24]运用网络演算计算基于FIFO模式下AFDX网络流量的端到端延迟上界。上述文献表明,采用一次性突发原则进行RC流量延迟分析,可以获得更紧的延迟上界。

目前还没有针对TTE网络中使用一次性突发原则的RC流量端到端延迟分析。本文的贡献是在RC流量采用FIFO服务的假设下,将“一次性突发原则”引入TTE网络延迟分析,通过建立聚合TT流量及时阻断到达曲线模型、节点端口单条RC流量的服务曲线模型,并获得单条RC流量端到端的服务曲线模型,从而计算得到RC流量的最坏端到端延迟上界(WCD)。相比于经典的网络演算法,降低了RC流量端到端延迟的悲观性。本文采用测试用例来验证和评估该方法。

1 网络演算基本原理

网络演算(NC)[25-26]是一种基于最小加代数理论用于网络性能分析的方法,以节点端口中传输的数据帧作为建模对象,分析整个网络的实时性能。确定性网络演算可以准确地分析网络中流量最坏情况下端到端的延迟上界和网络中节点端口的帧挤压等性能参数。

最小加代数定义下的卷积和解卷积的运算规则如下式所示,其中inf表示取下确界,sup表示取上确界,$\otimes$为最小加卷积的符号,$\oslash$为最小加反卷积的符号,$e(\cdot)$与$f(\cdot)$表示普通函数,s为t轴上某一点。

$$\begin{cases}(f\otimes e)(t)=\inf\limits_{0\leqslant s\leqslant t}\{f(t-s)+e(s)\}\\(f\oslash e)(t)=\sup\limits_{s\geqslant 0}\{f(t+s)-e(s)\}\end{cases}\tag{1}$$

网络演算将网络中每个节点端口的输入数据帧用累积函数$R(t)$来表示,即从时刻0到时刻t的时间间隔内到达此节点端口的数据帧累计量。节点端口的输出数据帧用累积函数$R^*(t)$来表示,即从时刻0到时刻t的时间间隔内离开此节点端口的数据帧累计量。

确定性网络演算的核心概念包括到达曲线和服务曲线。到达曲线描述网络中数据流量的特性,服务曲线描述网络中节点端口的服务能力。因此确定性网络演算法需要根据网络协议中数据流量特性和节点端口服务能力分别建立与之匹配的到达曲线模型和服务曲线模型。

对于$\forall t,0\leqslant s\leqslant t$如满足不等式:

$$R(t)\leqslant\inf_{0\leqslant s\leqslant t}\{R(s)+\alpha(t-s)\}=(R\otimes\alpha)(t)\tag{2}$$

则将$\alpha(t)$定义为到达曲线,或者是输入累计函数$R(t)$的约束函数。一个典型的适用于AFDX网络的到达曲线模型为下式所示的漏桶曲线模型。

$$\alpha_{\sigma,\rho}(t)=\begin{cases}\sigma+\rho t & t\geqslant 0\\0 & t<0\end{cases}\tag{3}$$

式中:σ为数据流量的最大突发度;ρ表示数据流量的平均速率上界。

对于$\forall t,0\leqslant s\leqslant t$如满足不等式:

$$R^*(t)\geqslant\inf_{0\leqslant s\leqslant t}\{R(s)+\beta(t-s)\}=(R\otimes\beta)(t)\tag{4}$$

则将$\beta(t)$定义为服务曲线。一个典型的服务曲线模型为下式所示的速率延迟曲线模型。

$$\beta_{R,T}(t)=R[t-T]^+\tag{5}$$

式中:R为节点端口对数据流量的服务速率;T为节点端口服务数据流量时产生的固定延迟;符号$[\cdot]^+$表示当$x\geqslant 0$时等于x,否则等于0。

最坏延迟上界为2条曲线$\alpha(t)$和$\beta(t)$之间的最大水平距离$h(\alpha,\beta)$:

$$h(\alpha,\beta)=\sup_{s\geqslant 0}\{\inf\{t\geqslant 0\,|\,\alpha(s)\leqslant\beta(s+t)\}\}\tag{6}$$

北京航空航天大学学报

缓存队列最大积压量为 2 条曲线 $\alpha(t)$ 和 $\beta(t)$ 之间的最大垂直距离 $v(\alpha,\beta)$：

$$v(\alpha,\beta) = \sup_{s\geqslant 0}\{\alpha(s) - \beta(s)\} \tag{7}$$

节点端口受约束的输出数据流 $\alpha^*(t)$ 为

$$\alpha^*(t) = \sup_{u\geqslant 0}\{\alpha(t+u) - \beta(u)\} = \alpha(t)\oslash\beta(t) \tag{8}$$

式中：u 为 t 轴上任意一点；$\alpha^*(t)$ 可用于作为下一级节点端口的输入数据流来进行后续延迟的计算。

通过这些定义可得到流量在传输路径中的最坏端到端延迟上界。假设一条数据流的到达曲线为漏桶模型 $\alpha_{\sigma,\rho}(t)$，如图 1 所示的红色曲线表示；传输路径中经过的节点端口服务曲线为速率延迟模型 $\beta_{R,T}(t)$，如图中蓝色曲线表示，Slop 表示曲线斜率。绿色水平箭头表示最坏延迟上界，橙色垂直箭头表示数据流经过节点端口所产生的最大积压量。

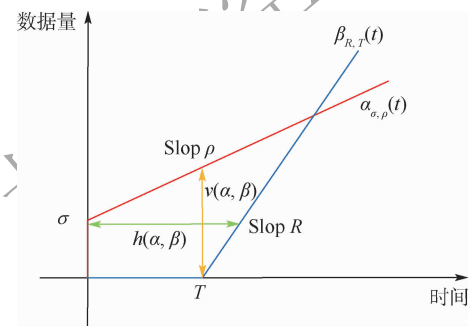


图 1　网络演算实例

Fig. 1　Example of network calculus

2　聚合 TT 流量及时阻断到达曲线

TTE 网络中的 TT 流量是按照离线调度表中的时刻进行发送的。根据 TTE 网络中 TT 流量周期性的性质，假设单条 TT 流量 τ_{TT_i} 的周期为 p_{TT_i}，则定义所有经过节点端口 h 的 n 条 TT 流量的最小公倍数周期为 p^h_{TT}（集成周期）：$P^h_{\mathrm{TT}} = \mathrm{LCM}(p_{\mathrm{TT}_1},p_{\mathrm{TT}_2},\cdots,p_{\mathrm{TT}_n})$。因此，经过节点端口 h 的聚合 TT 流量是以集成周期 p^h_{TT} 来进行周期发送的。在一个集成周期中包含了流量 τ_{TT_i} 的 $N^h_{\mathrm{TT}_i}$ 个数据帧，其中 $N^h_{\mathrm{TT}_i} = p^h_{\mathrm{TT}}/p_{\mathrm{TT}_i}$。

2.1　单条 TT 流量到达曲线

首先讨论单条 TT 流量 τ_{TT_i} 的到达曲线。

定理 1　单条 TT 流量 τ_{TT_i} 在其传输路径中的节点端口 h 的到达曲线可用阶梯函数表示为

$$\alpha^h_{\mathrm{TT}_i}(t) = \sum_{g=0}^{N^h_{\mathrm{TT}_i}-1} l_{\mathrm{TT}_i}\cdot n^{h,g}_{\mathrm{TT}_i}(t)$$

$$n^{h,g}_{\mathrm{TT}_i}(t) = \begin{cases}\left\lceil \dfrac{t - gp_{\mathrm{TT}_i}}{p^h_{\mathrm{TT}}}\right\rceil & t > \max\{0,gp_{\mathrm{TT}_i}\}\\ 0 & t\leqslant \max\{0,gp_{\mathrm{TT}_i}\}\end{cases} \tag{9}$$

式中：$g = (0,\cdots,N^h_{\mathrm{TT}_i}-1)$ 为在集成周期中属于流量 τ_{TT_i} 的数据帧个数；l_{TT_i} 为流量 τ_{TT_i} 的帧长。

定理 1 给出了单条 TT 流量 τ_{TT_i} 在节点端口 h 的到达曲线，在节点端口 h 中可能会有多条 TT 流量传输。假设在节点端口 h 中，有 3 条 TT 流量，分别为 τ_{TT_1}、τ_{TT_2} 和 τ_{TT_3}，假设其周期分别为 2 ms、4 ms、8 ms，则这个端口的集成周期为 8 ms。如图 2 所示，是一种可行的调度实例。

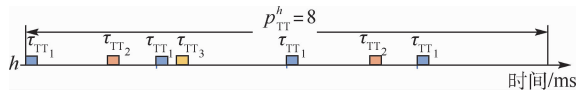


图 2　节点端口 h 的 TT 流量调度表

Fig. 2　TT traffic schedule table at node port h

由于 TTE 网络中 TT 流量是按照离线设计的时刻表在节点端口以固定的时间窗口进行收发，可以通过节点端口 h 的离线调度时刻表来获得节点端口 h 的所有 TT 数据帧的发送时刻偏移量。节点端口 h 的所有 TT 数据帧是以集成周期来循环发送的，通过遍历集成周期中的所有 TT 数据帧发送偏移量，可以构建节点端口 h 的聚合 TT 流量及时阻断模式的到达曲线模型。

选取一个数据帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 为参考数据帧，称之为基帧，其中 $k(k=0,\cdots,N^h_{\mathrm{TT}_i}-1)$ 表示在节点端口 h 的集成周期中属于流量 τ_{TT_i} 的数据帧编号，TT_i 表示在节点端口 h 选取的基帧所属的 TT 流量。以基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 作为节点端口 h 的集成周期的起始帧，定义在基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 之后到达的数据帧为 $f^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$，其中 $g(g=0,\cdots,N^h_{\mathrm{TT}_i}-1)$ 表示在节点端口 h 的集成周期中属于流量 τ_{TT_j} 的数据帧编号，TT_j 表示此数据帧所属的 TT 流量，$i(k)$ 与基帧的参数相对应。

通过离线调度时刻表来计算节点端口 h 中以属于流量 τ_{TT_i} 的第 k 个数据帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 为基帧下，在基帧之后第 1 个到达的属于流量 τ_{TT_j} 的数据帧 $f^{h,0}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 与基帧之间的时间间隔 $o^h_{j,i(k)}$（相对偏移量）。其中 h 为流量所处的节点端口，$j,i(k)$ 标记了流量 τ_{TT_j} 与基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 的对应关系。由于 TT 流量的传输具有周期性，通过相对偏移量 $o^h_{j,i(k)}$ 可以计算得出在基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 之后第 1 个到达的属于流量 τ_{TT_j} 的数据帧 $f^{h,0}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 的发送时刻，于是便可以计算在基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 之后属于流量 τ_{TT_j} 的任意数据帧

北航学报 赠阅

$f^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 的发送时刻。

2.2 及时阻断模式聚合 TT 流量到达曲线

在及时阻断集成模式下，TT 数据帧在发送窗口之前，需要预留一个 RC 流量最大的数据帧长传输时间，来避免 RC 数据帧的传输对 TT 数据帧发送窗口的影响。用符号 $\mathrm{BI}^h_{\mathrm{TT}}$ 来表示 TT 数据帧发送时刻之前的及时阻断时间间隔。如图 3 所示，$\mathrm{BI}^h_{\mathrm{TT}}$（图中灰色矩形框所示）不仅与在节点端口 h 处传输的 RC 流量最大的数据帧长传输时间有关，还与在节点端口 h 处传输的相邻 2 个 TT 数据帧的时间间隙有关。

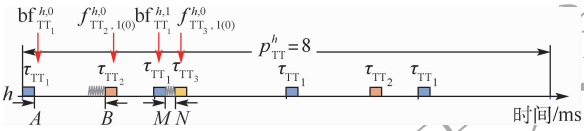


图 3 相邻 TT 数据帧的帧间时间间隔

Fig. 3 Time interval between two adjacent TT frames

如果以属于流量 τ_{TT_1} 的任意数据帧为基帧 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$。数据帧 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 与数据帧 $f^{h,0}_{\mathrm{TT}_2,1(0)}$ 之间的时间间隔是点 B 与点 A 之间的差值，因为 $B-A>l^h_{\mathrm{RC}_{\max}}/C$（其中 C 表示节点端口 h 的物理链路速率），所以此处最坏情况下的及时阻断时间间隔为 $\mathrm{BI}^h_{\mathrm{TT}}=l^h_{\mathrm{RC}_{\max}}/C$。数据帧 $\mathrm{bf}^{h,1}_{\mathrm{TT}_1}$ 与数据帧 $f^{h,0}_{\mathrm{TT}_3,1(0)}$ 之间的时间间隔是点 N 与点 M 之间的差值，因为 $N-M<l^h_{\mathrm{RC}_{\max}}/C$，所以此处最坏情况下的及时阻断时间间隔 $\mathrm{BI}^h_{\mathrm{TT}}=N-M$。此处 $l^h_{\mathrm{RC}_{\max}}$ 表示节点端口 h 处的所有 RC 流量的最大帧长。

为了遍历集成周期中所有 TT 流量可能的聚合及时阻断到达曲线，需要将集成周期中的有限个 TT 数据帧依次选取作为基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 来进行讨论。通过文献[24]中的引理 1 和引理 2 可以得到任意选取的数据帧作为基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 时，数据帧 $f^{h,g}_{TT_j,i(k)}$ 的及时阻断时间间隔 $\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$。已有工作给出的及时阻断模式下聚合 TT 流量到达曲线，简单地将聚合及时阻断曲线的上包络与聚合 TT 流量曲线的上包络相加，然而实际调度表中并不会出现此类极端情况。在及时阻断模式下，将及时阻断时间间隔 $\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 与数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 的发送时间窗作为一个整体来描述 TT 流量的聚合及时阻断到达曲线，其中 $\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 的时间间隔长度与调度表中数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 的实际情况相对应，可以进一步减少 TT 流量聚合到达曲线的悲观性。

定义数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$ 在及时阻断模式下为 $f^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}$，其帧长可以表示为

$$l^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}=l_{\mathrm{TT}_i}+C\cdot\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)} \tag{10}$$

图 4 为考虑属于流量 τ_{TT_1} 的数据帧 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 作为基帧时，流量 τ_{TT_2} 的及时阻断到达曲线。其在时刻 $o^h_{2,1(0)}-\mathrm{BI}^{h,0}_{\mathrm{TT}_2,1(0)}$ 的突发度为 $l^{h,0}_{\mathrm{TB}_2,1(0)}$。同样地，图 5 表示考虑属于流量 τ_{TT_1} 的数据帧 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 作为基帧时，流量 τ_{TT_3} 的及时阻断到达曲线。由于流量的 τ_{TT_3} 及时阻断时间间隔小于流量 τ_{TT_1}，因此其在时刻 $o^h_{3,1(0)}-\mathrm{BI}^{h,0}_{\mathrm{TT}_3,1(0)}$ 的突发度 $l^{h,0}_{\mathrm{TB}_3,1(0)}$ 小于 $l^{h,0}_{\mathrm{TB}_2,1(0)}$。

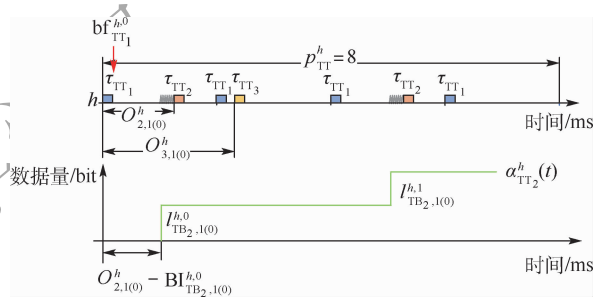


图 4 以 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 为基帧时流量 τ_{TT_2} 及时阻断到达曲线

Fig. 4 Timely blocking arrival curve of τ_{TT_2} with base frame $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$

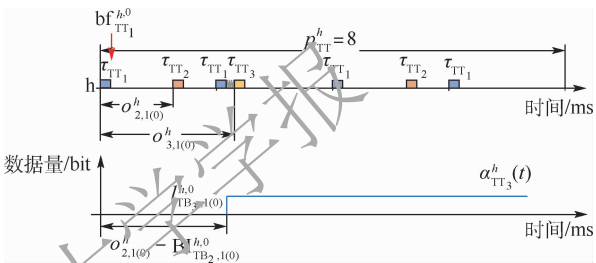


图 5 以 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 基帧时流量 τ_{TT_3} 及时阻断到达曲线

Fig. 5 Timely blocking arrival curve of τ_{TT_3} with base frame $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$

定理 2 在节点端口中，当属于流量 τ_{TT_i} 的数据帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}(k=0,\cdots,N^h_{\mathrm{TT}_i}-1;i=1,\cdots,n)$ 作为基帧时，端口 TT 流量的聚合及时阻断到达曲线可表示为

$$\alpha^h_{\mathrm{TB},i(k)}(t)=\sum_{j=1}^{n}\sum_{g=0}^{N^h_{\mathrm{TT}_j}-1}l^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}\cdot n^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}(t)$$

$$n^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}(t)=\begin{cases}\left\lceil\dfrac{t-gp_{\mathrm{TT}_j}-o^h_{j,i(k)}+\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}}{p^h_{\mathrm{TT}}}\right\rceil & t>\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^h_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}\\ 0 & t\leqslant\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^h_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}\end{cases} \tag{11}$$

证明 在及时阻断模式下，节点端口 h 中及时阻断数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TB}_j,i(k)}$ 与 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 基帧的相对偏移量为 $gp_{\mathrm{TT}_j}+o^h_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$。

在任意的时间段 $(s,t]$ 内，流量 τ_{TT_j} 节点端口 h 中最多包含了 $n^h_{\mathrm{TB}_j,i(k)}(t,s)$ 个属于流量 τ_{TT_j} 的及

北京航空航天大学学报

时阻断数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}$。

$$n^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t,s)=\sum_{g=0}^{N^{h}_{\mathrm{TT}_j}-1} n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t-s) \tag{12}$$

式中：

$$n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t-s)=\begin{cases}\left\lceil\dfrac{t-s-gp_{\mathrm{TT}_j}-o^{h}_{j,i(k)}+\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}}{p^{h}_{\mathrm{TT}}}\right\rceil & t-s>\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^{h}_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}\\ 0 & t-s\leqslant\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^{h}_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}\end{cases} \tag{13}$$

在最坏情况下，即 RC 消息的到达时刻为 TT 流量及时阻断时间窗的起始时刻。

当 $t-s>\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^{h}_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}$ 时，时间段 $(s,t]$ 内包含 $\left\lceil\dfrac{t-s-gp_{\mathrm{TT}_j}-o^{h}_{j,i(k)}+\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}}{p^{h}_{\mathrm{TT}}}\right\rceil$ 个及时阻断数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}$。

当 $t-s\leqslant\max\{0,gp_{\mathrm{TT}_j}+o^{h}_{j,i(k)}-\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}\}$ 时，时间段 $(s,t]$ 内包含 0 个及时阻断数据帧 $f^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}$。

及时阻断模式下选定基帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$，假设 $R^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t)$ 为 TT 流量 τ_{TT_j} 在节点端口 h 的到达累计函数，那么

$$R^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t)-R^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(s)\leqslant\sum_{g=0}^{N^{h}_{\mathrm{TT}_j}-1} l^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t-s)=\alpha^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t-s) \tag{14}$$

假设 $R^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t)$ 为经过节点端口 h 的所有 TT 流量的累计到达函数，那么

$$R^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t)-R^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(s)\leqslant\sum_{j=1}^{n}\sum_{g=0}^{N^{h}_{\mathrm{TT}_j}-1} l^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t-s)=\alpha^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t-s) \tag{15}$$

根据到达曲线的定义，当属于流量 τ_{TT_i} 的数据帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 作为基帧时，$\alpha^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t)$ 为端口 TT 流量的聚合及时阻断到达曲线。

当 $t>0$ 时，聚合及时阻断到达曲线表示为

$$\alpha^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t)=\sum_{j=1}^{n}\sum_{g=0}^{N^{h}_{\mathrm{TT}_j}-1} l^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t) \tag{16}$$

当 $t\leqslant 0$，聚合及时阻断到达曲线值为 0。

证毕

由式(11)可得，在节点端口 h 中，当属于流量 τ_{TT_i} 的数据帧 $\mathrm{bf}^{h,k}_{\mathrm{TT}_i}$ 作为基帧时，TT 流量 τ_{TT_j} 的及时阻断到达曲线可表示为

$$\alpha^{h}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t)=\sum_{g=0}^{N^{h}_{\mathrm{TT}_j}-1} l^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}n^{h,g}_{\mathrm{TB}_{j,i(k)}}(t) \tag{17}$$

与式(9)相比较，在及时阻断模式下，其帧长与阶跃时间间隔均引入了变量 $\mathrm{BI}^{h,g}_{\mathrm{TT}_j,i(k)}$。

仍然采用图 2 的调度实例分析，可以得到以属于流量 τ_{TT_i} 的第 0 个数据帧作为基帧 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 时的 TT 流量的聚合及时阻断到达曲线 $\alpha^{h}_{\mathrm{TB},1(0)}(t)$。如图 6 中黑色实线所示，红色、绿色、蓝色实线分别表示流量 τ_{TT_1}、流量 τ_{TT_2}、流量 τ_{TT_3} 的及时阻断到达曲线。

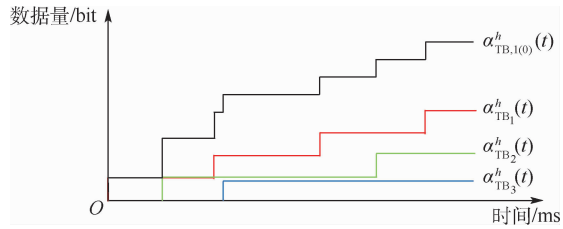


图 6　以 $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$ 为基帧 TT 流量及时阻断聚合到达曲线

Fig. 6　Timely blocking aggregate arrival curve of TT flow with base frame $\mathrm{bf}^{h,0}_{\mathrm{TT}_1}$

因此，最坏情况下节点端口 h 的聚合及时阻断到达曲线为基于不同基帧所求得的所有及时阻断到达曲线的上包络。

$$\alpha^{h}_{\mathrm{TT}}(t)=\max_{i\in[1,n]}\{\max_{k\in[0,N^{h}_{\mathrm{TT}_i}-1]}\{\alpha^{h}_{\mathrm{TB},i(k)}(t)\}\} \tag{18}$$

如图 7 中黑色曲线所示，为遍历各个基帧情况下及时阻断聚合到达曲线的上包络。

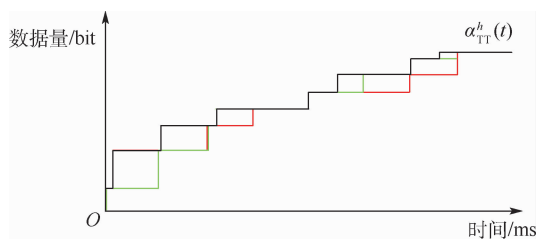


图 7　节点端口的聚合 TT 流量及时阻断到达曲线

Fig. 7　Timely blocking arrival curve of aggregate TT flow at node port

3　RC 流量实时性能分析

3.1　RC 流量聚合服务曲线

引理 1　节点端口 h 的聚合 RC 流量的服务曲线为

$$\beta^{h}_{\mathrm{RC}}(t)=[\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\{Cs-\alpha^{h}_{\mathrm{TT}}(s)\}]^{+} \tag{19}$$

式中：函数 $[\cdot]^{+}=\max(x,0)$。

采用图 2 流量调度实例，如图 8 所示为 TTE 网络中采用及时阻断策略下的聚合 RC 流量的服

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

务曲线。图中黑色实线表示 TTE 网络中节点端口 h 处的总服务曲线；蓝色实线表示节点端口 h 处及时阻断模式下的聚合 TT 流量到达曲线 $\alpha_{\mathrm{TT}}^{h}(t)$，由式(19)计算得到及时阻断模式下聚合 RC 流量的服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}}^{h}(t)$，即图中红色实线。

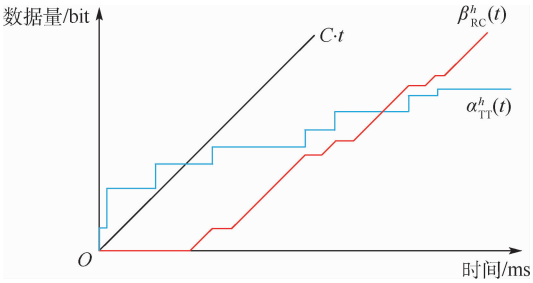


图 8 节点端口的聚合 RC 流量服务曲线

Fig. 8 Service curve of aggregate RC flow at node port

3.2 FIFO 模式下节点端口 RC 流量服务曲线

根据引理 1 可以得到节点端口 h 的聚合 RC 流量的服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}}^{h}(t)$。通过经典网络演算的基本理论，沿 RC 流量 τ_{RC_i} 路径递推计算，各个节点端口延迟上界的累加即为 τ_{RC_i} 最坏情况下的端到端延迟。因为递推法在计算下一级节点端口的延迟上界时，将流量 τ_{RC_i} 的上一级延迟的悲观性逐级传递，导致最后计算得到的最坏端到端延迟具有很大的悲观性。

本节讨论 FIFO 服务策略下 RC 流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h}(t)$。根据[26, Proposition 6.2.1]扩展至 TTE 网络可以获得以下结论。

引理 2 在 TTE 网络中，考虑在节点端口 h 的聚合 RC 流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 采用 FIFO 服务策略进行发送，则流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线为

$$\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)=\left[\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\left\{Cs-\alpha_{\mathrm{TT}}^{h}(s)-\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha_{\mathrm{RC}_j}^{h}(s-\theta_j^h)\right\}\right]^{+}\cdot 1\{t>\theta_{i,\max}^{h}\} \tag{20}$$

式中：$\theta_i^h=\{\theta_1^h,\cdots,\theta_m^h\}$ 表示在节点端口 h 的除流量 τ_{RC_i} 外，流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 对应 $\theta_1^h,\cdots,\theta_m^h$ 的一组取值集合；$\theta_{i,\max}^{h}=\max\{\theta_1^h,\cdots,\theta_m^h\}$ 表示取值集合中的最大值；函数 $1\{t>\theta_{i,\max}^{h}\}$ 表示当 $t>\theta_{i,\max}^{h}$ 时，函数值为 1，当 $t\leqslant\theta_{i,\max}^{h}$ 时，函数值为 0。

对任意的 $\theta_j^h>0$，曲线 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)$ 均为流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线。

引理 3 在 TTE 网络中，考虑在节点端口 h 的聚合 RC 流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 采用 FIFO 服务策略进行发送，则流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的输出曲线为

$$\alpha_{\mathrm{RC}_i}^{h*}(t)=\inf_{\theta\geqslant 0}(\alpha_{\mathrm{RC}_i}^{h}\oslash\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h})(t) \tag{21}$$

采用图 2 调度实例，假设节点端口 h 有 3 条 RC 流量 τ_{RC_1}、τ_{RC_2} 和 τ_{RC_3}，绿色实线表示节点端口 h 的 RC 流量 τ_{RC_1} 在取值为 θ_1^h 的到达曲线 $\alpha_{\mathrm{RC}_1}^{h}$；黄色实线表示节点端口 h 的 RC 流量在取值为 θ_2^h 的到达曲线 $\alpha_{\mathrm{RC}_2}^{h}$；由引理 2 和引理 3 便可以计算得到采用 FIFO 策略的 RC 流量的一条服务曲线，即图 9中蓝色虚线所示曲线。

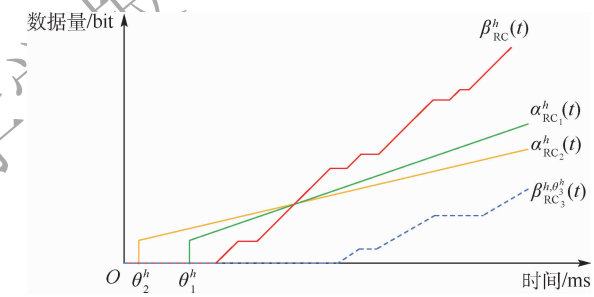


图 9 节点端口的一条 RC 流量可能的服务曲线

Fig. 9 Possible service curve of a RC flow at node port

3.3 FIFO 模式下 RC 流量端到端延迟

本节将“一次性突发原则”引入 TTE 网络中，用于分析 TTE 网络中基于 FIFO 服务策略下 RC 流量最坏端到端延迟。通过 3.2 节获得单条 RC 流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线，可以进一步获得 RC 流量 τ_{RC_i} 在其传输路径上的端到端服务曲线。有别于 AFDX 网络，TTE 网络中 TT 流量优先级高于 RC 流量，RC 流量聚合服务曲线无法用显式进行分析，“一次性突发原则”在 AFDX 网络中的模型和结论已不再适用与 TTE 网络。需要发展 TTE 网络下的“一次性突发原则”分析方法。

定理 3 在 TTE 网络中，假设 RC 流量 τ_{RC_i} 在网络中的传输路径依次经过了 n 个串行节点端口，其中节点端口 h 对流量 τ_{RC_i} 的服务曲线为 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)$，那么 n 个串行节点端口对流量 τ_{RC_i} 的端到端服务曲线为

$$\beta_{\mathrm{RC}_i}^{\theta_i}(t)=\otimes_{h=1}^{n}\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)=\beta_{\mathrm{RC}_i}^{1,\theta_i^1}(t)\otimes\beta_{\mathrm{RC}_i}^{2,\theta_i^2}(t)\cdots\otimes\beta_{\mathrm{RC}_i}^{n,\theta_i^n}(t) \tag{22}$$

证明 定义节点端口 1 和节点端口 2 中 RC 流量 τ_{RC_i} 的输入累计函数和输出累计函数分别为 $R_{\mathrm{RC}_i}^{1}(t)$ 和 $R_{\mathrm{RC}_i}^{1*}(t)$ 及 $R_{\mathrm{RC}_i}^{2}(t)$ 和 $R_{\mathrm{RC}_i}^{2*}(t)$。且流量 τ_{RC_i} 在端口 1 的输出累计函数等于流量在端口 2 的输入累计函数，即 $R_{\mathrm{RC}_i}^{1*}(t)=R_{\mathrm{RC}_i}^{2}(t)$。根据服务曲线的性质，在节点端口 1，$R_{\mathrm{RC}_i}^{1*}(t)\geqslant R_{\mathrm{RC}_i}^{1}(t)\otimes\beta_{\mathrm{RC}_i}^{1,\theta_i^1}(t)$。同样的，在节点端口 2：

$$R^{2*}_{\mathrm{RC}_i}(t) \geqslant R^{1*}_{\mathrm{RC}_i}(t) \otimes \beta^{2,\theta_i^2}_{\mathrm{RC}_i}(t) = (R^{1}_{\mathrm{RC}_i}(t) \otimes \beta^{1,\theta_i^1}_{\mathrm{RC}_i}(t)) \otimes \beta^{2,\theta_i^2}_{\mathrm{RC}_i}(t) = R^{1}_{\mathrm{RC}_i}(t) \otimes (\beta^{1,\theta_i^1}_{\mathrm{RC}_i}(t) \otimes \beta^{2,\theta_i^2}_{\mathrm{RC}_i}(t)) \tag{23}$$

证毕

因此经过类推运算，可以得到以上结论。将定理 3 称为“一次性突发”原则，此原则把流量 τ_{RC_i} 传输路径中经过的 n 个串行节点端口作为一个整体来考虑，得到流量 τ_{RC_i} 端到端服务曲线。

通过引理 2、引理 3 和定理 3，可以获得 RC 流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的的服务曲线 $\beta^{h,\theta_i^h}_{\mathrm{RC}_i}(t)$，输出曲线 $\alpha^{h*}_{\mathrm{RC}_i}(t)$，以及流量在传输路径中的端到端服务曲线 $\beta^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i}(t)$。根据网络演算的基本原理，RC 流量 τ_{RC_i} 在传输路径中的端到端延迟上界为 RC 流量 τ_{RC_i} 的到达曲线 α_{RC_i} 及传输路径中对 RC 流量 τ_{RC_i} 的端到端服务曲线 $\beta^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i}(t)$ 的最大水平距离：

$$D^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i} = h(\alpha_{\mathrm{RC}_i}(t), \beta^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i}(t)) \tag{24}$$

式中：$\theta_i = \{\theta_i^1, \cdots, \theta_i^n\}$ 表示在 RC 流量 τ_{RC_i} 传输路径中所经过的节点端口 1 至 n 的一组取值集合，且 $\theta_i^h = \{\theta_1^h, \cdots, \theta_m^h\}$ $(h \in [1,n])$ 表示在节点端口 h 处除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1}, \cdots, \tau_{\mathrm{RC}_m}$ 对应 $\theta_1^h, \cdots, \theta_m^h$ 的一组取值集合。

假设 RC 流量 τ_{RC_i} 在传输路径中经过了 3 个节点端口，其对应的节点端口分别选取一组 $\theta_i = \{\theta_i^1, \theta_i^2, \theta_i^3\}$ 值，得到在该端口一种可能的服务曲线，如图 10 中分别用绿色实线、蓝色实线和黄色实线表示。黑色实线表示 RC 流量 τ_{RC_i} 的到达曲线 $\alpha_{\mathrm{RC}_i}(t)$，通过“一次性突发原则”，可以得到 RC 流量 τ_{RC_i} 的端到端服务曲线为 $\beta^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i}(t)$，即红色实线所示。因此黑色虚线所示为 RC 流量 τ_{RC_i} 的端到端延迟。

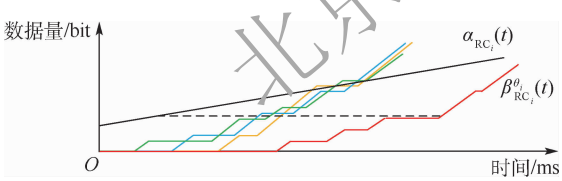


图 10　RC 流量端到端延迟上界

Fig. 10　Upper bound of end-to-end delay of RC traffic

3.4　RC 流量端到端延迟优化

3.3 节提到 θ_i 的取值为一组任意正数，任意一组 θ_i 的取值，均可获得一条 RC 流量 τ_{RC_i} 在传输路径中的理论端到端服务曲线，因此任意一组 θ_i 的取值均可作为流量 τ_{RC_i} 的理论上限。为获取 RC 流量 τ_{RC_i} 理论端到端延迟更紧的上界，需要寻找一组 θ_i 的取值，满足：

$$D_{\mathrm{RC}_i} = \min_{\theta_i}(D^{\theta_i}_{\mathrm{RC}_i}) \tag{25}$$

定理 4　当在节点端口 h 的除流量 τ_{RC_i} 外，流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1}, \cdots, \tau_{\mathrm{RC}_m}$ 对应 $\theta_1^h, \cdots, \theta_m^h$ 的取值 $\theta_i^h = \{\theta_1^h, \cdots, \theta_m^h\}$ 取同一值 $\theta^h_{i,\max}$ 时，流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线 $\beta^{h,\theta^h_{i,\max}}_{\mathrm{RC}_i}(t)$ 优于 $\beta^{h,\theta_i^h}_{\mathrm{RC}_i}(t)$，即 $\beta^{h,\theta^h_{i,\max}}_{\mathrm{RC}_i}(t) \geqslant \beta^{h,\theta_i^h}_{\mathrm{RC}_i}(t)$，其中 $\theta^h_{i,\max} = \max\{\theta_1^h, \cdots, \theta_m^h\}$。此时可以得到更紧的 RC 流量 τ_{RC_i} 理论端到端延迟上界。

证明　由引理 2 可获得节点端口 h 的聚合 RC 流量 τ_{RC_i} 的服务曲线。由于 $\theta^h_{i,\max} \geqslant \theta_j^h$，且流量 τ_{RC_j} 的到达曲线 $\alpha_{\mathrm{RC}_j}(t)$ 为广义增函数，因此：

$$\beta^{h,\theta^h_{i,\max}}_{\mathrm{RC}_i}(t) = [\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\{Cs - \alpha^h_{\mathrm{TT}}(s) - \sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha^h_{\mathrm{RC}_j}(s-\theta^h_{i,\max})\}]^+ \cdot 1\{t > \theta^h_{i,\max}\} \geqslant [\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\{Cs - \alpha^h_{\mathrm{TT}}(s) - \sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha^h_{\mathrm{RC}_j}(s-\theta_j^h)\}]^+ \cdot 1\{t > \theta^h_{i,\max}\} = \beta^{h,\theta_i^h}_{\mathrm{RC}_i}(t) \tag{26}$$

证毕

节点端口 h 的 TT 流量采用图 2 调度实例，假设此端口包含 3 条 RC 流量，当计算 τ_{RC_3} 的服务曲线 $\beta^{h,\theta_3^h}_{\mathrm{RC}_3}(t)$ 时，θ_1^h 和 θ_2^h 取相同的值 $\theta^h_{3,\max}$ 时，τ_{RC_3} 的服务曲线 $\beta^{h,\theta^h_{3,\max}}_{\mathrm{RC}_3}(t)$（图 11 紫色虚线所示）优于图 9 采取的取值策略下得到的服务曲线（蓝色虚线所示）。

定义在节点端口 h 中除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1}, \cdots, \tau_{\mathrm{RC}_m}$ 的聚合到达曲线为

$$\alpha^h_{\mathrm{RC}_{j\neq i}}(t) = \sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha^h_{\mathrm{RC}_j}(t) \tag{27}$$

则 $\alpha^h_{\mathrm{RC}_{j\neq i}}(t)$ 的聚合突发度为

$$\sigma^h_{\mathrm{RC}_{j\neq i}} = \sum_{j=1,j\neq i}^{m}\sigma^h_{\mathrm{RC}_i} \tag{28}$$

定理 5　在计算流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线 $\beta^{h,\theta_i^h}_{\mathrm{RC}_i}(t)$ 时，除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1}, \cdots, \tau_{\mathrm{RC}_m}$ 的取值为 $\theta^h_{i,\max}$，其取值范围属于 $[0, \theta^h_{i,\sigma}]$ 区间

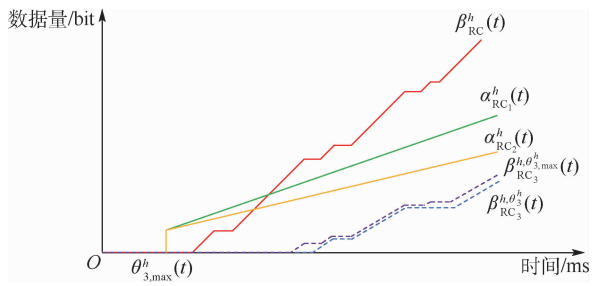


图 11　RC 流量基于不同取值的可能的服务曲线

Fig. 11　Possible service curves of RC traffic based on different values

北京航空航天大学学报

时,且当 $\theta_{i,\max}^{h}=\theta_{i,\sigma}^{h}$ 时,流量 τ_{RC_i} 的服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h,\sigma}(t)$ 最优,即 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h,\sigma}(t)\geqslant\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)$。此时计算得到更紧的 RC 流量 τ_{RC_i} 理论端到端延迟上界。

证明 由于除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 的聚合到达曲线为广义增函数,那么,当 $\theta_{i,\max}^{h}\in[0,\theta_{i,\sigma}^{h}]$ 时:

$$\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha_{\mathrm{RC}_j}^{h}(t-\theta_{i,\max}^{h})\geqslant\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha_{\mathrm{RC}_j}^{h}(t-\theta_{i,\sigma}^{h}) \tag{29}$$

所以流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的服务曲线:

$$\begin{aligned}\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)=&\\&\Big[\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\Big\{Cs-\alpha_{\mathrm{TT}}^{h}(s)-\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha_{\mathrm{RC}_j}^{h}(s-\theta_{i,\max}^{h})\Big\}\Big]^{+}\cdot\\&1\{t>\theta_{i,\max}^{h}\}\leqslant\\&\Big[\sup_{0\leqslant s\leqslant t}\Big\{Cs-\alpha_{\mathrm{TT}}^{h}(s)-\sum_{j=1,j\neq i}^{m}\alpha_{\mathrm{RC}_j}^{h}(s-\theta_{i,\sigma}^{h})\Big\}\Big]^{+}\cdot\\&1\{t>\theta_{i,\sigma}^{h}\}\end{aligned} \tag{30}$$

即当 $\theta=^{h}_{i,\max}=\theta_{i,\sigma}^{h}$ 时,流量 τ_{RC_i} 的服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h,\sigma}(t)$ 最优。 **证毕**

定理 6 节点端口 h 除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 取相同值 $\theta_{i,\max}^{h}$ 时,其中 $\theta_{i,\max}^{h}=\max\{\theta_1^h,\cdots,\theta_m^h\}$。且当 $\theta_{i,\max}^{h}=\theta_{i,\sigma}^{h}$ 时计算得到流量 τ_{RC_i} 输出曲线的下包络 $\alpha_{\mathrm{RC}_i}^{h*}(t)$。

证明 节点端口 h 除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 取相同值 $\theta_{i,\max}^{h}$ 时,可以获得流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 服务曲线 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)$ 的优值。

通过最小加解卷积的保序性,即当 $\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}(t)\leqslant\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_{i,\max}^h}(t)$ 时:

$$\alpha_{RC_i}^{h}\oslash\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_i^h}\geqslant\alpha_{\mathrm{RC}_i}^{h}\oslash\beta_{\mathrm{RC}_i}^{h,\theta_{i,\max}^h}(t) \tag{31}$$

因此,在计算流量 τ_{RC_i} 在节点端口 h 的输出曲线 $\alpha_{\mathrm{RC}_i}^{h*}(t)$ 时,节点端口 h 除流量 τ_{RC_i} 外的流量 $\tau_{\mathrm{RC}_1},\cdots,\tau_{\mathrm{RC}_m}$ 取应取相同值 $\theta_{i,\max}^{h}$。

由定理 5 和定理 6 可知,当 θ_i^h 取值范围属于 $[0,\theta_{i,\sigma}^{h}]$ 区间且 $\theta_{i,\max}^{h}=\theta_{i,\sigma}^{h}$ 时,流量 τ_{RC_i} 的服务曲线 $\beta_{RC_i}^{h,\theta_i^h}(t)$ 可得到优值。 **证毕**

4 实验分析

本节通过不同规模的测试用例来验证上述方法,用例中 TT 流量的离线时刻调度表采用 SMT 调度算法[19]获得。

首先是规模较小的测试用例 TC1,采用如图 12所示的 TTE 网络拓扑结构,包含 8 个端系统(ES)、4 个交换机(SW)、30 条 TT 流量和 18 条 RC 流量。TT 流量的帧长满足最大帧长 $l_{\mathrm{TT}_{\max}}=$ 1 518 bit、最小帧长 $l_{\mathrm{TT}_{\min}}=64$ bit;RC 流量的帧长满足最大帧 $l_{\mathrm{RC}_{\max}}=1\ 518$ bit;链路带宽配置为 100 Mbit/s。

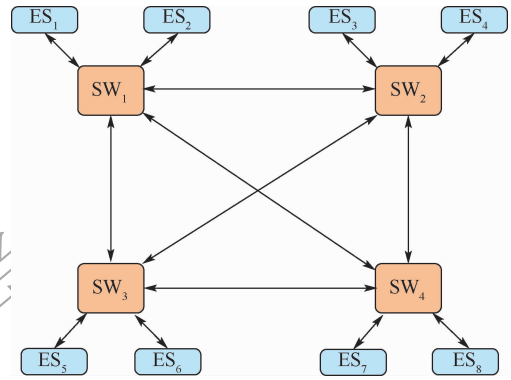


图 12 TC1 用例的网络拓扑结构

Fig. 12 Network topology of TC1

基于 C++开发平台,实现了基于“一次性突发原则”的 RC 流量延迟分析方法与经典网络演算方法的 RC 流量延迟。同时为了进一步验证本文方法正确性,通过 OMNet++平台开发 TTE 网络通信模型,对网络中 RC 流量延迟进行仿真分析。

将本文方法与已有经典网络演算法[24]和仿真方法对比,在相同的 TT 流量调度表下,3 种方法计算得到的 RC 流量延迟如图 13 所示。可以看出,与经典网络演算法对比,RC 流量的 WCD 有不同程度的减少,RC 流量的平均延时减少了 12.05%(从 1 186.94 μs 减少至 1 043.87 μs),单条 RC 流量延迟最大减少了 23.6%。

同时,RC 流量的最大仿真延迟均小于理论计算值,这是由于理论计算延迟上界为极限情况下得到的,仿真情况很难出现此种特例情况。由于本文方法计算的结果均未小于最大仿真延迟,这也一定程度的验证了本文方法的正确性。

基于相同的网络拓扑,通过 3 组增量化配置

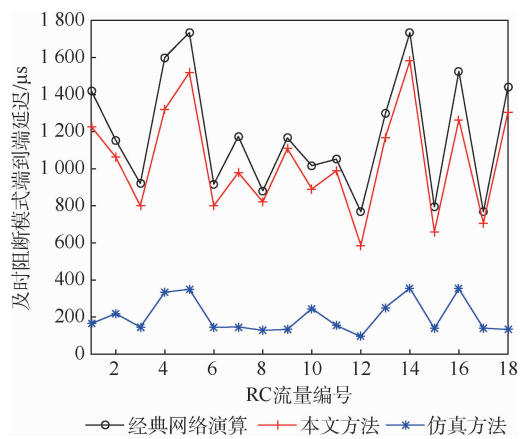


图 13 TC1 用例 RC 流量延迟对比

Fig. 13 Delay comparison of RC traffic in TC1

北京航空航天大学学报

来进行实验分析。3 组实验的 TT 流量配置如表 1 第 2 栏所示。网络中 30 条 RC 流量配置不变，逐次增量 TT 流量条数至 40、55、70 条，对比不同 TT 流量配置下本文方法与经典网络演算法计算得到的 RC 流量平均延迟。

表 1　TC2 用例实验结果对比

Table 1　Comparison of experimental results in TC2

TC2	TT 流量/条	RC 流量平均延迟/μs		平均延迟优化比例/%
		本文方法	经典演算法	
1	40	920.544	1 033.268	10.91
2	55	1 689.83	1 870.32	9.65
2	70	2 353.387	2 585.009	8.96

从表 1 中可以看出，在 RC 流量配置不变的情况下，随着 TT 流量负载的增加，本文方法对 RC 流量的延迟比例优化程度逐次减少，从 10.91% 减少至 8.96%。

为验证本文方法可扩展性，采用测试用例 TC3 比较本文方法与已有经典网络演算法。TC3 的拓扑结构采用 A380 结果，如图 14 所示，包含 16 个端系统、8 个交换机、100 条 TT 流量和 47 条 RC 流量，链路带宽配置为 100 Mbit/s。

图 15 给出了 2 种方法的 RC 流量理论延迟上界的比较。为更直观的对比结果，将已有网络演算法结果归一化为 100，可以看出，本文方法计算得到的 RC 流量 WCD 均小于已有方法。RC 流量平均延迟减少了 7.29%，单条 RC 流量延迟最大减少了 23.9%。

除此之外，为了比较一次性突发原则在 AFDX 网络与 TTE 网络中实时性优化的性能。测试用例 TC4 采用如图 14 所示拓扑结构，为模拟

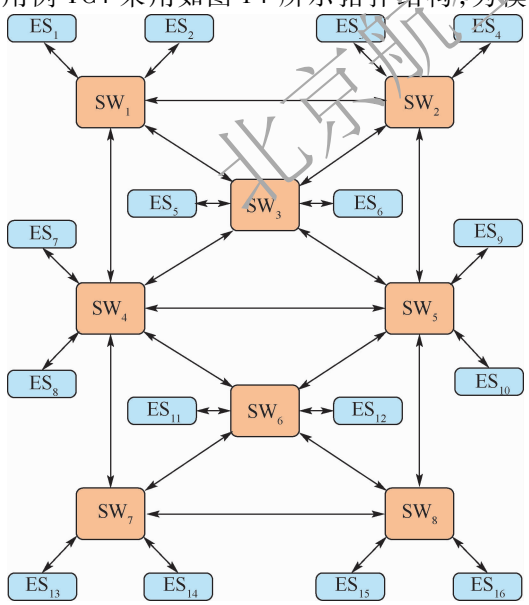


图 14　TC3 用例的网络拓扑结构

Fig. 14　Network topology of TC3

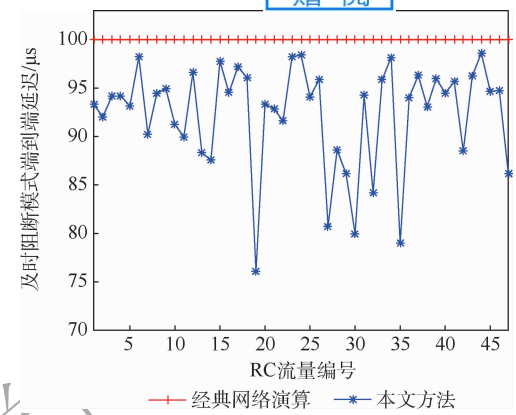


图 15　TC3 用例 RC 流量延迟对比

Fig. 15　Delay comparison of RC traffic in TC3

TTE 网络中的 TT 流量性能，AFDX 网络采用高低优先级发送模式。TTE 网络配置 55 条 TT 流量及 57 条 RC 流量；AFDX 网络配置 55 条高优先级 RC 流量及 57 条低优先级 RC 流量。如图 16 所示，给出了采用“一次性突发原则”分析方法下 2 种网络中 57 条 RC 流量理论延迟的比较。可以看出，“一次性突发原则”分析方法在 TTE 网络中能够获得精确的 RC 流量延迟上界，RC 流量平均延迟减少了 26.9%，因此本文方法在复杂度更高的 TTE 网络中能够更大程度地减少 RC 流量延迟分析的悲观性。

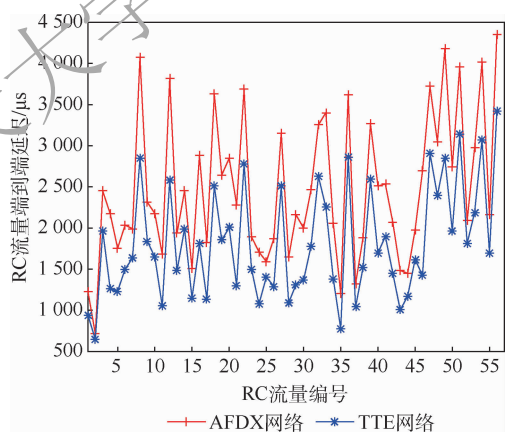


图 16　TC4 用例 RC 流量延迟对比

Fig. 16　Delay comparison of RC traffic in TC4

5　结　论

TTE 网络提供了 3 种不同的安全关键性流量类别：TT 流量、RC 流量和 BE 流量。在 FIFO 服务的假设下，本文将“一次性突发原则”的分析方法引入到 TTE 网络中，以观察该原则在 TTE 网络性能分析中的影响。

1）考虑 RC 流量 FIFO 速率约束服务，本文通过建立了聚合 TT 流量在及时阻断模式下的到达曲线模型，从而获得单条 RC 流量端到端的服

北京航空航天大学学报

务曲线模型。

2）寻找最优取值，获得了RC流量更精确的最坏端到端延迟上界。

3）对比经典网络演算分析方法，实验结果表明，本文方法降低了RC流量最坏端到端延迟的悲观性。

4）通过设置RC流量高低优先级，实验结果表明该方法在复杂度更高的TTE网络中能够更大程度地减少RC流量延迟分析的悲观性。

参考文献（References）

[1] Aerospace. Time-triggered Ethernet: SAE AS6802[S]. [S. l.]: SAE International, 2011: 8-21.

[2] KOPETZ H, ADEMAJ A, GRILLINGER P, et al. The time triggered Ethernet (TTE) design[C]// 8th IEEE International Symposium on Object-Oriented Real-Time Distributed Computing. Piscataway: IEEE Press, 2005: 22-33.

[3] IEEE. IEEE standard for Ethernet: IEEE 802.3[S]. [S. l.]: LAN/MAN Standards Committee, 2012: 17-26.

[4] LEE Y H, RACHLIN E, SCANDURA P A. Safety and certification approaches for Ethernet-based aviation databuses: DOT/FAA/AR-05/52[R]. [S. l.]: Federal Aviation Administration, 2005.

[5] ARINC. Aircraft data network, Part 7, Avionics full-duplex switched Ethernet network: ARINC 664P7[S]. [S. l.]: Aeronautical Radio INC, 2009: 9-18.

[6] STEINER W, BAUER G, HALL B, et al. TTEthernet dataflow concept[C]// 8th IEEE International Symposium on Network Computing and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2009: 319-322.

[7] STEINBACH T, LIM H T, KORF F, et al. Tomorrow's in-car interconnect? A competitive evaluation of IEEE 802.1 AVB and time-triggered Ethernet (AS6802)[C]// 2012 IEEE Vehicular Technology Conference (VTC Fall). Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-5.

[8] SUEN J, KEGLEY R, PRESTON J. Affordable avionic networks with Gigabit Ethernet assessing the suitability of commercial components for airborne use[C]// 2013 Proceedings of IEEE Southeastcon. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1-6.

[9] TĂMAŞ S D, POP P, STEINER W. Design optimization of TTEthernet-based distributed real-time systems[J]. Real-Time Systems, 2015, 51(1): 1-35.

[10] MAUCLAIR C, DURRIEU G. Analysis of real-time networks with Monte Carlo methods[J]. Progress in Flight Dynamics, Guidance, Navigation, Control, Fault Detection, and Avionics, 2013, 6: 501-514.

[11] FRANCES F, FRABOUL C, GRIEU J. Using network calculus to optimize the AFDX network[J]. IEEE Transactions on Medical Imaging, 2006, 25(10): 1319-1328.

[12] BAUER H, SCHARBARG J L, FRABOUL C. Improving the worst-case delay analysis of an AFDX network using an optimized trajectory approach[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2010, 6(4): 521-533.

[13] LI X T, SCHARBARG J, FRABOUL C. Improving end-to-end delay upper bounds on an AFDX network by integrating offsets in worst-case analysis[C]// IEEE Conference on Emerging Technologies and Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-8.

[14] SCHARBARG J L, RIDOUARD F, FRABOUL C. A probabilistic analysis of end-to-end delays on an AFDX avionic network[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2009, 5(1): 38-49.

[15] ADNAN M, SCHARBARG J L, ERMONT J, et al. Model for worst case delay analysis of an AFDX network using timed automata[C]// IEEE Conference on Emerging Technologies and Factory Automation. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-4.

[16] STEINER W. Synthesis of static communication schedules for mixed-criticality systems[C]// 14th IEEE International Symposium on Object/Component/Service-Oriented Real-time Distributed Computing Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2011: 11-18.

[17] TAMAS S D, POP P, STEINER W. Timing analysis of rate-constrained traffic for the TTEthernet communication protocol[C]// 18th International Symposium on Real-Time Distributed Computing. Piscataway: IEEE Press, 2015: 119-126.

[18] ZHAO L X, XIONG H G, ZHENG Z, et al. Improving worst case latency analysis for rate-constrained traffic in the time-triggered Ethernet networks[J]. IEEE Communications Letters, 2014, 18(11): 1927-1930.

[19] ZHAO L, POP P, LI Q J, et al. Timing analysis of rate-constrained traffic in TTEthernet using network calculus[J]. Real-Time Systems, 2017, 53(2): 254-287.

[20] 何锋. 机载网络技术基础[M]. 北京：国防工业出版社，2018.
HE F. Fundamentals of airborne network[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2018 (in Chinese).

[21] STEINER W, DUTERTRE B. SMT-based formal verification of a TTEthernet synchronization function: In formal methods for industrial critical systems[M]. Berlin: Springer, 2010.

[22] FIDLER M. Extending the network calculus pay bursts only once principle to aggregate scheduling[C]// 2nd International Workshop on Quality of Service in Multiservice IP Networks. Berlin: Springer, 2003: 19-34.

[23] LENZINI L, MARTORINI L, MINGOZZI E, et al. Tight end-to-end per-flow delay bounds in FIFO multiplexing sink-tree networks[J]. Performance Evaluation, 2006, 63(9-10): 956-987.

[24] BOYER M, FRABOUL C. Tightening end to end delay upper bound for AFDX network calculus with rate latency FIFO servers using network calculus[C]// IEEE International Workshop on Factory Communication Systems. Piscataway: IEEE Press, 2008: 11-20.

[25] CRUZ R L. A calculus for network delay, Part I, Network elements in isolation[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1991, 37(1): 114-131.

[26] LE B J, THIRAN P. Network calculus: A theory of deterministic queuing systems for the internet[M]. Berlin: Springer, 2001.

北京航空航天大学学报

Real-time performance optimization of TTE network based on "pay bursts only once" principle

ZHENG Zhong, ZHAO Luxi, HE Feng*, XIONG Huagang, LU Guangshan

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

Abstract: The development of deterministic communication promotes the introduction of time-triggered concepts. Time-Triggered Ethernet (TTE) network supports real-time applications of mixed safety by providing three traffic classes, including Time-Triggered (TT) traffic, which has complete time certainty, Rate-Constrained (RC) traffic, which has bounded end-to-end delay, and the Best-Effort (BE) traffic. How to realize the tight analysis of real-time performance of RC traffic under time-triggered mechanism is still an open problem that determines the smooth application of TTE network. Under the assumption of First Input First Output (FIFO) service, this paper introduces the analysis method of "pay bursts only once" principle into TTE network to observe the influence of this principle on the performance analysis of time-triggered network. Different from Avionics Full-Duplex Switched Ethernet (AFDX), TT traffic with higher priority will have a key impact on the delay analysis of RC traffic, resulting in the complexity of "pay bursts only once" principle analysis. In this paper, the arrival curve model of aggregated TT traffic in the timely blocking mode is established, and the end-to-end service curve model of single RC traffic is obtained. Based on this model, the Worst-Case end-to-end Delay (WCD) evaluation of RC traffic is realized. Compared with those in the existing studies, this method gives a tighter upper bound of the WCD for RC traffic, which is helpful to improve the tightness of TTE network performance evaluation. Through the comparative analysis of A380 topology networking cases, compared with the traditional method, the proposed method reduces the average delay of RC traffic by 12.05%.

Keywords: Time-Triggered Ethernet (TTE); real-time analysis; network calculus; FIFO service; delay upper bound

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-10; **Accepted**: 2020-10-30; **Published online**: 2020-11-26 09:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201125.1603.004.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62071023)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0497

高含量卡托辛合成的理论与实验研究

全下文载

刘晓菊，索奇，冯海涛，张驰，马晓燕*
（西北工业大学 化学与化工学院，西安 710129）

摘 要：2,2′-双(乙基二茂铁)丙烷(卡托辛)是一种综合性能优良的高效液体燃速催化剂，主要包含4种乙基取代位置不同、物理和化学性质均很相近的卡托辛同分异构体和不同取代基的双二茂铁丙烷，其中卡托辛同分异构体与其他双二茂铁丙烷很难分离。首先，采用密度泛函理论(DFT)方法模拟确定了4种同分异构体的结构，分别获得4种同分异构体的^{1}H-NMR和^{13}C-NMR理论谱图。其次，计算研究了合成过程中温度对产物中4种同分异构体含量的影响。最后，在理论合成条件的指导下，以高纯度乙基二茂铁和丙酮为原料、浓硫酸为催化剂，合成了卡托辛粗品。结果表明：利用惰性气体辅助蒸汽蒸馏法得到纯度大于99.0%的卡托辛同分异构体，收率高于94.0%，并通过核磁共振法确定了其结构。

关 键 词：2,2′-双(乙基二茂铁)丙烷；合成；提纯；高含量；密度泛函理论(DFT)
中图分类号：V259
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2514-07

2,2′-双(乙基二茂铁)丙烷(卡托辛)是目前被大量商品化应用的一种双核二茂铁[1-4]，但是其产物组成复杂，除了主要成分外，同时含有残余原材料、多种单核二茂铁衍生物杂质(主要为二茂铁、乙基二茂铁、二乙基二茂铁)及不同取代基的双核二茂铁和几种卡托辛的同分异构体[5-7]。由于卡托辛同分异构体性质非常相近，加上二茂铁衍生物沸点比较高，较高温度下易于分解等原因，到目前为止，卡托辛合成过程中目标物质的纯度及其同分异构体结构、标准谱图等很少被报道，这严重制约着对这种催化剂精准催化性能的认识。

本文先用密度泛函理论(DFT)方法[8-9]模拟计算确定4种卡托辛同分异构体的理想结构，研究了温度对产物中各同分异构体含量的影响，并确定了几种同分异构体的核磁共振谱图。然后，在理论结果指导下，利用实验合成的高纯度乙基二茂铁为原料，设计合成了卡托辛粗品，探讨了温度对合成产品中各种同分异构体含量的影响。最后，采用惰性气体辅助蒸汽蒸馏法分离去除粗品中单核二茂铁和其他杂质，得到纯度较高的卡托辛，为科学研究这类催化剂催化性能等奠定基础。

1 实 验

1.1 仪器与试剂

二茂铁(Fc)(营口天元化工研究所，工业级)、石油醚(广东光华试剂，60～90℃沸程)、甲醇(广东光华试剂，分析纯)、二氯甲烷(阿拉丁试剂，色谱纯)、中性氧化铝(天津科密欧试剂，200～300目)、乙酰基二茂铁(自制)；浓硫酸(阿拉丁试剂)、硼烷二甲硫醚(阿拉丁试剂)、三氯化铝(阿拉丁试剂，无水)、丙酮(阿拉丁试剂，分析纯)、乙酰氯(阿拉丁试剂，99%)；气相色谱仪(Thermo Trace 1300)、高效液相色谱仪(日立 L-7110)，核磁(Bruker Avance 400 MHz)。

收稿日期：2020-09-07；**录用日期**：2020-12-14；**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.20201229.1554.004.html
*通信作者. E-mail: m_xiao_yana@nwpu.edu.cn

引用格式：刘晓菊，索奇，冯海涛，等. 高含量卡托辛合成的理论与实验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2514-2520. LIU X J，SUO Q，FENG H T，et al. Theoretical and experimental study on synthesis of high-content catocene[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2514-2520(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.2　量子化学计算

应用 Gaussian 09 程序包,通过 DFT 方法利用 B3LYP /6-311 G(d,p)[10]基组进行了几何优化和振动频率计算,确定了 4 种同分异构体的结构。其中热化学参数,如吉布斯自由能(ΔG)、单点能(SP)在更高级别 b2plypd3/def2tzvp[11-12]基组下计算获得,采用 SMD (Solvation Model based on Density)[13-14]隐式溶剂模型考虑了整体溶剂化效应。

1.3　高纯度卡托辛的合成

为了获得双核二茂铁(主要是乙基)取代的卡托辛,按照如图 1 所示的方法先合成高纯度的乙基二茂铁,再合成卡托辛粗品,经分离提纯得到高含量的卡托辛。

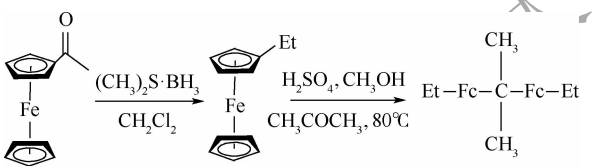


图 1　卡托辛合成工艺流程

Fig. 1　Catocene synthesis process

1.3.1　高纯度乙基二茂铁的合成

在 100 mL 三口烧瓶中,加入乙酰基二茂铁 20 g(0.10 mol)和二氯甲烷溶剂 30 mL,搅拌溶解。在 N_2 保护下,缓慢滴加入过量的硼烷二甲硫醚 8.8 mL(0.15 mol),回流反应 2 h,反应液由棕红色变为淡黄色,薄层色板监控原料乙酰基二茂铁消失,停止加热。加入适量的 NH_4Cl 水溶液猝灭过量硼烷二甲硫醚。反应液用二氯甲烷萃取 50 mL×2 次,收集合并有机相。蒸除溶剂,得到淡红色油状液体产物乙基二茂铁 15.32 g,产率 80.6%。乙基二茂铁经气相色谱(GC)得纯度为 99%。傅里叶变换红外光谱图(KBr, cm^{-1}):3 095, 2 853(C-H of Fc),1 467(CH_2),1 377(CH_3)。核磁共振氢谱 ^{1}H-NMR(400 MHz, $CDCl_3$)结果:δ(ppm) 4.12 ~ 3.97 m (9H,Fc), 2.24 q (2H, CH_2), 1.10 t (3H,CH_3)(ppm 为百万分之一)。

1.3.2　卡托辛的合成

在 100 mL 三口烧瓶中,加入甲醇 50 mL,通入 N_2 保护,冰盐浴冷却下缓慢滴加入浓硫酸 51 g (0.52 mol)。反应 0.5 h 后,加入乙基二茂铁 55.5 g(0.26 mol),控制在一定的温度范围。然后,缓慢滴加 9.7 g(0.165 mol)无水丙酮和 12 g (0.375 mol)甲醇溶液,0.5 h 滴加完毕,加完后继续回流搅拌 3 h。待反应完全后,停止反应,继续通入 N_2 10 min,自然冷却得到黏稠的粗品,收率大于 94.0%。傅里叶变换红外光谱图(KBr, cm^{-1}):3 095,830 ~ 810(C-H of Fc),2 930,1 477(CH_2),2 960,1 370 (CH_3)。核磁共振氢谱^{1}H-NMR(400 MHz, $CDCl_3$)结果:δ (ppm) 4.20 ~ 3.88 m (Fc-H),2.43 ~ 2.22 m (CH_2),1.22 ~ 1.09 m (CH_3),1.68 ~ 1.54 m ($C(CH_3)_2$)。核磁共振碳谱 ^{13}C-NMR (400 MHz, $CDCl_3$)结果: δ (ppm) 101.37, 100.18, 90.82, 89.27, 77.02, 76.04, 68.77, 67.92, 66.82, 65.39, 32.87, 30.39, 21.81, 14.70。

1.3.3　惰性气体辅助蒸汽蒸馏法提纯卡托辛

惰性气体辅助蒸汽蒸馏装置如图 2 所示,包括蒸馏设备、蒸汽发生器及载气设备 3 部分。蒸馏装置包括蒸馏瓶、热源、冷凝器、分馏管(含温度计)、接样瓶及连接管路(含保温层)。蒸汽发生器包括蒸汽瓶、调压阀、热源及连接管路(含保温层)。载气设备包括气瓶、减压阀、气体加热调压阀及连接管路(含保温层)。本实验中使用的蒸馏瓶规格为 250 mL,蒸汽瓶规格为1 000 mL,刺形分馏管规格为 25 m×300 mm,热源具备控温、恒温及磁力搅拌功能。组装好蒸汽蒸馏装置,向蒸汽发生器中加入乙醇-水的混合溶液 500 mL,设置蒸汽发生器温度与蒸馏瓶温度进行加热,待蒸汽发生器中水沸腾后,打开气瓶阀门,向蒸馏瓶中通入 N_2;当刺形分馏管上端温度达到

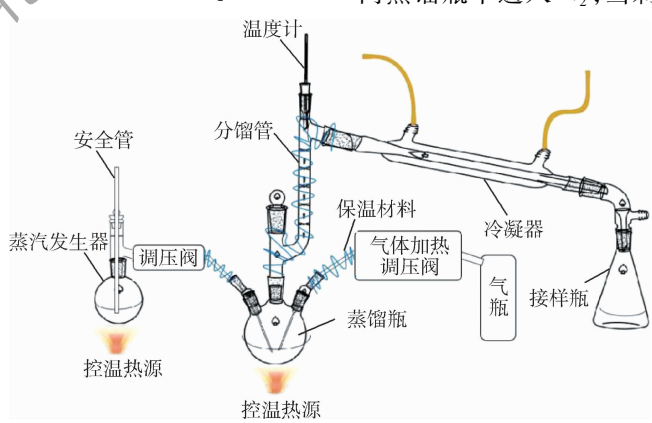


图 2　惰性气体辅助的蒸汽蒸馏装置

Fig. 2　An inert gas assisted steam distillation device

85℃且接样瓶中有成滴水珠滴下时,向上述制备的粗品中加入 5 倍体积的石油醚并超声分散 10 min配制溶液,并向蒸馏瓶中加入含有 12 g 样品的石油醚溶液,开始蒸馏;蒸馏一段时间后观察冷凝管中不再有棕色液滴生成时,关闭加热,停止蒸馏;冷却后加入二氯甲烷萃取接样瓶中样品,旋蒸除溶剂后以 GC 检测。杂质的驱除遵循除有机杂质、除水分、除无机杂质、除溶剂的顺序。通过柱层析法、溶解-析出法或蒸馏法纯化卡托辛,驱除有机杂质后得到卡托辛;通过无水硫酸钠除水,随后用二氯甲烷溶解样品,通过注射器接微滤膜过滤样品溶液从而驱除无机杂质;最后,将样品置于真空旋蒸仪除溶剂,再以 80℃的真空烘箱干燥至恒重,得到高纯度卡托辛样品,以样品瓶密封避光保存。

2 结果与讨论

2.1 理论模拟研究

卡托辛中二茂铁上取代的乙基在二茂铁环上的位置不同,就会导致不同的取代基异构体。为了探讨温度对产物中几种同分异构体含量的影响,利用 DFT 方法先对可能的卡托辛同分异构体的结构与稳定性进行了模拟,再对其合成过程中的影响因素进行了理论模拟。

2.1.1 卡托辛同分异构体的结构确定

利用 DFT 方法对可能的卡托辛同分异构体的稳定性进行理论模拟,其结果如图 3 所示。根据所得化合物的吉布斯自由能从小到大的排列顺序,最终确定结构 1 在卡托辛 4 种同分异构体结构中最稳定,在产物中占的比例较高,其结构特征是取代乙基在与丙烷相连的环戊二烯的间位;结构 2 中 2 个乙基基团均在 2 个未取代茂环上,而且交错分布;结构 3 中 2 个乙基基团分别取代在与丙烷基同一个茂环的间位和未取代的茂环,结构 2、3 含量位于这 4 种结构之间;结构 4 中 2 个乙基基团对称分布在 2 个未取代的茂环,其稳定性最差,在产物中的含量较小。4 种同分异构体的 ^{13}C-NMR 模拟谱图如图 4 所示。由图可知,在 4 种同分异构体中,丙基中的 3 个碳原子的化学位移几乎没有区别,这是因为其位置是固定的,不会因为乙基取代基位置的变化而导致周围电荷分布的改变,区别最大的是结构 3 中乙基中的 2 个碳原子的化学位移,分析结构推测可能是结构 3 中的 2 个乙基基团分别取代在 2 个异位的茂环上,导致周围电荷分布改变较大,进而导致化学位移变化明显。二茂铁环上其他未被取代的碳原子的化学位移也由于取代基位置的不同而不同。因此,根据 ^{13}C-NMR 谱图可以区分 4 个同分异构体的结构。^{1}H-NMR 如图 5 所示,Fc-H 中 H 的化学位移大约在 3.6 ~ 4.4 ppm;CH_2 中 H 的化学位移大约在 2.3 ~ 2.5 ppm;CH_3 中 H 的化学位移大约在 1.4 ~ 1.5 ppm,但是 4 种同分异构体的氢谱的化学位移区别很小,大约只有0.1 ppm。与实验所测卡托辛的 ^{1}H-NMR(见图 6)和 ^{13}C-NMR(见图 7)对比可知,模拟数据和实验数据几乎相符合。理论模拟数据为更好了解同分异构体的性质提供了依据。

2.1.2 温度对卡托辛同分异构体含量影响的理论模拟

为了研究温度对产物中的同分异构体含量的影响,假设了 7 个反应温度,根据 Boltzmann 分布计算了不同温度下 4 种同分异构体各自在组分中含量的变化趋势。玻尔兹曼方程(Boltzmann Transport Equation,BTE)[15] 是描述非热力学平衡状态的热力学系统统计行为的偏微分方程,表示如下:

$$\begin{cases} e^{-G_i/(RT)} = e^{-(\Delta G_i + G_{Ref})/(RT)} = Ce^{-\Delta G_i/(RT)} \\ P_i = \dfrac{e^{-\Delta G_i/(RT)}}{\sum_j e^{-\Delta G_j/(RT)}} = \dfrac{Q_{i(Relat)}}{Q_{Relat}} \end{cases} \tag{1}$$

式中:P 为同分异构体含量;i 为同分异构体的编号;T 为温度,K;R 为理想气体常数;Q 为配分函数;G_{Ref} 代表所有同分异构体中能量最低值(参考值);ΔG 为吉布斯自由能相对值,参考值对应的常数项 C 在计算 P 的时候同时作为分子分母而消掉了。

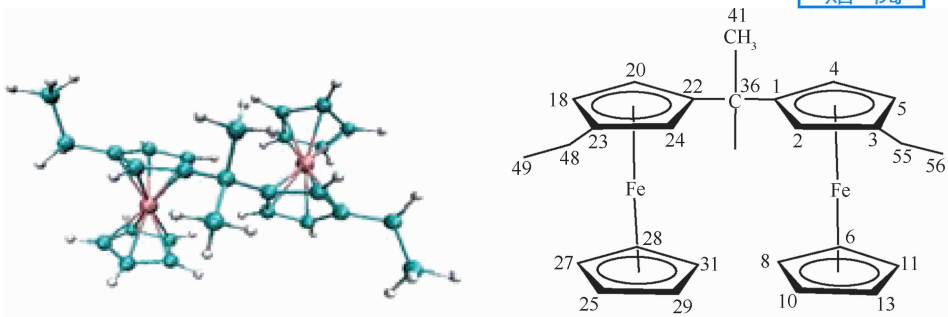
计算不同温度下 4 个同分异构体的吉布斯自由能,用上述 BTE 公式计算从低温到高温的过程中各种同分异构体含量,得到的结果如图 8 所示。可以看出,上述 4 种同分异构体在产物中的含量随温度变化均有所变化,其中结构 1、3 和 4 在产物中的含量随温度升高均有增加的趋势,唯有结构 2 随着温度的升高含量下降,这就预示可以通过改变反应温度获得不同含量的同分异构体目标产物。

2.2 高纯度卡托辛合成的实验研究

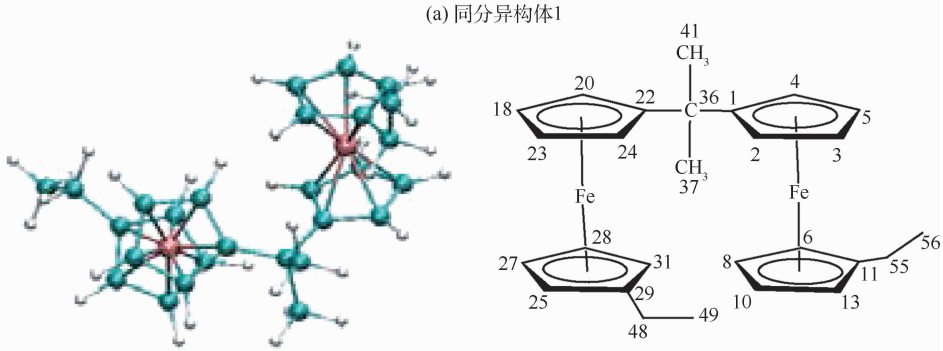
2.2.1 卡托辛的合成

为了获得高纯度的卡托辛产品,本文先合成了纯度大于 99.0% 的乙基二茂铁,然后在浓硫酸的催化下与丙酮进行反应,合成目标产物。研究分别在 273.15 K、298.15 K、313.15 K、333.15 K、353.15 K、373.15 K、393.15 K 和 413.15 K 温度

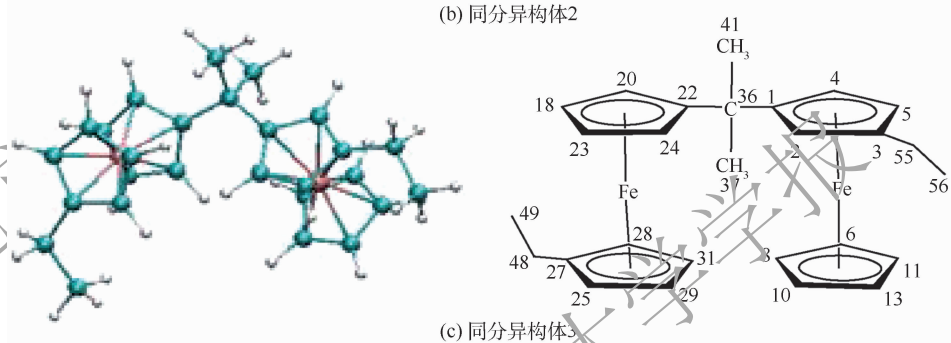
北京航空航天大学学报



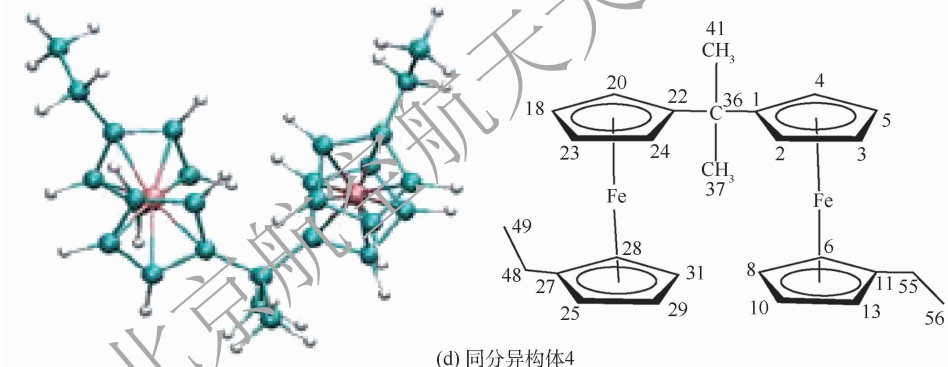
(a) 同分异构体1



(b) 同分异构体2



(c) 同分异构体3



(d) 同分异构体4

图 3　四种同分异构体的几何结构

Fig. 3　Geometry of four isomers

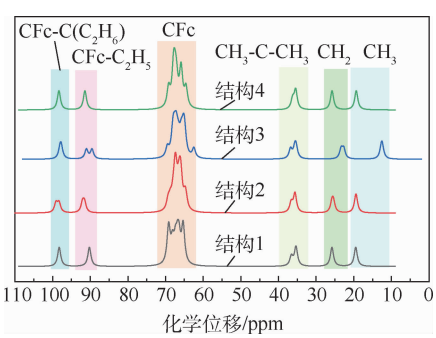


图 4　同分异构体的 ^{13}C-NMR（模拟结果）

Fig. 4　^{13}C-NMR spectrum of isomers (simulation result)

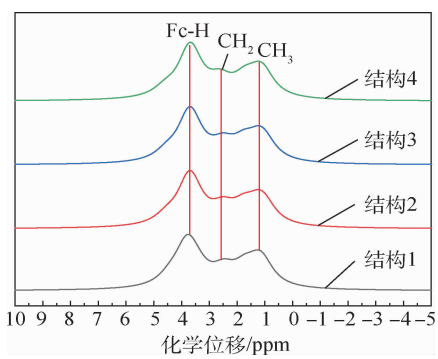


图 5　同分异构体的 ^{1}H-NMR（模拟结果）

Fig. 5　^{1}H-NMR spectrum of isomers (simulation result)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

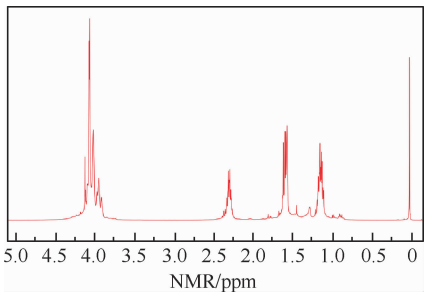


图 6 卡托辛的 ^{1}H-NMR（实验结果）

Fig. 6 ^{1}H-NMR spectrum of catocene (experimental result)

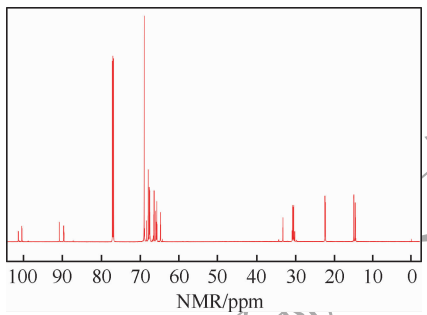


图 7 卡托辛的 ^{13}C-NMR（实验结果）

Fig. 7 ^{13}C-NMR spectrum of catocene (experimental result)

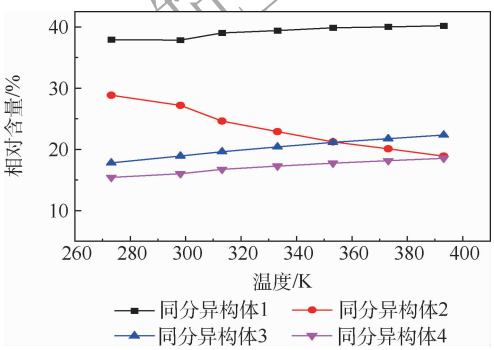


图 8 温度对同分异构体分布的影响（理论模拟）

Fig. 8 Effect of temperature on distribution of isomers (theoretical simulation)

下 4 种同分异构体的分布变化趋势，结果如图 9 所示，其中，1 ~ 4 为卡托辛同分异构体；5 为乙基二茂铁；6 为双乙基二茂铁；7 为 2-二茂铁-2-乙基二茂铁丙烷；8 为 2-二茂铁-2-乙酰基二茂铁丙烷；9 为 2,2 -（双乙酰基二茂铁）丙烷。由图可知，反应温度在 353.15 K 时，卡托辛产率最高，约为 84.86%；随着反应温度升高，结构 1、3 和 4 相对含量都是增加的趋势，只有结构 2 在反应温度大于 353.15 K 后，相对含量随温度升高而降低。这与模拟温度对 4 种同分异构体随温度变化的趋势是一致的，进一步说明理论模拟结论可以用于指导实验的设计合成。

另外还可以看出，乙基二茂铁的转化率随温度升高而提高，但是温度高于 353.15 K 后，其转化率几乎没有变化。在粗品中存在未参加反应的乙基二茂铁原料、双乙基二茂铁及各类双核二茂

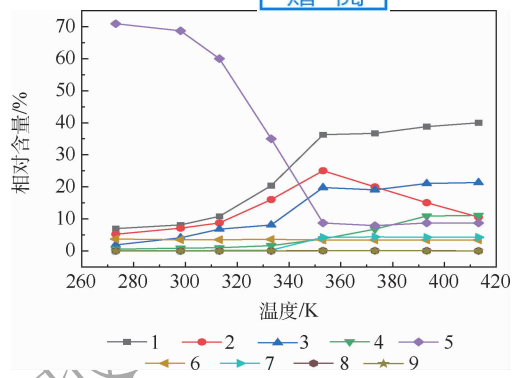


图 9 温度对同分异构体分布的影响（实验研究）

Fig. 9 Effect of temperature on distribution of isomers (experimental study)

铁的同系物、卡托辛的同分异构体。这种混合物中各物质沸点不同，催化效果也可能不同。

2.2.2 惰性气氛混合水-乙醇蒸汽蒸馏法

上述分析说明，合成的卡托辛中含有大量的乙基二茂铁与二乙基二茂铁，其沸点分别为 264℃ 和 292℃，其他双核二茂铁杂质的沸点大约在 400℃ 以上。而且，在高温有氧的条件下，二茂铁衍生物还会发生氧化等副反应，生成二茂铁鎓离子等杂质，进而引起卡托辛氧化，甚至聚合。因此，通过普通蒸馏的方法很难纯化产品。本文先利用蒸汽蒸馏法原理，设计混合蒸汽、惰性气氛下减压蒸馏，分离卡托辛中的单核二茂铁，克服了卡托辛同分异构体难以在高温下蒸馏分离的难题。蒸汽蒸馏能降低被蒸馏液体的蒸汽分压，同时挥发性成分可以随蒸汽一并蒸出，可以在远低于蒸馏物沸点的温度下进行，大大降低了蒸馏温度。本文考察了混合溶剂配比对蒸馏效果的影响，结果如表 1 所示。分析数据可知，最佳蒸馏溶剂配比为 92:8，当水含量过高时，卡托辛同分异构体会部分蒸出，降低了收率，当乙醇含量过低时，底物会黏附在瓶壁上，同时降低了收率与产物的纯度。

经过研究发现，影响分离效果的主要因素是蒸馏瓶温度和蒸汽发生器温度。为此设计了两因素试验来得到最佳的温度范围，结果如表 2 所示。由表 2 可知，最佳蒸馏条件为蒸馏瓶温度 130℃、蒸汽发生器温度为 190℃。

表 1 蒸馏溶剂配比对产品的影响

Table 1 Influence of the ratio of solvent on distillation effect of product

水-乙醇体积比	收率/%	卡托辛同分异构体相对含量/%
95:5	82	97.2
93:7	89	99.0
92:8	95	99.4
90:12	82	99.2
88:14	71	99.3

表 2　温度对卡托辛同分异构体蒸馏效果的影响

Table 2　Influence of temperatures on distillation effect of catocene isomers

蒸馏瓶温度/℃	蒸汽发生器温度/℃	卡托辛同分异构体相对含量/%	收率/%
120	190	97.35	96
125	190	98.83	96
130	190	99.22	95
135	190	99.26	90
140	190	98.74	81
130	170	98.81	93
130	180	99.01	92
130	200	99.12	87

同时，考察了蒸馏时间对合成卡托辛粗品分离效果的影响，结果如图 10 所示。可以看出，随着蒸馏的进行，卡托辛同分异构体的纯度逐渐提高；当在最佳蒸馏溶剂配比和最佳蒸馏温度条件下，蒸馏时间为 3 h 时，低沸点的杂质含量最低，卡托辛同分异构体纯度可以大于 99.0%。

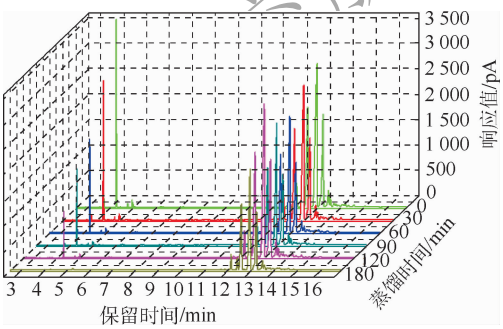


图 10　卡托辛同分异构体纯度随蒸馏时间变化的 GC 图

Fig. 10　GC graph of the purity of catocene isomers change with distillation time

3　结　论

本文利用理论模拟和实验研究相结合的方法，探究了高含量卡托辛的合成工艺。主要结论如下：

1）利用模拟方法确定 2,2-双(乙基二茂铁)丙烷(卡托辛)4 种同分异构体的结构，同时通过计算获得了 4 种同分异构体的 ^{1}H-NMR 和 ^{13}C-NMR 模拟谱图。

2）理论模拟研究了合成反应温度对产物中 4 种同分异构体含量的影响。

3）在理论结论的指导下，研究了卡托辛合成工艺条件对同分异构体含量的影响。

4）利用惰性气体辅助蒸汽蒸馏法实现了对高沸点双核二茂铁衍生物的分离，获得纯度大于 99.0% 的卡托辛同分异构体，为高沸点金属有机化合物的绿色、高效提纯奠定了基础。

本文为研制不同规格要求的卡托辛产品提供了一定程度的理论和实验基础。

参考文献（References）

[1] USMAN M, WANG L, YU H, et al. Recent progress on ferrocene-based burning rate catalysts for propellant applications [J]. Journal of Organometallic Chemistry, 2018, 872: 40-53.

[2] ZAIN-UL-ABDIN, WANG L, YU H, et al. Tris (2-aminoethyl) amine-based ferrocene-terminated dendrimers as burning rate catalysts for ammonium perchlorate-based propellant decomposition [J]. Applied Organometallic Chemistry, 2018, 32 (4): 264-270.

[3] KAI F G, HANSEN F K. Diffusion rates and the role of diffusion in solid propellant rocket moto radhesion [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2010, 103 (3): 1529-1538.

[4] ZHAO H, JIN Z, SU H, et al. Targeted synthesis of a 2D ordered porous organic framework for drug release [J]. Chemical Communications, 2011, 47 (22): 6389-6391.

[5] STERESCU D M, STAMATIALIS D F, MENDES E, et al. Boltorn-modified poly (2, 6-dimethyl-1, 4-phenylene oxide) gas separation membranes [J]. Macromolecules, 2007, 40 (15): 5400-5410.

[6] GULDI D M, LUO C P, SWARTZ A, et al. π-conjugated electroactive oligomers: Energy and electron transducing systems [J]. Journal of Physical Chemistry, 2004, 108 (3): 455-467.

[7] JIANG J X, TREWIN A, ADAMS D J, et al. Band gap engineering in fluorescent conjugated microporous polymers [J]. Chemical Science, 2011, 2 (9): 1777-1781.

[8] LI S C, ZHENG Y, GAO F, et al. Experimental and computational interrogation of fast SCR mechanism and active sites on H-Form SSZ-13 [J]. ACS Catalysis, 2017, 7 (8): 5087-5096.

[9] KHAMRANG T, VELUSAMY M, MADHAVAN J, et al. A combined experimental and computational investigations on pyrene based D-π-A dyes [J]. Physical Chemistry Chemical Physics, 2018, 20 (9): 6264-6273.

[10] HIROTO T, KAZUKO H, SADAYUKI W, et al. Local structures and electronic states of C-S-H-Sodium-H_2O interface: NMR and DFT studies [J]. Journal of Physical Chemistry, 2020, 124 (10): 5672-5680.

[11] MALENOV D P, NINKOVIC D B, ZARIC S D. Stacking of metal chelates with benzene: Can dispersion-corrected DFT be used to calculate organic-inorganic stacking? [J]. Chemphyschem, 2015, 16 (4): 761-768.

[12] ZHOU W J, LIU J B, STEVEN D, et al. Molecular dynamics simulations, reaction pathway and mechanism dissection, and kinetics modeling of the nitric acid oxidation of dicyanamide and dicyanoborohydride anions [J]. Journal of Physical Chemistry, 2020, 124 (49): 11175-11188.

[13] YANG Z, SEBASTIAN T. Binuclear Pd(I)-Pd(I) catalysis assisted by iodide ligands for selective hydroformylation of alkenes and alkynes [J]. Journal of the American Chemical Society, 2020, 142 (42): 18251-18265.

[14] SABER M, MAXIM V I, QADIR K T. Improving performance of the SMD solvation model: Bondi radii improve predicted aqueous solvation free energies of ions and pKa values of thiols [J]. Journal of Physical Chemistry, 2019, 123 (44): 9498-9504.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[15] RAO Z Z, MASAYOSHI T, MASATAKA N. Ab initio quantitative prediction of tacticity in radical polymerization of poly (methyl methacrylate) by a molecular simulation technique with the conformation indexing for multiple transition states [J]. Journal of Physical Chemistry, 2020, 124 (31): 16895-16901.

Theoretical and experimental study on synthesis of high-content catocene

LIU Xiaoju, SUO Qi, FENG Haitao, ZHANG Chi, MA Xiaoyan*

(College of Chemistry and Chemical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: 2, 2′-bis (ethylferrocenyl) propane (catocene) is a kind of high-efficiency burning rate liquid catalyst with excellent comprehensive performance. It is a mixture with four isomers of the different substituting positions of ethyl groups and other different substitutions of diferrocenyl propane compounds, which are difficult to separate due to their similarly physical and chemical properties. In this paper, Density Functional Theory (DFT) was used to simulate and determine the structure of the four isomers, and ^{1}H-NMR and ^{13}C-NMR spectra of the four isomers were obtained respectively. Meanwhile, the influence of reaction temperature on the content of four isomers in the product was studied. Under the guidance of the theory, the crude catocene was synthesized from high-purity ethylferrocene and acetone with sulfuric acid as catalyst and was purified by vapor distillation in inert gas atmosphere. The yield of catocene is more than 94.0% with a purity of more than 99.0%. The structure of synthetic product is confirmed by nuclear magnetic resonance spectra.

Keywords: 2, 2′-bis (ethylferrocenyl) propane; synthesis; purification; high content; Density Functional Theory (DFT)

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-07; **Accepted**: 2020-12-14; **Published online**: 2020-12-30 09:18

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201229.1554.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: m_xiao_yana@nwpu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0448

全下文载

翼型近波浪水面气动特性研究

胡浩德，马东立，杨穆清*，郭阳
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：采用求解 Navier-Stokes 方程的数值方法研究了翼型 NACA 4412 近距离经过波浪水面时的气动特性。对数值方法的准确性进行了验证。计算了翼型经过波浪水面和固壁波浪地面 2 种边界条件下的气动力系数，并进行了对比。研究结果表明：翼型在经过波浪水面时气动力系数会发生周期性的变化，与固壁波浪的情况相比，气动力的变化曲线存在显著差异，波动幅度更大。通过对流场结构的分析，发现了翼型和波浪水面之间的作用机理。波浪水面的质点存在竖直方向上的运动，在小地面间隙时，水面质点向上运动会挤压翼型和水面之间的空气，从而造成翼型气动力大幅波动。同时解释了来流速度越大，气动力系数波动幅度减小的原因。

关 键 词：波浪；地效；气动力波幅；流动机理；挤压效应
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2521-12

飞行器贴近水面或者地面飞行时会获得额外的升力，这种现象被称为地面效应。地效飞行器[1]是一种专门利用地面效应提供升力供低空飞行的飞行器，主要用于水面高速运输。与船舶相比，其具有阻力小、速度快等优点；与飞行器相比，其具有升阻比高、所需推进功率小、航程大等优点[2-4]。地效飞行器贴地飞行时具有不同于常规飞行器的气动特性，为此，众多学者对地面效应展开了研究[5-8]。

地效飞行器需要贴地低空飞行，然而陆地上存在建筑物、树木、山丘等各种各样的障碍物。平坦而广阔的海洋为低空飞行的地效飞行器提供了良好的应用场景。因此，绝大多数地效飞行器用于水面运输。地面效应研究中大多将地面假设为刚性平地面，但水面是自由液面并非刚性的，而且水面上往往存在波浪，并非是完全平坦的。因此，地效飞行器在水面上空实际飞行时遇到的情况与大多数地效研究中刚性平地面的假设不相符。部分学者针对自由液面这一边界条件展开了研究。Barber[9]研究了三维机翼飞过静止水面时的水面变形，研究结果显示，水面的变形可能是由翼尖涡引起的，而不是翼下压力分布的增加，而且弗劳德数越大，水面变形越小。Liang 等[10-11]应用升力线理论和面元法研究了二维翼型和三维机翼经过自由液面时的气动特性，结果显示，弗劳德数对气动特性存在显著影响，三维机翼经过水面时会使得水面产生变形，同时速度较大时可用固壁代替自由液面。Bal[12]发展了迭代边界元法来研究二维翼型，研究发现自由液面会影响翼型和机翼的气动力特性，并且三维机翼经过自由液面时会在液面上产生卡尔文波。米百刚和詹浩[13]采用数值方法分析了 NACA 0012 二维翼型近地效应及近水面效应的非定常运动，结果显示，地面/水面的存在剧烈地影响了翼型的动态稳定特性，且水面的自由液面效应导致了 2 种边界条件下动态特性的差异。

收稿日期：2020-08-24；**录用日期**：2021-01-29；**网络出版时间**：2021-02-26 16:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210226.1408.001.html
* **通信作者**. E-mail：qingfengrumu@163.com

引用格式：*胡浩德，马东立，杨穆清，等. 翼型近波浪水面气动特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2521-2532.*
HU H D，MA D L，YANG M Q，et al. Aerodynamic characteristics of airfoil near wavy water surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2521-2532 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

海面大多数时候并不是完全静止的,海面上总是存在波浪,波浪可能会影响地效飞行器气动力特性,因此,部分学者针对该问题展开了研究。Im 和 Chang[14] 通过数值求解欧拉方程研究了翼型 NACA 6409 经过波浪地面时的气动特性,通过移动的正弦曲线模拟波浪。Qu 等[15] 应用可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程和 SA 湍流模型研究了地效飞行器飞过波浪地面时的气动特性,并和平地面进行了对比,研究发现,气动力呈现周期性变化,翼型飞过波浪地面和平地面时,气动力随高度的变化规律相似,并且在大迎角下,翼型飞过波浪地面时高度降低会导致上表面气流分离。Gao 等[16] 研究了翼型跨声速飞过波浪地面时的气动力变化,发现了激波与波浪地面的相互作用。Lee 和 Tremblaydionne[17] 通过试验对对称翼型经过波浪地面时的气动力特性和流场结构进行了研究;在此基础上,又进一步研究了对称翼型后缘襟翼偏转后经过波浪地面时的气动特性[18]。

上述研究都是将波浪水面简化为波浪形状的地面,再以翼型经过波浪地面来模拟翼型经过水面波浪的情况。为了更进一步地模拟翼型飞过波浪水面的情况,Zhi 等[19] 应用了数值波浪,从而数值模拟了翼型飞过波浪水面的情况,发现波浪有其自身的扰动速度,会与翼型下的气流产生强烈的相互作用,认为在地面小间隙的情况下不能使用波浪地面完全代替水面波浪。该研究将地效飞行器飞过波浪水面的研究向前推进了一步,但并没有对水面波浪和翼型的相互作用机理做出阐述。

截止目前,针对翼型飞过波浪水面的研究仍然非常有限。翼型飞过波浪水面时气动特性的特殊性、翼型与波浪水面的相互作用机理、不同雷诺数、不同弗劳德数、不同波浪参数、不同翼型形状、不同马赫数对翼型气动特性的影响等诸多问题均没有深入研究。

本文采用数值方法对翼型小间隙经过波浪水面的气动特性做了分析,对翼型与波浪之间的相互作用机理做了深入的分析。

1 数值方法与计算验证

本文选取 NACA 4412 翼型。翼型弦长 0.5 m,迎角为 4°,来流速度范围为 30 ~ 100 m/s,相应的雷诺数范围为 1.0×10^6 ~ 3.4×10^6,弗劳德数范围为 13.5 ~ 45.2。雷诺数 Re 和弗劳德数 Fr 的定义为

$$\begin{cases} Re = \dfrac{\rho_{\text{air}} V c}{\mu_{\text{air}}} \\ Fr = \dfrac{V}{\sqrt{gc}} \end{cases} \tag{1}$$

式中:V 为来流速度;c 为翼型弦长;g 为重力加速度;ρ_{air} 为空气密度;μ_{air} 为空气动力黏度。

计算域和网格划分分别如图 1 和图 2 所示。网格在翼型周围和水面附近进行了加密,图 2 中给出了翼型和水面附近的局部放大图。翼型后缘点与水面之间的距离为 $h/c = 0.1$。计算域的入口,上下边界距离翼型 $20c$,出口距离翼型 $25c$。入口边界设置为速度入口,下边界设置为无滑移壁面,上边界和出口处设置为压力出口。波浪从入口处产生向右传播。波长 λ 取 $5c$,波幅 a 取 $0.05c$。波浪采用了边界造波方法,在入口边界处定义气相和液相的速度及波面表达式,水面通过流体体积函数方法(VOF)捕捉,波浪是基于一阶线性波理论[19] 的线性微幅波。湍流模型采用 k-ω 模型。对水面处的网格进行了加密,波长和波高方向上的网格尺寸分别为 $1/(8a)$ 和 $1/(25a)$。时间离散为二阶隐式格式,空间离散为二阶迎风格式。考虑到非定常计算的稳定性与计算精度,时间步长 Δt 的选取需满足:

$$\frac{V\Delta t}{\Delta x} < 1 \tag{2}$$

式中:Δx 为网格最小尺寸。

网格通过 ANSYS ICEM 软件划分,使用 Star CCM + 软件进行数值计算。收敛判断标准为数值计算残差和气动力系数的周期性变化,计算残差

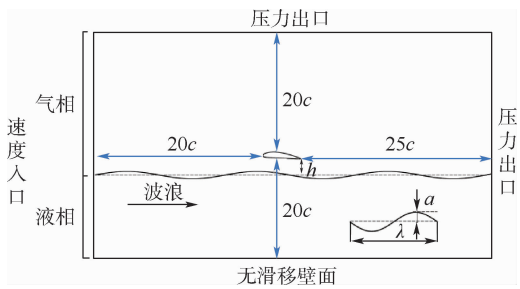


图 1 计算域

Fig. 1 Computing domain

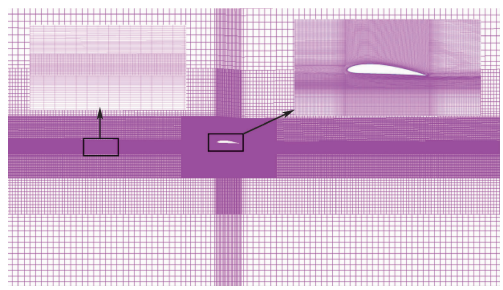


图 2 网格划分

Fig. 2 Grid generation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

小于 1×10^{-6},同时气动力系数开始周期性变化,则判定数值计算收敛。

在进行 CFD 计算之前先对其准确性进行验证。许多学者[4,7,9,20]采用了数值计算和试验等多种方法对 NACA 4412 翼型进行了大量的研究。试验数据取文献[21]中的试验数据。迎角取 4°,地面间隙为 $h/c=0.15$,雷诺数为3.0×10^5,这些条件均与文献[21]中的试验条件一致。翼型表面压力系数 C_p 沿翼型弦向分布计算结果如图 3 所示,x 为翼型表面点与翼型前缘点的水平距离,c 为翼型弦长,x/c 即为翼型表面点与翼型前缘点的相对距离。由图 3 可见,计算结果与试验结果吻合得很好。同时,还对网格无关性进行了验证,表 1 为不同网格数量下的计算结果对比,网格选取中等网格数量即可满足精度需求。Y^+ 为边界层网格与壁面的无量纲化距离。

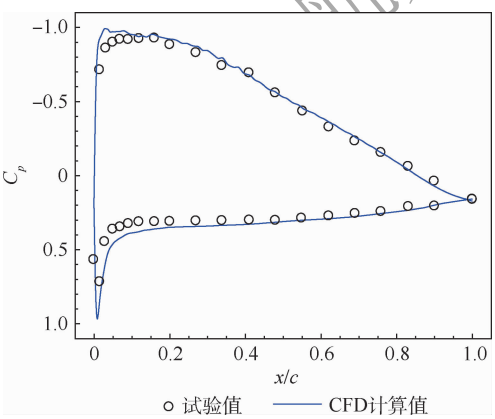


图 3　压力系数的计算值和试验值对比

Fig. 3　Comparison of computed and experimental pressure coefficient

表 1　实验值与不同网格数量下的计算结果

Table 1　Calculation results with different grid numbers

网格	网格数	Y^+	升力系数 C_l	阻力系数 C_d
实验值			0.858 2	0.010 9
疏网格	127 188	2	0.874 90	0.011 88
中等网格	209 127	1	0.874 96	0.011 87
密网格	311 121	0.5	0.874 66	0.011 78

波浪的数值模拟常常存在衰减等问题,因此,在计算前对波浪的波面形状进行验证。本文原点设置在翼型前缘处,因此在原点前 1 个波长处、原点处及原点后 2 个波长处 3 个地方设置了波高监测点,各个监测点处的波形随时间的变化与理论波形的对比如图 4 所示。图中纵轴 Z 表示波高监测点处的波高,t 为翼型和波浪的相对运动时间,初始时刻即为 $t=0$。

由图 4 可见,数值计算结果与理论结果相比,波谷处的衰减比波峰处的稍大,同时 $x=2\lambda$ 处相比 $x=0$ 和 $x=-\lambda$ 处的波峰衰减更明显。总体而言,波形计算结果与理论波形很接近,表明数值方法能够很好地模拟波浪。

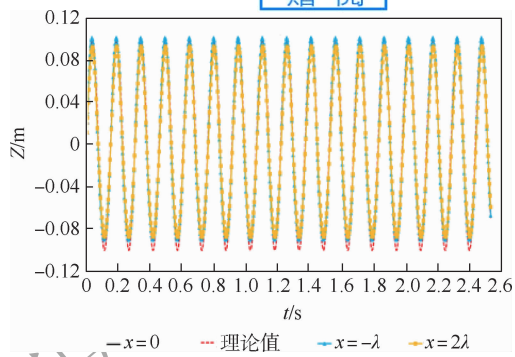


图 4　波形计算结果与理论结果对比

Fig. 4　Comparison of calculated and theoretical results of waveform

2　计算结果与分析

2.1　气动特性

以翼型后缘点为参考点,初始时刻翼型后缘点在波峰正上方。T 为 1 个波浪周期,翼型在1 个周期内相对波浪的运动距离为 1 个波长。定义 $t^*=t/T$ 来描述翼型与波浪之间的相对位置。当 $t^*=0$ 和 $t^*=1$ 时,翼型后缘点均位于波峰正上方,因此,这 2 个时刻是等价的。对于波浪水面的情况,非定常计算模拟了 20 个周期以上;对于固壁波浪的情况,由于网格滑移距离的限制,首先在网格无滑移的条件下计算收敛,在此基础上网格滑移运动,计算了 10 个周期以上,结果达到前文所述收敛标准。2 种边界条件下的计算结果均取自最后 2 个周期。

翼型经过波浪水面和固壁波浪地面时,升力系数 C_l、阻力系数 C_d 及力矩系数 C_m 在 2 个周期内的变化如图 5所示。其中固壁波浪的波高、波长等波浪参数设置均与水面波浪一致,采用滑移网格计算,计算域的设置与文献[16]相似,网格密度与计算波浪水面时的设置一致。图中给出了不同来流速度下的气动力系数,不同来流速度对应的雷诺数和弗劳德数如表 2所示。

固壁波浪地面条件下的升力系数、阻力系数及力矩系数曲线均近似正弦变化,同时可以看到,不同来流速度下的气动力系数变化趋势相同,不同的只是数值大小,来流速度的改变仅会引起气动力系数向上或者向下平移。

对比翼型经过水面波浪和固壁波浪气动力变化可以看到二者之间的差异显著。首先,气动力系数曲线形状存在明显差异,经过固壁波浪时,气

北航学报 赠阅

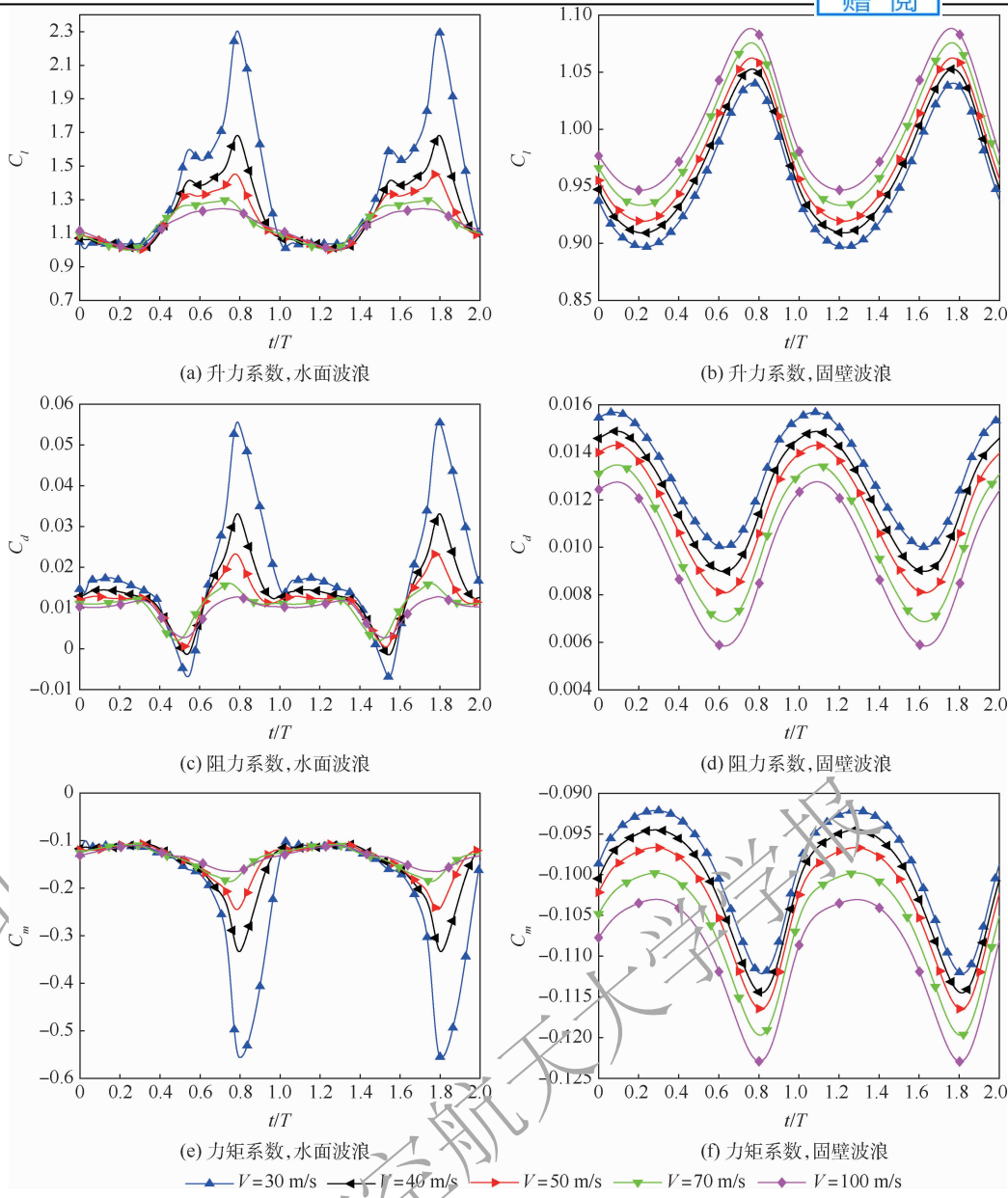


图 5 不同来流速度下 2 个周期内气动力系数变化

Fig. 5 Variation of aerodynamic coefficient in two cycles at different velocities

表 2 不同来流速度对应的雷诺数和弗劳德数

Table 2 *Re* and *Fr* corresponding to different velocities

来流速度/(m·s^{-1})	$Re/10^6$	Fr
30	1.0	13.5
40	1.4	18.1
50	1.7	22.6
70	2.4	31.6
100	3.4	45.2

动力系数在 1 个周期内的变化曲线近似正弦曲线,而经过波浪水面时气动力系数的变化曲线并不是正弦曲线。其次,来流速度的改变对气动力系数的影响差异显著,翼型经过固壁波浪时,来流速度的改变不会影响气动力系数曲线的形状,仅仅会使得曲线向上或者向下移动。而翼型经过波浪水面时,来流速度的改变对气动力系数曲线形状会有所改变,而且来流速度的改变并不会使得气动力系数曲线向上或者向下移动,改变的是气动力系数的波动范围。再者,气动力系数的变化范围也存在明显差异,可见不论是时均值还是波动性,2 种地面条件下均差异显著。因此,在翼型距离地面较近飞行时,不能用固壁波浪地面代替水面波浪。

为了更方便地研究翼型气动特性,将翼型通过前缘点和后缘点分割为上下表面,上下表面的升力系数分别定义为 $C_{l,\mathrm{up}}$ 和 $C_{l,\mathrm{down}}$,上下表面的阻力系数分别定义为 $C_{d,\mathrm{up}}$ 和 $C_{d,\mathrm{down}}$,上下表面的力矩系数分别定义为 $C_{m,\mathrm{up}}$ 和 $C_{m,\mathrm{down}}$。取来流速度 30 m/s 时翼型经过波浪水面和固壁波浪的情况。气动力系数在 1 个时间周期内的变化如图 6 所示。

北航学报 赠阅

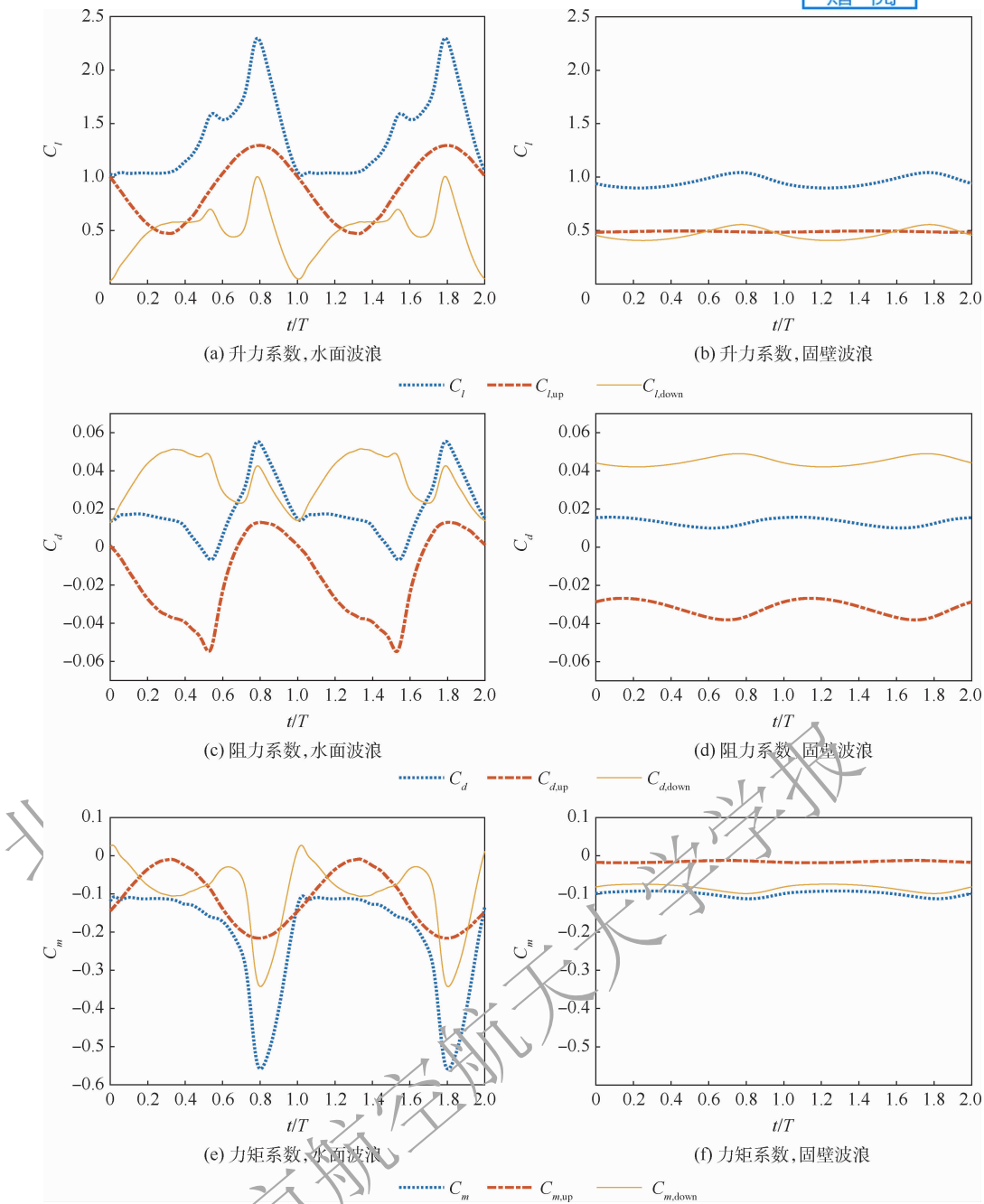


图 6　气动力系数随时间的变化曲线

Fig. 6　Variation of aerodynamic coefficient with time

由图 6 可见,翼型经过波浪水面时,对于升力系数而言,上表面的升力系数变化近似正弦曲线的周期变化,而下表面的变化曲线并不规则,导致总升力系数呈现出了和下表面升力系数相似的变化趋势。力矩系数和升力系数相似,上表面的力矩系数变化近似正弦曲线,下表面的力矩系数并未呈现出类似正弦曲线的变化。阻力系数不同于升力系数和力矩系数,上表面的阻力系数变化曲线和正弦曲线略有差异,其谷底较尖锐,而下表面的阻力系数变化曲线和正弦曲线存在明显差异。翼型上下表面的升力系数和力矩系数的变化表明,翼型经过波浪水面时,波浪的存在更多的是影响翼型下表面气动力的变化。

翼型经过固壁波浪时,对于升力系数而言,上表面的升力系数波动幅度很小,而下表面的波动幅度较大,因此,升力系数的周期性变化主要是下表面造成的。力矩系数和升力系数的变化相似,上表面力矩系数波动很小,而下表面的波动幅度较大,因此,力矩系数的周期性变化主要是下表面造成的。阻力系数上下表面波动幅度相差不大,上表面阻力系数为负主要是翼型前缘吸力峰造成的,上下表面的波动方向相反,下表面阻力系数增大时上表面的阻力系数在减小,下表面阻力系数减小时上表面的阻力系数在增大,从而造成了总

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

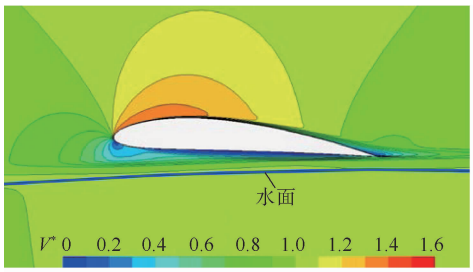
阻力系数波动比上下表面的都小。

2.2 流场分析

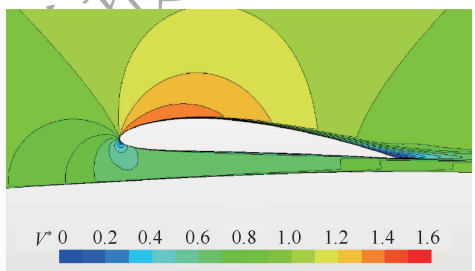
翼型经过水面波浪和固壁波浪时，不同时刻的速度云图如图 7 所示，V^* 为当地速度与来流速度的比值。在左侧图片中较粗的实线为水面。

翼型经过水面波浪时的速度云图和经过固壁波浪时的速度云图存在显著差异。当翼型经过固壁波浪时，翼型下方气流速度变化可以通过流管的收缩或者扩张来解释，这和现有的研究发现是相同的，而翼型经过波浪水面时，下方气流速度变化呈现出了较为复杂的现象，难以简单地用水面和翼型下表面形成的气流通道来解释。

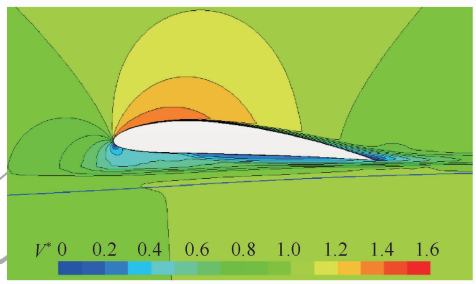
在水面处设置速度监视器监视水面上水质点的速度变化，在 $t^*=0$ 时刻的水面质点水平速度 V_u 和垂直速度 V_w 如图 8 所示，取距离翼型前缘点上下游 7 个弦长处的速度分布。图 8 中也给出了在相同时刻固壁波浪表面上的质点运动速度，用点划线表示。虚线之间是翼型所在的位置。由



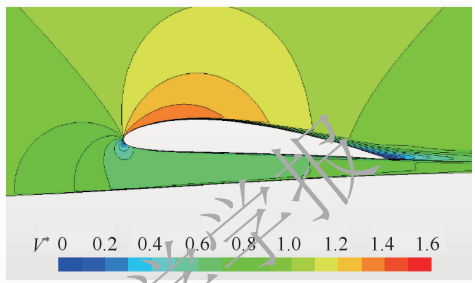
(a) $t^*=0$，水面波浪



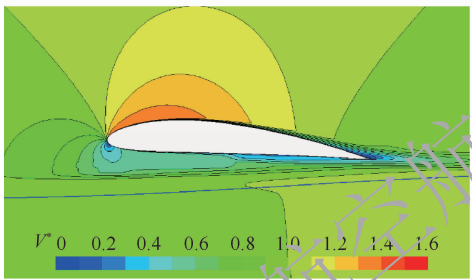
(b) $t^*=0$，固壁波浪



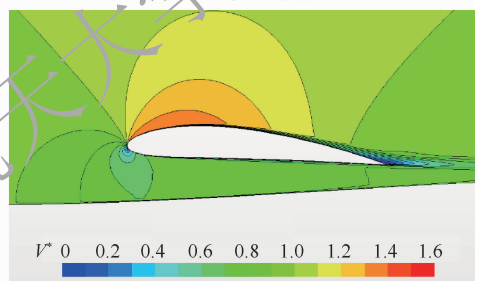
(c) $t^*=0.1$，水面波浪



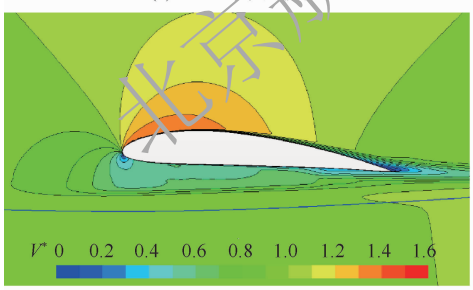
(d) $t^*=0.1$，固壁波浪



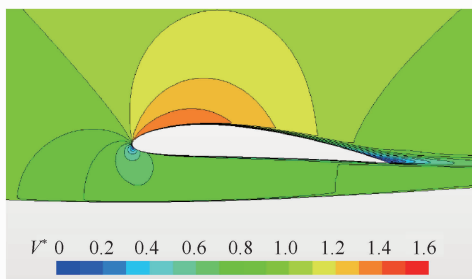
(e) $t^*=0.2$，水面波浪



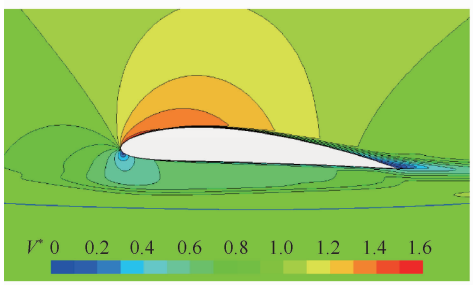
(f) $t^*=0.2$，固壁波浪



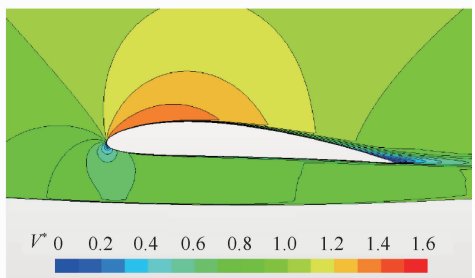
(g) $t^*=0.3$，水面波浪



(h) $t^*=0.3$，固壁波浪



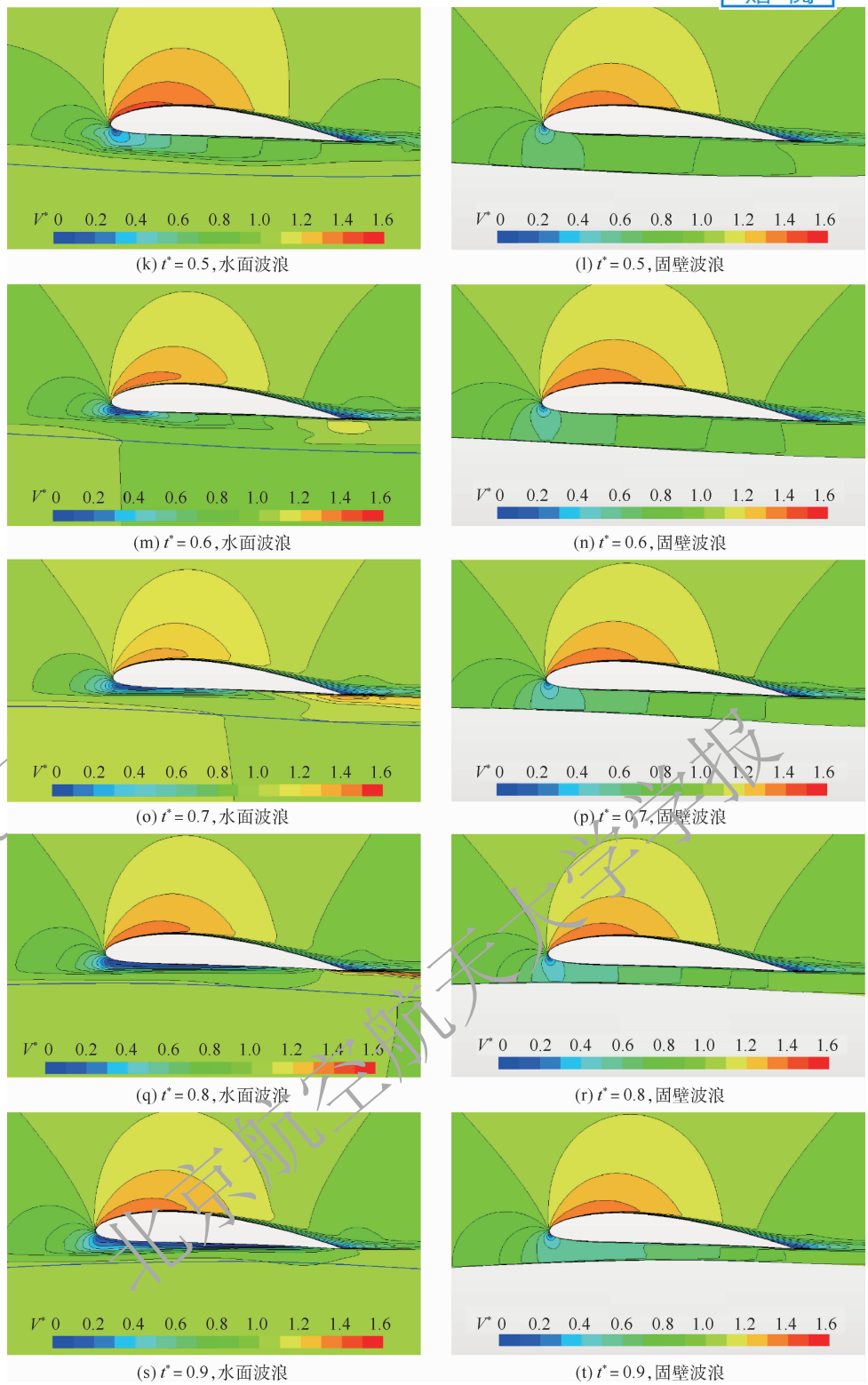
(i) $t^*=0.4$，水面波浪



(j) $t^*=0.4$，固壁波浪

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅



(k) $t^*=0.5$,水面波浪　(l) $t^*=0.5$,固壁波浪

(m) $t^*=0.6$,水面波浪　(n) $t^*=0.6$,固壁波浪

(o) $t^*=0.7$,水面波浪　(p) $t^*=0.7$,固壁波浪

(q) $t^*=0.8$,水面波浪　(r) $t^*=0.8$,固壁波浪

(s) $t^*=0.9$,水面波浪　(t) $t^*=0.9$,固壁波浪

图 7　不同时刻下翼型周围速度云图

Fig. 7　Velocity contours around airfoil at different moments

图可见,水面上的质点在垂直方向上存在速度分量,而且该速度分量呈波动变化,在水平方向上的速度分量使得来流速度大小也呈现出了波动变化。相应的固壁波浪表面质点在垂直方向上的速度分量为 0,水平方向上的速度分量等于来流速度。这是因为对于固壁波浪而言,波浪壁面上的所有质点均做水平直线运动,而水面波浪的水面处质点不光存在水平向右的速度,还存在垂直向上的速度分量,而且随着时间的变化而波动变化,这是水面波浪与固壁波浪的显著不同之处。

从图 8 中还可以看到,翼型正下方水面质点速度不同于翼型前方一个波长处的速度,表明翼型的存在使得波浪表面质点运动速度受到了影响,由此表明,翼型和水面波浪之间存在相互作用。

北航学报 赠阅

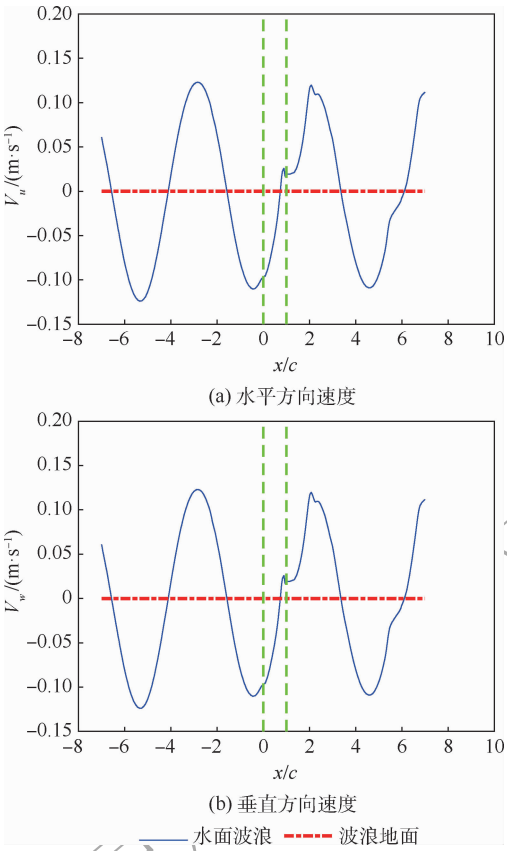


图 8 水面质点在水平和垂直方向上的运动速度

Fig. 8 Horizontal and vertical velocity of particles on water surface

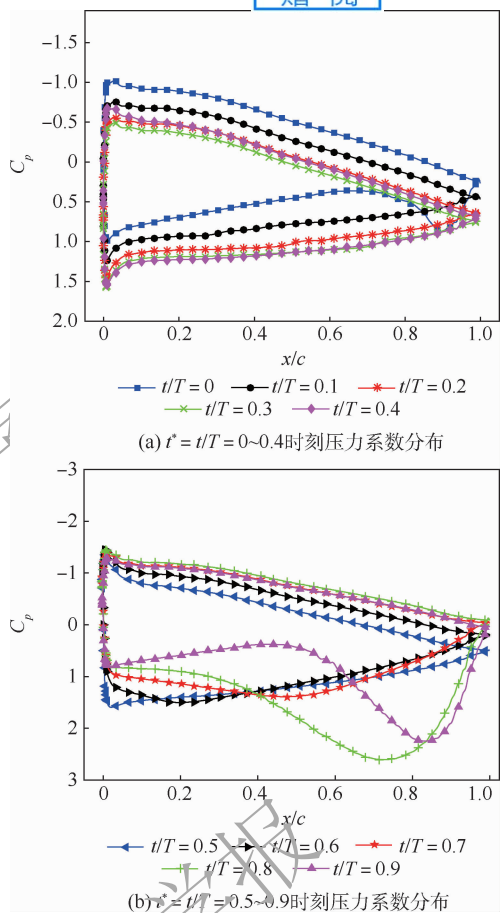


图 9 不同时刻翼型表面压力系数分布

Fig. 9 Pressure coefficient distribution on airfoil at different moments

接下来对翼型经过水面波浪时的流动机理进行分析。翼型的压力系数定义如下：

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_{air} V_\infty^2} \tag{3}$$

式中：p 为当地静压；p_∞ 为远前方静压；ρ_{air} 为空气密度；V_∞ 为远前方来流速度。

将翼型经过波浪水面时的时间周期分为 10 个时间点，在每个时间点翼型表面的压力系数如图 9 所示。$t^*=0$ 和 $t^*=1$ 时刻是等价的。由图 9 可见，在 $t^*=0$ 时刻，在翼型后缘下表面存在一个压力峰，$t^*=0.1$ 时刻该压力峰消失。从 $t^*=0\sim0.3$ 时刻，翼型上下表面的压力系数均在不断地增大，即下表面的压力在不断增大，而上表面的吸力在减小，且变化幅度差不多，这解释了在 $t^*=0\sim0.3$ 这段时间内，升力系数基本不变化这个现象。在 $t^*=0.4$ 时，下表面的压力系数和 $t^*=0.3$ 时基本相同，而上表面的压力系数开始减小，即上表面的吸力开始增大，从而导致升力系数开始增大。在 $t^*=0.4\sim0.8$ 时，上表面的压力系数在持续减小，直到 $t^*=0.9$ 时刻，上表面的压力系数开始增大。

下表面的压力系数从 $t^*=0.6$ 时刻开始发生明显的变化，在 $t^*=0\sim0.5$ 时刻翼型下表面压力峰均发生在翼型前缘，而 $t^*=0.6$ 时刻开始，压力峰开始向后移动，$t^*=0.6\sim1.0$ 时刻，压力峰从翼型前缘附近移动到了翼型后缘。在压力峰向后移动的过程中，压力峰值也发生了变化，在 $t^*=0.8$ 和 $t^*=0.9$ 时刻的压力峰值显著大于其他时刻的压力峰值。压力峰向后移动的过程中还伴随着翼型前缘附近压力系数的减小。$t^*=0.8$ 时刻下表面压力峰值达到最大，此时翼型升力系数达到最大值，阻力系数达到最大值，力矩系数达到最小值。升力系数达到最大值是因为上表面吸力达到最大值，同时，下表面的压力也达到了最大值。下表面压力峰值达到最大值使得翼型的压差阻力达到了最大值。该压力峰值靠近翼型后缘，使得翼型的低头力矩达到了最大值，即力矩系数达到了最小值。$t^*=0.9$ 时刻开始，上表面压力系数开始增大，即吸力开始减小，下表面的压力峰值也开始减小。

由压力系数还可以看到，上下表面的压力系

北航学报 赠阅

数变化存在显著不同,上表面的压力系数变化是沿弦长方向一致增大或者减小的,下表面的压力系数在 $t^*=0.1\sim0.5$ 时刻一致变化,在 $t^*=0.6\sim1.0$ 时刻下表面的压力系数曲线形状发生了显著变化。这也解释了翼型上表面的气动力系数近似正弦曲线变化,而下表面的气动力系数并未呈现出此现象。

由图 6 可知,在 $t^*=0\sim0.3$ 时刻,翼型下表面的压力系数是增大的,对比图 9 中 $t^*=0$ 和 $t^*=0.1$ 时下表面的压力系数可见,除翼型后缘部分以外,$t^*=0.1$ 时刻的压力系数大于 $t^*=0$ 时刻的压力系数。由速度云图可见(见图 7),$t^*=0$ 时刻,翼型中部下方区域的低速区域比 $t^*=0.1$ 时刻的大,而压力系数却小,这不符合文丘里流管理论中的速度降低会导致压力升高的结论。结合图 9 中 $t^*=0$ 时刻翼型下表面后缘压力峰,可推断是该压力峰导致了翼型下表面附近的回流,从而损失了压力形成了低压区。该时刻翼型下表面附近的速度矢量图如图 10 所示,可以清晰地看到在低速区存在回流。

由翼型下表面的压力系数可见,$t^*=0.1\sim0.5$ 时间段内,压力峰均发生在翼型前缘,相应的速度云图上可以看到速度滞止点也在翼型前缘附近,同时,翼型下方的气流也存在逐步加速的现象。速度云图和翼型经过固壁波浪时的速度云图相似度很高,在翼型下方也存在收敛的流管,不过流管并不是翼型下表面和水面形成的通道,以 $t^*=0.3$ 为例,流管的大致轮廓如图 11 所示。这是因为水面上的质点存在运动速度,水面附近的空气也会随着水面的运动而运动,造成了翼型下表面实际的流管小于翼型下表面和水面构成的通道。$t^*=0.1\sim0.3$ 时间段,翼型经过固壁波浪时流管扩张,气流加速,压力减小,导致翼型下表面升力系数减小。而相同的时间段内,翼型经过水面波

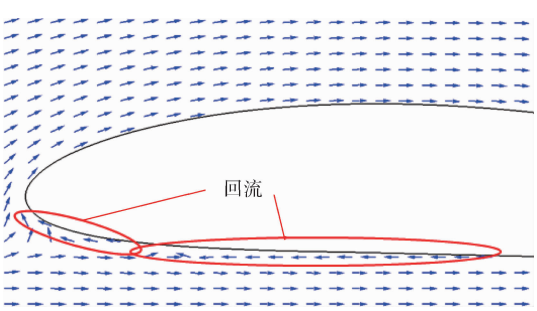


图 10　$t^*=0.8$ 时刻翼型周围速度矢量图

Fig. 10　Velocity vector around airfoil at $t^*=0.8$

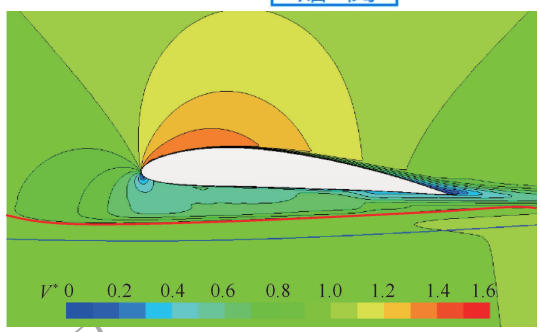


图 11　$t^*=0.3$ 时刻流管轮廓

Fig. 11　Outline of flow tube at $t^*=0.3$

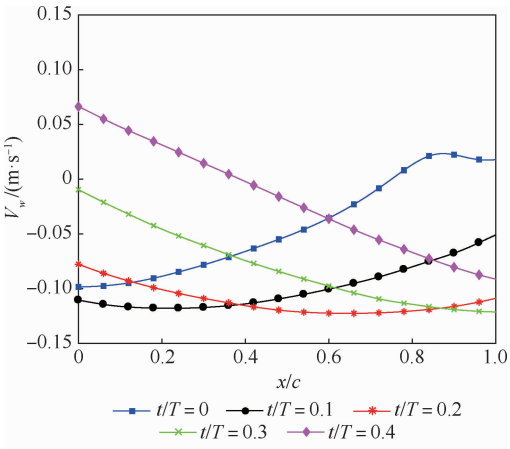
浪时下表面的升力系数在增大。因此,仅仅通过流管的扩张无法解释这段时间内翼型下表面压力系数增大的现象。

前文已分析得到翼型通过水面波浪与固壁波浪的情况不同是由于水面波浪上的质点还存在垂直运动,而且水平方向上的速度也存在一个小波动,不过该波动值相对来流速度是一个小量。因此,水面波浪表面的垂直运动是导致其流场结构特殊性的重要原因。翼型下方的水面上质点垂直方向运动速度 V_w 如图 12 所示。由图可见,从 $t^*=0.1$ 到 $t^*=0.5$,翼型下方靠近翼型前缘的水面质点速度在逐渐增大。虽然这段时间内翼型与水面之间的距离在扩大,但是翼型下方靠近翼型前缘的水面质点垂直运动速度的增大抵消了流管的扩张效应,从而使得下表面压力增大。

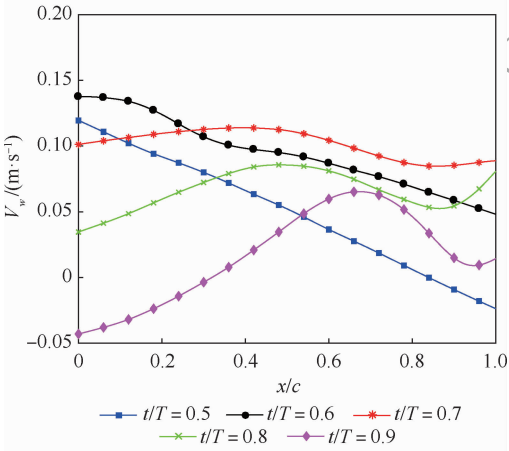
在 $t^*=0.6\sim1.0$ 时间段,翼型下表面的压力峰从前缘向后移动,压力峰意味着翼型下方存在高压区,高压区阻碍了气流的流动,导致了回流区的产生,回流区内压力损失。从图 9 可以清晰看到,翼型下表面前缘至压力峰这段回流区内压力系数的减小。翼型下表面回流区的存在及在该时间段内翼型与水面的距离越来越近,导致更多的气流从翼型上表面流过,上表面的流速增大,吸力也增大。上表面吸力的增大及下表面压力峰的增大超过了下表面回流区的存在导致的压力减小,因此在 $t^*=0.6\sim0.8$ 这段时间内,翼型升力系数在增大。而下表面的升力系数在这段时间内先减小后增大,这是因为在 $t^*=0.6\sim0.7$ 时间段压力峰在后移的过程中并没有增大,回流区扩大导致的压力系数减小主导了下表面升力系数的变化。在 $t^*=0.7\sim0.8$ 时间段,回流区内压力系数减小幅度较小,而压力峰显著增大,导致下表面升力系数增大。在 $t^*=0.8\sim1.0$ 时间段,上表面的升力系数开始减小,在 $t^*=0.8$ 时翼型前缘到达了水

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅



(a) t^* = 0~0.4时刻速度分布



(b) t^* = 0.5~0.9时刻速度分布

图 12 翼型下方水面质点垂直方向运动速度

Fig. 12 Vertical velocity of particles on water surface below airfoil

面波浪的波峰,此后在 t^* = 0.8 ~ 1.0 时间段翼型前缘与水面的距离逐渐增大,同时下表面压力峰值也在减小,二者的综合作用导致了流过上表面的气流减小,上表面气流减速,吸力降低,上表面的升力系数减小。下表面回流区的扩大导致了更大程度的压力降低,压力峰也在减小,二者的综合作用导致了下表面升力系数的降低。上下表面升力系数的同时减小导致了翼型升力系数急剧减小。

t^* = 0.6 ~ 0.9 时间段内翼型下表面存在明显的回流区,结合翼型表面压力系数分布图 9 和翼型下方水面质点速度图 12 可见,翼型下表面压力峰值的位置和翼型下方水面质点速度存在对应关系。t^* = 0.6 时刻,翼型前缘下方水面质点速度曲线呈现出向右上方隆起的现象,相应地,速度云图呈现出了前缘附近的流管受到压缩的现象。t^* = 0.7时刻,翼型下方水面质点运动速度峰值发生在翼型中部,此时,翼型下表面压力峰也出现在翼型中部。t^* = 0.8 ~ 1.0 时刻,翼型下方水面质点运动速度峰值向后移动,相应地,下表面压力峰也向后移动,可见翼型下方水面质点速度是引起下表面压力峰变化的主要原因。在 t^* = 0.7 ~ 1.0 时间段,翼型下方水面质点运动速度在翼型弦长方向上的分布曲线存在峰值,且该峰值大于零,即水面质点在向上运动,在向上运动的过程中挤压翼型与水面之间的空气,从而使得翼型下表面的压力骤增,产生了压力系数大于 1 的压力峰值。

对于单相不可压缩流动,翼型表面的最大压力出现在前缘停滞点。驻点压力是气流的静压和动压之和。根据压力系数的定义,单相不可压流压力系数的最大值为 1。然而,当翼型在波浪形水面上移动时,最大压力系数超过了 1。这证明了水面上的质点向上运动会挤压机翼下方的空气。t^* = 0.8 时刻翼型周围的压力云图如图 13 所示,可以明显看到翼型与水面之间的高压区。

在解释了波浪与翼型之间的相互作用机理后,可以解释气动系数随流速的增加而减小的现象。水面质点的垂直速度决定了翼型下方空气的压缩程度,从而决定了翼型气动力的变化。气动力系数的变化定义为

$$\Delta C = \frac{\Delta F}{\frac{1}{2}\rho v_\infty^2} \tag{4}$$

式中:ΔC 为气动力系数的变化;ΔF 为气动力的变化。

在波浪的波长和波幅不变的情况下,来流速度的增加对水面质点的垂直速度没有影响,因此,气动力 ΔF 不变。但气动力系数 ΔC 的变化与来流速度平方成反比。因此,来流速度越大,气动系数的波动幅度越小。对于 100 m/s 的来流速度,固壁波浪和水面波浪的空气动力系数曲线对比如图 14所示。由图可知,水面波浪的气动系数在 1 个周期内的变化与固壁波浪相似。

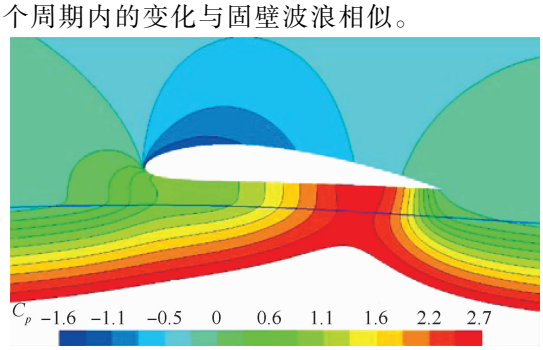


图 13 t^* = 0.8 时刻翼型周围的压力云图

Fig. 13 Pressure contour around airfoil at t^* = 0.8

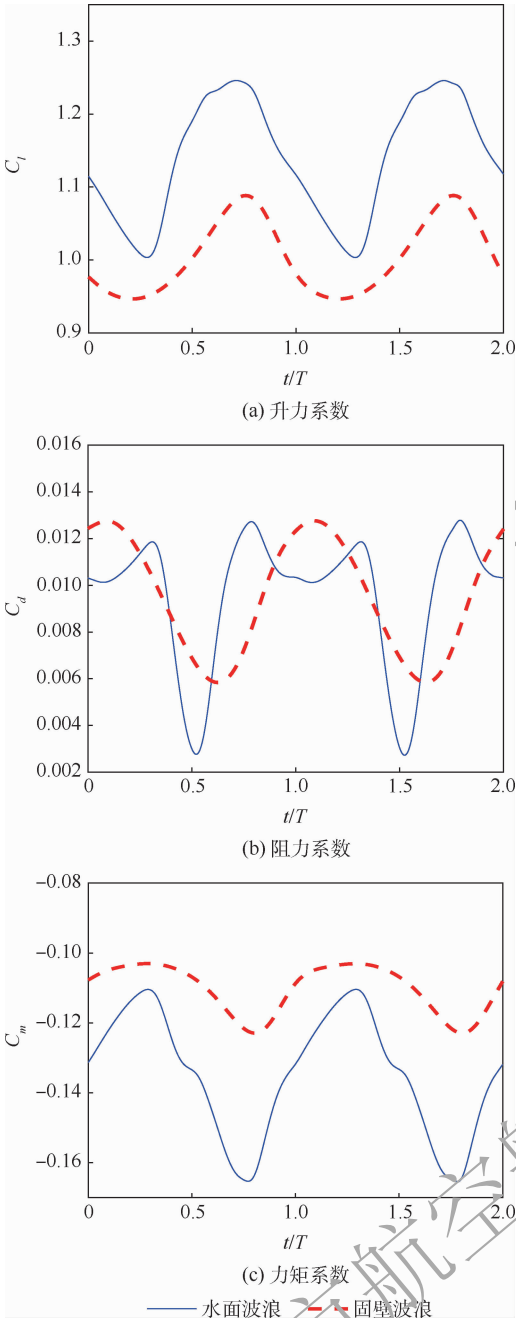


图 14　来流速度为 100 m/s 时 2 种边界条件的气动力系数对比

Fig. 14　Comparison of aerodynamic coefficient between two boundary conditions at velocity of 100 m/s

3　结　论

本文主要研究了翼型近距离经过水面波浪时的气动特性。对比了翼型经过水面波浪和固壁波浪的异同,通过分析翼型经过水面波浪时的流场结构,发现了翼型气动力特性的变化机理。研究了翼型经过水面波浪、固壁波浪、平地面及自由来流 4 种情况下不同雷诺数下的气动特性。

1）翼型近距离经过水面波浪和固壁波浪时气动力变化存在明显差异,不能用固壁波浪代替水面波浪来研究翼型的气动力特性。相比固壁波浪的情况,翼型经过水面波浪上时,气动力波动幅度更大,在来流速度较小时,这种现象尤为明显。气动力的大幅波动会导致地效飞行器发生振荡,可能会危及飞行安全。

2）翼型经过固壁波浪时,气动力特性的变化可以通过翼型与地面之间的流管扩张或收缩及流管的形状变化来解释。而翼型经过水面波浪时,翼型下方水面质点在垂直方向上的运动对翼型的气动力特性会产生直接影响。水面质点向上运动会挤压翼型与水面之间的空气,挤压效应导致了翼型气动力的大幅波动。

3）来流速度越大,翼型经过水面波浪时的气动力系数波动幅度越小,气动力系数随时间的变化会逐渐接近固壁波浪条件下的气动力系数变化。因此,当来流速度较大时,可以考虑使用固壁波浪作为水面波浪的近似。

参考文献（References）

[1] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences,2006,42(3):211-283.

[2] HSIUN C, CHEN C. Aerodynamic characteristics of a two-dimensional airfoil with ground effect[J]. Journal of Aircraft, 1996,33(2):386-392.

[3] OCKFEN A E, MATVEEV K I. Numerical study of wing aerodynamics in ground proximity[C]// ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. New York: ASME Press,2008:97-103.

[4] OCKFEN A E, MATVEEV K I. Aerodynamic characteristics of NACA 4412 airfoil section with flap in extreme ground effect[J]. International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering,2009,1(1):1-12.

[5] JUNG J H, KIM M J, YOON H S, et al. Endplate effect on aerodynamic characteristics of three-dimensional wings in close free surface proximity[J]. International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering,2012,4(4):477-487.

[6] JAMEI S, MAIMUN A, MANSOR S, et al. Numerical investigation on aerodynamic characteristics of a compound wing-in-ground effect[J]. Journal of Aircraft,2012,49(5):1297-1305.

[7] QU Q, XI J, WANG W, et al. Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect[J]. Aerospace Science and Technology,2014,38:56-63.

[8] QU Q, WANG W, LIU P, et al. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack[J]. AIAA Journal, 2015,53(4):1048-1061.

[9] BARBER T. A study of water surface deformation due to tip vortices of a wing-in-ground effect[J]. Journal of Ship Re-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

search,2007,51(2):182-186.

[10] ZONG Z,LIANG H,ZHOU L. Lifting line theory for wing-in-ground effect in proximity to a free surface[J]. Journal of Engineering Mathematics,2012,74(1):143-158.

[11] LIANG H,ZHOU L,ZONG Z,et al. An analytical investigation of two-dimensional and three-dimensional biplanes operating in the vicinity of a free surface[J]. Journal of Marine Science and Technology,2013,18(1):12-31.

[12] BAL S. Free surface effects on 2-D airfoils and 3-D wings moving over water[J]. Ocean Systems Engineering,2016,6(3):245-264.

[13] 米百刚,詹浩. 近地、水面时的飞行器动态稳定特性数值模拟[J]. 船舶力学,2017,21(11):1348-1355.
MI B G,ZHAN H. Numerical simulation of aircraft dynamic stability characteristics flying over ground and water surface[J]. Journal of Ship Mechanics, 2017,21(11):1348-1355(in Chinese).

[14] IM Y,CHANG K. Unsteady aerodynamics of a wing-in-ground effect airfoil flying over a wavy wall[J]. Journal of Aircraft, 2000,37(4):690-696.

[15] QU Q,LU Z,LIU P,et al. Numerical study of aerodynamics of a wing-in-ground effect craft[J]. Journal of Aircraft, 2014,51(3):913-924.

[16] GAO B,QU Q,AGARWAL R K. Aerodynamics of a transonic airfoil above wavy ground[C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston:AIAA,2018:1784.

[17] LEE T,TREMBLAYDIONNE V. Experimental investigation of the aerodynamics and flowfield of a NACA 0015 airfoil over a wavy ground[J]. Journal of Fluids Engineering-Transactions of the ASME,2018,140(7):71202.

[18] TREMBLAYDIONNE V,LEE T. Effect of trailing-edge flap deflection on a symmetric airfoil over a wavy ground[J]. Journal of Fluids Engineering-Transactions of the ASME, 2019, 141(6):64501.

[19] ZHI H,XIAO T,CHEN J,et al. Numerical analysis of aerodynamics of a NACA4412 airfoil above wavy water surface[C]// AIAA Aviation 2019 Forum. Reston:AIAA,2019:3694.

[20] FIROOZ A,GADAMI M. Turbulence flow for NACA 4412 in unbounded flow and ground effect with different turbulence models and two ground conditions:Fixed and moving ground conditions[C]// International Conference on Boundary and Interior Layers,2006,98:161-164.

[21] AHMED M R,TAKASAKI T,KOHAMA Y. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect[J]. AIAA Journal,2007,45(1):37-47.

Aerodynamic characteristics of airfoil near wavy water surface

HU Haode, MA Dongli, YANG Muging*, GUO Yang

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of NACA 4412 airfoil moving over wavy water at small clearance is studied by solving Navier-Stokes equations. The accuracy of the numerical method is verified. The aerodynamic coefficients of airfoil moving over wavy water surface and wavy ground are calculated and compared. The results show that the aerodynamic coefficient changes periodically when the airfoil moves over the wavy water surface. Compared with the case of wavy ground, the variation curve of aerodynamic coefficient is significantly different and the fluctuation amplitude is larger. Through the analysis of the flow field structure, the interaction mechanism between the airfoil and the wavy water surface is found. The particles on the wavy water surface have vertical motion, when the clearance is small, the upward movement of the particles on the water surface will squeeze the air between the airfoil and the water surface, resulting in a large fluctuation of the airfoil aerodynamic force. At the same time, the reason why the fluctuation amplitude of aerodynamic coefficient decreases with the increase of incoming flow velocity is explained.

Keywords: wave; ground effect; aerodynamic amplitude; flow mechanism; squeezing effect

Received: 2020-08-24; **Accepted**: 2021-01-29; **Published online**: 2021-02-26 16:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210226.1408.001.html

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0484

一种迭代聚合的高分辨率网络 Anchor-free 目标检测方法

全下文载

王新[1], 李喆[2,*], 张宏立[1]
(1. 新疆大学 电气工程学院, 乌鲁木齐 830047; 2. 新疆大学 网络与信息技术中心, 乌鲁木齐 830046)

摘 要: 针对目前 Anchor-free 目标检测方法 CenterNet (Objects as Points)生成热力图不准确、检测精度不足的问题,提出了一种基于特征迭代聚合的高分辨率表征网络 CenterNet-DHRNet。首先,引入高分辨率表征骨干网络,并用迭代聚合的方式对不同分辨率的特征图进行融合,提高网络的分辨率,有效减少图像在下采样过程中损失的空间语义信息。其次,使用高效通道注意力机制对高分辨率表征骨干网络的输出进行优化。最后,利用结合空洞卷积的空间金字塔池化操作增强网络对不同尺度物体的感受野。实验在 PASCAL VOC 数据集和 KITTI 数据集上进行,结果表明:CenterNet-DHRNet 精度更高,满足实时检测的性能要求,具有良好的鲁棒性。

关 键 词: 目标检测; 迭代聚合; Anchor-free; CenterNet; 注意力机制
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2533-09

目标检测是图像处理和计算机视觉研究中重要的研究方向,有广阔的应用领域,如自动驾驶、视频智能监控及灾害检测等。

传统目标检测方法提取目标的特征,如 SIFT[1]、HOG 等,采用滑动窗口提取建议框,易受外界环境干扰,难以提取鲁棒性强的特征,因此速度慢、鲁棒性差。深度卷积神经网络算法的进步,推进了目标检测领域的研究。基于卷积神经网络的目标检测方法可以归纳为 2 类,即两阶段目标检测方法和单阶段目标检测方法[2]。两阶段目标检测方法先生成输入图像的建议框,然后对建议框进行分类和位置回归操作,最终得到检测结果。R-CNN[3]将卷积神经网络应用于目标检测,对图像进行 Selective Search 后得到约 2 000 个特征框,使用卷积神经网络对其进行特征提取,最终通过 SVM 分类器和回归器对特征进行处理,得到检测结果。由于 Selective Search 的过程耗费大量时间,输出特征框有大量重复,导致 R-CNN 模型速度慢、效率低。Fast R-CNN[4]通过共享卷积神经网络提取的特征,即对图像只进行一次卷积特征提取,降低了重复的计算过程,减少计算量的同时提高了检测精度,但未能达到实时检测的性能,训练方式仍十分繁琐。Faster R-CNN[5]通过区域推荐网络(Region Proposal Network,RPN)辅助生成可能存在目标物体的建议框代替了 Selective Search 建议框提取方式,将建议框的特征送入检测网络,检测物体的类别和边框。

两阶段目标检测方法虽然明显地提高了检测精度,但是因其训练方式繁琐、速度慢,在实

收稿日期: 2020-09-01; **录用日期**: 2020-10-30; **网络出版时间**: 2020-11-23 14:36
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201123.1230.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(51767022,51967019)
* **通信作者**. E-mail: zhlxju@163.com

引用格式: 王新, 李喆, 张宏立. 一种迭代聚合的高分辨率网络 Anchor-free 目标检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2533-2541. WANG X, LI Z, ZHANG H L. High-resolution network Anchor-free object detection method based on iterative aggregation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2533-2541 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

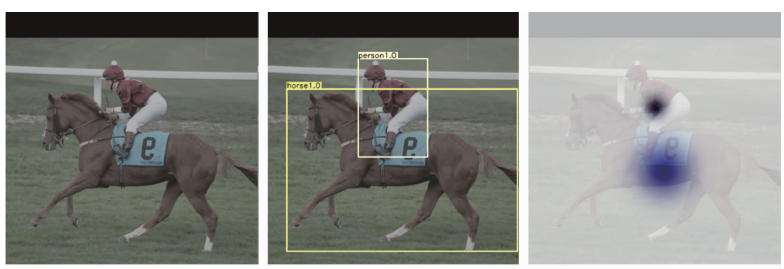
北航学报 赠阅

时性要求较高的场景下难以实际应用。单阶段目标检测方法取消了区域推荐的步骤,通过卷积神经网络直接得到目标的类别和位置,一般情况下速度比两阶段的目标检测方法快。Yolo[6]、SSD[7]是经典的基于锚点的单阶段目标检测方法。Yolo 将输入图像划分为多个网格,通过在网格上放置锚点框进行目标检测,锚点框的大小和高宽比作为超参数通过聚类方式获得。SSD 通过提取不同分辨率的特征图进行检测,在特征图上放置锚点框完成目标检测任务。

Anchor-free 的目标检测方法是一类新型的单阶段目标检测方法。Anchor-based 的目标检测方法依赖锚点框进行检测,但是锚点框的应用带来了许多弊端,如超参数过多、正负样本不平衡。此外,Anchor-based 的检测方法为了消除重复的目标框引入了非极大抑制方法(Non-Maximum Suppression, NMS),这增加了方法的复杂性、计算量,从而降低了方法的检测速度。Anchor-free 的目标检测方法不需要设定锚点框,直接通过学习输入图像的关键特征进行检测。CornerNet[8]改变了传统的对物体边框进行预测的思路,将目标检测预测物体框的问题转化成对物体左上角和右下角的预测进而得到检测结果,但检测速度慢。FCOS[9]通过对特征图像素级的回归操作,回归像素点到目标框的 left、top、right、bottom 边之间的距离得到输入图像的检测结果,像素级的操作也带来了检测速度慢的问题。ExtremeNet[10]通过热力图检测对应物体的 4 个极值点和中心点,并通过几何关系对关键点进行分组,进而得到结果。CenterNet(Objects as Points)[10-11]将目标看作物体的中心点,并通过估计目标中心点检测物体,使用回归方法直接得到物体的类别、宽高。训练和测试阶段无需 NMS、RPN 等,CenterNet 很好地平衡了检测速度与精度,简洁有效。本文基于 CenterNet 提出了一种精度高、具有一定实时性的通用目标检测方法 CenterNet-DHRNet。为了减少图像空间位置信息的损失,设计了一种深度特征聚合的高分辨率表征的网络结构;同时,为了提高网络对不同尺度物体的检测效果引入空间金字塔池化,并用注意力机制提升检测效果。

1 CenterNet 目标检测方法

CenterNet 是基于 Anchor-free 设计的一种端到端的目标检测方法。输入图像 $I \in \mathbf{R}^{W\times H\times 3}$,$W$ 为图像的宽,H 为图像的高。CenterNet 的检测思想是:通过深度卷积神经网络生成关键点热力图 $\hat{Y}\in[0,1]^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times \text{Class}}$,$R$ 为输出热力图尺寸缩放比例,即下采样的倍数为 4,Class 为检测目标的类别数,$\hat{Y}_{x,y,c}=1$ 为检测到的关键点,$\hat{Y}_{x,y,c}=0$ 为检测到的背景。训练时,通过高斯核函数 $Y_{x,y,c}=\exp\{-[(x-\tilde{p}_x)^2+(y-\tilde{p}_y)^2]/(2\sigma_p^2)\}$ 将标注的目标框转换为关键点分布在热力图 $Y\in[0,1]^{\frac{W}{R}\times\frac{H}{R}\times \text{Class}}$ 上,σ_p 为自适应目标尺寸得到的值,$\tilde{p}_x$ 为经过下采样后的关键点的横坐标,$\tilde{p}_y$ 为经过下采样后的关键点的纵坐标。热力图如图 1 所示,图 1(a)为输入图像,图 1(b)为输入图像的标注框,图 1(c)为根据输入图像的标注框生成的热力图,应用于训练过程。CenterNet 分别使用了 3 种不同的 Encoder-Decoder 网络,包括 Upconvolutional Residual Networks(ResNet)[12-13]、Deep Layer Aggregation (DLA)[14]等,通过 Encoder-Decoder 网络得到输入图像 I 的热力图 $\hat{Y}$。CenterNet 将热力图送入具有 3 个预测分支的检测器头部结构中,3 个预测分支分别为:Heatmap 预测分支、Width and Height 预测分支和 Offset 预测分支,最终将网络输出热力图中的信息提取出来,得到输入图像的检测结果。图 2 为 CenterNet 总体结构示意图。



(a) 输入图像 (b) 标注图像 (c) 热力图

图 1 标注示意图

Fig. 1 Schematic diagram of annotation

北航学报 赠阅

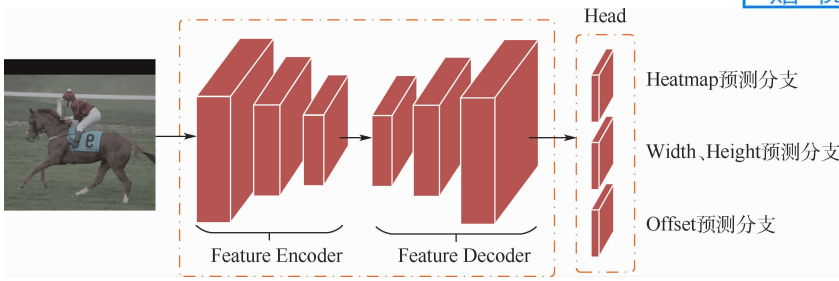


图 2　CenterNet 总体结构

Fig. 2　Architecture of CenterNet

2　CenterNet-DHRNet 目标检测方法

2.1　迭代聚合的高分辨率表征网络设计

分类网络会串联卷积或者由卷积操作构成的特征提取模块,相邻模块之间会存在一个下采样过程,输出含有丰富语义信息的低分辨率特征图进行分类,如 VGGNet[15]、ResNet 等。这个过程对图像识别任务来说效果显著,但对检测任务中输出的低分辨率特征图来说,尽管拥有丰富的高层语义特征,却损失了大量的空间特征。ResNet18 对输入图像进行 32 倍的下采样,输入图像中存在的 2 个相邻物体经过 32 倍的下采样后会处在同一个特征点中,很难检测区分出来。输入图像中的物体如果是 32×32 的小目标或者更小,在经过 32 倍的下采样后会变成一个像素点甚至消失,难以提取特征进行检测。因此,本文提出了一种基于深度特征聚合的高分辨表征网络 CenterNet-DHRNet。引入的高分辨表征网络(HRNet)[16]可以在整个网络的特征提取过程中保持高分辨率的表征,并逐步增加并行的子网。并行子网的分辨率逐步由高到低,形成不同分辨率的特征图。包含 4 个并行子网的网络结构示例如下所示:

$$\begin{aligned} &N_{11}\rightarrow N_{21}\rightarrow N_{31}\rightarrow N_{41}\\ &\quad\searrow N_{22}\rightarrow N_{32}\rightarrow N_{42}\\ &\quad\quad\searrow N_{33}\rightarrow N_{43}\\ &\quad\quad\quad\searrow N_{44} \end{aligned} \tag{1}$$

式中:N_{sr}为第 s 阶段的子网,其分辨率是第一阶段子网的 $1/2^{r-1}$。网络提取到的高分辨率特征图适合目标定位和小尺度目标的检测,低分辨率特征图适合目标分类和大尺度目标的检测。HRNet 在不同分辨率的子网之间并行地连接,反复利用不同子网提取的特征图进行多尺度的特征融合,有效利用了不同分辨率的特征图,对 Heatmap 的预测效果会更好。

本文为更好利用不同分辨率的并行子网,改进了 HRNet 最后的特征融合方式。HRNet 将低分辨率特征图上采样到与高分辨率特征图相同尺度后,再将 4 个特征图进行 Concat 操作,如图 3 所示。

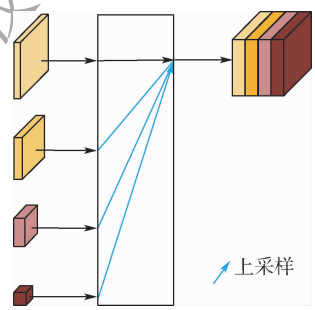


图 3　原始 HRNet 的特征融合方式

Fig. 3　Feature fusion method of original HRNet

原网络虽然利用了不同分辨率的特征,但融合方式过于简单不能充分利用不同分辨率的特征。因此,使用迭代聚合的特征融合方式,如图 4 所示。这种特征融合方式充分利用了各个尺度的语义信息,将低分辨率的特征通过迭代聚合的方式与高分辨率的特征进行融合,可以最大化地利用骨干网络提取的特征信息,从而对 Heatmap 有较好的预测结果,迭代聚合的公式为

$$I(x_1,x_2,\cdots,x_n)=\begin{cases}x_1 & n=1\\ I(G(x_1,x_2,\cdots,x_n)) & \text{其他}\end{cases} \tag{2}$$

式中:G 为聚合节点;$x_1,x_2,\cdots,x_n$ 为聚合节点的输入。此外迭代聚合的特征融合方式较原方法增加了网络的深度,提高了对困难样本的学习能力。由于聚合节点输入特征图的尺寸不同,为了融合不同尺寸的特征图,需要统一不同特征图的尺度。本文采取的方法是通过转置卷积将低分辨特征图

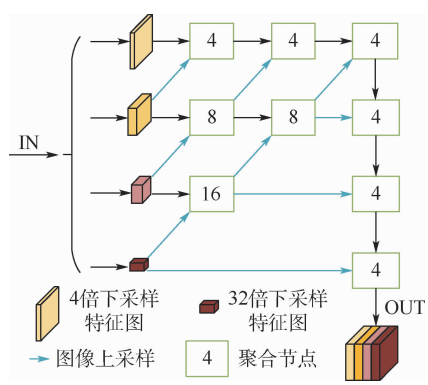


图 4　迭代聚合的特征融合方式

Fig. 4　Feature fusion method of iterative aggregation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

上采样到与高分辨率特征图相同的尺寸。转置卷积相比基于插值的上采样方法,可以通过训练参数的方式达到更好的上采样效果。

2.2 高效通道注意力机制

HRNet 网络可以充分提取图像特征,网络可以输出 4 种不同尺度的特征图,但其中有对最后检测结果有效的特征,也有大量干扰最后检测效果的特征。为了抑制无效特征,增强有效特征,让网络能自主区分不同特征图通道之间的关联性和有效性来提升检测效果,本文引入了高效通道注意力机制 ECA-Net[17]。ECA-Net 与 SENet[18] 同属于通道注意力机制,但 ECA-Net 引入的参数更少,不仅引入的额外计算很少几乎可以忽略,而且效果更突出。首先,和 SENet 一样进行 Squeeze 操作,具体是通过全局平均池化获取每个通道的全局特征,输出的全局特征的维度为 $C\times1\times1$,C 为通道数目,通道的全局特征反映了通道特征图之间的关联性和有效性。不同于 SENet 使用 2 个全连接层(降维过程和升维过程)来学习通道之间的非线性关系,ECA-Net 则是直接使用一维卷积获取局部通道之间的关系,避免了对特征进行降维。降维过程会造成关键信息的损失而且 2 个全连接层的使用也带来了一定的参数量和计算量。因此,ECA-Net 在增加极少计算量和参数量的情况下,效果仍然比 SENet 出色。接着,使用 Sigmoid 激活函数输出反映通道重要性和关联性的维度为 $C\times1\times1$ 的新权值。最后,使用得到的新权值与输入的特征图进行乘积运算,完成对通道特征权值的重分配,抑制无效特征,增强有效特征。图 5 为 ECA-Net 的示意图。一般网络在加入注意力机制时通常是串行地叠加使用,即在大部分卷积层后面加注意力机制。由于高分辨表征网络具有多个并行子网的特殊性,本文仅在每个子网最后的输出部分并行地添加 ECA 注意力机制,避免了串行叠加使用注意力机制造成过多的参数和计算开销的问题,又保证了注意力机制的效果。

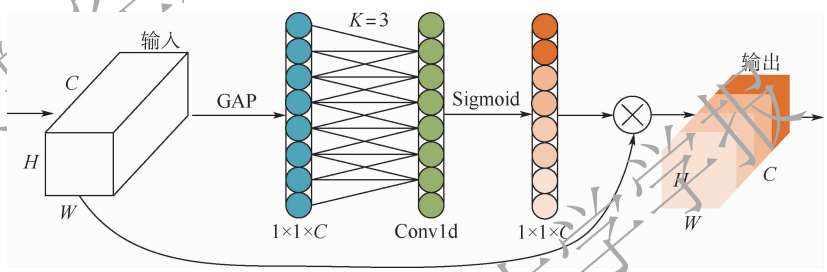


图 5 高效通道注意力机制

Fig. 5 Efficient channel attention network

2.3 多尺度感受野设计

在目标检测任务中有不同尺度、不同类别的物体,也有相同类别但尺度不同的物体。由于距离相机远近不同,即使是相同类别的物体也会有较大尺度上的差别,这就要求检测方法能适应检测对象不同尺度的变化。受 deeplabv3 +[19] 启发,本文设计空洞卷积空间金字塔池化并加入注意力机制(Essp)提高检测器对多尺度物体的检测效果。

空洞卷积[20]是对常规卷积操作的一种改进,常规卷积操作是图像对应位置像素的权重之和,如 3×3 大小的常规卷积的感受野为 9。空洞卷积则是在每个卷积核的采样点之间添加间隔。3×3 大小的空洞卷积由于在采样点之间添加了间隔,其感受野相比于常规卷积会得到提高并且计算量与常规卷积相同。空洞卷积感受野计算如下:

$$K=(\text{rate}-1)\times(k-1)+k \tag{3}$$

式中:K 为空洞卷积的感受野;rate 为空洞卷积率;k 为卷积核大小。

空洞卷积增加了感受野,而特征金字塔池化则是将不同空洞率的空洞卷积输出值即多种尺度感受野的特征图通过 Concat 的方式结合起来。由于提取了多种尺度的感受野特征图,特征金字塔可以提高对不同尺度物体的检测效果。Concat 之后使用 ECA-Net 注意力机制优化输出结果。图 6 为 Espp 结构图。空洞卷积的空洞率设为 1、2、3、6。

本文将 Espp 应用于 16 倍下采样特征图中。32 倍下采样特征图大小为 16×16,常规卷积对其感受野已经足够大,不需要 Espp 提升感受野。为了不过度增加参数量和计算量,在 4 倍下采样特征图和 16 倍下采样特征图处不使用 Espp。本文所提 CenterNet-DHRNet 方法结构如图 7 所示。

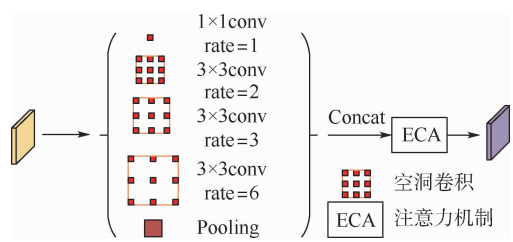


图 6 Espp 结构

Fig. 6 Structure of Espp

北航学报 赠阅

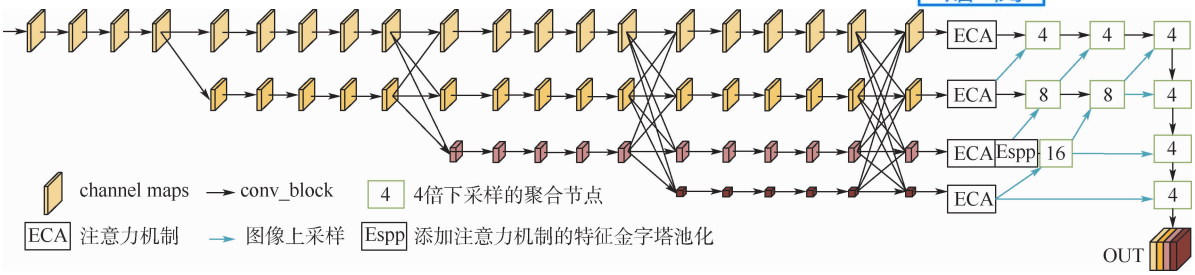


图 7　CenterNet-DHRNet 方法结构

Fig. 7　Structure of proposed CenterNet-DHRNet algorithm

3　实验结果和分析

3.1　网络训练

为了验证本文提出的 CenterNet-DHRNet 方法的有效性,在 PASCAL VOC 2007 和 PASCAL VOC 2012 目标检测数据集上进行实验。

实验条件:操作系统为 Ubuntu 18.04,深度学习开发环境为 Pytorch0.4.1,CPU 为 i5-9600K,内存大小为 32 GB,GPU 为 NVIDIA GTX 1080Ti,显存为 11 GB,CUDA9.0,CuDNN7.0。

训练过程:使用 Adam 优化器进行优化训练。训练时利用图像翻转、平移、缩放等方法进行图像增强,输入网络的图像分辨率统一缩放为 512×512。在训练过程中使用逐步下降的学习率,初始学习率为 1.25×10^{-4},在 55Epoch 和 80Epoch 下降为之前的 1/10,训练 110Epoch,Batch size 设为 8。CenterNet-DHRNet 方法使用迁移学习的方式进行训练,将 HRNet 作为基础的特征提取网络,先使用 HRNet 在 Imagenet 上的预训练权重初始化网络的参数,再对网络整体进行训练。PASCAL VOC 是一个通用目标检测数据集,包含 20 个类别,被广泛用于验证目标检测方法。CenterNet-DHRNet 在 PASCAL VOC 2007 的训练集验证集和 PASCAL VOC 2012 的训练集验证集上训练,最后使用 PASCAL VOC 2007 的测试集进行测试,训练图像 16 551 张,测试图像 4 952 张。

3.2　损失函数

对于热力图中心点预测分支,由于每个目标的中心点只有一个,非目标中心的点却有很多,造成正负样本分布不平衡的问题,故使用改进的 Focal-loss[21] 损失函数解决正负样本分布不均的问题,如下所示:

$$L_k=-\frac{1}{N}\sum_{xyc}\begin{cases}(1-\hat{Y}_{xyc})^{\alpha}\log(\hat{Y}_{xyc}) & Y_{xyc}=1\\ (1-Y_{xyc})^{\beta}\hat{Y}_{xyc}^{\alpha}\log(1-\hat{Y}_{xyc}) & \text{其他}\end{cases}\tag{4}$$

式中:α、β 为损失函数的超参数,分别为 2 和 4;N 为输入图像 I 中的关键点个数;Y_{xyc} 为标签真实值;$\hat{Y}_{xyc}$ 为预测值。通过权重 $(1-\hat{Y}_{xyc})^{\alpha}$ 和权重 $(1-Y_{xyc})^{\beta}Y_{xyc}^{\alpha}$ 调节正负样本对损失值的贡献。

目标中心坐标的偏置损失函数:输入图像经过特征提取网络 4 倍下采样后,模型将提取的特征图映射到原图大小时产生的像素偏置误差。目标中心坐标偏置的损失函数为

$$L_{\text{off}}=\frac{1}{N}\sum_{p}\left|\hat{O}_{\tilde{p}}-\left(\frac{p}{R}-\tilde{p}\right)\right|\tag{5}$$

式中:p/R 为原图下采样后的中心点实际坐标;$\tilde{p}$ 为中心点的预测坐标;$p/R-\tilde{p}$ 为真实的中心点坐标偏置量;$\hat{O}_{\tilde{p}}$ 为预测的中心点偏置量。

目标尺寸的损失函数:通过回归得到每个目标的宽高,如式所示:

$$L_{\text{size}}=\frac{1}{N}\sum_{p}|\hat{S}_{p_k}-s_k|\tag{6}$$

式中:$\hat{S}_{p_k}$ 为通过回归预测得到的尺寸;s_k 为通过原图得到的真实尺寸。

3 类损失函数乘以不同的权重后相加即为检测方法的损失函数:

$$L_{\text{det}}=L_k+\lambda_{\text{size}}L_{\text{size}}+\lambda_{\text{off}}L_{\text{off}}\tag{7}$$

式中:λ_{size}、λ_{off} 为对应损失函数的权重系数,分别为 0.1、1。

3.3　实验结果

评价指标:评价指标为平均精度(Average Precision,AP),平均精度可以综合地反映检测器的性能,用 AP 评价单个类别的检测结果。对多个类别的检测效果使用平均精度均值(mean Average Precision,mAP)进行评价。AP、mAP 的值越高,表示检测器的性能越好。交并比(Intersection over Union,IoU)的阈值为 0.5,即认为 IoU 大于 0.5的检测结果是检测成功的。使用每秒帧数(Frame Per Second,FPS)评价检测速度。

在 PASCAL VOC 数据集上,本文将所提出的 CenterNet-DHRNet 方法与当前性能优秀的方法进行对比,对比方法中包括两阶段目标检测方法和

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

单阶段目标检测方法。如表 1 所示，CenterNet-DHRNet 方法相比于当前流行的 SSD300、Yolov3 方法在 mAP 指标上分别提高了 4.7% 和 2.6%。CenterNet-DHRNet 检测效果比 DSSD[22] 好的同时检测速度也大幅领先；在相同输入图像分辨率下，较原论文[11] 在 PASCAL VOC 2007 数据集上的最好表现 CenterNet-DLA 的结果提高了 1.2%，检测速度不及 CenterNet-DLA，但都达到了实时检测的性能要求；在只损失 3 帧的情况下比未改进的 CenterNet-HRNet 提升了 2.9%。

网络的训练时间和模型复杂度如表 2 所示。

表 1 PASCAL VOC 数据集测试结果

Table 1 Test results of PASCAL VOC dataset

方法	图像分辨率	mAP/%	FPS
FasterR-CNN-Res101[5]	600×1 000	76.4	5
FasterR-CNN-Vgg16[5]	600×1 000	73.2	7
R-FCN[23]	600×1 000	80.5	9
Yolov3	544×544	79.3	26
SSD300[7]	300×300	77.2	45
SSD500[7]	513×513	78.9	19
FCOS[9]	800×800	80.2	16
ExtremeNet[10]	512×512	79.5	3.1
DSSD[22]	513×513	81.5	5.5
CenterNet-Res18[11]	512×512	75.7	96*
CenterNet-Res101[11]	512×512	78.7	27*
CenterNet-DLA[11]	512×512	80.7	30*
CenterNet-HRNet	512×512	79.0	21
本文	512×512	81.9	18

注：“*”表示在本机环境下的运行结果。

表 2 PASCAL VOC 数据集上训练时间、模型复杂度对比

Table 2 Comparison of training time and model complexity on PASCAL VOC dataset

方法	GPUs	训练时间/h	模型大小/Mbit
CenterNet	2×TITAN V	15	80.8
本文	1×1 080TI	55	189.1

由于本文方法 CenterNet-DHRNet 的网络结构更复杂，导致了训练时间增加和模型复杂度提高。

网络的 Loss 曲线如图 8 所示，网络在 110Epoch 后 Loss 值收敛。由于本文方法 CenterNet-DHRNet 的网络结构比 CenterNet-HRNet 复杂，在前期训练的训练过程中 Loss 值较大；其特征提取能力强于后者，因此网络的收敛性要比后者好，最终收敛值好于后者。

表 3 列举了不同方法在 PASCAL VOC 数据

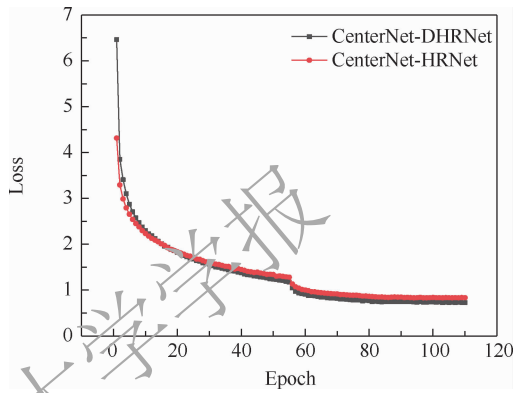


图 8 Loss 曲线对比

Fig. 8 Comparison of loss curve

表 3 不同方法在 PASCAL VOC 数据集上每个类别的 AP 比较

Table 3 AP comparison of different algorithms for each category on PASCAL VOC dataset

类别	本文	CenterNet-DLA[11]	CenterNet-HRNet	Faster R-CNN[5]	Mask R-CNN	R-FCN[23]	SSD300[7]
mAP	**81.9**	80.7	79.0	73.2	78.2	80.5	77.2
飞机	**86.2**	85.0	86.1	76.5	80.3	79.9	77.7
自行车	**88.6**	86.0	83.9	79.0	84.1	87.2	84.0
鸟	**82.4**	81.4	77.1	70.9	78.5	81.5	76.3
船	**72.8**	**72.8**	70.2	65.5	70.8	72.0	71.3
杯子	**73.4**	68.4	71.0	52.1	68.5	69.8	48.6
公共汽车	86.6	86.0	84.6	83.1	**88.0**	86.8	85.3
小轿车	**88.8**	88.4	88.1	84.7	85.9	88.5	86.3
猫	87.3	86.5	84.6	86.4	87.8	**89.8**	87.3
椅子	**68.1**	65.0	65.63	52.0	60.3	67.0	59.3
牛	86.9	86.3	84.9	81.9	85.2	**88.1**	81.8
餐桌	**78.4**	77.6	74.3	65.7	73.7	74.5	77.2
狗	84.6	85.2	82.6	84.8	87.2	**89.8**	85.2
马	88.5	87.0	86.0	84.6	86.5	**90.6**	87.0
摩托车	**86.5**	86.1	82.6	77.5	85.0	79.9	83.7
人	**86.0**	85.0	84.3	76.7	76.4	81.2	79.2
盆栽植物	**59.0**	58.1	55.4	38.8	48.5	53.7	53.0
羊	**85.3**	83.4	82.3	73.6	76.3	81.8	76.3
沙发	**81.5**	79.6	73.1	73.9	75.5	**81.5**	79.8
火车	87.5	85.0	84.0	83.0	85.0	85.9	**88.3**
电视	80.2	**80.3**	79.4	72.6	81.0	79.9	76.2

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

集上每个类别的 AP,其中加粗的数据为对比结果中的最佳值。CenterNet-DHRNet 在单个类别的 AP 对比中,只有一个电视类别比 CenterNet-DLA 低0.1%,20 种类别中有 13 种优于其他经典方法中的最好结果,说明该方法性能和鲁棒性优秀,整体性能得到提高。由于盆栽植物类别数据量少、尺度变化大且小尺度目标的数量多,大多方法对其检测效果都不理想。而本文方法在对比盆栽植物中的表现远远优于其他方法,精度达到了 59.0%,说明本文设计的高分辨率网络能较好保留空间语义信息,迭代聚合的特征融合方式又充分利用这些保留的信息,从而进一步提升了检测效果。在对比椅子、餐桌等容易受到遮挡的类别结果中同样优于其他方法,说明网络的特征提取能力强,相较于其他方法能较好地排除干扰特征检测受遮挡的物体,具有良好的鲁棒性。

检测结果的可视化对比如图 9 所示。图 9(a)、(b)分别为原 CenterNet 方法在 PASCAL VOC 数据集上的可视化热力图和检测结果。图 9(c)、(d)为本文 CenterNet-DHRNet 方法的可视化结果。显然,本文方法所生成的热力图比原 CenterNet 方法所生成的热力图要清晰、明确。图 9(a)中的热力图模糊,产生了漏检和误检问题。图 9(c)中的热力图清晰、准确,正确地检测出了每个目标。对比图 9(d)和(b),可以看出本文方法很好地解决了原 CenterNet 方法存在的漏检、误检问题。

本文在 PASCAL VOC 数据集上进行消融实验,表明 CenterNet-DHRNet 方法中每个改进模块的有效性,实验结果如表 4 所示。

为了更好地验证 CenterNet-DHRNet 方法,本文在 KITTI 数据集上进行了实验。KITTI 数据集采集于实际道路,图像中所含目标密集,尺度变化大,遮挡较多,本文将其中目标分为 3 类:Car、Pedestrian 和 Cyclist,在 KITTI 数据集上训练 100 个 Epoch,初始学习率为 1.25×10^{-4},学习率在 55Epoch 和 80Epoch 分别下降为之前的 1/10。CenterNet-DHRNet 与其他目标检测方法的对比结果如表 5、表 6 所示。



(a) 原方法热力图　(b) 原方法检测结果　(c) 本文热力图　(d) 本文检测结果

图 9　CenterNet-DHRNet 与原 CenterNet 在 PASCAL VOC 数据集上结果对比

Fig. 9　Comparison of results between CenterNet-DHRNet and original CenterNet on PASCAL VOC dataset

表 4　在 PASCAL VOC 数据集上的消融实验

Table 4　Ablation experiment on PASCAL VOC dataset

HRNet	迭代聚合	ECANet	Espp	mAP/%
√				79.0
√	√			80.9
√	√	√		81.6
√	√	√	√	81.9

表 5　KITTI 数据集上不同目标检测方法对比

Table 5　Comparison of different object detection algorithms on KITTI dataset

方法	输入	FPS	mAP%
Yolov3	544	26	84.9
CenterNet	512	30	86.1
本文	512	18	87.1

北航学报 赠阅

表 6 KITTI 数据集上 3 类目标 AP 对比

Table 6 Comparison of three types of object AP on KITTI dataset

方法	AP/%			mAP/%
	Car	Pedestrian	Cyclist	
CenterNet	95.4	78.3	84.6	86.1
本文	96.7	79.1	85.5	87.1

实验结果表明,CenterNet-DHRNet 有更高的精度,且在每一个类别的精度上都有所提高。本文方法在 KITTI 数据集上的检测结果如图 10 所示。通过 PASCAL VOC 数据集和 KITTI 数据集上对比实验结果可知,本文所提方法有效提升了检测精度。



图 10 CenterNet-DHRNet 在 KITTI 数据集上的检测结果

Fig. 10 Detection results of CenterNet-DHRNet on KITTI dataset

4 结 论

1)本文提出了一种高性能的目标检测方法 CenterNet-DHRNet,在 PASCAL VOC 和 KITTI 数据集上与其他主流方法进行了对比实验。在 PASCAL VOC 测试数据集上 mAP 达到了 81.9%,相比于 CenterNet-DLA、Yolov3、SSD500、SSD300 分别提高了 1.2%、2.6%、3.0%、4.7%,且保持了一定的检测速度。

2)针对常规卷积网络下采样过程中特征图缩小、目标空间语义信息容易损失的问题,在整个网络的设计中都保持了输入图像的高分辨率表示。迭代聚合的特征融合方式有效利用了不同尺度的特征图和其中保留的空间语义信息,提高了检测效果。

参考文献(References)

[1] LOWE D G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints[J]. International Journal of Computer Vision, 2004, 60(2): 91-110.

[2] 蒋弘毅,王永娟. 目标检测模型及其优化方法综述[J]. 自动化学报,2021,47(6):1232-1255.
JIANG H Y, WANG Y J. A survey of object detection models and its optimization methods[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(6): 1232-1255(in Chinese).

[3] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]// 2014 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.

[4] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]// International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.

[5] 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, 2017(6): 1137-1149.

[6] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]// 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[7] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[8] LAW H, DENG J. CornerNet: Detecting objects as paired keypoints[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 765-781.

[9] TIAN Z, SHEN C, CHEN H, et al. FCOS: Fully convolutional one-stage object detection[C]// International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9626-9635.

[10] ZHOU X, ZHUO J, KRAHENBUHL P, et al. Bottom-up object detection by grouping extreme and center points[EB/OL]. (2019-04-25)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1901.08043.

[11] ZHOU X, WANG D, KRAHENBUHL P, et al. Objects as points[EB/OL]. (2019-04-25)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1904.07850.

[12] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep residual learning for image recognition[C]// 2016 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE

北航学报 赠阅

Press,2016:770-778.
[13] XIAO B,WU H,WEI Y,et al. Simple baselines for human pose estimation and tracking[EB/OL]. (2018-08-21)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1804.06208v2.
[14] YU F,WANG D,SHELHAMER E,et al. Deep layer aggregation [EB/OL]. (2019-01-04)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1707.06484.
[15] SIMONYAN K,ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2015-04-10)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1409.1556.
[16] SUN K,XIAO B,LIU D,et al. Deep high-resolution representation learning for human pose estimation[EB/OL]. [2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1902.09212.
[17] WANG Q,WU B,ZHU P,et al. ECA-Net:Efficient channel attention for deep convolutional neural networks[C]// IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway:IEEE Press,2019:11534-11542.
[18] HU J,SHEN L,ALBANIE S,et al. Squeeze-and-excitation networks[C]// IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway:IEEE Press,2019:7132-7141.
[19] CHEN L,ZHU Y,PAPANDREOU G,et al. Encoder-decoder with atrous separable convolution for semantic image segmentation[EB/OL]. (2018-03-08)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1802.02611v2.
[20] YU F,KOLTUN V. Multi-scale context aggregation by dilated convolutions[EB/OL]. (2016-04-30)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1511.07122.
[21] LIN T,GOYAL P,GIRSHICK R,et al. Focal loss for dense object detection[EB/OL]. (2018-03-07)[2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1708.02002.
[22] FU C,LIU W,RANGA A,et al. DSSD: Deconvolutional single shot detector[EB/OL]. [2020-08-20]. https://arxiv.org/abs/1701.06659.
[23] DAI J,LI Y,HE K,et al. R-FCN:Object detection via region-based fully convolutional networks[C]// Proceedings of the 30th International Conference on Neural Information Processing Systems December. New York:ACM,2016:379-387.

High-resolution network Anchor-free object detection method based on iterative aggregation

WANG Xin[1], LI Zhe[2,*], ZHANG Hongli[1]

(1. School of Electrical Engineering, Xinjiang University, Urumqi 830047, China;
2. Network and Information Technology Center, Xinjiang University, Urumqi 830046, China)

Abstract: In order to solve the problems of inaccuracy in heat map generation and insufficient detection accuracy of anchor-free object detection method CenterNet (Objects as Points), a high-resolution representation network CenterNet-DHRNet based on feature iterative aggregation is proposed. First, for the purpose of improving the resolution of the network and reducing the spatial semantic information lost in the image downsampling process, a high-resolution representation backbone network is introduced and low-resolution features are fully fused by iterative deep aggregation. Then, an efficient attention mechanism is used to optimize the output of the high-resolution representation backbone network. Finally, the spatial pyramid pooling with dilated convolution is used to enhance the network's receptive field for objects of different scales. The experiment is carried out on PASCAL VOC dataset and KITTI dataset, and the experimental results show that CenterNet-DHRNet has higher accuracy, meets the performance requirements of real-time detection and has good robustness.

Keywords: object detection; iterative aggregation; Anchor-free; CenterNet; attention mechanism

Received: 2020-09-01; **Accepted**: 2020-10-30; **Published online**: 2020-11-23 14:36
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201123.1230.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51767022, 51967019)
* **Corresponding author**. E-mail: zhlxju@163.com

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0439

基于不完美先验信息的随机系数回归模型剩余寿命预测方法

全下文载

万昌豪[1], 刘志国[1], 唐圣金[1,*], 孙晓艳[2], 司小胜[1]
(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院,西安 710025; 2. 火箭军工程大学 作战保障学院, 西安 710025)

摘 要: 剩余寿命预测是设备预测与健康管理的核心问题,准确的剩余寿命预测可以在故障发生前进行有效的维护保养,以减小设备故障发生的概率。针对实际剩余寿命预测中先验信息不足或缺乏的问题,提出一种克服不完美先验信息影响的启发式剩余寿命预测方法。首先,利用非线性随机系数回归模型进行退化建模。其次,证明了基于单个设备现场退化数据,期望最大化(EM)算法的参数估计结果收敛于极大似然估计(MLE)算法的参数估计结果,并提出一种合理融合先验信息和现场信息的启发式剩余寿命预测方法。最后,通过数值仿真数据和实际锂电池退化数据对提出的结论和方法进行了验证,结果表明:启发式剩余寿命预测方法相比传统贝叶斯方法能够较好地克服不完美先验信息的影响,更为准确的预测设备地实际剩余寿命。

关 键 词: 不完美先验信息; 参数估计; 期望最大化(EM); 启发式方法; 非线性随机系数回归模型; 剩余寿命预测
中图分类号: TB114.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2542-10

在工业生产实际中,对设备健康状态的实时掌握和管理是有效减少设备故障发生概率、提高设备安全性能的有效措施[1-2]。预测与健康管理技术是掌握设备实时状态并进行有效管理的重要途径[3-4],主要分为2个部分,第一部分是预测,预测主要是对设备的剩余寿命进行预测,预测的结果以剩余寿命概率密度分布函数或剩余寿命均值的形式表示出来。由于概率密度函数可以体现剩余寿命预测的不确定性,能更好描述设备使用过程中外界环境变化、个体差异等实际情况对剩余寿命预测的影响。因此,一般用剩余寿命的概率密度函数来描述剩余寿命[5-6]。第二部分是健康管理,健康管理是在预测的基础上,对设备进行有效的保养和维护从而达到减少故障发生、降低维护成本的目的[7]。

剩余寿命预测方法主要分为物理建模及数据驱动2大类[6,8]。物理建模方法的原理是利用设备的物理特性,对设备进行机理建模。优点是依据设备具体特性建模,预测的剩余寿命较为准确。然而,基于物理建模的方法需要对每一类设备机理单独建模,建模工作量大。并且,随着工业技术的发展,现代设备系统日趋复杂,往往难以准确建立设备的复杂物理模型。数据驱动方法不依赖于设备的物理特性和工作原理,泛化能力强,其主要

收稿日期: 2020-08-20; **录用日期**: 2020-10-09; **网络出版时间**: 2020-10-12 16:35
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201012.1512.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61703410, 61922089, 61573366, 61573076, 61773386, 61873273, 61873175); 陕西省自然科学基础研究计划(2017JQ6015); 北京市自然科学基金重点项目B级(KZ201710028028)
* **通信作者**. E-mail: tangshengjin27@126.com

引用格式: 万昌豪, 刘志国, 唐圣金, 等. 基于不完美先验信息的随机系数回归模型剩余寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2542-2551. WAN C H, LIU Z G, TANG S J, et al. Remaining useful life prediction method based on random coefficient regression model with imperfect prior information[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2542-2551 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

有基于人工智能和统计数据驱动的方法,其中,基于人工智能的方法根据设备大量退化数据通过计算机拟合设备退化路径以实现剩余寿命预测[9],其优点是不需要建立设备退化过程的具体数学模型,但对退化数据的需求量较大,当退化数据不足或先验信息不够准确时,难以达到理想的预测效果。统计数据驱动的方法利用状态监测数据构造表征设备性能退化状态,通过计算剩余寿命的概率密度函数或期望来预测剩余寿命。统计数据驱动的方法具有较好的数学性质,便于观测比较,所以广泛应用于剩余寿命预测[8]。在统计数据驱动的方法中,最为典型的就是基于随机过程建模的方法,主要包括回归模型[10]、伽马过程[11]、维纳过程[12-13]、逆高斯过程[14]、马尔可夫链[15]等。

回归模型是一种表示不同变量之间关系的模型,当回归系数为随机变量时,称为随机系数回归模型。随机系数回归模型是最早用于退化建模和寿命分布估计的常见预测模型,由于其能较好地表现出预测过程中的随机性,在各领域都得到广泛应用。随机系数回归模型通过随机系数表示不同设备之间的异质性,固定参数则表示同类设备之间的同构性[16]。文献[17]首先将随机系数回归模型应用于裂纹增长的退化建模中,结合同类设备的历史退化数据及现场退化数据,采用 2 步估计方法估计参数,并推导出失效时间在封闭区间上的寿命分布。随后,随机系数回归模型被应用于激光[18]、LED 灯[19]、真空荧光显示器[20]等设备的退化建模和剩余寿命预测。

然而,在实际剩余寿命预测中,时常会受到不完美先验信息的影响。不完美先验信息指的是先验信息不充分、不准确甚至没有先验信息的情况,会导致先验参数估计不准确或无法估计出先验参数[21-22]。现有的文献对不完美先验信息的解决途径主要有以下 2 种:

1)融合实际同类设备的历史失效时间数据以及单个设备的现场退化数据。寿命数据在时间尺度上揭示了产品的可靠性信息,退化数据则描述了产品的失效过程。文献[23-24]采用贝叶斯方法融合历史失效数据及加速退化数据以构造联合似然函数,预测设备剩余寿命。文献[25]在考虑随机效应的情况下,将失效时间数据融合为基本贝叶斯的先验信息,取得了良好的效果。但该方法只能利用同类设备的历史失效时间数据,不能利用同类设备的退化数据。对于高可靠性长寿命产品,有时难以获得足够的失效时间数据,往往只存在同类设备的历史退化数据,这种方法就不再适用。

2)联合贝叶斯方法与期望最大化(EM)算法估计模型参数。该方法首先由文献[26]提出,随后,这种机制被推广到非线性维纳过程[27],带测量误差的线性维纳过程[28]、带测量误差的非线性维纳过程[29]和随机效应模型[30-32]。这种联合贝叶斯方法与 EM 算法的参数更新方法,可以克服不完美先验信息的影响,但该方法是如何克服先验信息的影响,以及预测结果与历史先验信息和现场退化信息之间的关系尚不明确。文献[22]证明了对于带测量误差的线性维纳过程基于单个设备现场退化数据,EM 算法参数估计结果最终收敛到极大似然估计(MLE)结果。但对于随机系数回归模型,这个结论是否同样适用尚不明确。

综上所述,本文试图对非线性随机系数回归模型在不完美先验信息下的剩余寿命预测进行深入研究。首先,证明了对于非线性随机系数回归模型,基于单个设备现场退化数据 EM 算法参数估计结果最终收敛到 MLE 方法的参数估计结果。其次,针对非线性随机系数回归模型,提出了一种基于先验信息准确性合理控制联合贝叶斯方法和 EM 算法迭代次数的启发式剩余寿命预测方法。最后,通过仿真退化数据验证了本文提出结论的正确性,利用实际锂电池退化数据验证了提出的启发式参数更新方法的有效性。

1　贝叶斯框架下基于非线性随机系数回归效应模型的剩余寿命预测

1.1　基于非线性随机系数回归模型的退化建模

在工业生产实际中,由于外部环境的不确定性或设备自身退化机理的复杂性,有时,基本线性随机系数回归模型难以描述退化过程的非线性特性,为了更好契合实际退化路径,下面对非线性随机系数回归模型进行理论建模分析[33]。非线性随机系数回归模型退化过程表达式如下:

$$X(t) = x_0 + \lambda\Lambda(t;\theta) \tag{1}$$

式中:λ 为漂移系数,表征退化速度;x_0 为初始状态,不失一般性,令 $x_0 = 0$;$\Lambda(t;\theta)$ 为关于 θ 的单调连续非线性函数。

典型的非线性函数有 $\Lambda(t;\theta) = t^{\theta}$ 和 $\Lambda(t;\theta) = \exp(\theta t) - 1$。为了表示不同设备之间的个体差异,将漂移系数 λ 视为随机变量,服从正态分布,即 $\lambda \sim N(\mu_0,\sigma_0^2)$,其中 μ_0,σ_0^2 分别为正态分布的均值和方差。由于外部环境的复杂性,引入噪声

干扰 ζ,表示外部环境的干扰。ζ 服从均值为 0、方差为 σ^2 的正态分布。那么,非线性随机系数回归模型表达式如下:

$$Y(t) = X + \zeta \tag{2}$$

1.2 随机参数在线更新

随机参数是用于描述不同设备之间的个体差异,在剩余寿命预测过程中,需要依据被评估设备的现场退化数据更新随机参数以适应被评估设备的个体特征。随机参数在线更新建立在利用同类产品历史退化数据通过 MLE 方法估计的固定参数结果之上。对于非线性随机系数回归模型,固定参数 $\boldsymbol{\Theta}=\{\mu_0,\sigma_0^2,\sigma,\theta\}$。为了在预测剩余寿命时反映单个设备的个体特性,需要利用被评估设备的现场退化数据对漂移系数 λ 进行在线参数更新。

对漂移系数 λ 的更新一般在贝叶斯的框架下完成。定义 $Y_{1:k}=\{y_1,y_2,\cdots,y_k\}$ 为被评估设备在 $t_1,t_2,\cdots,t_k$ 时刻监测到的现场退化数据,根据正态分布的性质可得,在给定漂移系数 λ 的先验分布 $N(\mu_0,\sigma_0^2)$ 和现场退化数据 $Y_{1:k}$ 的基础上,漂移系数 λ_k 的后验分布同样服从正态分布[16],即

$$\lambda\,|\,Y_k,\boldsymbol{\Theta}\sim N(\mu_{\lambda,k},\sigma_{\lambda,k}^2) \tag{3}$$

式中:

$$\begin{cases}\mu_{\lambda,k}=\dfrac{\sum\limits_{j=1}^{k}y_j\sigma_0^2\Lambda(t_j;\theta)+\mu_0\sigma^2}{\sum\limits_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_0^2+\sigma^2}\\ \sigma_{\lambda,k}^2=\dfrac{\sigma^2\sigma_0^2}{\sum\limits_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_0^2+\sigma^2}\end{cases} \tag{4}$$

1.3 RUL 预测

RUL 预测就是利用检测到的现场退化数据 $Y_{1:k}$,同类退化数据估计出的固定参数 σ^2,非线性时间系数 θ,以及现场数据更新出的漂移系数 μ_λ 和 σ_λ^2,进行设备剩余寿命的估计。

令设备的失效阈值为 w,给定某设备在时刻 t_k 的退化数据 $Y_{1:k}$,令 $\mu_{\lambda,k}$ 和 $\sigma_{\lambda,k}^2$ 分别为漂移系数 λ 后验分布的均值和方差,则当 $t>t_k$ 时的退化过程为

$$Y(t\,|\,Y_{1:k}) = y_k+\lambda_k(\Lambda(t;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta}))+\zeta = y_k+\lambda_k(\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta}))+\zeta \tag{5}$$

然后在 t_k 时刻的剩余寿命预测可以转换为退化过程 $\{Y(l_k),l_k\geqslant 0\}$ 第 1 次达到失效阈值 $w_k=w-y_k$ 的时间,那么相应的 RUL 可表示如下:

$$L_k=\inf\{l_k:Y(l_k)\geqslant w-y_k\,|\,Y_{1:k}\} \tag{6}$$

接着,可以得到剩余寿命的分布函数:

$$\begin{aligned}F_{L_k|Y_{1:k},w}(l_k\mid Y_{1:k},w) &= \Pr\{\lambda_k(\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta}))+\zeta\geqslant w-y_k\} = \\ &\Pr\left\{\lambda_k+\frac{\zeta}{\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta})}\geqslant \frac{w-y_k}{\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta})}\right\} = \\ &1-\Pr\left\{\lambda_k+\frac{\zeta}{\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta})}\leqslant \frac{w-y_k}{\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta})}\right\} = \\ &1-\Phi\left(\frac{\dfrac{w-y_k}{\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta})}-\mu_{\lambda,k}}{\sqrt{\sigma_{\lambda,k}^2+\dfrac{\sigma^2}{(\Lambda(l_k+t_k;\hat{\theta})-\Lambda(t_k;\hat{\theta}))^2}}}\right)\end{aligned} \tag{7}$$

式中:$\Phi(\,)$ 表示标准正态分布的累计分布函数。

则剩余寿命概率的密度函数可表示为

$$f_{L_k|Y_{1:k},w}(l_k\,|\,Y_{1:k},w)=\frac{\mathrm{d}F_{L_k|Y_{1:k},w}(l_k\,|\,Y_{1:k},w)}{\mathrm{d}l_k} \tag{8}$$

将式(8)代入,得

$$f_{L_k|Y_{1:k},w}(l_k\,|\,Y_{1:k},w)\approx \frac{\sigma_{\lambda,k}^2(w-y_k)\varphi(l_k)+\mu_{\lambda,k}\sigma^2}{\sqrt{2\pi(\sigma_{\lambda,k}^2\varphi(l_k)^2+\sigma^2)^3}}\Lambda'(l_k+t_k;\theta)\cdot \exp\left[-\frac{(w-y_k-\mu_{\lambda,k}\varphi(l_k))^2}{2(\sigma_{\lambda,k}^2\varphi(l_k)^2+\sigma^2)}\right] \tag{9}$$

式中:

$$\varphi(l_k)=\Lambda(l_k+t_k;\theta)-\Lambda(t_k;\theta) \tag{10}$$

2 基于非线性随机系数回归模型的启发式剩余寿命预测

2.1 基于联合估计方法的随机参数更新

定义 $\boldsymbol{\Theta}_k=[\mu_{\lambda,k},\sigma_{\lambda,k}^2,\sigma_k^2,\theta_k]$ 为基于现场退化数据 $Y_{1:k}$ 的估计。首先,计算 $Y_{1:k}$ 的完全对数似然函数如下:

$$\begin{aligned}\ln p(Y_{1:k},\lambda_k\,|\,\boldsymbol{\Theta}_k)&=\ln p(Y_{1:k}\,|\,\lambda_k,\boldsymbol{\Theta}_k)+\ln p(\lambda_k\,|\,\boldsymbol{\Theta}_k)= \\ &-\frac{k+1}{2}\ln 2\pi-\frac{k}{2}\ln\sigma_k^2-\frac{1}{2}\ln\sigma_{\lambda,k}^2- \\ &\frac{(\lambda_k-\mu_{\lambda,k})^2}{2\sigma_{\lambda,k}^2}-\sum_{i=1}^{k}\frac{(y_j-\lambda_k\Lambda(t_j;\theta_k))^2}{2\sigma_k^2}\end{aligned} \tag{11}$$

式中:$p(\,)$ 表示概率密度函数。

北京航空航天大学学报

随后,定义 $\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)}=[\hat{\mu}_{\lambda,k}^{(i)},\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i)},\hat{\sigma}_k^{2(i)},\hat{\theta}_k^{(i)}]$ 为 $\boldsymbol{\Theta}_k=[\mu_{\lambda,k},\sigma_{\lambda,k}^2,\sigma_k^2,\theta_k]$ 在基于 $Y_{1:k}$ 下第 i 步的估计结果,那么,第 $i+1$ 步的计算迭代过程分为 E 步和 M 步。

E 步:计算完全对数似然函数的期望 $L(\boldsymbol{\Theta}_k|\boldsymbol{\Theta}_k^{(i)})$:

$$L(\boldsymbol{\Theta}_k|\boldsymbol{\Theta}_k^{(i)})=E_{\lambda_k|Y_{1:k},\boldsymbol{\Theta}_k^{(i)}}[\ln p(Y_{1:k},\lambda_k|\boldsymbol{\Theta}_k^{(i)})]=-\frac{k+1}{2}\ln 2\pi-\frac{k}{2}\ln\sigma_k^2-\sum_{j=1}^{k}\frac{1}{2\sigma_k^2}\cdot[(y_j-E(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})\Lambda(t_j;\theta_k))^2+\mathrm{var}(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})\Lambda(t_j;\theta_k)^2]-\frac{1}{2}\ln\sigma_{\lambda,k}^2-\frac{(E(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})-\mu_{\lambda,k})^2+\mathrm{var}(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})}{2\sigma_{\lambda,k}^2} \tag{12}$$

式中:$E(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})$、$\mathrm{var}(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})$ 分别表示给定 $Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)}$ 下 λ_k 的期望和方差,可由式(4)计算得出。

M 步:最大化 $L(\boldsymbol{\Theta}_k|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})$,可得

$$\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i+1)}=\arg\max_{\boldsymbol{\Theta}}L(\boldsymbol{\Theta}_k|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)}) \tag{13}$$

对 $L(\boldsymbol{\Theta}_k|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})$ 分别求 $\boldsymbol{\Theta}_k=[\mu_{\lambda,k},\sigma_{\lambda,k}^2,\sigma_k^2,\theta_k]$ 的偏导数,并令其为零,可得

$$\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}(\hat{\theta}_k)=\frac{1}{k}\sum_{j=1}^{k}[(y_j-E(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})\Lambda(t_j;\hat{\theta}_k))^2+\mathrm{var}(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)})\Lambda(t_j;\hat{\theta}_k)^2] \tag{14}$$

$$\hat{\mu}_{\lambda,k}^{(i+1)}=E(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)}) \tag{15}$$

$$\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)}=\mathrm{var}(\lambda_k|Y_{1:k},\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)}) \tag{16}$$

将式(14)~式(16)代入式(12)中,可得关于 θ 的剖面似然函数,如式(17)所示。再将 L_k 最大化就可以得到 θ 的估计,最后将 θ 代入到 $\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}(\hat{\theta}_k^{(i)})$ 中,就可以得到第 $i+1$ 步的参数估计值。

$$L_k(\theta|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)},\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}(\hat{\theta}_k),\hat{\mu}_{\lambda,k}^{(i+1)},\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)})=-\frac{k+1}{2}(\ln 2\pi+1)-\frac{k}{2}\ln\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}-\frac{1}{2}\ln\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)} \tag{17}$$

最大化 $L_k(\theta|\hat{\boldsymbol{\Theta}}_k^{(i)},\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}(\hat{\theta}_k),\hat{\mu}_{\lambda,k}^{(i+1)},\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)})$ 可得到 $i+1$ 步 θ_k 的估计,最后将 θ_k 代入到受限估计 $\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}(\hat{\theta}_k)$ 中,就可以得到 $i+1$ 步 $\hat{\sigma}_k^{2(i+1)}$ 的参数估计值。

值得注意的是,剖面似然函数 L_k 中的 $\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)}$ 不受 $\hat{\theta}_k^{(i+1)}$ 的影响,因此,在最大化剖面似然函数 L_k 估计 $\hat{\theta}_k^{(i+1)}$ 时,只考虑 $\hat{\sigma}_{\lambda,k}^{2(i+1)}$。

对 $\hat{\theta}_k^{(i+1)}$ 的计算,可通过 MATLAB 中基于单纯形法的“Fminsearch”函数搜索最大值。重复上述 E 步和 M 步进行迭代计算,直至 $\|\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(i+1)}-\hat{\boldsymbol{\Theta}}^{(i)}\|$ 充分小。

2.2　联合估计方法与 ELM 方法的比较

首先,计算直接采用 ELM 方法的参数估计结果,给定现场退化数据 $Y_{1:k}=\{y_1,y_2,\cdots,y_k\}$,其似然函数可以表示为

$$\ln L(\lambda,\sigma^2|X_{1:k})=-\frac{k}{2}(\ln 2\pi+\ln\sigma^2)-\frac{1}{2\sigma^2}\sum_{j=1}^{k}(y_j-\lambda\Lambda(t_j;\theta_k))^2 \tag{18}$$

对式(18)中 σ^2、λ 分别求偏导,并令其偏导为 0,可得 σ^2、λ 的估计为

$$\hat{\sigma}^2(\hat{\theta})=\frac{1}{k}\sum_{j=1}^{k}(y_j-\hat{\lambda}\Lambda(t_j;\hat{\theta}))^2 \tag{19}$$

$$\hat{\lambda}(\hat{\theta})=\frac{\sum_{j=1}^{k}y_j\Lambda(t_j;\hat{\theta})}{\sum_{j=1}^{k}\Lambda(t_j;\hat{\theta})^2} \tag{20}$$

将式(19)和式(20)代入(18)中,得到关于 θ 的剖面似然函数为

$$L(\hat{\lambda}(\hat{\theta}),\hat{\sigma}^2(\hat{\theta})|Y_{1:k})=-\frac{k}{2}(\ln 2\pi+\ln\hat{\sigma}^2(\hat{\theta})+1) \tag{21}$$

最大化 $L(\hat{\lambda}(\hat{\theta}),\hat{\sigma}^2(\hat{\theta})|Y_{1:k})$,得到 θ 的估计值。

$$\hat{\theta}=\arg\max L(\theta|\hat{\sigma}^2(\hat{\theta}),\hat{\lambda}(\hat{\theta})) \tag{22}$$

本文利用 MATLAB 中基于单纯形法的“Fminsearch”搜索函数,求出非线性系数 θ 后再代入式(19)、式(20)得 σ^2、λ。

基于上述极大似然估计结果,可以得出如下结论。

定理 1　对非线性随机系数回归模型而言,基于现场观测数据的 EM 算法最终参数估计迭代结果与直接基于现场观测数据的 MLE 方法的结果相同。

证明　令式(14)~式(16)中的 $\boldsymbol{\Theta}_k=\boldsymbol{\Theta}_k^{(i)}=\boldsymbol{\Theta}_k^{(i+1)}$,得

$$\sigma_k^2=\frac{1}{k}\sum_{j=1}^{k}[(y_j-\mu_{\lambda,k}\Lambda(t_j;\theta_k))^2+\sigma_{\lambda,k}^2\Lambda(t_j;\theta_k)^2] \tag{23}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\mu_{\lambda,k}=\frac{\sum_{j=1}^{k}y_j\sigma_{\lambda,k}^2\Lambda(t_j;\theta)+\mu_{\lambda,k}\sigma_k^2}{\sum_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_{\lambda,k}^2+\sigma_k^2} \tag{24}$$

$$\sigma_{\lambda,k}^2=\frac{\sigma_k^2\sigma_{\lambda,k}^2}{\sum_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_{\lambda,k}^2+\sigma_k^2} \tag{25}$$

由式(23)~式(25)化简得

$$\left(\sum_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_{\lambda,k}^2+\sigma_k^2\right)\mu_{\lambda,k}=\sum_{j=1}^{k}y_j\sigma_{\lambda,k}^2\Lambda(t_j;\theta)+\mu_{\lambda,k}\sigma_k^2 \tag{26}$$

$$\left(\sum_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2\sigma_{\lambda,k}^2+\sigma_k^2\right)\sigma_{\lambda,k}^2=\sigma_k^2\sigma_{\lambda,k}^2 \tag{27}$$

由 EM 算法的迭代过程可知,EM 算法的迭代结果为式(26)~式(27)的解。求解式(27)得 $\hat{\sigma}_{\lambda,k}^2=0$,求解式(26)得

$$\hat{\mu}_{\lambda,k}=\frac{\sum_{j=1}^{k}y_j\Lambda(t_j;\theta)}{\sum_{j=1}^{k}(\Lambda(t_j;\theta))^2} \tag{28}$$

将 $\hat{\mu}_{\lambda,k}$ 和 $\hat{\sigma}_{\lambda,k}^2$ 估计值代入式(23),即可得到式(19)。 **证毕**

注释 1 定理 1 的结果表明,对单个设备而言,基于 EM 算法的参数估计结果收敛于 MLE 方法的参数估计结果,因此,相比于传统贝叶斯方法,EM 算法可以克服不完美先验信息对剩余寿命预测的影响。然而,该算法完全舍弃了设备的先验信息,仅依赖设备的现场退化信息,对设备的固定系数(如噪声干扰 σ 及非线性系数 θ)的估计还不够准确。因此,在预测剩余寿命过程中,如何有效地结合先验信息及现场退化信息是一个值得研究的方向。基于此,本文将文献[22]中提出的合理结合先验信息与现场退化信息的启发式方法推广到非线性随机系数回归模型。

2.3 启发式方法

在基于贝叶斯框架的剩余寿命预测中,现场退化数据反映的是被评估设备的个体信息,随着现场退化数据增多,现场退化信息的可信度就越高。因此,可以基于先验信息的可信度和现场退化数据的数量,来选择参数更新的迭代次数。在非线性随机系数回归模型中,如果直接利用现场退化数据基于 EM 算法估计更新参数,从本文 3.1 节的仿真结果可知,会出现参数估计收敛结果不唯一的问题。但如果不更新非线性系数,结果就是唯一且收敛的。因此,本文首先利用 MLE 方法估计出非线性系数,然后基于 EM 算法更新其他参数。具体分为以下 5 个步骤:

步骤 1 基于同类设备的历史退化数据采用 MLE 方法来估计设备固定参数 $\Theta=\{\mu_\lambda,\sigma_\lambda^2,\sigma,\theta\}$。

步骤 2 在给定现场退化数据 $Y_{1:k}$ 的情况下,基于 MLE 方法估计非线性系数 θ,具体计算过程可以参照式(18)~式(22)。

步骤 3 根据先验信息的准确度,来选择迭代区间长度 L_{it}。

步骤 4 将 2.1 节中的联合参数更新算法迭代 i 次,其中 i 满足 $(k-1)/L_{it}\leqslant i<k/L_{it}$。此时,非线性系数不参与迭代计算。

步骤 5 将步骤 4 中参数估计结果 Θ_k 代入剩余寿命预测表达式(9),进行在线剩余寿命预测。

由于固定参数反映的是同类设备的共同特性,利用同类设备历史退化数据估计出的结果精度高于利用单个设备现场退化数据,本文利用启发式方法在线更新参数时仅更新表示个体差异的漂移系数的均值、方差和非线性系数,不更新噪声及非线性系数。如果需要更新其他参数,本算法也可以对其他参数同时进行更新。

3 实验验证

3.1 数值仿真

本节通过仿真数据说明,对单个设备的非线性随机系数回归模型而言,基于 EM 算法的参数估计结果最终收敛于基于 MLE 方法的参数估计结果。本节的仿真主要分为 2 个部分:①将非线性系数 θ 同漂移系数 μ_λ、σ_λ^2 和噪声干扰方差 σ 一同参与 EM 算法迭代过程;②通过 MLE 方法估计出非线性系数 θ 后,只迭代漂移系数 μ_λ、σ_λ^2 和噪声干扰方差 σ,非线性系数 θ 不参与迭代。

不失一般性,本文在实验仿真时令 $\Lambda(t;\theta)=t^b$。单个设备的退化数据通过蒙特卡罗算法仿真获得,令初始参数设为 $\mu_\lambda=1$,$\sigma_\lambda^2=0.062\ 5$,$\sigma^2=64$,$b=2$。得到如下 20 个退化仿真数据,具体退化数据如下:3.58,-0.1,5.06,11.30,26.04,46.67,69.8,78.86,97.84,108.64,122.41,147.19,186.45,209.5,243.73,275.4,319.97,349.05,389.27 和 435.8,具体仿真退化过程如图 1 所示。

采用 MLE 方法得到的参数估计结果为:$\mu_0=1.164\ 1$,$\sigma^2=41.129\ 9$,$b=1.975\ 1$。在采用 EM 算法进行迭代估计参数之前,令 $\mu_0=0.8$,$\sigma_0^2=0.5$,$\sigma^2=100$,$b=1.3$ 及 $\mu_0=0.5$,$\sigma_0^2=1$,$\sigma^2=$

北航学报 赠阅

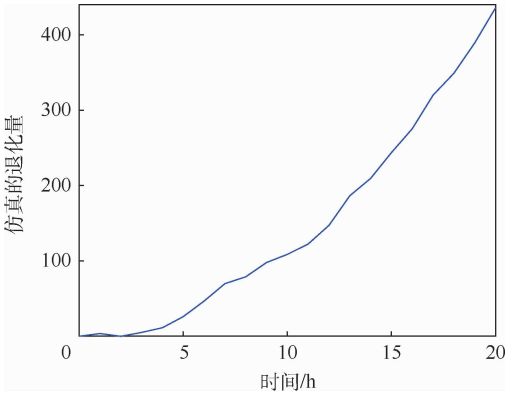


图 1　非线性仿真退化数据

Fig. 1　Simulated nonlinear degradation data

120,$b=1$ 分别设为正确先验信息及随机先验信息。首先,将非线性系数 b 代入 EM 算法进行迭代。将 EM 算法进行 500 次参数迭代更新之后,参数更新结果如图 2 所示。其中,M_1 为 MLE 方法参数估计结果,M_2 为基于正确先验信息下 EM 算法的参数估计结果,M_3 为基于随机先验信息下 EM 算法的参数估计结果。通过图 2 可以看出,当非线性系数 b 参与迭代时,基于正确先验信息的估计结果比基于随机先验信息的参数估计结果距离 MLE 结果更近,但与 MLE 方法的参数估计结果还有一定的差距,并且,随着迭代次数的增加,漂移系数均值 μ_λ 及非线性系数 b 的改变不明显,可能是 MATLAB 软件“Fminsearch”搜索函数搜索时造成局部极小的原因。

接下来利用 MLE 方法估计出的 b 作为先验信息,使其不参与 EM 算法的参数迭代过程,其余参数通过 EM 算法进行迭代估计。令 $\mu_0=0.8$,$\sigma_0^2=0.5$,$\sigma^2=100$ 及 $\mu_0=0.5$,$\sigma_0^2=1$,$\sigma^2=120$ 分别设为正确先验信息及随机先验信息。直接利用 MLE 方法估计出结果,即 $b=1.975\ 1$。500 次迭代后的参数估计结果如图 3 所示。通过对比图 3 和图 2 可以明显看出,当非线性系数 b 不参与 EM 算法迭代时,基于正确先验信息和基于随机先验信息的参数估计结果都基本收敛于基于 MLE 方法的参数估计结果,说明 EM 算法可以克服不完美先验信息所带来的影响,也验证了定理 1 的结论。

3.2　实验验证

本节采用 NASA 阿姆斯研究中心公开的锂电池的退化数据,验证启发式方法如何克服不完美先验信息进行剩余寿命预测。退化数据包括 No. 5,No. 6,No. 7,No. 18 四个锂电池在室温条件

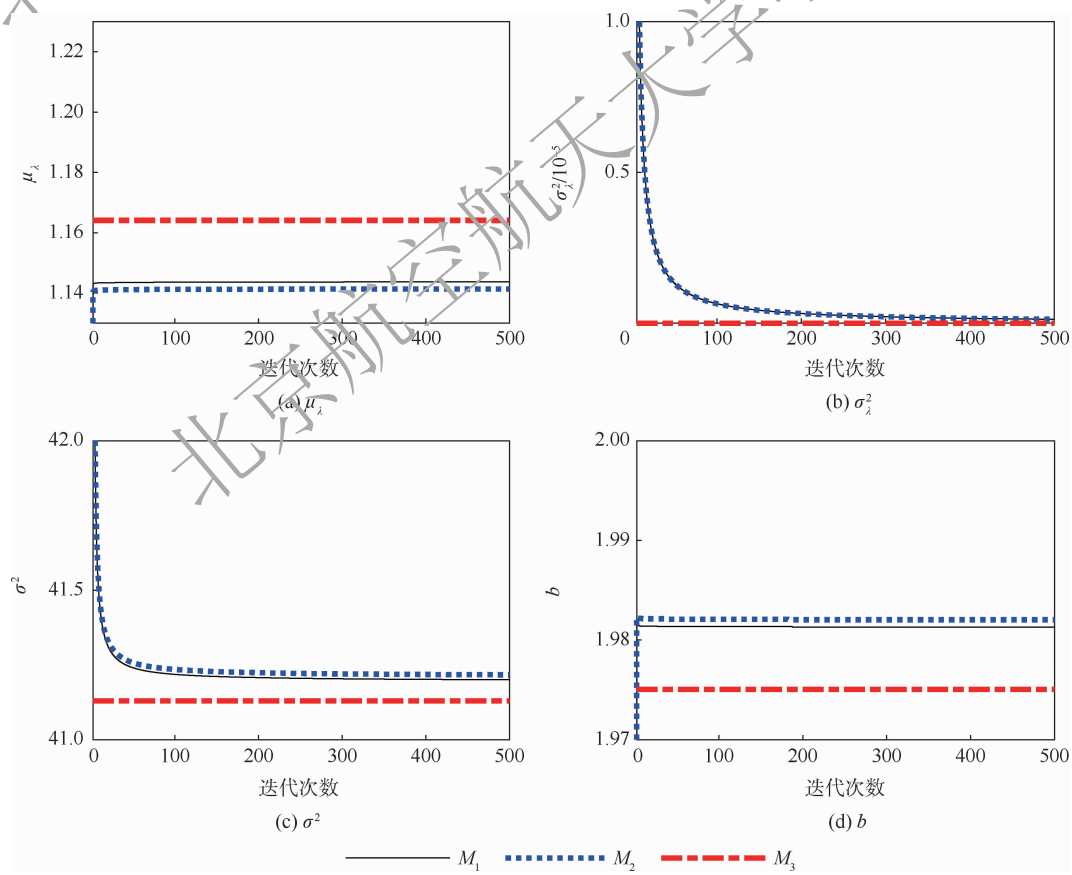


图 2　非线性 EM 算法参数估计结果

Fig. 2　Estimated parameters by nonlinear EM algorithm

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

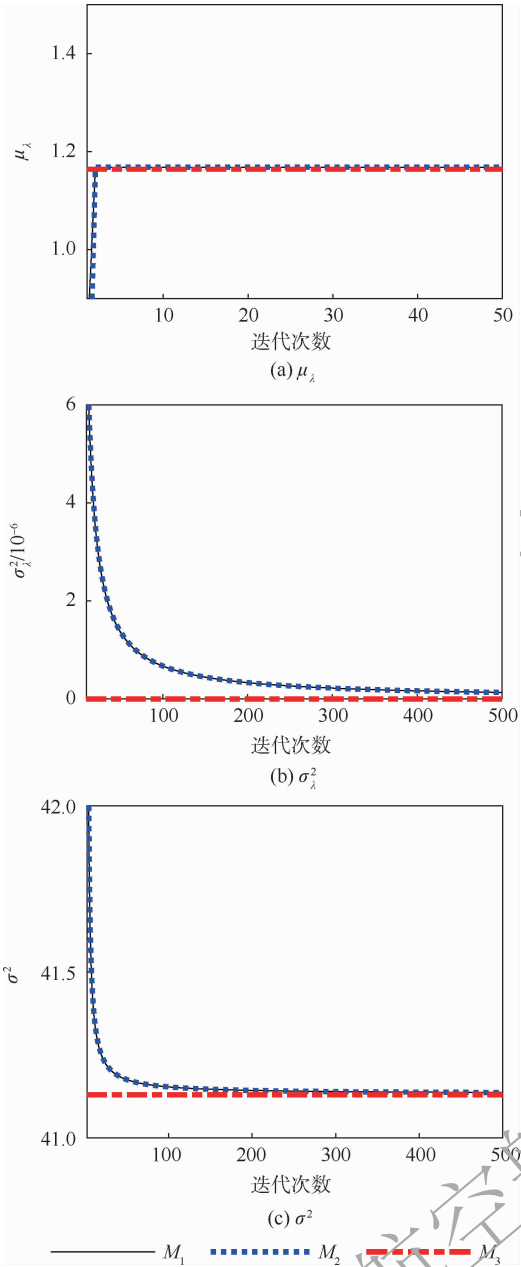


图 3 非线性系数不参与迭代时 EM 算法参数估计结果

Fig. 3 Estimated parameters by EM algorithm without updating nonlinear coefficient

下以充电、放电和阻抗测量 3 种工作模式反复工作得到的测量数据。其中，NASA 公开的锂电池数据包括2 个时间尺度，分别为日历时间和循环次数。本文采用循环次数作为时间尺度，具体退化过程如图 4 所示。

由于原始的锂电池退化数据带有缓和效应，即在休息时间内会出现电容增加的情况（如 No. 5 电池在第 20 次和 80 次循环时），从而影响锂电池的寿命预测。为此，采取指数模型法剔除锂电池的缓和效应，以 70% 电容作为失效阈值，具体做法见文献[34]。剔除后退化过程如图 5 所示。

采用 NASA 的 No. 5 电池为预测对象，No. 6、No. 7、No. 18 锂电池作为同类设备估计先验参数，

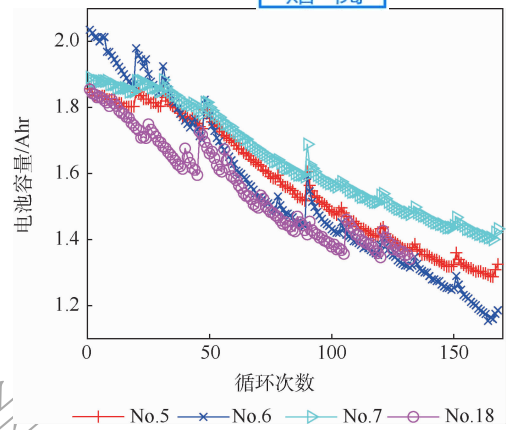


图 4 基于周期的锂电池容量退化数据

Fig. 4 Cycle-based lithium battery capacity degradation data

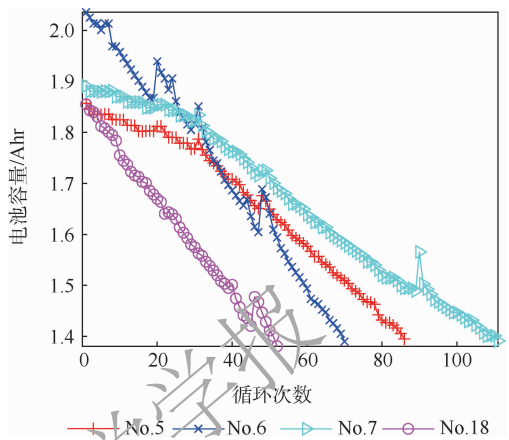


图 5 剔除缓和效应后的锂电池退化数据

Fig. 5 Lithium battery degradation data after elimination of regeneration effect of

完成对非线性随机效应回归模型的实验验证。剔除掉锂电池的缓和效应后，基于 EM 算法，估计得出先验参数为 $\mu_\lambda = 0.004$，$\sigma_\lambda^2 = 2.87 \times 10^{-6}$，$\sigma^2 = 1.37 \times 10^{-4}$，$b = 1.15$。由于 No. 6、No. 7、No. 18 锂电池估计出的参数带有明显的线性特性，而 No. 5 电池则具有明显的非线性特性，因此，利用 No. 6、No. 7、No. 18 锂电池估计出的先验参数相对于 No. 5 锂电池而言可以视为一种不完美先验信息。迭代区间长度 $L_{it} = 20$，利用启发式方法，绘制出剩余寿命分布（见图 6）。其中，M_a 为启发式方法预测结果，M_b 为传统贝叶斯方法预测结果，M_c 为实际寿命。

传统贝叶斯方法是在贝叶斯框架下，利用历史退化数据估计固定参数，基于现场退化数据通过贝叶斯方法估计随机参数的后验分布以适应被评估设备个体特征的一种剩余寿命预测方法。但是在先验信息不准确或者缺乏先验信息的情况下，传统贝叶斯方法由于先验参数估计不准确，对剩余寿命的预测会有偏差。而本文提出的启发式方法，由先验信息的准确度来选择迭代区间长度

北航学报 赠阅

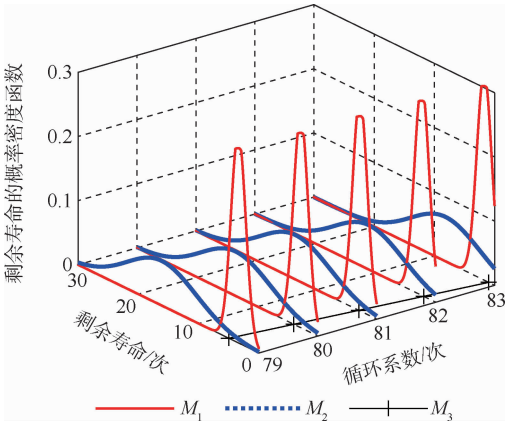


图 6　基于随机先验信息的应剩余寿命预测

Fig. 6　Prediction of remaining useful life based on random prior information

以达到控制迭代次数的目的，通过选择不同的迭代次数令参数估计结果更多的或更少的偏向于现场退化信息。由图 6 可知，当先验信息不准确甚至缺乏时，传统贝叶斯方法和启发式方法预测的剩余寿命分布都可以覆盖实际剩余寿命，但启发式方法的剩余寿命分布较窄且更集中在实际剩余寿命周围，说明具有更高的预测精度。然而，贝叶斯方法则具有较大的误差，尤其是在剩余寿命剩余较多时。下面进一步采用均方误差来衡量预测效果，均方误差是一个用来衡量预测剩余寿命与实际剩余寿命偏差大小的统计量，其数学表达式如下：

$$\mathrm{MSE}_k = \int_0^{+\infty} (l_k + t_k - T)^2 f_{L_k \mid Y_{1:k}}(l_k \mid Y_{1:k})\,\mathrm{d}l_k \tag{29}$$

计算不同方法的均方误差如图 7 所示。其中，M_a 为启发式方法的均方误差，M_b 为传统贝叶斯方法的均方误差。从图 7 中可以看出启发式方法的均方误差小于传统贝叶斯方法，说明启发式方法的预测精度较高，预测实际剩余寿命误差更小。这一结论与图 6 的结果相一致。总的来说，本文提出的启发式剩余寿命预测方法能够有效克服不完美先验信息的影响，取得了较好的结果。

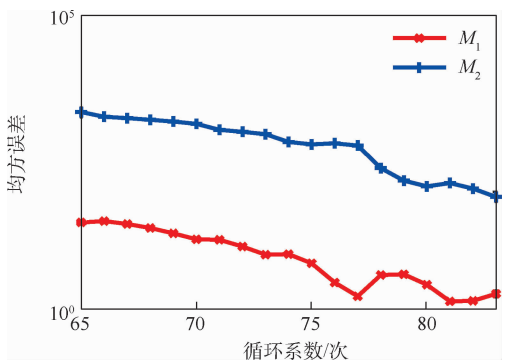


图 7　基于随机先验信息的均方误差

Fig. 7　Mean square error based on random prior information

4　结　论

剩余寿命预测一直是预测与健康管理中的核心内容，本文针对实际剩余寿命预测出现的先验信息不足或不准确的情况，提出了一种根据先验信息可信度和现场信息检测数量控制 EM 算法迭代次数的启发式剩余寿命预测方法。实际实验表明对于存在不完美先验信息的情况，启发式方法相比于传统贝叶斯算法具有更高的剩余寿命预测精度。本文的主要创新总结如下：

1）证明了对于非线性随机系数回归模型，基于现场退化数据的 EM 算法参数估计结果均收敛于基于 MLE 方法参数估计结果，并通过仿真实验加以验证。

2）基于 EM 算法及贝叶斯参数更新的基础上，本文提出了一种启发式剩余寿命预测方法。启发式方法主要利用现场退化数据对漂移系数的期望及方差进行迭代更新。本文在进行非线性随机系数回归模型的剩余寿命预测时，不更新非线性系数及扩散系数，仅更新漂移系数均值及方差，避免了迭代过程中参数收敛结果不唯一的问题。当先验信息不准确或缺乏时，启发式方法较传统贝叶斯方法相比，具有更小的均方误差，提升了剩余寿命的预测精度。

参考文献（References）

[1] PENG R, MA X, ZHAI Q, et al. Software reliability growth model considering first-step and second-step fault dependency[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University (Science), 2019, 24(4): 477-479.

[2] 孙博，康锐，谢劲松. 故障预测与健康管理系统研究和应用现状综述[J]. 系统工程与电子技术，2007，29(10)：1762-1767.
SUN B, KANG R, XIE J S. Research and application of the prognostic and health management system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(10): 1762-1767 (in Chinese).

[3] PANG Z, HU C, SI X, et al. Nonlinear step-stress accelerated degradation modeling and remaining useful life estimation considering multiple sources of variability[J]. IEEE Access, 2019, 7: 124558-124575.

[4] 雷亚国，韩天宇，王彪，等. XJTU-SY 滚动轴承加速寿命试验数据集解读[J]. 机械工程学报，2019，55(16)：1-6.
LEI Y G, HAN T Y, WANG B, et al. XJTU-SY rolling element bearing accelerated life test datasets: A tutorial[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(16): 1-6 (in Chinese).

[5] 蔡忠义，王泽洲，张晓丰，等. 隐含非线性退化设备的剩余寿命在线预测方法[J]. 系统工程与电子技术，2020，42(6)：

北京航空航天大学学报

1410-1416.
CAI Z Y, WANG Z Z, ZHANG X F, et al. Online prediction method of remaining useful lifetime for implicit nonlinear degradation equipment[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(6): 1410-1416(in Chinese).

[6] SI X S, WANG W, HU C H, et al. A Wiener-process-based degradation model with a recursive filter algorithm for remaining useful life estimation[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2013, 35(1-2): 219-237.

[7] WANG D, KONG J Z, ZHAO Y, et al. Piecewise model based intelligent prognostics for state of health prediction of rechargeable batteries with capacity regeneration phenomena[J]. Measurement, 2019, 147: 106836.

[8] SI X S. Remaining useful life estimation: A review on the statistical data driven approaches[J]. European Journal of Operational Research, 2011, 213(1): 1-14.

[9] WANG D, YANG F, TSUI K L, et al. Remaining useful life prediction of lithium-ion batteries based on spherical cubature particle filter[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(6): 1282-1291.

[10] FANG X, ZHOU R, GEBRAEEL N. An adaptive functional regression-based prognostic model for applications with missing data[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 133: 266-274.

[11] JIANG R. An adaptive power-law degradation model for modelling wear processes[J]. Engineering Asset Management, 2016, 2018: 99-112.

[12] ZHANG Z, SI X, HU C, et al. Degradation data analysis and remaining useful life estimation: A review on wiener-process-based methods[J]. European Journal of Operational Research, 2018, 271(3): 775-796.

[13] 蔡忠义, 陈云翔, 张诤敏, 等. 非线性步进加速退化数据的可靠性评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 576-582.
CAI Z Y, CHEN Y X, ZHANG Z M, et al. Reliability assessment method of nonlinear step-stress accelerated degradation data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(3): 576-582(in Chinese).

[14] YE Z S. The inverse gaussian process as a degradation model[J]. Technometrics, 2014, 56(3): 302-311.

[15] LI Q, GAO Z, TANG D, et al. Remaining useful life estimation for deteriorating systems with time-varying operational conditions and condition-specific failure zones[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 662-674.

[16] WANG Z, WANG W, HU C, et al. A real-time prognostic method for the drift errors in the inertial navigation system by a nonlinear random-coefficient regression model[J]. Acta Astronautica, 2014, 103: 45-54.

[17] LU C J, MEEKER W Q. Using degradation measures to estimate a time-to-failure distribution[J]. Technometrics, 1993, 35(2): 161-174.

[18] PENG C Y, TSHENG T. Mis-specification analysis of linear degradation models[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(3): 444-455.

[19] PARK J I, BAE S J. Direct prediction methods on lifetime distribution of organic light-emitting diodes from accelerated degradation tests[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2010, 59(1): 74-90.

[20] BAE S J, KVAM P H. A nonlinear random-coefficients model for degradation testing[J]. Technometrics, 2004, 46(4): 460-469.

[21] GEBRAEEL N, ELWANY A, JING P. Residual life predictions in the absence of prior degradation knowledge[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, 58(1): 106-117.

[22] TANG S, YU C, WANG X, et al. Remaining useful life prediction of lithium-ion batteries based on the wiener process with measurement error[J]. Energies, 2014, 7(2): 520-547.

[23] WANG L, PAN R, LI X, et al. A Bayesian reliability evaluation method with integrated accelerated degradation testing and field information[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2013, 112: 38-47.

[24] WANG L, PAN R, WANG X, et al. A Bayesian reliability evaluation method with different types of data from multiple sources[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2017, 167: 128-135.

[25] TANG S, XU X, YU C, et al. Remaining useful life prediction with fusing failure time data and field degradation data with random effects[J]. IEEE Access, 2020, 8: 11964-11978.

[26] WANG W, CARR M, XU W, et al. A model for residual life prediction based on brownian motion with an adaptive drift[J]. Microelectronics Reliability, 2011, 51(2): 285-293.

[27] SI X S. An adaptive prognostic approach via nonlinear degradation modeling: Application to battery data[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(8): 5082-5096.

[28] WANG X, HU C, SI X, et al. An adaptive prognostic approach for newly developed system with three-source variability[J]. IEEE Access, 2019, 7: 53091-53102.

[29] WANG X, HU C, SI X, et al. An adaptive remaining useful life estimation approach for newly developed system based on nonlinear degradation model[J]. IEEE Access, 2019, 7: 82162-82173.

[30] LI N, LEI Y, LIN J, et al. An improved exponential model for predicting remaining useful life of rolling element bearings[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2015, 62(12): 7762-7773.

[31] WANG H, MA X, ZHAO Y. A mixed-effects model of two-phase degradation process for reliability assessment and RUL prediction[J]. Microelectronics Reliability, 2020, 107: 113622.

[32] WANG D, TSUI K L. Two novel mixed effects models for prognostics of rolling element bearings[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 99: 1-13.

[33] ZHAI Q, YE Z S. Degradation in common dynamic environments[J]. Technometrics, 2018, 60(4): 461-471.

[34] JIN G, MATTHEWS D E, ZHOU Z. A Bayesian framework for online degradation assessment and residual life prediction of secondary batteries inspacecraft[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2013, 113: 7-20.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Remaining useful life prediction method based on random coefficient regression model with imperfect prior information

WAN Changhao[1], LIU Zhiguo[1], TANG Shengjin[1,*], SUN Xiaoyan[2], SI Xiaosheng[1]

(1. Missile engineering College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Operational Support College, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Remaining Useful Life (RUL) prediction is a core problem of equipment prognostics and health management. Accurate RUL prediction can make effective maintenance management before the failure occurs to reduce the probability of equipment failure. A heuristic RUL prediction method is proposed to overcome the problem of imperfect prior information or lack of prior information in actual RUL prediction. First, the nonlinear Random Coefficient Regression (RCR) model is used for degradation modelling. Then, the relationship of the parameter estimation results between the Expected Maximization (EM) algorithm and the Maximum Likelihood Estimation (MLE) method based on the field degradation data of single equipment is studied and the conclusion that the result of EM algorithm finally converges to that of MLE method is obtained. Based on this conclusion, a heuristic RUL prediction method is proposed, which fuses both prior information and field information. Finally, the proposed results and algorithm are estimated by the numerical simulation data and practical degradation data of lithium battery. The experimental and simulation results show that, compared to the traditional Bayesian method, the heuristic RUL prediction method can overcome the impact of imperfect prior information and has higher prediction accuracy.

Keywords: imperfect prior information; parameter estimation; Expected Maximization (EM); heuristic algorithm; nonlinear random coefficient regression model; remaining useful life prediction

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-20; **Accepted**: 2020-10-09; **Published online**: 2020-10-12 16:35

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201012.1512.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61703410, 61922089, 61573366, 61573076, 61773386, 61873273, 61873175); Basic Research Plan of Shaanxi Natural Science Foundation of China (2017JQ6015); Key Project at B Class of Beijing Natural Science Foundation of China (KZ201710028028)

* **Corresponding author**. E-mail: tangshengjin27@126.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0465

前体尾流对降落伞工作性能的影响

全下文载

吴卓恒[1]，余莉[1,2,*]，赵晓舜[1]，聂舜臣[1]

（1. 南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部实验室，南京 210016；
2. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016）

摘 要：为研究前体尾流对降落伞工作性能的非定常影响，基于 Realizable k-ε 湍流模型采用 PISO 算法开展了物伞系统的非定常绕流数值计算，获得了精细的流场旋涡结构。在此基础上，研究了不同拖曳比下物伞系统的尾涡演变规律、流场分布规律以及伞衣气动特性变化。结果表明：前体尾涡导致伞衣入口处的涡量大小和方向时刻变化，随拖曳比增加，涡量黏性耗散增强，进入伞衣的旋涡强度逐渐减弱，伞衣入口形成稳定的负涡量区，伞衣尾涡脱离周期随之延长；拖曳比对尾涡区后端（伞衣入口处）流场压力的影响远大于前端，随拖曳比增加，流动形式逐渐由闭式转变为开式，流场的速度分布和压力分布更为对称，伞衣入口形成稳定的正压区，内外压差增加；当拖曳比大于 9 时，前体尾流对降落伞阻力系数和表面压强系数的影响减小。

关 键 词：前体尾流；降落伞；流场分布；尾涡演变；气动特性
中图分类号：V244.21
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2552-08

降落伞由于其良好的减速性能和稳定性能，被广泛用于各类飞行物体的减速回收。但是，在物伞系统的减速飞行过程中，降落伞均处于物体后面，前体尾流对降落伞的气动性能有极其重要的影响。为了减小前体尾流对伞衣气动性能的影响，在设计物伞系统结构时，通常需要将降落伞置于前体尾流区外。笔者将物伞的相对距离与前体直径的比值称为拖曳比。拖曳比过大虽然能克服尾流影响，但是会导致物伞系统质量增加、柔性加强、受环境影响加大。为了获得合适的拖曳比，需要对前体尾流开展深入的研究。

前体尾流对降落伞工作性能的影响一直都是国内外物伞系统设计的研究重点。一部分学者通过风洞试验开展研究，如 Steinberg 等[1]发现前体阻挡来流进入伞衣，随速度增加前体尾流区范围增大、动压减小，伞衣阻力损失也会随之增加。韩晋阳等[2]发现前置体的尾流效应会导致伞衣外形变化、伞衣收缩、投影直径减小从而导致阻力系数减小。还有一部分学者通过数值模拟开展研究，主要有 2 种思路：一种是计算流体力学（Computational Fluid Dynamics，CFD）方法，该方法主要对物伞系统的流场分布规律及伞衣气动特性进行研究，常用于伞衣外形变化不大的稳降阶段，如 Sengupta 等[3-5]对超声速降落伞进行 CFD 数值模拟，发现前体尾流改变了伞前激波形状，进入伞衣内的气流质量减少，伞衣阻力系数减小。贾贺等[6]发现伞前激波与前体亚音速尾流存在周期性的相互影响，在伞内高压区的作用下伞前激波逐渐向前推进与前体激波相融合，而前体尾流又会导致伞前激波的扩散不稳定。另一种思路是流固耦合（Fluid-Structure Interaction，FSI）方法，该方法反映了非定常流场和柔性伞衣相互作用机

收稿日期：2020-08-26；**录用日期**：2020-11-06；**网络出版时间**：2020-11-12 08:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201111.1426.001.html
基金项目：国家自然科学基金（11972192）
*通信作者. E-mail：yuli_happy@nuaa.edu.cn

引用格式：吴卓恒，余莉，赵晓舜，等. 前体尾流对降落伞工作性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2552-2559.
WU Z H，YU L，ZHAO X S，et al. Effects of capsule wake on parachute working performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2552-2559 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

制[7-10],能直观得到前体尾流对伞衣的气动干扰情况,但数值模型复杂、耦合难度高和计算消耗大,通常用于外形变化比较剧烈的场合,如余莉和杨雪等[11-13]对超声速盘缝带伞进行了 FSI 数值研究,得到了以前体尾流和伞前激波为主的流场结构,分析了尾流作用下伞衣的激波振荡和呼吸现象。Lingard 和 Xue 等[14-17]对超声速降落伞复杂的流场结构进行研究,发现前体尾流动压减小会造成伞衣阻力损失,影响伞衣充气过程的稳定性[15],拖曳比过小前体尾流对伞衣气动干扰强烈[16],伞衣出现严重的收缩现象[17]。上述工作从不同角度均发现前体尾流对降落伞存在或多或少的影响,但是并没有对前体尾涡结构及影响机制开展深入的研究。

本文基于 Realizable k-ε 湍流模型,采用 PISO 算法对稳降阶段的物伞系统进行了非定常数值模拟,研究了不同拖曳比下前体尾流对流场分布和旋涡演变的非定常影响,分析了不同拖曳比下降落伞气动特性的变化,为物伞系统的拖曳比设计提供一定参考。

1　数值计算方法

1.1　湍流模型及数值方法

在非定常计算中,湍流模型对流场结构(旋涡、压力等)的捕捉和计算精度的影响很大,k-ε 两方程湍流模型被广泛用于壁面绕流问题,其中 Standard k-ε 湍流模型考虑了速度和湍动能长度比例尺的分布,具备较好的计算精度和计算效率,但是忽略了气流的黏性作用;Realizable k-ε 模型增加了曲率和旋转的影响,计算消耗增加但提高了计算精度。为获得准确、精细的前体尾涡结构,本文基于 Realizable k-ε 湍流模型,采用标准壁面函数法(Standard Wall Functions)开展非定常绕流数值计算,湍流模型控制方程如下:

$$\begin{cases}\dfrac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\dfrac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i}=\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\dfrac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\dfrac{\partial k}{\partial x_j}\right]+G_k-\rho\varepsilon\\ \dfrac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t}+\dfrac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i}=\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\dfrac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\dfrac{\partial\varepsilon}{\partial x_j}\right]+\\ \qquad\rho C_1 E\varepsilon-\rho C_2\dfrac{\varepsilon^2}{k+\sqrt{\upsilon\varepsilon}}\end{cases}\tag{1}$$

式中:k、ε 分别为湍动能方程、湍动能耗散率方程;ρ 为密度;μ 为动力黏度;υ 为运动黏度;u_i 为速度沿 i 方向分量;x_i、x_j 分别为向量 $\boldsymbol{x}$ 沿 i、j 方向分量;E 为时均应变率;G_k 为时均速度引起湍动能 k 的产生项;$C_1=\max\left(0.43,\dfrac{\eta}{\eta+5}\right)$;$C_\mu=\dfrac{1}{A_0+A_s U\dfrac{k}{\varepsilon}}$;$A_0$ 和 A_s 分别为模型常量和变量;U 为平均速度;$E_{ij}=\dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial u_i}{\partial x_j}+\dfrac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)$;$\eta=(2E_{ij}\cdot E_{ij})^{\frac{1}{2}}\dfrac{k}{\varepsilon}$;$\mu_t=\rho C_\mu\dfrac{k^2}{\varepsilon}$;经验系数取 $\sigma_k=1.0$;$\sigma_\varepsilon=1.2$;$C_2=1.9$。

本文基于有限体积法采用 MUSCL 三阶格式进行流场方程离散,为了提高瞬态计算精度并加速收敛过程采用 PISO 算法,其中压力插值选择 Standard 格式,为了能有效处理非定常计算的伪扩散问题选择 Green-Gauss Node-based 进行梯度插值。边界条件采用速度进口和压力出口,采用了远场边界条件,伞衣面及前体为无滑移边界条件。

1.2　方法验证

为了验证本文方法的有效性,采用文献[18]中的平面圆形伞开展非定常数值计算。图 1 为伞衣平面结构,当伞衣面积 $A_c=40\ \mathrm{m}^2$、名义直径 $D_0=7.1$ m、伞顶孔直径 $D_d=0.4$ m 时,风洞试验得到该伞的阻力系数为 0.82。

本文针对降落伞稳降阶段的非定常绕流流场展开数值研究,做如下假设:

1)不考虑前体和伞绳对流场的影响。

2)降落伞处于匀速稳定下降阶段,伞衣外形不变,不考虑伞衣织物透气性[19]。

3)伞衣充满外形为半球形,投影直径 D_t 和名义直径 D_0 的比取经验值 0.7[20]。

4)流场计算域为围绕伞衣轴对称的圆柱形,计算域直径为 6 D_t、高为 8.6 D_t。

根据上述假设,本文建立如图 2 所示的伞衣充满外形和流场网格模型,D、h_j 分别为伞衣充满

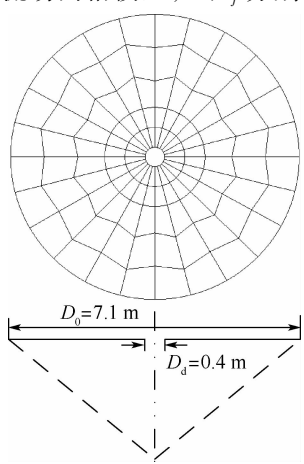


图 1　伞衣平面结构参数[18]

Fig. 1　Planar structure parameters of canopy[18]

北京航空航天大学学报

下的伞顶孔直径、伞衣高度,其中,在伞衣附近及尾涡区进行了网格局部加密,以增加计算精度和捕捉尾涡细节,网格总数为 121 万。计算工况为:计算高度为 $H=400$ m,来流速度 $v=15$ m/s,大气压力 $p_0=95$ kPa。

图 3 为 Realizable k-ε 和 Standard k-ε 两湍流模型计算所得到的伞衣绕流流场图,其稳降阶段的平均阻力系数 $\overline{C}_D$ 如表 1 所示。可以看出,Realizable k-ε 湍流模型在考虑了气流的黏性效应后,能更加真实地描述伞衣尾涡的非定常变化,流场结构更加准确、精细;2 种湍流模型的数值结果均满足误差要求,Realizable k-ε 湍流模型计算时长增加,但计算误差减小,表明本文计算方法可获得较为精细的尾流流场和准确的气动特性参数。

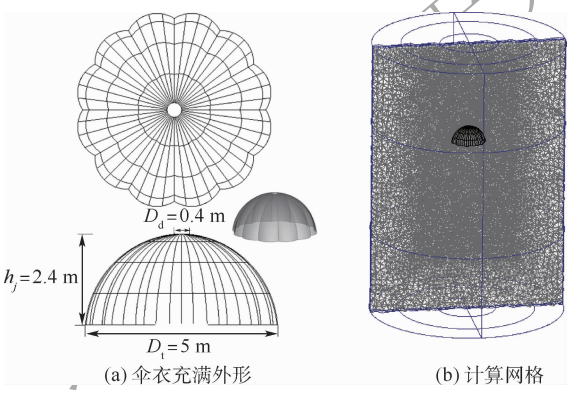


图 2 伞衣充满外形和计算网格

Fig. 2 Full shape of canopy and computational grid

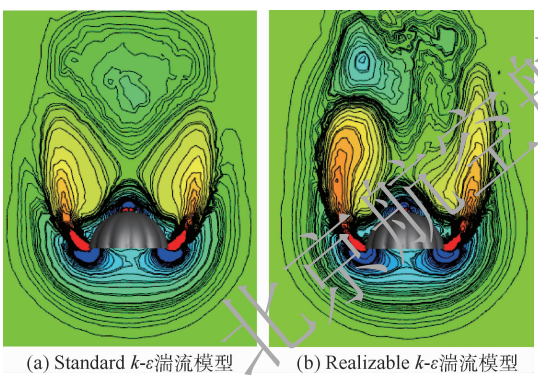


图 3 降落伞尾涡结构

Fig. 3 Parachute wake vortex structure

表 1 数值计算结果

Table 1 Numerical calculation results

湍流模型	平均阻力系数 $\overline{C}_D$	物理时长/s	计算时长/h	试验相对误差/%
Standard k-ε	0.732	8	5	−10.73
Realizable k-ε	0.781	8	8.5	−4.76

2 研究对象及工况

本文针对 1.2 节的降落伞加附圆锥形前体,开展不同拖曳比下物伞系统的绕流流场计算,物伞系统三维模型如图 4 所示。前体直径 $d=2.4$ m、高 $h=2.5$ m;α 为前体锥角;拖曳比 λ 分别取 2、4、6、9、12;大气条件为离地高度 $H=200$ m,来流速度 $v=15$ m/s。

非定常固壁绕流问题中,网格对流场结构影响很大,为获得准确的尾涡结构变化,本文采用求解固壁绕流适应性好的三角形网格,同时对尾涡区的流场网格进行加密,物伞网格数为 11 631 个,流场网格数为 143 万个,数值模型如图 5 所示。

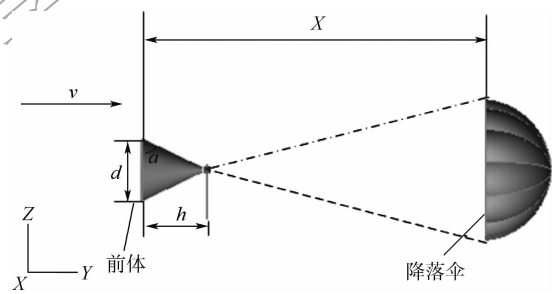


图 4 物伞系统三维模型

Fig. 4 3-D model of capsule-parachute system

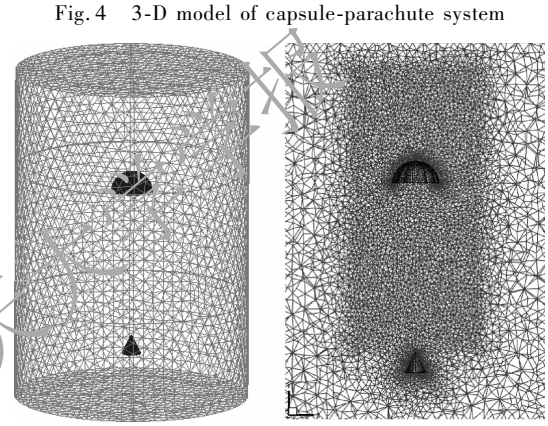


图 5 物伞系统数值模型

Fig. 5 Numerical model of capsule-parachute system

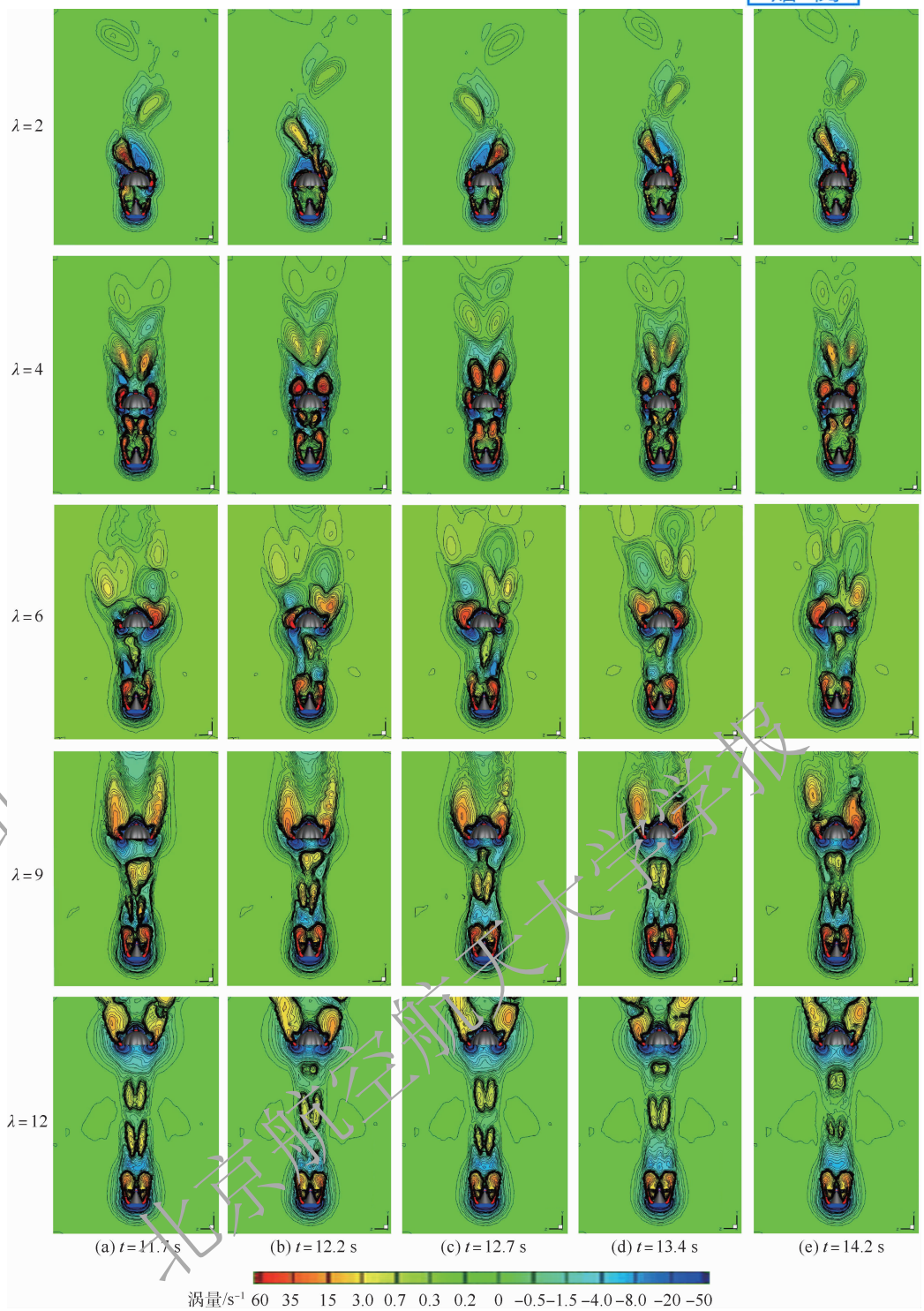
3 计算结果及分析

3.1 旋涡演变分析

图 6 为计算稳定之后的流场旋涡分布。可以看出,在稳降阶段,前体和伞衣表面仍不断出现旋涡的生成与脱离,当 $\lambda\leqslant 6$ 时,伞衣受前体尾涡影响严重,伞衣入口的涡量大小和方向时刻发生变化,这可能是造成伞衣摆动的重要原因;随着拖曳比增加,前体尾涡的黏性耗散增加、涡量逐渐减少,当 $\lambda\geqslant 9$ 时,伞衣入口开始形成稳定的负涡量区,物伞系统的绕流流场相对稳定,前体尾涡对伞衣的影响逐渐减弱。

图 7 为计算稳定阶段(11 ~ 15 s)不同拖曳比下物伞表面旋涡脱离瞬间涡核的平均涡量和脱离周期。当 $\lambda=2$ 时,前体表面生成的旋涡未完全

北航学报 赠阅



北京航空航天大学学报

图 6　流场旋涡演变规律

Fig. 6　Variation rule of flow field vortex

脱离就进入伞衣(见图 6)。因此,不考虑此时前体尾涡脱离周期 T_L 和平均涡核涡量 $\overline{Q}_L$ 的变化,可以看出:随拖曳比增加,前体尾涡平均涡核涡量 $\overline{Q}_L$ 和伞衣尾涡平均涡核涡量 $\overline{Q}_C$ 均逐渐减小,物伞表面流体微元的有旋运动减弱,当 $\lambda \geqslant 9$ 时,涡核涡量减小逐渐延缓;拖曳比对前体尾涡脱离周期 T_L 几乎没有影响,但对伞衣尾涡脱离周期 T_C 影响较大。随着拖曳比增加,前体尾涡到达伞衣入口处的时间增加,受涡量黏性耗散的影响,进入伞衣的旋涡强度逐渐减弱(见图 8),伞衣尾涡脱离周期 T_C 也随之延长。

3.2　流场分布规律

图 9 为不同拖曳比下趋于稳定时物伞系统的流场分布。可以看出,拖曳比改变着物伞系统的绕流流场分布,当拖曳比过小时(如 $\lambda = 2$),前体阻挡了自由来流进入伞衣,前体和伞衣形成闭式

北航学报 赠阅

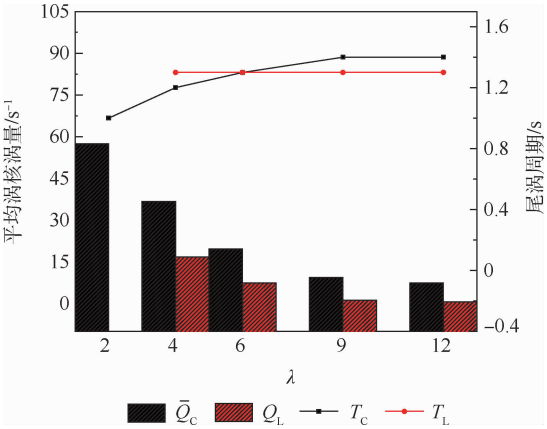


图 7 物伞尾涡脱离周期和平均涡核涡量

Fig. 7 Wake vortex departure period and average vorticity magnitude of capsule-parachute system

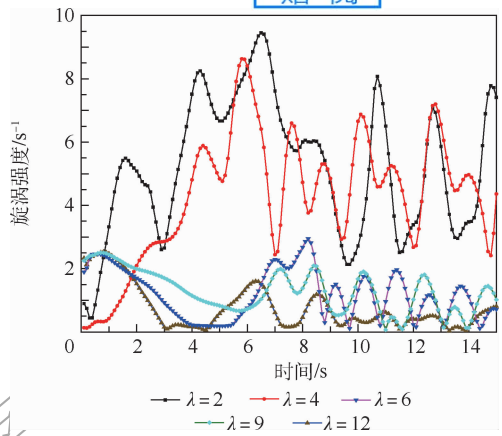


图 8 伞衣入口处旋涡强度变化

Fig. 8 Variation of vorticity magnitude at the entrance of canopy

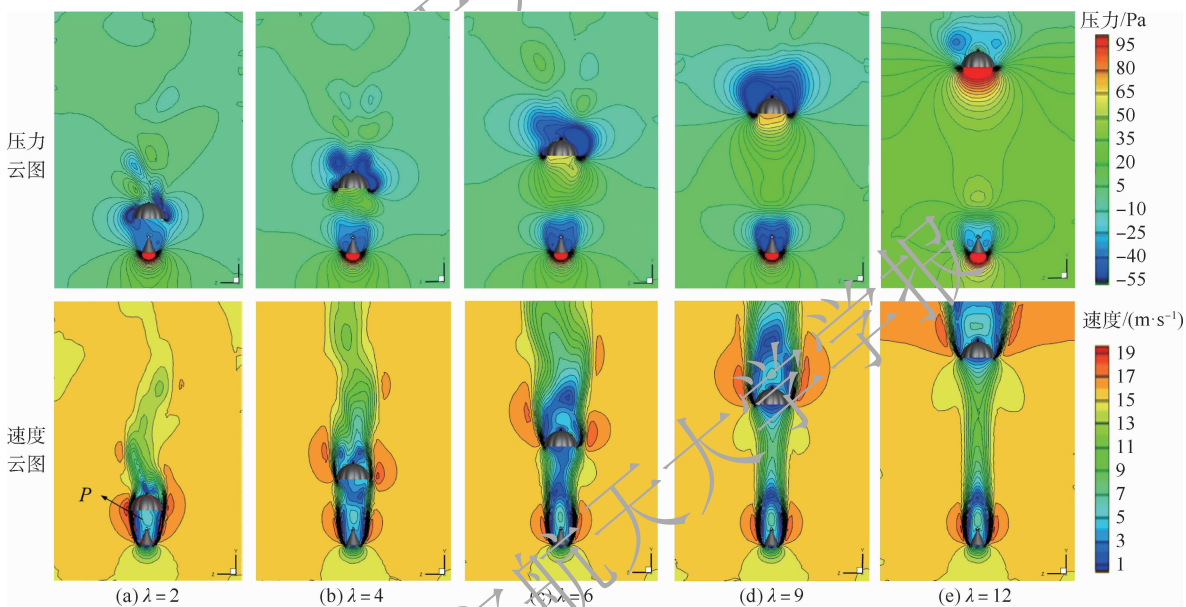


图 9 物伞系统流场图(t = 15 s)

Fig. 9 Flow field of capsule-parachute system(t = 15 s)

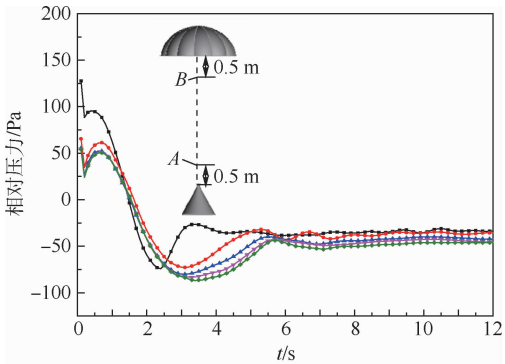
流动,流域 P 气流动压极低,伞衣阻力损失严重;随着拖曳比增加逐渐转变为开式流动,前体尾流区的压力和气流速度具备恢复的过程,物伞系统的流场速度分布和压力分布更为对称,伞衣底部形成稳定的正压区。

为探究拖曳比对前体和伞衣附近流场影响的强弱,在对称轴前体后方 0.5 m 处(A 点)和伞衣入口前方 0.5 m 处(B 点)进行流场压力监测,得到 2 个特征点的压力变化情况(见图 10)。从图中可以看出,稳定后前体尾流区前端(A 点)的压力变化幅度远小于后端(B 点),拖曳比对后端(B 点)流场压力的影响远大于前端(A 点)。随拖曳比增加,A 点的流场压力逐渐减小,而伞衣入口 B 点的流场压力明显增大。当 λ = 2 时,伞衣入口和前体后方流场压力的变化趋势和大小几乎一致,此时伞衣位于前体尾流负压区内,伞衣完全处于闭式流动中。

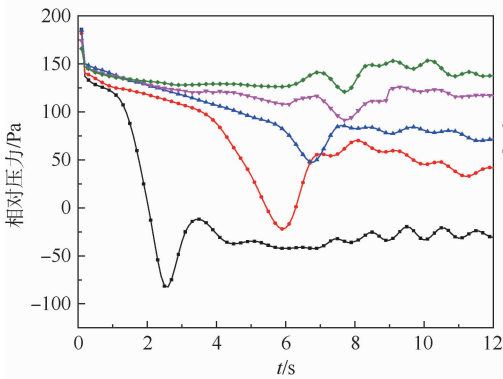
3.3 气动特性分析

图 11 为不同拖曳比下伞衣沿子午线上的内外压力及压强系数 C_p 分布。可以看出,伞衣完全处于闭式流动时(λ = 2),伞衣内外侧压力大小接近,压强系数较小且存在负值的情况,降落伞正常的工作性能受到影响;而当伞衣处于开式流动时($\lambda \geqslant 2$),伞衣内侧压力均明显大于外侧压力,具有较好的减速能力,随着拖曳比增加,伞衣内外侧压力和压强系数均逐渐增加,气动阻力增加;当 $\lambda \geqslant 9$ 时,尾流对伞衣面压强系数的影响减小。

图 12 为不同拖曳比下降落伞阻力系数 C_D 随时间的变化,图 13 为计算稳定时平均阻力系数 $\overline{C}_D$ 随拖曳比的变化。可以看出,由于前体尾涡的



(a) 前体后(*A*点)压力变化

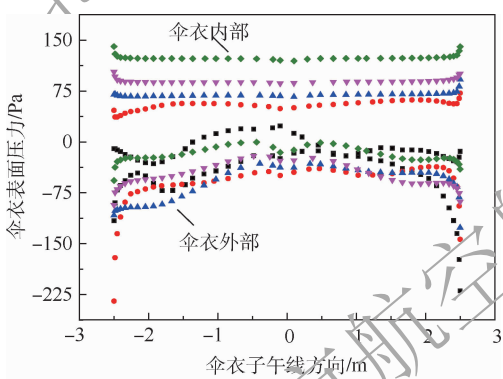


(b) 伞衣入口(*B*点)压力变化

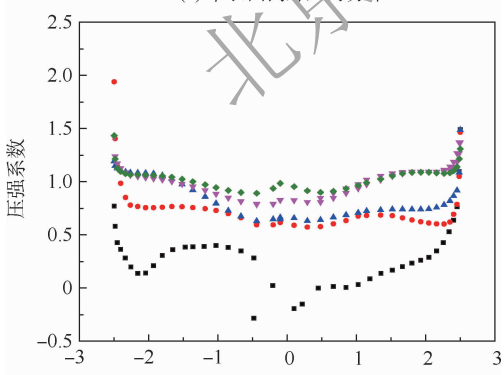
$\lambda=2$　$\lambda=4$　$\lambda=6$　$\lambda=9$　$\lambda=12$

图 10　流场压力变化

Fig. 10　Variation of flow field pressure



(a) 伞衣面内外压力分布



(b) 伞衣面压强系数分布

$\lambda=2$　$\lambda=4$　$\lambda=6$　$\lambda=9$　$\lambda=12$

图 11　伞衣沿子午线上的内外压力及压强系数分布

Fig. 11　Internal and external pressure and pressure intensity coefficient distribution along the meridian of canopy

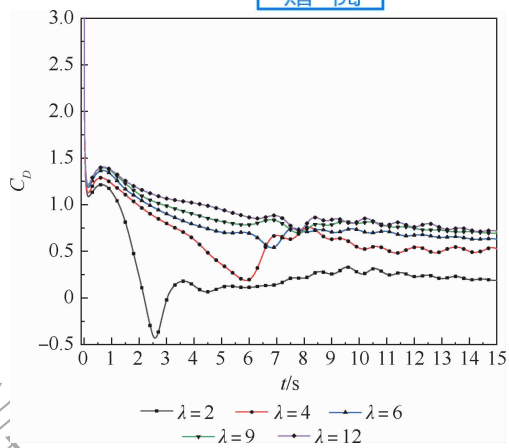


图 12　阻力系数随时间的变化

Fig. 12　Variation of drag coefficient with time

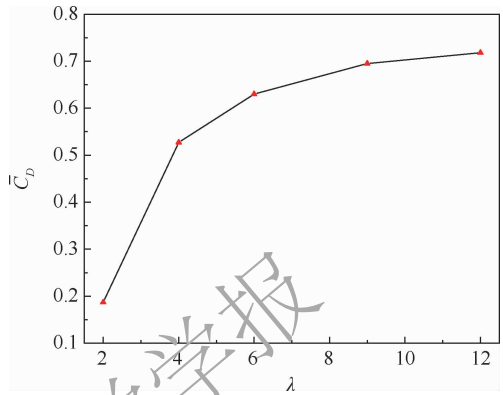


图 13　平均阻力系数随拖曳比的变化

Fig. 13　Variation of average drag coefficient with drag ratio

周期性影响,稳降阶段的阻力系数仍存在波动变化,当处于完全闭式流动时($\lambda=2$),伞衣阻力系数极小但到达稳定的时间更短,随着拖曳比增加,尾流对伞衣的影响减弱,阻力系数波动减小,平均阻力系数逐渐增加;当 $\lambda\geqslant9$ 时,前体尾流对降落伞阻力系数的影响减小。

4　结　论

为研究前体尾流对降落伞工作性能的非定常影响,本文开展了不同拖曳比下物伞系统的数值研究,得出如下结论:

1) 拖曳比对前体尾涡脱离周期几乎没有影响,但对伞衣影响很大。随拖曳比增加,前体尾涡到达伞衣入口处的时间增加,受涡量黏性耗散影响,进入伞衣的旋涡强度减弱,伞衣底部形成稳定负涡量区,伞衣尾涡脱离周期随之延长。

2) 当拖曳比过小时,伞衣完全处于尾流区内,形成闭式流动。随着拖曳比增加逐渐转变为开式流动,物伞系统的流场速度和压力分布更为对称,伞衣底部形成稳定的正压区。

3) 拖曳比对伞衣入口处流场压力的影响远

北京航空航天大学学报

大于前体后方。随拖曳比增加,稳定时的流场压力明显增加,伞衣内外压差增加,但当 $\lambda \geq 9$ 时,前体尾流对降落伞阻力系数和伞衣面压强系数的影响减小。

参考文献(References)

[1] STEINBERG S Y, SIEMERS P M, SLAYMAN R G. Development of the viking parachute configuration by wind-tunnel investigation[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1973, 11(2): 101-107.

[2] 韩晋阳,徐宏,高峰. 超声速半流伞设计与分析[J]. 航天返回与遥感,2013,34(5):20-28.
HAN J Y, XU H, GAO F. Design and analysis of supersonic half-flow parachute[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2013, 34(5): 20-28(in Chinese).

[3] SENGUPTA A. Fluid structure interaction of parachutes in supersonic planetary entry[C]// 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2011.

[4] SENGUPTA A, KELSCH R. Supersonic performance of disk-gap-band parachutes constrained to a 0-degree trim angle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(6): 1155-1163.

[5] SENGUPTA A, STELZNER A. Findings from the supersonic qualification program of the mars science laboratory parachute system[C]// 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2009.

[6] 贾贺,姜璐璐,薛晓鹏,等. 超声速透气降落伞系统的气动干扰数值模拟研究[J]. 航天返回与遥感,2019,40(6):26-34.
JIA H, JIANG L L, XUE X P, et al. Numerical simulation of aerodynamic interaction of supersonic porosity parachutes[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2019, 40(6): 26-34(in Chinese).

[7] 王侃,曹义华,于子文,等. 降落伞流固耦合问题的数值模拟和流场分析[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(9):1029-1032.
WANG K, CAO Y H, YU Z W, et al. Numerical simulation of parachute fluid-solid coupling problem and flow analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1029-1032(in Chinese).

[8] 王祁,曹义华. 盘-缝-带伞超声速充气过程仿真研究[J]. 航天返回与遥感,2018,39(1):35-44.
WANG Q, CAO Y H. Study on the simulation of the inflating process of disk-gap-band parachute in supersonic flow[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2018, 39(1): 35-44(in Chinese).

[9] 宁雷鸣. 物-伞系统动力学高保真数值仿真技术及流固耦合算法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
NING L M. High-fidelity flight simulation of parachute-payload system: The multibody dynamics approach and fluid-structure interaction approach[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018(in Chinese).

[10] 张思宇,余莉,刘鑫. 翼伞充气过程的流固耦合方法数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(6):1108-1115.
ZHANG S Y, YU L, LIU X. Numerical simulation of parafoil inflation process based on fluid-structure interaction method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(6): 1108-1115(in Chinese).

[11] YANG X, YU L, SHEN C, et al. Numerical simulation of the supersonic disk-gap-band parachute by using implicit coupling method[J]. International Journal of Nonlinear Sciences and Numerical Simulation, 2017, 18(5): 343-349.

[12] YU L, SHI X L, MING X. Numerical simulation of parachute during opening process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 52-57.

[13] YANG X, YU L. Fluid-structure interaction study of the supersonic parachute using large-eddy simulation[J]. Engineering Computations, 2018, 35(3): 157-168.

[14] LINGARD J, DARLEY M. Simulation of parachute fluid structure interaction in supersonic flow[C]// 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2005.

[15] LINGARD J, DARLEY M, UNDERWOOD J C, et al. Simulation of mars supersonic parachute performance and dynamics[C]// 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2007.

[16] XUE X, NAKAMURA Y. Numerical simulation of a three-dimensional flexible parachute system under supersonic conditions[J]. Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2013, 11: 99-108.

[17] 薛晓鹏,温志湧. 超声速降落伞系统的气动干扰数值模拟研究[J]. 航天返回与遥感,2016,37(3):9-18.
XUE X P, WEN Z Y. Numerical simulation of aerodynamic interaction of supersonic parachute system[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2016, 37(3): 9-18(in Chinese).

[18] TUTT B A. Fluid structure interaction parachute benchmark models in LS-DYNA[C]// AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Conference. Reston: AIAA, 2013.

[19] 杨雪,余莉,李允伟,等. 环帆伞稳降阶段织物透气性影响数值模拟[J]. 空气动力学学报,2015,33(5):714-719.
YANG X, YU L, LI Y W, et al. Numerical simulation of the effect of the permeability on the ringsail parachute in terminal descent stage[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 714-719(in Chinese).

[20] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京:航宇出版社,1997:79-82.
WANG L R. Parachute theory and application[M]. Beijing: Aerospace Publishing Press, 1997: 79-82(in Chinese).

北京航空航天大学学报

Effects of capsule wake on parachute working performance

WU Zhuoheng[1], YU Li[1,2,*], ZHAO Xiaoshun[1], NIE Shunchen[1]

(1. Key Laboratory of Aircraft Enviroment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To study the unsteady effects of capsule wake on parachute aerodynamic performance, the Realizable k-ε turbulence model and PISO algorithm are used to calculate the unsteady flow around the capsule-parachute system, and an accurate flow field vortex structure is obtained. The research on the variation of vortex, the flow field distribution and the aerodynamic characteristics of the canopy at different trailing distances has been carried out. The results show that the vortex of capsule wake causes the magnitude and direction of the vorticity at the entrance of the canopy to change constantly. As the trailing distance increases, the vorticity magnitude gradually decreases because of the increase of the vorticity's viscous dissipation, and a stable negative vortex area is formed at the entrance of the canopy. The canopy vortex's escape period is extended. The trailing distance has a much greater influence on the flow field pressure at the entrance of the canopy than at capsule. As this distance increases, the flow form gradually changes from closed to open, the velocity and pressure distribution of the flow field become more symmetrical, and a stable positive pressure zone is formed. The internal and external pressure difference increases. The influence of the capsule wake on the drag coefficient and surface pressure coefficient of the canopy is reduced when drag ratio equals or greater than 9.

Keywords: capsule wake; parachute; flow field distribution; variation of wake vortex; aerodynamic characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-26; **Accepted**: 2020-11-06; **Published online**: 2020-11-12 08:55
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201111.1426.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11972192)
* **Corresponding author**. E-mail: yuli_happy@nuaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0440

面向狭小空间的起落架收放轨迹智能设计方法

全下文载

朱林昊[1], 邹泽铧[2], 印寅[3,*], 刘相阳[4], 蔡新之[1]

(1. 南京航空航天大学 理学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016;
3. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016; 4. 南京工业大学 2011 学院, 南京 211816)

摘 要: 扁平化气动外形是高超声速飞行器获得较高升阻比的优先布局,但该外形严重约束了起落架的收藏空间,常规机构很难满足要求,只能采用复杂机构的三维运动实现起落架的窄空间收放。然而,当前主流的计算机辅助设计迭代试凑法在解决空间机构设计问题方面非常依赖工程经验,耗时耗力且很难得到最优结果。为解决这一问题,创新性地提出基于智能优化算法的起落架复杂机构自主设计方法。首先,分析并建立起落架收放机构的运动学理论模型;然后,建立起落架结构间距离描述及碰撞检测模型,并运用深度神经网络自主设计起落架收放机构的最优运动轨迹;最后,以某狭窄舱段的起落架收放策略设计为例,应用该设计方法进行设计。结果表明:所提设计方法可以快速得到最优的起落架收放机构设计方案,可用于指导高超声速飞行器起落架收放机构的设计。

关 键 词: 起落架收放; 智能设计; 路径分析; 优化驱动; 三角网格
中图分类号: V226
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2560-11

起落装置是飞机实现安全可靠起飞和着陆的重要装置,早期飞机采用不收放的构架式起落架,其结构形式简单,但会产生较大的阻力,因而仅适用于速度较慢的飞机[1-2]。随着飞机速度的不断提升,起落架产生的空气阻力已经影响了飞机的机动性能,因此现代飞机起落架大多采用可收放形式。对于常规飞机而言,舱段空间大多比较充裕,因而起落架收放路径和形式相对简单,如客机B737、A320,其前起落架收入机身前段舱内,主起落架收入机翼中央盒段中,这种方式既不影响飞机的气动外形,也大幅降低了空气阻力[3]。而对于一些空间有限的飞机,起落架难以布置在机身内部,则会在机身外侧增加鼓包来收藏起落架,如US-1、运 20、AG-600,但这样的形式会影响飞机的气动外形[4]。

当前,具有重大战略意义的高超声速飞行器飞速发展[5-7],而可重复使用的定位要求使得高超声速飞行器的研究带来了诸多难题,苛刻的起落架收放空间就是瓶颈问题之一。显然,扁平化的气动外形及大量的燃油储备严重压缩了起落架的收藏空间,而大起降载荷增加了起落架的设计尺寸,这样的矛盾只能限制起落架在合理的运动轨迹下收入狭小的机身舱内,其运动轨迹区别于常规的直前或展向收放形式,大多为空间轨迹线。如何设计空间轨迹线及收放形式则成为起落架设计的一大难题。

传统的方法[8]主要通过理论计算[9]、经验改型和作图法进行设计[10],这 2 种思路均采用“设

收稿日期: 2020-08-20; **录用日期**: 2020-12-21; **网络出版时间**: 2021-02-10 10:10
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210209.1807.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(51805249); 江苏省自然科学基金(BK20180436); 中央高校基本科研业务费专项资金(NF2018001); 江苏高校优势学科建设工程
* **通信作者**. E-mail: yinyin@nuaa.edu.cn

引用格式: 朱林昊, 邹泽铧, 印寅, 等. 面向狭小空间的起落架收放轨迹智能设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2560-2570. ZHU L H, ZOU Z H, YIN Y, et al. Intelligent design method of landing gear retraction and extension trajectory for narrow space [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2560-2570 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

计—制造—试验—改进—设计”的串行设计过程,设计中往往基于经验或根据解析式得到初步的设计[11],并通过样机试验,进行迭代设计[12-13]。但经验改型和作图法容易造成设计不合理,致使设计反复。理论计算方法对于简单的模型尚可以适用[14],但是对于复杂的模型而言,计算量巨大,且很难清楚描述几何形态,无法找出起落架收放轨迹的最优解[15]。

随着计算机辅助设计和数字样机技术的快速发展,计算机能够通过 CAD 和 CAE 技术[16],描述起落架的几何外形,通过仿真计算检查起落架运动过程中的干涉问题[17-18],采用多学科协同仿真技术进行复杂机构的设计、机构运动分析,完成相应的虚拟试验,能够在设计阶段就考虑较多的不确定因素,充分评估各个系统的性能,降低了研制成本并缩短研制周期[19-21],减少所需实验的次数和复杂性。南京航空航天大学印寅等[22-23]通过仿真软件建立了前起落架的收放动力学模型,分别分析了收放作动器对起落架收放载荷的影响和起落架在收起过程中的动力学性能。虽然相较于传统设计方法,通过计算机辅助技术的发展,可以大幅节省用于作图和进行理论计算的成本,但其采用串行设计模式,仍无法免去人工参与的反复迭代设计。与此同时,由于几何形态的不规则性,该方法得到最优轨迹仍是困难的。

为解决传统设计方法在开展复杂收放机构设计方面存在的局限性问题,本文创新性地提出了基于人工智能自主化设计起落架收放路径的方法。该方法关键在于建立起落架运动模型,处理起落架与机舱环境几何体之间的关系,进行两者的碰撞检测,并选取合适的优化方法进行优化设计。对于碰撞检测而言,主流的三维运动碰撞检测算法按照检测方式分为离散的静态碰撞检测与连续的碰撞检测。前者通过将运动对象的运动划分为多个离散时刻,并对每个时刻进行静态检测,从而完成整体的碰撞检测;后者则通过计算整个运动过程中所形成的四维空间超体进行碰撞检测。相较于前者,连续碰撞检测虽然具有精度高等优点,但运算过程开销较大,故本文使用了离散的静态碰撞检测。面对复杂的优化设计问题,需要选取合适的优化方法。随着近年来人工智能的发展,相应的梯度下降算法也随之不断的发展。传统的梯度下降算法存在无法收敛到全局最优,并且在收敛过程中陷入振荡的问题。为此,在下降过程中引入动量因素,一定程度上可以解决振荡问题[24]。Nesterov[25]提出了一种新的动量下降方式,进一步改善了优化过程中的振荡问题。Dean[26]和 Duchi 等[27]提出一种具有初步的自适应学习率的梯度下降算法,通过累积历史梯度的方法,改善了学习过程当中固定步长带来的不收敛问题[28]。Kingma 和 Ba[29]提出了著名的适应性矩阵估计(Adaptive Moment Estimation)算法,通过结合自适应学习率和动量的算法,实现了一种新的梯度下降算法。在凸优化当中,改进的梯度下降算法已经可以非常高效地收敛到最优值。故而本文在此采用具有自适应学习率带动量的梯度下降算法进行优化。

在之前的研究当中,鲜有学者应用人工智能优化设计方法来求解起落架收放装置路径的问题,为了弥补相关研究的不足,本文提出了一种自动求解起落架回收路径的方法。首先,讨论并分析了起落架回收的运动形式,并建立了相应的运动学模型,得到了起落架的转轴分布规律。然后,给出了表示起落架和机舱环境的几何信息以及计算两者之间相对距离的方法,建立了相关的优化模型。最后,以某一高超声速飞行器的起落架收放机构设计为例开展智能设计,并讨论了模型划分精度对最终结果的影响,验证了理论模型的可行性。

1　起落架的收放路径寻优方法

1.1　起落架的收放形式

从收放的角度看,飞机的起落装置主要由主支柱、收放机构、起落架舱段 3 个部分构成。其中,主支柱由缓冲系统及机轮组件构成整体参与收放动作,由于缓冲器和机轮需要承受飞机较大的进场冲击和减震的任务,其体积往往较大,占据了起落架的绝大部分体积,并且主支柱是收放过程当中需要竭力去避免与舱段结构发生空间干涉的部分。对于执行起落架收放的运动机构而言,虽然这一部分占据体积较小,但主支柱的收放形式及运动路径是由运动机构决定的。而位于机身内部的起落架舱段,其空间形状和收藏位置决定了起落架的运动轨迹限制和收上位置条件。

目前,起落架的收放方式主要是平面收放以及空间收放 2 种方式。平面收放依靠四杆运动机构驱动起落架在空间中作圆弧线运动,而空间收放方式则依靠更加复杂的驱动机构实现起落架的空间三维运动。但是无论是平面机构还是空间机构,驱动起落架运动时起落架的末端所划出的轨迹均可视为一条球面弧线。而起落架的主体部分支柱及轮胎的收放运动所产生的扫掠体对于平面运动机构而言是一圆面,对于三维空间机构则可以视为圆锥面的变形体,如图 1 和图 2 所示。总的

北航学报 赠阅

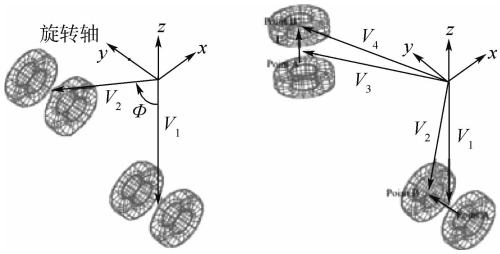


图 1 起落架的收放过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of landing gear retraction and extension process

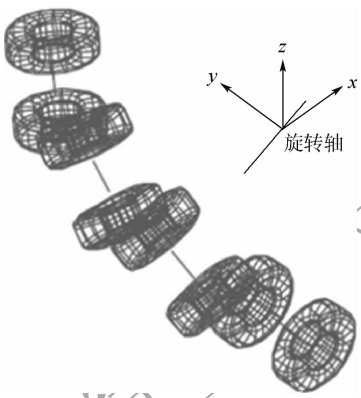


图 2 起落架运动过程中产生的扫掠体示意图

Fig. 2 Schematic diagram of swept body generated during landing gear movement

来讲,可以将起落架的空间收放过程视为绕某根主转轴进行转动的过程。运动路径设计就主要着眼于在确定的收藏空间以及确定的工作位置下,寻找合适的转轴。

起落架所受到的主要约束在于必须保证起落架的收放过程不与机身舱段的任意部分发生干涉,并且能够使得起落架在收起过程中与飞机舱段的几何边界的距离最大化。故而本文建立起落架收放的运动学模型,得到起落架几何信息表示,运用三角网络的相互距离进行碰撞的检测与度量,通过梯度下降算法进行运动路径的分析与设计。

1.2 起落架收放运动学模型

起落架及附近机舱环境真实机构零件众多,结构连接复杂,为便于进行优化分析,同时不使模型过于理想化偏离实际,对于起落架支柱、收放装置以及机舱环境作出如下假设:

1)将执行起落架收放的收放装置,以及承受冲击的机轮、支柱简化为一个整体构件,将其视为由一近似圆柱体以及两机轮所组成的几何体。

2)将航空发动机、进气道等共同组成的复杂机舱环境统一视为一个整体,对于复杂的连接部分以包络体代替。

3)在起落架回收过程当中,不考虑机舱环境本身的变化,也不考虑安装点位置的变化。

对于整个优化过程,建立坐标系如图 3 所示。

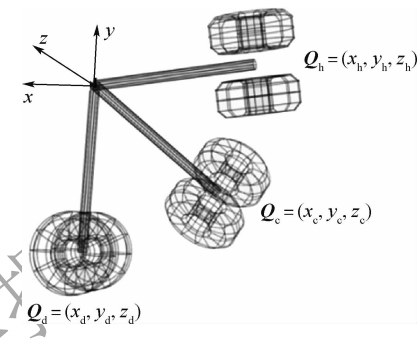


图 3 坐标与位置向量示意图

Fig. 3 Schematic diagram of coordinate and position vector

以起落架在放下状态时主支柱的中心轴方向作为 y 轴方向,垂直于 y 轴的向前方向作为 x 轴方向,两机轮中心点的连接线作为 z 轴方向,以起落架的安装点作为坐标原点,建立全局坐标系。

在全局坐标系下,对于确定安装点与放下状态的起落架在空间中所处的位置,可由其末端位置的坐标决定。起落架处于放下状态时,其末端的位置由向量 $\boldsymbol{Q}_d=(x_d,y_d,z_d)$ 表示,其中 x_d、y_d、z_d 分别表示放下状态时起落架末端位置在全局坐标下的 x、y、z 坐标值。起落架处于收起状态时,其末端的位置由向量 $\boldsymbol{Q}_h=(x_h,y_h,z_h)$ 表示,其中 x_h、y_h、z_h 分别表示收起状态时起落架末端位置在全局坐标下的 x、y、z 坐标值。

起落架处于收放过程中任意位置时,其末端的位置坐标可以由向量 $\boldsymbol{Q}_c=(x_c,y_c,z_c)$ 描述。

起落架的收起和放下运动过程是绕过安装点的特定转轴的旋转。对于三维空间中的旋转轴,在给定模长的情况下,可以由一个二维向量描述。这里可以由单位向量 $\boldsymbol{R}(x_r,y_r,z_r)$ 表示旋转轴,该向量满足 $x_r^2+y_r^2+z_r^2=1$。

对于确定的起落架放下位置与收起位置,能使得起落架从放下位置旋转到收起位置的所有旋转轴,必定分布在收起位置向量和放下位置向量的角平分面上,如图 4 所示。该平面通过安装点即坐标原点,其法向量可以表示为

$$\boldsymbol{F}_{xz}(x_f,y_f,z_f)=\frac{\boldsymbol{Q}_d}{\|\boldsymbol{Q}_d\|}-\frac{\boldsymbol{Q}_h}{\|\boldsymbol{Q}_h\|} \tag{1}$$

通过该平面的法向量及其过坐标原点的条件可以得到该旋转轴分布平面的解析式:

$$x_f x+y_f y+z_f z=0 \tag{2}$$

式中:x_f、y_f、z_f 为法向量的 3 个分量。

所有满足条件的旋转轴,其相应的单位向量 $\boldsymbol{R}(x_r,y_r,z_r)$ 必然分布在这一角平分面上,满足:

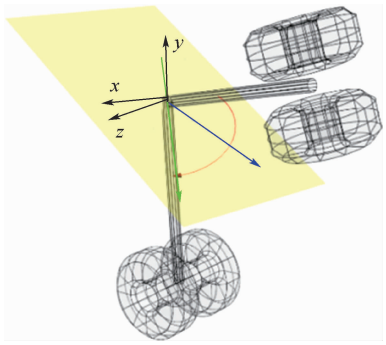


图 4　转轴分布平面

Fig. 4　Shaft distribution plan

$$\boldsymbol{F}_{xz} \cdot \boldsymbol{R} = 0 \tag{3}$$

$$x_r^2 + x_r^2 + x_r^2 = 1 \tag{4}$$

故而所有满足条件的旋转轴，其相应的单位向量 **RO** 可以通过单一参数 θ 确定。

记 $x_r = \rho\cos\theta, y_r = \rho\sin\theta$，则 $z_r = -\rho\left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)$，由式(4)代入化简计算，可以得到

$$\rho^2 + \rho^2\left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)^2 = 1 \tag{5}$$

$$\rho = \sqrt{\frac{1}{1 + \left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)^2}} \tag{6}$$

在已知 x_f, y_f, z_f 的情况下，可通过如下公式确定 x_r, y_r, z_r：

$$\begin{cases} x_r = \sqrt{\dfrac{1}{1 + \left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)^2}}\cos\theta \\ y_r = \sqrt{\dfrac{1}{1 + \left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)^2}}\sin\theta \\ z_r = \sqrt{\dfrac{1}{1 + \left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right)^2}}\left(\frac{x_f}{z_f}\cos\theta + \frac{y_f}{z_f}\sin\theta\right) \end{cases} \tag{7}$$

式中：ρ 为单位长度旋转轴在全局坐标 xy 平面上的投影长度；x_f、y_f、z_f 为起落架所处平面法向量的分量；θ 为单位长度旋转轴在全局坐标 xy 平面上的投影与 x 轴所夹的角度，在该参数确定的情况下，可以完全确定起落架的旋转轴。

1.3　起落架几何体及相互距离的描述

为了进行起落架收放路径的优化设计分析，需要对起落架及机舱环境的三维模型进行描述与表示，在此基础上计算相关几何信息作为优化值。三维模型的表示方法主要有以下 4 种：深度图方法、点云方法、体素方法以及网格方法，如图 5 ~ 图 8 所示。

深度图方法无法获得完整的三维信息，点云的表示方法具有稀疏性，且对于本文所选取的优化变量来说，具有额外的内部点，难以直接获得表面信息。故而在这里采用三角网格表面剖分的方法描述起落架及机舱环境等几何体。

STL 文件是一种用于存储三角网格的文件格



图 5　深度图方法

Fig. 5　Depth map method



图 6　点云方法

Fig. 6　Point cloud method

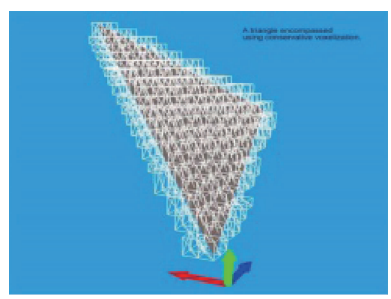


图 7　体素方法

Fig. 7　Voxel method



图 8　网格方法

Fig. 8　Mesh method

北京航空航天大学学报

式,其通过储存每一个三角面片的顶点信息,以及该三角面片的法线信息,实现对三角网格的储存。用于 STL 文件的三角网络,需要满足以下要求:①每个三角面片必须与其相邻的三角面片共享 2 个顶点;②所有三角面片的法线方向必须朝外。因此,三角网络必须是封闭的,有可以明确定义的不相连通的内部与外部。在起落架的收放路径设计分析当中,无需考虑起落架的材料信息、力学信息以及表面纹理等特征。使用该文件格式储存,可以以较小的文件大小获得完整的表面几何信息,并且实际飞机的三维模型可以轻松地从大型三维设计软件所生成的商业三维模型文件转换为 STL 文件。通过设定代表三角面片与真实曲面之间距离的弦高,以及控制三角面片夹的角度可以较为轻松地控制划分精度。

典型的 STL 文件储存的三角网格,可以视为由 n 个较小的三角面片以及文件头信息组成,其中每个三角面片当中储存如下格式数据:

$$\begin{pmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 \\ x_f & y_f & z_f \end{pmatrix} \tag{8}$$

在优化过程中,要度量 2 条不同的运动路径之间的优劣,需建立一个能够比较当前运动路径与其他运动路径优劣的指标,并且该指标具有较好的优化性能,且能够很好地体现设计目标。本文中,将起落架在收放过程中与机舱环境之间的最近距离作为评价该条运动路径的指标,在具体实现中,用机舱环境的三角网格与起落架的三角网格之间的距离作为优化的度量。2 个三角网格之间的距离考虑为三角面片所组成的集合之间的距离,即 2 个集合当中距离最近的 2 个三角面片之间的距离:

$$\mathrm{dis}(A,B) = \min_{a\in A}\{\min_{b\in B}\{\mathrm{dis}(a,b)\}\} \tag{9}$$

式中:A 为起落架三角网络;B 为机舱环境三角网络;a 为起落架当中的面片;b 为机舱环境中的面片。

1.4 运动路径的优化设计

具有确定的放下位置和收起位置时,起落架主转轴的方向可通过式(7)由单个参数 θ 予以决定,该参数的取值范围在有限区间[0,2π]上。故仅需要考虑在该有限区间上取得最优的参数,可以得到最合适的主转轴。

考虑起落架从放下位置收起到收藏空间的全过程中与机舱环境等障碍物之间的最短距离作为评价该回收路径的指标。在收放过程当中通过判断起落架当前位置向量 $\boldsymbol{F}_c$ 与目标位置向量 $\boldsymbol{F}$ 之间的夹角 β 的余弦函数值 $\cos\beta$ 作为判断起落架是否收藏到预计目标空间的依据。

在具体的实现当中,通过设置围绕代表旋转轴的单位向量 $\boldsymbol{R}=(x_r,y_r,z_r)$ 的旋转矩阵:

$$\begin{bmatrix} \cos\alpha+(1-\cos\alpha)x_r^2 & (1-\cos\alpha)x_ry_r-(\sin\alpha)z_r & (1-\cos\alpha)x_rz_r+\sin\alpha \\ (1-\cos\alpha)x_ry_r+(\sin\alpha)x_r & (1-\cos\alpha)y_r^2+\cos\alpha & (1-\cos\alpha)y_rz_r-(\sin\alpha)x_r \\ (1-\cos\alpha)x_rz_r-(\sin\alpha)y_r & (1-\cos\alpha)y_rz_r+(\sin\alpha)x_r & (1-\cos\alpha)z_r^2+\cos\alpha \end{bmatrix} \tag{10}$$

该矩阵使得起落架每次旋转特定的度数 α。在每次旋转过后计算起落架与机舱环境之间的最小距离 dis,并且判断其当前位置向量与目标位置向量之间夹角的余弦函数值 $\cos\beta$,当满足 $\cos\beta\geqslant 1-\varepsilon$,认为起落架已抵达目标位置,其中 ε 为一个正的小量,一般取为 $1-\cos\alpha$,以规避起落架非连续旋转所带来的误差。

故而针对在具有确定的收起状态和放下状态的起落架回收路径设计,可以等效为如下优化模型:

$$\begin{aligned} &\max \quad f(\theta) \\ &\text{s.t.} \quad \cos\beta > 1-\varepsilon \end{aligned} \tag{11}$$

式中:函数 $f(\theta)$ 表示沿参数 θ 所确定的回收路径运动时起落架与机舱环境之间的最短距离。控制条件要求沿该回收路径运动必须能够抵达目标位置。对单参数 θ 的优化可以通过简单的梯度下降或者搜索较为快速地获得全局最优解。但是在给定收起位置与放下位置的情况下,最优解未必满足起落架与机舱环境之间存在足够间距的设计条件,需要考虑起落架在收藏空间中不同的放置状态,故而在这里需要对目标位置向量进行优化。

起落架的目标位置向量是一个三维向量 $\boldsymbol{Q}_h=(x_h,y_h,z_h)$,但考虑起落架杆长长度 L 一定,存在一个约束 $x_h^2+y_h^2+z_h^2=L^2$,因此,实质上该问题是二维优化问题。

为消除该约束,将起落架目标位置向量归一化过后,可以通过方向角-笛卡儿坐标转化公式,将起落架的坐标转化为方向角坐标(又称球坐标)描述:

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} x = L\sin\theta\cos\phi \\ y = L\sin\theta\sin\phi \\ z = L\cos\theta \end{cases} \tag{12}$$

式中:L 为起落架的长度,当模型给定时,L 是一个定值;θ,ϕ 为方向角,用于确定向量的方向。

以给定初始期望的收起位置作为起始条件,对该位置向量向四周延伸一定弧度 r 的区域,作为优化范围。

所有可能的解在空间中将构成一个锥形区域,如图 9 所示。

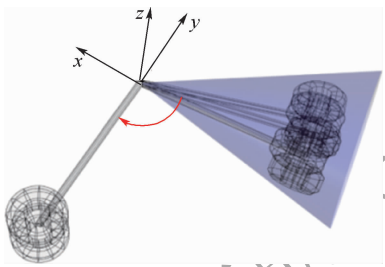


图 9　可能解构成的区域

Fig. 9　Regions of possible solutions

对于某一个确定的收起位置,考虑当前位置条件下,计算得到最优的回收路径,作为当前位置的最优路径。通过比较不同收起位置的最优回收路径所对应的最短距离值,优化收起位置。可以得到如下优化模型:

$$\max \quad f(\theta,\phi)$$

$$\text{s.t.} \quad \begin{cases} \theta < r \\ \phi < r \end{cases} \tag{13}$$

式中:函数 $f(\theta,\phi)$ 表示在选取方向角 θ 与 ϕ 的情况下,起落架能够抵达该目标位置的最优路径的最短距离。控制条件则要求目标位置偏离期望目标位置方向角度,必须在所限制的一定弧度 r 内。

ADAM 算法是一种通过结合动量梯度下降与自适应学习率方法所形成的一种新型的用于优化深度神经网络的梯度下降算法。该算法适用于解决非凸优化问题,易于实现高效计算且能够很好地处理非稳态问题,超参数可以得到直观解释。对于优化起落架在目标收藏空间当中的放置位置这样一个二维非凸的优化问题而言,具有良好的特性。通过该算法来优化所建立的运动学模型,主要需要调节的超参数为学习率。

2　计算案例

以某一高超声速飞行器的起落架收放机构设计为例,开展起落架运动路径的优化设计计算。该飞行器的进气道结构、机载设备及隔热层设计使得起落架收藏空间极为狭窄,致使起落架的收放路径设计非常困难。该案例的模型简化如下:对于起落架本身,通过简化不必要的附加机构,仅保留其支柱及轮胎部分,得到如下模型。对于由进气道与航空发动机及飞机外部的蒙皮等所共同组成的复杂机舱环境,通过截取起落架安装位置部分的舱段,考虑舱门处于打开状态时,通过包络体覆盖复杂的连接部分,过后得到如图 10 所示机舱舱段。

以起落架的安装点,即起落架支柱的末端位置作为全局的坐标原点,建立如图 11 所示的坐标系。主支柱的中心轴方向为 y 轴方向,垂直于 y 轴的向前方向作为 x 轴方向,两机轮中心点的连接线作为 z 轴方向。

起落架的收起和放下位置如图 12 所示,这里的收起位置是由飞机总体设计给定的目标位置,坐标值为(2 201.37,1 180.98, -94.09) mm,而相对的起落架放下位置坐标为(0,0,2 500) mm。

利用 creo paramicas 软件对于所得到的起落架模型及障碍物舱段模型进行网格划分,导出成为 STL 文件,生成三角网格模型。这里需要指出的是,STL 的网格化精度对于最后计算精度以及速度的影响也是不可忽视的,为了说明网格精度对结果的影响,这里以低精度和高精度 2 种情况进行说明。

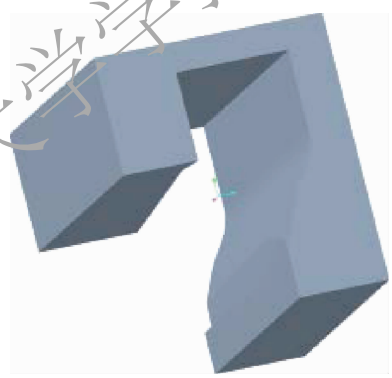


图 10　机舱舱段模型

Fig. 10　Cabin model

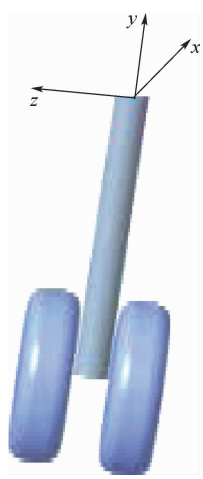


图 11　起落架模型

Fig. 11　Landing gear model

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

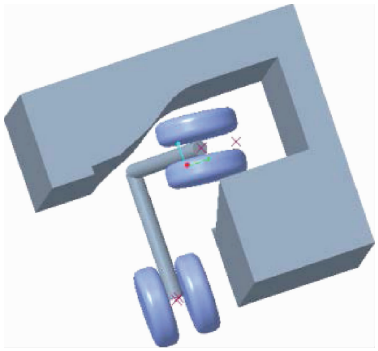


图 12 收放位置示意图

Fig. 12 Schematic diagram of retraction and extension position

图 13 ~ 图 16 为三角网格低精度(面片数较少)划分与高精度(面片数较多)划分。图 13 和图 14 分别表示起落架舱段低精度和高精度网格划分示意图,低精度以角度与弦高分别为 0°和 2 558 mm 划分为 138 个面片,高精度以角度与弦高分别为 0°和 15 mm 划分为 634 个面片。图 15 和图 16 分别为起落架低精度和高精度网格划分示意图,低精度以角度与弦高分别为 0°和 2 335 mm划分为 88 个面片,高精度次角度与弦高分别为 0°和 245 mm 划分为 158 个面片。

以理想的收藏状态位置向量(2 201.37, 1 180.98, -94.09)mm 作为目标位置,建立单参数优化模型,由式(2)可以得出转轴分布平面的法向量为(-0.613 3, -0.327 9, 0.720 3)mm。因此,通过该平面的法向量可以由式(7)得到起落架的转轴。将舱段和起落架以不同划分精度进行交叉组合,应用所建立的优化模型进行计算分析,得到如表 1 所示的结果,其中最优参数为起落架的旋转轴空间角。

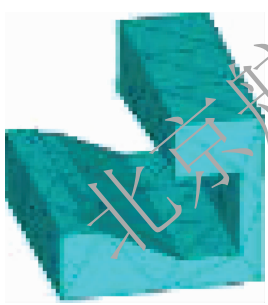


图 13 低精度的舱段划分

Fig. 13 Low-precision cabin division

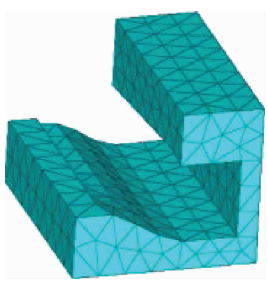


图 14 高精度的舱段划分

Fig. 14 High-precision cabin division

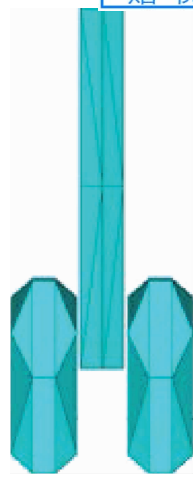


图 15 低精度的起落架划分

Fig. 15 Low-precision landing gear division

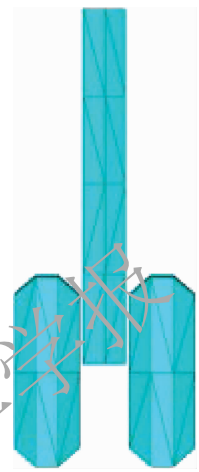


图 16 高精度起落架划分

Fig. 16 High-precision landing gear division

表 1 应用不同的划分方式得到的结果

Table 1 Results by different partition methods

起落架精度	舱段精度	最优参数/(°)	计算时间/s	最短距离/mm
高精度	高精度	231.0	1 666.7	120.1
低精度	低精度	227.0	232.9	128.6
高精度	低精度	230.0	1 050.6	146.7
低精度	高精度	226.0	354.6	99.8

由分析结果可知,面片精度的高低确实会影响三角面片距离的计算精度,但只要在低数量的面片网格不影响起落架及舱段结构体几何形态的前提下,对于起落架收放空间轴的计算结果就不会有本质的差异。但是,面片精度较低的模型的计算效率明显高于高精度划分的模型,这一结论对于降低复杂结构体间运动干涉的计算量具有非常重要的意义。

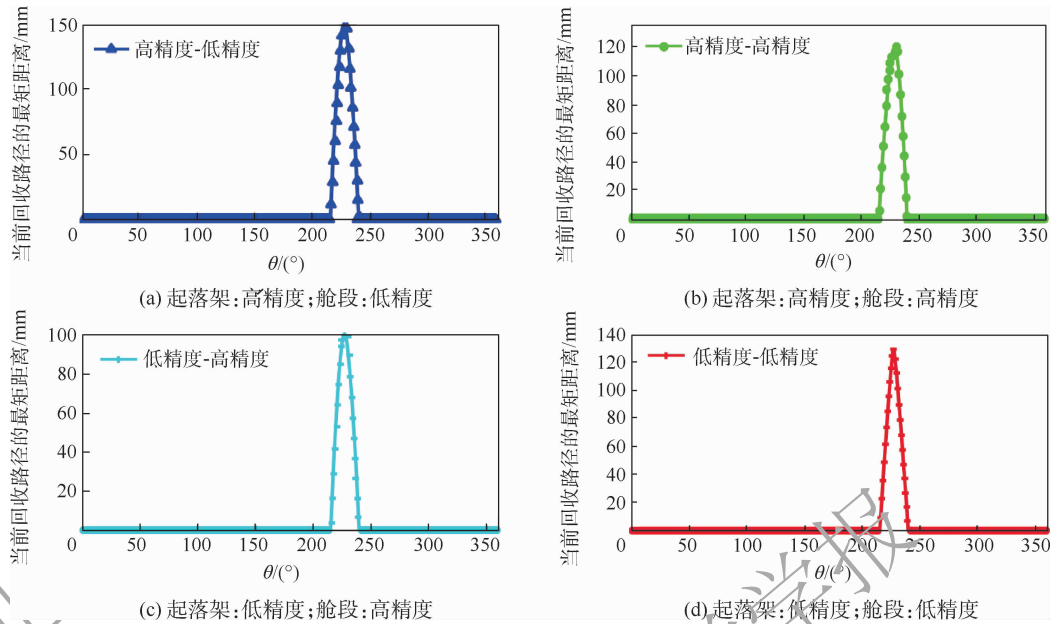
在考虑机舱环境为单开口的情况下,观察随着参数 θ 的变化所得到的回收路径的最短距离结果,可以看出,在给定收起位置和放下位置的情况下,对绝大多数参数 θ 的取值而言,起落架无法回收到收藏空间,最短距离为 0 mm。仅当 θ 取值在

北京航空航天大学学报

某个区间上时对应的回收路径可以使起落架穿过开口，不与机舱环境发生干涉而抵达目标位置。在该区间上对参数 θ 的优化模型可以视作是凸优化，该类问题可以通过多点启动的全局寻优快速获得最优值，即最短距离的最大值，进而得到相应的收放路径。

图 17 的结果虽然已经满足了设计条件，但是仍具有改良的空间，在这里使用二维优化模型，寻找更好的回收目标位置。

通过方向角-笛卡儿坐标转化公式，可以得到当前理想目标位置的方向角坐标为（28.21，-2.150）mm，以此处作为梯度下降的起始点，运用 ADAM 算法进行优化，选取不同的学习率，可以得到如表 2 所示的结果。



(a) 起落架：高精度；舱段：低精度　(b) 起落架：高精度；舱段：高精度

(c) 起落架：低精度；舱段：高精度　(d) 起落架：低精度；舱段：低精度

图 17　回收路径的最短距离与参数 θ 的关系

Fig. 17　Relationship between the shortest distance of retraction path and parameter θ

表 2　选取不同优化参数得到的结果

Table 2　Results by selecting different optimization parameters

学习率	$\theta-\theta_0$/(°)	$\varphi-\varphi_0$/(°)	最短距离/mm
0	0	0	128.6
0.05	0.119 661	-0.012 962	130.082 994
0.1	0.238 078	-0.154 524	132.254 419
0.2	0.323 544	-0.063 298	132.072 357

表 2 中对比了不进行二维优化（即学习率为 0）和使用不同学习率进行二维优化在用ADAM算法迭代一定轮数过后的结果。可以看出，相比于不进行二维优化，进行二维优化过后，最短距离有所增长，而相比原始目标位置角度偏离不大。当学习率取于 0.1 ~ 0.2 之间，优化所得的结果趋于稳定。

3　结　论

本文针对起落架收放轨迹的优化问题，提出基于智能优化算法的起落架复杂机构自主设计方法，获得了起落装置的最优收放轨迹，相关结论如下：

1）为了求解出最优的起落架收放轨迹，先后建立了起落架的运动学模型，运用 STL 文件、最短距离检测的方法，实现了起落架的几何信息表示及碰撞检测。建立了针对起落架回收的优化模型，给出了利用 ADAM 进行优化的方法。以某一高超声速飞行器起落架收放部分舱段为例，对比了不同学习率和划分精度对寻找起落架最优位置及相应收放路径的影响，最终寻找到了该例中最优的收起位置和相应的收放路径。

2）提出了基于智能化设计来解决起落架收放轨迹优化的方法，并以某狭窄的机舱环境为例进行了相应的智能优化设计，对比了传统的设计方法。本文飞机起落装置收放轨迹智能设计方法能够切实提高起落装置收放轨迹的设计效率和性能，实现起落装置收放轨迹的快速设计和最优设计。

3）经过对不同划分精度的对比，本文智能设计方法对划分精度的容忍敏感度较低，可以以较快的速度在误差范围内完成设计。而通过设置 0.1 ~ 0.2 的学习率对收藏位置进行优化，可以使得起落架相对人工给定的位置，以不超过 0.5° 的

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

偏离,获得起落架和机舱环境距离 4 ~ 5 mm 的提升。

参考文献(References)

[1] 高泽迥,黄振威. 飞机设计手册第 14 分册:起飞着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002:19-37.
GAO Z J,HUANG Z W. Aircraft design manual 14th volume: Takeoff and landing system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2002:19-37(in Chinese).

[2] 聂宏,魏小辉. 飞机起落架动力学设计与分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,2013:1-18.
NIE H,WEI X H. Dynamic design and analysis of aircraft landing gear[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press,2013:1-18(in Chinese).

[3] CHAI S T ,MASON W H. Landing gear integration in aircraft conceptual design[C]// 6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Reston:AIAA,1996:525-540.

[4] LIU H. Application of high-speed solenoid valve to the semi-active control of landing gear[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2008,21(3):232-240.

[5] KHAPANE P D. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft[J]. Aerospace Science and Technology,2003,7(8):611-619.

[6] 方洋旺,柴栋,毛东辉,等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制研究现状及发展趋势[J]. 航空学报,2014,35(7):1776-1786.
FANG Y W,CHAI D,MAO D H,et al. Status and development trend of the guidance and control for air-breathing hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(7):1776-1786(in Chinese).

[7] VIOLA N,FUSARO R,VERCELLA V,et al. Technology roadmapping strategy, TRIS: Methodology and tool for technology roadmaps for hypersonic and re-entry space transportation systems[J]. Acta Astronautica,2020,170:609-622.

[8] 张速成,魏省三,张鸣,等. 起落架收放气动载荷研究[J]. 航空学报,1987,8(12):572-577.
ZHANG S C,WEI S S,ZHANG M,et al. Study of retracting or lowering aerodynamic loads on landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1987,8(12):572-577(in Chinese).

[9] 凌晓琳,张启先. 飞机起落架收放及转轮复杂空间机构的位置综合和碰撞检测[J]. 北京航空学院学报,1982(2):149-165.
LING X L,ZHANG Q X. Kinematic synthesis and collision detection of a complex spatial mechanism of an airplane landing gear with rotable wheel orientation[J]. Journal of Beijing Institute of Aeronautics and astronautics,1982 (2):149-165(in Chinese).

[10] 杨国柱,梁跃进. 起落架收放机构的交互式计算机辅助设计[J]. 航空学报,1987,8(12):563-571.
YANG G Z,LIANG Y J. Design analysis and interactive computer aided edsign of the retraction mechanism of main landing gear with rotatable wheel plane[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1987,8(12):563-571(in Chinese).

[11] 周佳新. 起落架空间定位的图解法研究[J]. 辽宁师专学报(自然科学版),2003,5(4):17-23.
ZHOU J X. Graphic method for landing gear positioning[J]. Journal of Liaoning Teachers College (Natural Science Edition),2003,5(4):17-23(in Chinese).

[12] 杨国柱. 现代高性能飞机可收放起落架主要参数的确定[J]. 航空学报,1987,8(10):459-466.
YANG G Z. Determination of main pameters of a retractable landing gear for modern high performance aircrafts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1987,8(10):459-466(in Chinese).

[13] 姜礼杰,陈进,王良诣,等. 肢体协调运动康复机器人的机构设计与实验[J]. 自动化学报,2016,42(12):1808-1818.
JIANG L J,CHEN J,WANG L Y,et al. Mechanism design and experiment of rehabilitation training robot for coordinated movement of upper and lower limbs[J]. Acta Automatica Sinica,2016,42(12):1808-1818(in Chinese).

[14] 于俊虎. 带有转轮的空间转轴起落架理论图设计原理[J]. 航空学报,1990,11(6):299-303.
YU J H. Determination of geometrical parameters of the space pivot axis for a retractable landing gear with turnable wheel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1990,11(6):299-303(in Chinese).

[15] 张启先. 关于起落架收放中转轴及转动的确定[J]. 航空学报,1984,5(2):157-162.
ZHANG Q X. Determination of the axis and the angle of rotation for a retractable landing gear[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1984,5(2):157-162(in Chinese).

[16] 张力,阮江军,黄道春,等. 双盘式线圈结构快速斥力机构设计与运动特性仿真研究[J]. 电工技术学报,2018,33(2):255-264.
ZHANG L,RUAN J J,HUANG D C,et al. Study on the design and movement characteristics simulation of a fast repulsion mechanism based on double-coil structure[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2018,33(2):255-264(in Chinese).

[17] YUE S,NIE H,ZHANG M,et al. Design and landing dynamic analysis of reusable landing leg for a near-space manned capsule[J]. Acta Astronautica,2018,147:9-26.

[18] ZHANG W,ZHANG Z,ZHU Q D,et al. Dynamics model of carrier-based aircraft landing gears landed on dynamic deck[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2009,22(4):371-379.

[19] YIN Y,NIE H,NI H J,et al. Reliability analysis of landing gear retraction system influenced by multifactors[J]. Journal of Aircraft,2016,53(3):713-724.

[20] YIN Y,NIE H,WEI X H,et al. Fault analysis and solution of an airplane nose landing gear's emergency lowering[J]. Journal of Aircraft,2016,53(4):1022-1032.

[21] YIN Y,NEILD S A,JIANG J Z,et al. Optimization of a main landing gear locking mechanism using bifurcation analysis[J]. Journal of Aircraft,2017,54(6):2126-2139.

[22] 印寅,聂宏,魏小辉,等. 多因素影响下的起落架收放系统性能分析[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(5):953-960.
YIN Y,NIE H,WEI X H,et al. Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 953-960(in Chinese).

[23] 印寅，聂宏，魏小辉，等. 飞机起落架收放系统动力学分析与试验[J]. 振动、测试与诊断，2016，36(4)：641-646.
YIN Y, NIE H, WEI X H, et al. Dynamics analysis and testing of an aircraft's landing gear retraction system[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(4): 641-646(in Chinese).

[24] SUTTON R. Two problems with backpropagation and other steepest-descent learning procedures for networks[C]// Proceedings of the 8th Annual Conference of the Cognitive Science Society, 1986: 823-832.

[25] NESTEROV Y. A method of solving a convex programming problem with convergence rate $O(1/k^2)$[J]. Doklady Akademii Nauk SSSR, 1983, 269(3): 543-547.

[26] DEAN J, CORRADO G, MONGA R, et al. Large scale distributed deep networks[C]// NIPS'12: Proceedings of the 25th International Conference on Neural Information Processing Systems, 2012, 1: 1223-1231.

[27] DUCHI J, HAZAN E, SINGER Y. Adaptive subgradient methods for online learning and stochastic optimization[J]. Journal of Machine Learning Research, 2011, 12: 2121-2159.

[28] IOFFE S, SZEGEDY C. Batch normalization: Accelerating deep network training by reducing internal covariate shift[C]// Proceedings of the 32nd International Conference on International Conference on Machine Learning, 2015, 37: 448-456.

[29] KINGMA D P, BA J. Adam: A method for stochastic optimization[C]// Proceedings of the 3rd International Conference on Learning Representations, 2015: 1-15.

北京航空航天大学学报
北京航空航天大学学报

Intelligent design method of landing gear retraction and extension trajectory for narrow space

ZHU Linhao[1], ZOU Zehua[2], YIN Yin[3,*], LIU Xiangyang[4], CAI Xinzhi[1]

(1. College of Science, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 4. 2011 College, Nanjing Tech University, Nanjing 211816, China)

Abstract: The flattened aerodynamic shape is the preferred layout for hypersonic vehicles to obtain high lift drag ratio, but this shape seriously restricts the collection space of the landing gear, and the conventional mechanism is difficult to meet the requirements. Engineers can only use the three-dimensional motion of the complex mechanism to realize the narrow space retraction and retraction of the landing gear. However, the current mainstream iterative trial and error method of computer-aided design relies heavily on engineering experience in solving the design problems of spatial mechanisms, which is time-consuming and labor-consuming, and it is difficult to obtain the optimal results. To address this problem, an intelligent optimization algorithm based method for autonomous design of complex landing gear mechanisms is proposed in this paper. First, theoretical kinematics model of retraction mechanism is built after analysis. Then, the model of inter-structure distances between landing gears and fuselage is established for detecting collisions, and the optimal motion trajectory of landing gear mechanisms is designed autonomously by using the deep neural network based learning optimization algorithm. Finally, the proposed method is applied to a landing gear mechanism design of certain hypersonic aircraft with a narrow cabin. The results show that the optimal design scheme for retractable mechanism can be obtained quickly by the proposed method, which can be used to guide the design of landing gear retractable mechanism for hypersonic aircraft.

Keywords: landing gear retraction and extension; intelligent design; path analysis; optimization drive; triangular mesh

北京航空航天大学学报

Received: 2020-08-20; **Accepted**: 2020-12-21; **Published online**: 2021-02-10 10:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210209.1807.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51805249); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20180436); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (NF2018001); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0493

基于 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 雷达对抗干扰有效性评估

全下文载

李志军，向建军*，盛涛，肖冰松
（空军工程大学 航空工程学院，西安 710038）

摘 要：干扰效能评估作为多属性决策问题时，为解决传统的逼近理想解排序法（TOPSIS）在进行雷达对抗效能评估时过于客观而不能充分体现评估者意志，并且在使用过程中仅考虑指标间欧氏距离导致某些处于正负理想解中垂线上的点无法分辨的问题，提出一种G1-变异系数-KL改进TOPSIS雷达对抗干扰有效性评估算法。该算法利用G1法和变异系数法分别求得主观和客观权重，并引入差异系数的概念充分反映主客观程度，利用相对熵解决位于正负理想解中垂线上的点无法排序的问题。通过仿真实验可以发现，提出的算法在评价干扰有效性时性能优于传统算法。

关 键 词：雷达对抗干扰有效性评估；逼近理想解排序法（TOPSIS）；G1法；变异系数法；相对熵；差异系数
中图分类号：TN97
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2571-08

在现代空战中，雷达对抗的重要性越来越凸显出来，雷达干扰有效性评估是电子攻击观察-调整-决策-执行（Observe-Orient-Decide-Act，OODA）环的重要组成部分，准确对雷达对抗中干扰效果进行评估，不仅关乎作战行动的成败，而且对电子战战术的提升也有重要的作用。

针对雷达对抗干扰有效性评估的问题，国内外的主要研究成果有：崔炳福[1]系统介绍了雷达对抗干扰有效性评估理论。王博阳[2]针对传统评估方法未全面考虑作战对象不确定性、评估结果的时效性的问题，提出了一种在线评估的方法，但是该方法未能充分考虑专家经验对干扰有效性评估的影响。董家隆等[3]针对天波雷达的作战适应特点在传统模数转换（Analog to Digital Converter，ADC）基础上增加了电磁环境影响因子，评价结果更加科学，但是无法体现系统中各个因素对效能的影响，并且在实际情况中评估复杂的雷达对抗系统时较难实现。徐沙和张洁[4]提出了一种改进层次分析法（Analytic Hierarchy Process，AHP），通过专家评估的方法获得重要性指标，按照雷达干扰逐层计算评估结果。石亮[5]和史彦斌等[6]分别提出了将AHP法与云理论结合的航空电子对抗有效性评估，该方法先通过AHP法确定指标的权数，再通过云运算方法获得评估结果，但是这类方法都过于依赖专家的经验，客观性不足，主观性偏重，无法对实际作战应用产生积极影响。李婧娇[7]用基于模糊数学中Vague集的模糊决策方法进行了机载电子对抗系统的干扰有效性评估，通过模糊数学较好地解决了模糊因素的影响，但是在确定指标的权数时仍然过于依赖专家的主观经验。

Qi和Wang[8]将灰色关联分析引入干扰有效

收稿日期：2020-09-02；**录用日期**：2020-12-25；**网络出版时间**：2021-01-15 13:22
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1139.002.html
基金项目：航空科学基金（20175596020）
*通信作者. E-mail：1812268525@qq.com

引用格式：李志军，向建军，盛涛，等. 基于G1-变异系数-KL改进TOPSIS雷达对抗干扰有效性评估[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2571-2578. LI Z J，XIANG J J，SHENG T，et al. G1-variation-coefficient-KL based TOPSIS radar jamming effectiveness evaluation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2571-2578 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

性评估模型,基于灰色理论能够较好地解决不确定因素的影响,但是基于灰色系统评估方法还不够成熟,学术界对该方法的理解不一致,至今仍缺少系统性的理论支撑。

现有的雷达对抗干扰有效性评估体系多采用信息准则、战术应用准则、信息损失等准则在内场实验的条件下选取评价指标,并没有考虑在实际的雷达对抗场景中,干扰方与雷达是非合作方,此时传统的评价指标并不都能通过侦察设备实时获取[9]。

逼近理想解排序法(Technology for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution, TOPSIS)是解决多属性决策问题的一种高效算法,能够综合考虑影响决策与评估的多个不同的属性。TOPSIS 算法在电能质量[10]、空战威胁[11]和环境风险[12]中的应用都有较好的效果。但是传统 TOPSIS 算法仍然存在问题:一方面传统 TOPSIS 算法在确定属性权值时过于主观;另一方面在使用欧氏距离评价效果时,对于位于正理想解与负理想解中垂线上的属性无法进行有效性评估[13-15]。当相对熵用于概率分布差别的非线性度量时,可以有效解决该类问题。

基于上述问题,本文提出一种基于 G1-变异系数-KL 的改进 TOPSIS 算法进行雷达对抗干扰有效性的评估。G1 法能够充分反映评估者的意志,而变异系数法综合利用指标中的所有信息,能够克服指标过于主观的问题,并且引入差异系数能够充分反映主客观程度;相对熵又称为 KL 散度,不对称并且不满足三角不等式[16],对于正负理想解中垂线上的点仍能进行有效分析。本文算法改善了传统 TOPSIS 算法的局限性,扩展了 TOPSIS 算法的应用范围,提高了干扰效能评估的可信度,并且对作战中雷达电子对抗的战术使用具有相当的参考价值。

1 雷达对抗干扰有效性评估模型

雷达干扰是一个双向的过程。干扰平台产生干扰,对雷达平台进行干扰,因此衡量干扰效能时应该同时考虑雷达方和干扰方的因素,即分析雷达受到干扰采取抗干扰措施,指标前后发生的变化评价干扰效果。雷达抗干扰措施可以从能量域、频域、空域和时域进行分类,由于干扰方与被干扰方是密切相关的,在分析干扰性能时就可以把雷达抗干扰措施作为分析对象,分析抗干扰措施所对应的指标的变化,来综合评价干扰有效性。

在雷达对抗领域,每个作用域的抗干扰措施都对应着诸多评价指标,但是只有很少的指标能够实时获取,因此在选取指标时,基于合理性、系统性和科学性的原则,考虑在实际雷达受到压制时干扰场景中雷达侦察能实时获取的指标,征询电子战领域专家的意见后,构建了如图 1 所示的对象-指标的 2 层干扰效能评估体系。

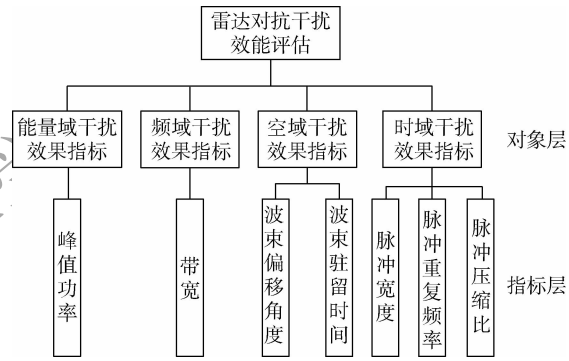


图 1 雷达对抗干扰有效性评估 2 层指标

Fig. 1 Two levels indicator of radar anti-jamming effectiveness evaluation

1.1 时域干扰效果指标

1)脉冲宽度。雷达工作的占空比定义为

$$\text{duty} = \frac{\tau}{T} \tag{1}$$

式中:τ 为脉冲宽度;T 为脉冲重复周期。占空比与平均发射功率成正比,雷达可以通过保持脉冲重复周期不变的情况增加占空比即增加脉冲宽度来提高发射功率[17],即脉冲宽度越宽,干扰效果越好。

2)脉冲压缩比。脉冲压缩比的值就是在信号能量不变的前提下雷达发射功率提高的倍数,当雷达受到干扰后会提高脉冲压缩比以提高探测性能。

脉冲压缩技术能够有效提高雷达发射机的平均发射功率。脉冲压缩比越高,干扰效果越好。

3)脉冲重复频率。脉冲重复频率与脉冲重复周期互为倒数,雷达的最大探测距离可以表示为

$$R_{\max} = \frac{cT}{2} \tag{2}$$

式中:c 为光速。受到干扰的雷达为了保证其最大探测距离会增加脉冲重复周期,即脉冲重复频率越小,干扰效果越好。

1.2 空域干扰效果指标

1)波束偏移角度。波束偏移角度是指雷达天线主波束偏离目标的角度。波束指向的变化极易侦察。波束偏移的角度越大,说明干扰效果越好。

北航学报 赠阅

2）波束驻留时间。波束驻留时间是雷达信号指向真实目标的总时间。对于多普勒分辨率 ΔV:

$$\Delta V = \frac{\lambda}{2t} \tag{3}$$

式中:λ 为雷达工作波长;t 为波束驻留时间。雷达受到干扰,多普勒分辨率下降,雷达天线就会降低波束驻留时间以提高多普勒分辨率,即波束驻留时间越短,干扰效果越好。

1.3　频域干扰效果指标

雷达的距离分辨力与带宽成反比,距离分辨力越小,工作性能越好,当雷达受到干扰,其距离分辨性能变差,为提高距离分辨性能,雷达会采用宽带信号。因此干扰效果越好,雷达的带宽越宽。

1.4　能量域干扰效果指标

雷达峰值功率是指脉冲发射期间射频振荡的平均功率。雷达受到干扰后,会提高峰值功率来维持工作性能,因此干扰效果越好,雷达峰值功率越高。

2　基于 G1-变异系数法的组合赋权

确定评估指标的权重通常使用主观赋权法、客观赋权法和组合赋权法。传统的干扰有效性评估方法中,通常使用专家赋权法[9],但是这种方法过于主观,不能充分利用已有信息,并且会造成较大的误差,使用组合赋权法能够减少单一赋权造成的信息损失,因此利用组合赋权法确定要评估的指标的权重。为了使主观赋权与客观赋权的一致性更强,引入差异系数的概念,使结果更加充分地体现主观性和客观性。

2.1　G1 法确定指标主观权重

G1 法[17]的主观性较强,能够很好地反映出专家的想法或者评估者的经验。G1 法是先对评价指标进行排序,再比较判断相邻指标的重要性的一种方法,其步骤如下:

步骤 1　确定排序。如果干扰有效性指标 X_i 和 X_j,相对于评价准则有 $X_i > X_j$($i,j = 1,2,\cdots,n$),则说明 X_i 比 X_j 更重要。构建评价指标集 $\{X_1,X_2,\cdots,X_n\}$,从这 n 个指标中选出最重要的一个指标,标记为 X_1^*,从剩下的 $n-1$ 个指标再选出其中最重要的指标,标记为 X_2^*,以此类推,重复 $n-1$ 次上述过程,可以得到评价指标之间的排序关系。

步骤 2　相邻的指标重要性判断。假设专家对评价指标的 X_{k-1}^* 与 X_k^* 的重要程度的比值进行理性判断为

$$r_k = \frac{\omega_{k-1}^*}{\omega_k^*} \qquad k = n,n-1,\cdots,3,2 \tag{4}$$

式中:ω_{k-1}^* 和 ω_k^* 分别为 X_{k-1}^* 与 X_k^* 的权重系数。

步骤 3　计算权重系数。根据 r_k 的定义求积,即

$$\prod_{j=k}^{n} r_j = \frac{\omega_{k-1}^*}{\omega_n^*} \tag{5}$$

对 $\prod_{j=k}^{n} r_j$ 从 2 到 n 求和得

$$\sum_{k=2}^{n}\left(\prod_{j=k}^{n} r_j\right) = \sum_{k=2}^{n}\frac{\omega_{k-1}^*}{\omega_n^*} = \frac{1}{\omega_n^*}\left(\sum_{k=1}^{n}\omega_k^* - \omega_n^*\right) \tag{6}$$

又因为 $\sum_{k=1}^{n}\omega_k^* = 1$,所以

$$\sum_{k=2}^{n}\left(\prod_{j=k}^{n} r_j\right) = \frac{1}{\omega_n^*}(1-\omega_n^*) = \frac{1}{\omega_n^*} - 1 \tag{7}$$

则可得第 n 个评价指标的权重为

$$\omega_n^* = \left[1 + \sum_{k=2}^{n}\left(\prod_{j=k}^{n} r_j\right)\right]^{-1} \tag{8}$$

可根据式(8)依次迭代得到所有指标的权重值:

$$\omega_{k-1}^* = r_k\omega_k^* \qquad k = n,n-1,\cdots,3,2 \tag{9}$$

根据式(5)中的顺序关系可以得到评价指标向量 $\{X_1,X_2,\cdots,X_n\}$ 的权重向量:

$$\boldsymbol{W}_{G1} = [\omega_1^* \quad \omega_2^* \quad \cdots \quad \omega_n^*]^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

2.2　变异系数法确定指标客观权重

变异系数是标准差与平均值的比值,也称标准差率,能够用来衡量随机变量的不确定性,变异系数在衡量不确定性时,不依赖任何先验知识,能够客观反映某个数据与总体之间的关系。该方法的基本思想是:根据某项有效性评估指标对所有指标的变异程度确定权值,若某项指标变异程度较大,说明评价对象达到该指标的平均水平难度较大,该指标就可以有效区分所有评价对象在这个方面的能力,应该赋予较大的权值。反之,应该赋予较小的权值。采用标准差系数可以在统计学意义中有效消除平均数大小的影响。评价步骤如下:

步骤 1　计算评价指标的标准差 S_j 和平均值 $\bar{x}_j$:

$$S_j = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}(x_{ij}-\bar{x}_j)^2} \qquad j = 1,2,\cdots,m \tag{11}$$

$$\bar{x}_j = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_{ij} \qquad j = 1,2,\cdots,m \tag{12}$$

步骤 2　计算各个指标的变异系数:

$$V_j = \frac{S_j}{\bar{x}_j} \tag{13}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

步骤 3 归一化变异系数，计算各个指标的权数：

$$\omega_j' = \frac{V_j}{\sum_{j=1}^{m} V_j} \tag{14}$$

根据式(14)就可得到由变异系数法确定的权变量矩阵 $\boldsymbol{W}_{\mathrm{BY}} = [\omega_1' \quad \omega_2' \quad \cdots \quad \omega_n']^{\mathrm{T}}$。

2.3 基于离差最小化的组合赋权

为了充分利用已有的信息，使用组合赋权的方法可以得到最终的权重向量：

$$\boldsymbol{W} = a \cdot \boldsymbol{W}_{\mathrm{G1}} + b \cdot \boldsymbol{W}_{\mathrm{BY}}$$
$$\text{s.t.} \quad a, b \geqslant 0; a + b = 1 \tag{15}$$

为了使主观赋权和客观赋权结果的一致性更强，引入偏离系数的概念，对于要评价的某方案主客观评价信息的偏离系数为

$$e_i = \sum_{j=1}^{n} (a r_{ij} \omega_j^* - b r_{ij} \omega_j')^2 \tag{16}$$

式中：r_{ij}为第 i 个方案第 j 个指标的归一化指标值。显然，偏离系数 e_i 越小，要评价方案的主客观评价信息就越一致，由此可得下面的优化模型：

$$e_i = \sum_{j=1}^{n} (a r_{ij} \omega_j^* - b r_{ij} \omega_j')^2 \tag{17}$$
$$\min E(e_1, e_2, \cdots, e_m) \tag{18}$$

该问题可以等价为下面的单目标规划问题：

$$\min E = \sum_{i=1}^{m} d_i = \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} (a r_{ij} \omega_j^* - b r_{ij} \omega_j')$$
$$\text{s.t.} \quad a + b = 1; a, b \geqslant 0 \tag{19}$$

可得

$$a = \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} r_{ij} \omega_j' (\omega_j^* + \omega_j')}{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} r_{ij}^2 (\omega_j^* + \omega_j')^2} \tag{20}$$

$$b = \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} r_{ij}^2 \omega_j^* (\omega_j^* + \omega_j')}{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} r_{ij}^2 (\omega_j^* + \omega_j')^2} \tag{21}$$

将式(20)、式(21)代入式(16)，就可以得到组合权重。

3 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 干扰有效性评估

该算法的核心思想是：先计算得到正理想解和负理想解，搜寻离正理想解尽量近并且离负理想解尽量远的值，计算出相对贴近度，比较所有相对贴近度后给出评价结果。改进 TOPSIS 算法的工作流程如图 2 所示。

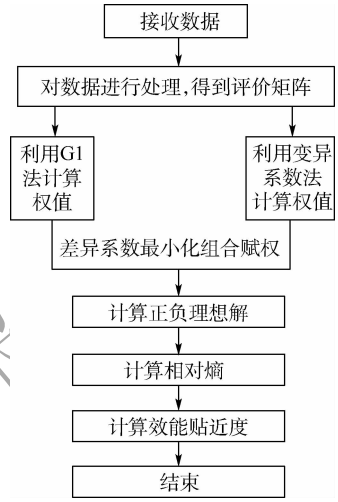


图 2 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 算法流程

Fig. 2 Flowchart of G1-variation-coefficient-KL TOPSIS algorithm

G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 算法具体应用步骤如下：

步骤 1 构建干扰有效性评估的数据评价矩阵：

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ x_{m1} & x_{m2} & \cdots & x_{mn} \end{bmatrix} \tag{22}$$

$\boldsymbol{A}$ 矩阵表示有 m 个评价对象，这些对象的 n 个指标进行评价，x_{ij}表示第 $i(i = 1, 2, \cdots, m)$个对象的第 $j(j = 1, 2, \cdots, n)$个评价指标所对应的原始值。

步骤 2 对 $\boldsymbol{A}$ 的每一列进行归一化处理。消除不同指标之间的量纲和数量级的影响，便于在同一尺度上进行评判，将属性划分为效益性指标和成本性指标，分别进行规范化。规范化后的效益性指标为

$$r_{ij} = \frac{x_{ij} - \min\limits_i x_{ij}}{\max\limits_i x_{ij} - \min\limits_i x_{ij}} \tag{23}$$

规范化后的成本性指标为

$$r_{ij} = \frac{\max\limits_i x_{ij} - x_{ij}}{\max\limits_i x_{ij} - \min\limits_i x_{ij}} \tag{24}$$

步骤 3 根据每个指标的权重确定价值矩阵，设权重矩阵为 $\boldsymbol{W} = (\boldsymbol{W}_1, \boldsymbol{W}_2, \cdots, \boldsymbol{W}_n)$，则得到价值矩阵 $\boldsymbol{V}$：

$$\boldsymbol{V} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & \cdots & r_{1n} \\ r_{21} & r_{22} & \cdots & r_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_{m1} & r_{m2} & \cdots & r_{mn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \omega_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} =$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{bmatrix} v_{11} & v_{12} & \cdots & v_{1n} \\ v_{21} & v_{22} & \cdots & v_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ v_{m1} & v_{m2} & \cdots & v_{mn} \end{bmatrix} \tag{25}$$

根据权重矩阵的定义 $\boldsymbol{W}_i = (0,\cdots,0,\omega_i,0,\cdots,0)$,并有 $\omega_i > 0, \sum_{i=1}^{n} \omega_i = 1$。

步骤 4　确定正理想解 S^+ 与负理想解 S^-:

$$S^+ = \{(\max_{1\leqslant i\leqslant m} v_{ij} \mid j \in J^+), (\min_{1\leqslant i\leqslant m} v_{ij} \mid j \in J^-)\} = \{s_1^+, s_2^+, \cdots, s_j^+, \cdots, s_n^+\} \tag{26}$$

$$S^- = \{(\min_{1\leqslant i\leqslant m} v_{ij} \mid j \in J^+), (\max_{1\leqslant i\leqslant m} v_{ij} \mid j \in J^-)\} = \{s_1^-, s_2^-, \cdots, s_j^-, \cdots, s_n^-\} \tag{27}$$

式中:$J^+ = \{j = 1,2,\cdots,n\}$ 并且第 j 个属性属于效益型指标,即指标值越大所得效益越高;$J^- = \{j = 1,2,\cdots,n\}$ 并且第 j 个属性属于成本型指标,即指标值越大所得绩效越低。

步骤 5　计算每个评价指标正负理想解的距离 D_i^+ 和 D_i^-:

$$\begin{cases} D_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^{n} (v_{ij} - s_j^+)^2} \\ D_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^{n} (v_{ij} - s_j^-)^2} \end{cases} \tag{28}$$

当 v_{ij} 处于正负理想解的中垂线上时,式(28)中应用的欧氏距离显然无法对效能进行排序,而相对熵不对称并且不满足三角不等式,因此可以有效解决中垂线上的点无法进行有效排序的问题。可以得到新的计算式为

$$D_{i,\mathrm{RE}}^+ = \left\{\sum_{j=1}^{n}\left[s_j^+ \lg\left(\frac{s_j^+}{v_{ij}}\right) + (1 - s_j^+)\lg\left(\frac{1 - s_j^+}{1 - v_{ij}}\right)\right]\right\}^{1/2} \tag{29}$$

$$D_{i,\mathrm{RE}}^- = \left\{\sum_{j=1}^{n}\left[s_j^- \lg\left(\frac{s_j^-}{v_{ij}}\right) + (1 - s_j^-)\lg\left(\frac{1 - s_j^-}{1 - v_{ij}}\right)\right]\right\}^{1/2} \tag{30}$$

步骤 6　计算每个评估对象的相对贴近度:

$$C_i^* = D_{i,\mathrm{RE}}^- / (D_{i,\mathrm{RE}}^+ + D_{i,\mathrm{RE}}^-) \tag{31}$$

步骤 7　干扰有效性评估。对得到的相对贴近进行降序排列,显然相对贴近度越大,代表干扰的效果越好。

4　仿真分析

现得到在某次雷达对抗仿真中在压制性干扰条件下由我方雷达得到的脉冲重复频率、带宽、脉冲压缩比、脉冲宽度、波束偏移角度、峰值功率和波束驻留时间,如表 1 所示。仿真实验利用本文提出的算法、传统 TOPSIS 算法和极大熵 TOPSIS 算法对该电子战场景下的干扰效能评估,通过比较结果验证算法的性能。

通过征询专家的意见以及参考过往的效能评估经验,可以得到在压制性干扰条件下上述指标的重要性从大到小排序为:波束驻留时间 > 波束偏移角度 > 峰值功率 > 脉冲重复频率 > 脉冲压缩比 > 带宽 > 脉冲宽度。

将上述属性分别记为 a_1、a_2、a_3、a_4、a_5、a_6、a_7,通过 1.1 节中雷达参数属性的分析可知,a_1、a_4 为成本性指标,a_2、a_3、a_5、a_6、a_7 为效益性指标。根据指标性质以及式(23)、式(24)的归一化处理过程,得到归一化评估矩阵,如表 2 所示。

按照 2.1 节介绍的利用 G1 法确定主观权重的方法,根据专家实际工作经验,进行判断给出 $r_2 = 1.2, r_3 = 1.3, r_4 = 1.4, r_5 = 1.6, r_6 = 1.6, r_7 =$

表 1　雷达反馈数据

Table 1　Radar feedback data

评估对象	脉冲重复频率/kHz	带宽/MHz	脉冲压缩比	脉冲宽度/μs	波束偏移角度/(°)	峰值功率/kW	波束驻留时间/s
1	4.103	1.056	34.677	34.454	0.787	21.385	1.769
2	5.053	1.083	48.720	44.550	0.351	21.788	1.123
3	6.855	2.849	198.153	70.137	0.637	24.623	1.593
4	14.238	5.595	81.418	14.525	0.647	47.285	1.646
5	10.176	1.864	153.256	77.489	0.183	53.059	2.011

表 2　归一化评估矩阵

Table 2　Normalized evaluation matrix

评估对象	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7
1	0.478	0.622	0.263	0.631	0.128	0.157	0.288
2	0.304	0.278	0.268	0.571	0.181	0.161	0.372
3	0.431	0.504	0.303	0.459	0.734	0.424	0.586
4	0.445	0.511	0.583	0	0.301	0.832	0.121
5	0.544	0.145	0.654	0.253	0.567	0.277	0.648

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.1,将上述数据代入式(8)和式(9)可以得到利用 G1 法确定的主观权重矩阵 $\boldsymbol{W}_{G1}$ 为

$$\boldsymbol{W}_{G1} = [0.264 \quad 0.220 \quad 0.169 \quad 0.121 \quad 0.076 \quad 0.047 \quad 0.043]^{T} \tag{32}$$

根据 2.1 节介绍的利用变异系数法确定客观权重的过程。可以得到利用变异系数法得到的客观权重矩阵 $\boldsymbol{W}_{BY}$ 为

$$\boldsymbol{W}_{BY} = [0.055 \quad 0.131 \quad 0.126 \quad 0.142 \quad 0.188 \quad 0.209 \quad 0.148]^{T} \tag{33}$$

将上述主观权重矩阵和客观权重矩阵代入 2.3 节介绍的离差最小化求解的过程,根据式(20)、式(21)和式(15)可以求得差异系数和组合权重 $\boldsymbol{W}$ 为

$$\begin{cases} a = 0.487\,4 \\ b = 0.512\,6 \\ \boldsymbol{W} = [0.162 \quad 0.177 \quad 0.148 \quad 0.131 \quad 0.130 \quad 0.126 \quad 0.094]^{T} \end{cases} \tag{34}$$

将得到的组合权值代入第 3 节中介绍的改进 TOPSIS 算法,可以得到利用 G1-变异系数-KL 的 TOPSIS 得到有效性评估贴近度,如表 3 所示。

表 3 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 算法有效性评估贴近度

Table 3 Effectiveness evaluation closeness using G1-variation-coefficient-KL TOPSIS

评估对象	1	2	3	4	5
贴近度	0.419	0.513	0.585	0.476	0.386

为验证本文提出的算法性能,将文献[18]提出的极大熵-TOPSIS 算法和传统 TOPSIS 算法作对比。利用文献[18]中的极大熵算法确定的权值为

$$\boldsymbol{W} = [0.012 \quad 0.077 \quad 0.061 \quad 0.210 \quad 0.143 \quad 0.186 \quad 0.308]^{T} \tag{35}$$

用极大熵法确定权重后,利用传统 TOPSIS 算法得到的有效性贴近度如表 4 所示。

利用传统 TOPSIS 算法得到的有效性贴近度如表 5 所示。

对相对贴近度进行排序,可以得到 3 种算法对干扰有效性的评估结果,如表 6 所示。

为了更加直观地比较雷达对抗干扰有效性的结果,绘制图 3。如图 3 所示,3 种算法在排序上对第 1、5 组数据出现了一定的分歧,但是从原始数据和实际在外场测试的工作效果来看,第 1 组施加干扰时效果明显要好于第 5 组。由此可见,改进的算法能够充分体现决策中各种主客观因素的影响,极大程度上避免排序的错误,从而有效提高电子对抗评估的有效性。另外,改进的算法得到的贴近度的方差和极差分别为 0.006 和 0.2,传统 TOPSIS 算法求得的贴近度的方差和极值分别为 0.005 和 0.18。显然本文提出的改进 TOPSIS 算法得到的评估结果区分度更大,更容易排序。

表 4 极大熵法权重有效性贴近度

Table 4 Effectiveness evaluation closeness using maximum entropy to calculate weight

评估对象	1	2	3	4	5
贴近度	0.410	0.574	0.582	0.440	0.347

表 5 传统 TOPSIS 算法的有效性贴近度

Table 5 Effectiveness evaluation closeness traditional TOPSIS algorithm

评估对象	1	2	3	4	5
贴近度	0.410	0.499	0.596	0.464	0.415

表 6 雷达对抗干扰有效性评估结果

Table 6 Anti-jamming effectiveness evaluation results

评估对象	G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 算法		极大熵法赋权		传统 TOPSIS 算法	
	贴近度	排序结果	贴近度	排序结果	贴近度	排序结果
1	0.419	4	0.410	4	0.410	5
2	0.513	2	0.574	2	0.499	2
3	0.585	1	0.582	1	0.596	1
4	0.476	3	0.440	3	0.464	3
5	0.386	5	0.347	5	0.415	4

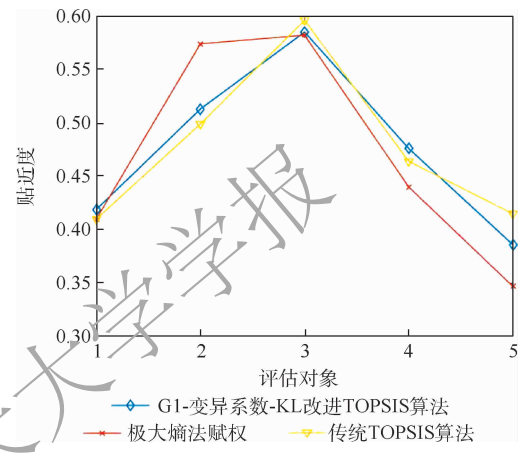


图 3 不同算法的雷达对抗有效性评估结果

Fig. 3 Radar anti-jamming effectiveness evaluation results of different algorithms

5 结 论

针对传统 TOPSIS 算法,在进行多属性决策时不能充分结合主客观因素,并且在特定情况下存在评估模糊的问题,利用变异系数、G1 和相对熵对传统 TOPSIS 算法进行改进,构建了电子对抗效能有效性的评估模型。

1)在进行雷达对抗有效性评估时,无法得到

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

被干扰方的全部信息,在建立有效性评估体系的基础上,运用变异系数法得到的主观权重和 G1 法得到的客观权重进行组合得到组合权重,避免了单独赋权带来的信息损失,充分反映影响评价的各个因素。

2)针对传统算法评价的指标值位于正负理想解中垂线上会造成评估模糊的问题,将相对熵与传统 TOPSIS 算法结合,解决了评价模糊的问题。

3)通过与传统的算法进行仿真对比,改进的算法不仅能够有效得对雷达干扰的效果进行评价,还具有较高的分辨率,提高了评估的准确性。

4)改进的评价算法是属于决策领域的传统问题,对产品效能评价、作战决策其他评价类或者决策类问题具有一定程度的借鉴意义。

参考文献(References)

[1] 崔炳福. 雷达对抗干扰有效性评估[M]. 北京:电子工业出版社,2017:4-10.
CUI B F. Evaluation of radar counter jamming effectiveness [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017: 4-10(in Chinese).

[2] 王博阳. 雷达对抗在线效能评估技术研究[D]. 西安:西安电子科技大学,2018:10-20.
WANG B Y. Research on the online effectiveness evaluation of radar countermeasure[D]. Xi'an: Xidian University, 2018: 10-20(in Chinese).

[3] 董家隆,李桂祥,陈辉. 基于改进 ADC 模型的天波雷达作战效能评估[J]. 雷达科学与技术,2017,15(2):126-130.
DONG J L, LI G X, CHEN H. Operational effectiveness evaluation of sky-wave over-the-horizon radar based on improved ADC model[J]. Radar Science and Technology, 2017, 15(2): 126-130(in Chinese).

[4] 徐沙,张洁. 一种基于层次分析法的雷达抗干扰效能评估方法[J]. 航天电子对抗,2016,32(3):13-15.
XU S, ZHANG J. An evaluation method of radar anti-jamming efficiency based on analytical hierarchy process[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2016, 32(3): 13-15(in Chinese).

[5] 石亮,黄仕家,邓有为. 基于云模型的机载电子对抗系统效能评估方法[J]. 弹箭与制导学报,2006,26(3):311-314.
SHI L, HUANG S J, DENG Y W. Effectiveness evaluation of airborne EW system based on cloud model[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(3): 311-314(in Chinese).

[6] 史彦斌,高宪军,张安. 云理论在航空电子战系统效能评估中的应用[J]. 计算机工程与应用,2009,45(22):241-243.
SHI Y B, GAO X J, ZHANG A. Application of cloud theory on aviation EW system effectiveness evaluation[J]. Computer Engineering and Applications, 2009, 45(22): 241-243(in Chinese).

[7] 李婧娇. 多功能电子战系统作战效能评估仿真[D]. 镇江:江苏科技大学,2010:25-30.
LI J J. Simulation of MFEW system's counterwork efficiency evaluation[D]. Zhenjiang: Jiangsu University of Science and Technology, 2010: 25-30(in Chinese).

[8] QI Z F, WANG G S. Grey synthetic relational analysis method-based effectiveness evaluation of EWCC system with incomplete information[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 638-640: 2409-2412.

[9] 张友益,徐才宏,等. 雷达对抗及反对抗作战能力评估与验证[M]. 北京:国防工业出版社,2019:43-50.
ZHANG Y Y, XU C H, et al. Radar countermeasure and countercountermeasure operational capability evaluation and verification[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2019: 43-50(in Chinese).

[10] 吕志鹏,吴鸣,宋振浩,等. 电能质量 CRITIC-TOPSIS 综合评价方法[J]. 电机与控制学报,2020,24(1):137-144.
LÜ Z P, WU M, SONG Z H, et al. Comprehensive evaluation of power quality on CRITIC-TOPSIS method[J]. Electric Machines and Control, 2020, 24(1): 137-144(in Chinese).

[11] 奚之飞,徐安,寇英信,等. 基于改进 GRA-TOPSIS 的空战威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报,2020,46(2):388-397.
XI Z F, XU A, KOU Y X, et al. Air combat threat assessment based on improved GRA-TOPSIS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(2): 388-397(in Chinese).

[12] 史哲齐,李继繁,王恺,等. 基于 TOPSIS-AHP 法的石化企业环境风险筛选研究[J]. 南开大学学报(自然科学版),2020,53(1):17-25.
SHI Z Q, LI J F, WANG Y, et al. Study on environmental risk screening of petrochemical enterprises based on TOPSIS-AHP [J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Nankaiensis, 2020, 53(1): 17-25(in Chinese).

[13] GEEM Z W, KIM J H, LOGANATHAN G V. A new heuristic optimization algorithm: Harmony search[J]. Simulation, 2001, 76(2): 60-68.

[14] KULLBACK S, LEIBLER R A. On information and sufficiency [J]. The Annals of Mathematical Statistics, 1951, 22(1): 79-86.

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

[16] 鲍学英,柴乃杰,王起才. 基于 G1 法和改进 DEA 的铁路绿色施工节能措施综合效果研究[J]. 铁道学报,2018,40(10):15-22.
BAO X Y, CHAI N J, WANG Q C. Comprehensive effect of energy-saving measures on railway green construction based on G1 method and improved DEA models[J]. Journal of the China Railway Society, 2018, 40(10): 15-22(in Chinese).

[17] 翁鑫锦. 基于机器学习的雷达干扰效能评估[D]. 成都:电子科技大学,2019:5-30.
WENG X J. Effectiveness evaluation of radar jamming based on machine learning[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2019: 5-30(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[18] 于亮,方志耕,吴利丰,等. 基于灰色类别差异特性的评价指标客观权重极大熵配置模型[J]. 系统工程理论与实践,2014,34(8):2065-2070.
YU L,FANG Z G,WU L F,et al. Maximum entropy configuration model of objective index weight based on grey category characteristics difference[J]. Systems Engineering-Theory & Practice,2014,34(8):2065-2070(in Chinese).

G1-variation-coefficient-KL based TOPSIS radar jamming effectiveness evaluation

LI Zhijun, XIANG Jianjun*, SHENG Tao, XIAO Bingsong

(Aeronautics Engineering College, Airforce Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: When jamming effectiveness evaluation is transformed to a multi-attribute decision-making problem, traditional Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution (TOPSIS) is too objective to fully reflect the will of the evaluator, and the method only considers the inter-index Euclidean distance during the usage, which causes that certain solutions on the vertical line of the positive and negative ideal solutions cannot be distinguished. This paper proposes a G1-variation-coefficient-KL based TOPSIS radar jamming effectiveness evaluation algorithm. This method uses the G1 method and the variation coefficient method to obtain the subjective and objective weight, and introduces the coefficient of difference which can fully reflect the subjective and objective degree. With the application of relative entropy, the problem that the solutions on the vertical line of the positive and negative ideal solution cannot be sorted is solved, simulation results show that the performance of the proposed algorithm is better than some traditional algorithms in evaluating the effectiveness of jamming.

Keywords: radar anti-jamming effectiveness evaluation; Technique for Order Preference by Similarity to an Ideal Solution (TOPSIS); G1 method; variation coefficient method; relative entropy; difference coefficient

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-02; **Accepted**: 2020-12-25; **Published online**: 2021-01-15 13:22
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1139.002.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (20175596020)
* **Corresponding author**. E-mail: 1812268525@qq.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0322

全下文载

一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法

张可为[1,2], 赵晓林[1], 何利[3], 李宗哲[1,*]

(1. 空军工程大学 装备管理与无人机工程学院, 西安 710051; 2. 空军工程大学 研究生院, 西安 710051;
3. 中国人民解放军西安飞行学院, 西安 710306)

摘 要: 在群智能算法的改进中,常利用优秀个体加速算法收敛,但对其依赖过度会导致种群多样性和算法全局收敛性下降的现象。对此,提出一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法。首先,在个体更新阶段不仅引入优秀个体加速收敛,并且通过普通个体对优秀个体的影响进行适当平衡,因此,优秀个体与普通个体的信息都能得到利用,进而种群多样性和算法全局收敛性得到提升。其次,通过对等级更新参数进行动态优化,加强了种群等级更新机制对算法收敛的促进作用。最后,经过时间复杂度与收敛性分析,证明了改进算法仍具有简单性和全局收敛性。仿真结果表明:所提出的改进算法较其他对比算法在寻优精度、寻优成功率和收敛速度等方面都具有明显优势。

关 键 词: 鸡群算法; X-best 引导; 动态等级更新; 收敛性分析; 函数优化
中图分类号: TP301.6
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2579-15

鸡群算法(Chicken Swarm Optimization, CSO)于2014年由 Meng 等[1]提出,是一种新型群智能优化算法[2],其通过模拟公鸡、母鸡、小鸡所组成的鸡群在觅食时涌现出的智能行为完成对问题的优化,具有结构简单、易于实现的特点。与粒子群算法、差分进化算法、人工蜂群算法相比,CSO 算法收敛性能更好[1],常被应用于任务调度、路线优化等方面[3],具有广阔的研究前景。但是,与其他群智能优化算法类似,CSO 算法也存在着易早熟、收敛慢等不足,学者们对此进行了大量改进。Chen 等[4]认为 CSO 算法中母鸡个体数量最多,其更新方式的优劣对算法性能影响最大,故在母鸡更新公式中引入不同随机系数,保持种群多样性以提升算法性能。Wang 等[5]为避免公鸡群体作为种群引导者在其陷入局部最优时而带来的算法早熟,在公鸡更新公式中加入随迭代次数递减的非线性权重,提高了公鸡的全局优化能力。Irsalinda 等[6]提出一种多阶段 CSO 算法,在第一阶段中算法以母鸡更新方式为主,强化全局探索能力,在第二阶段中算法以小鸡与公鸡更新为主,体现局部开发优势。Wu 等[7]针对 CSO 算法中小鸡更新效率会因母鸡陷入局部最优而下降的不足,对小鸡的更新方式进行调整,使小鸡同时向母鸡与公鸡学习,由于公鸡为鸡群中优秀群体,该改进算法初步体现了一种优秀个体引导更新思想。黄霞等[8]先对 CSO 算法中的个体资源分配策略进行改进,以竞争分配策略代替平均分配策略,增强优秀个体对群体的领导能力,其次设

收稿日期: 2020-07-07; **录用日期**: 2021-07-01; **网络出版时间**: 2021-09-16 08:47
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210915.1141.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(61503405)
* **通信作者**. E-mail: lzz144@163.com

引用格式: 张可为, 赵晓林, 何利, 等. 一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2579-2593. ZHANG K W, ZHAO X L, HE L, et al. A chicken swarm optimization algorithm based on improved X-best guided individual and dynamic hierarchy update mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2579-2593 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

计向前代全局最优个体学习的个体更新规则，进一步扩大优秀个体的影响。杨菊蜻等[9]主要对母鸡的更新方式进行改进，使母鸡同时向其配偶公鸡与鸡群最优个体学习，并且利用模拟退火和 Metropolis 准则对最优个体进行搜索与选择，试图取得全局与局部寻优能力的平衡。张慕雪等[10]借鉴其他相关优化算法，对公鸡更新方式进行改进，利用正向学习对优秀个体进行扬长，避免个体盲目搜索，利用反向学习对早熟现象进行避短，提高算法优化精度。

可以发现，目前多数改进 CSO 算法中都引入了基于优秀个体（X-best）的引导个体更新机制[7-10]。合理的 X-best 引导机制具有提高个体更新效率的优势，但对其设计不当会使种群个体对 X-best 个体过度依赖，进而减少了对其他个体信息学习，导致新种群多样性显著降低，算法全局优化能力减弱，优化精度下降。对此，本文提出了一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法 IDCSO。在 IDCSO 算法中，提出了一种改进 X-best 引导个体更新机制，该机制首先对各群体中的较优个体与落后个体进行区分，进而针对不同的落后个体引入不同的 X-best 进行引导，以加快算法收敛，并且通过个体自身与其他个体对 X-best 过大的引导作用进行平衡，因此种群的多样性与算法的全局收敛性得到了提升。同时，在 IDCSO 算法中还提出了动态等级更新机制，该机制通过对鸡群等级更新参数 G 进行动态化处理，在加快算法收敛的同时保证了算法收敛精度。仿真结果表明，本文所提出的 2 种改进机制有效地改善了算法性能，IDCSO 算法与标准 CSO 算法及其他改进 CSO 算法相比，具有收敛速度快、优化精度高等优势。

1 鸡群算法及改进分析

1.1 标准鸡群算法

标准 CSO 算法中存在以下规则：

1）鸡群中存在若干鸡家庭，每个鸡家庭中有 1 只公鸡、若干母鸡和若干小鸡。

2）鸡群个体按照适应度排名依次划分为公鸡、母鸡、小鸡等群体等级。小鸡随机选择母鸡使其成为母鸡妈妈，母鸡与小鸡随机选择公鸡组成家庭。

3）每当算法迭代 G 次后，便重新根据适应度对个体等级进行更新，同时建立新的鸡家庭。当算法迭代次数 t 大于最大迭代次数 T，则输出当前最优个体。

4）鸡群算法中，各群体更新方式不同，公鸡在较大范围随机寻找食物，母鸡既可以沿着公鸡的轨迹寻找食物，又可以随机寻找食物，小鸡在母鸡妈妈附近寻找食物。

5）个体的位置对应优化问题的解，算法每迭代一次便用新一代的优秀个体淘汰上一代的落后个体。

6）CSO 算法中种群数量为 N_{pop}，公鸡、母鸡、母鸡妈妈、小鸡数量分别为 N_r、N_h、N_m、N_c，各群体更新方式如下。

公鸡个体更新：

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)(1 + \text{rand} \cdot n(0,\sigma^2)) \tag{1}$$

$$\sigma^2 = \begin{cases} 1 & f_i < f_k \\ \exp\left(\dfrac{f_k - f_i}{|f_i| + \varepsilon}\right) & \text{其他} \end{cases} \tag{2}$$

式中：$\text{rand} \cdot n(0,\sigma^2)$ 为均值 0、方差 σ^2 的高斯分布；ε 为防止分母为 0 而引入的小常数；k 为公鸡群体中不同于当前 i 个体的另一个体，$k \in [1, N_r]$，$k \neq i$，f_k 为其适应度。

母鸡个体更新：

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t) + S_1 \cdot \text{rand} \cdot (x_{r_1}^j(t) - x_i^j) + S_2 \cdot \text{rand} \cdot (x_{r_2}^j(t) - x_i^j) \tag{3}$$

$$S_1 = \exp\left(\frac{f_i - f_{r_1}}{|f_i| + \varepsilon}\right) \tag{4}$$

$$S_2 = \exp(f_{r_2} - f_i) \tag{5}$$

式中：rand 为 [0,1] 内的随机数；r_1 为母鸡 i 所对应的公鸡，r_2 为随机在公鸡群体与母鸡群体中选择的不同于 r_1 的个体。

小鸡个体更新：

$$x_i^j(t+1) = x_i^j + F(x_m^j(t) - x_i^j(t)) \tag{6}$$

式中：下标 m 表示小鸡 i 的母鸡妈妈；F 为小鸡跟随母鸡妈妈的系数，在 [0,2] 内取值。

由上述关于 CSO 算法的描述可知，CSO 算法作为一种新型群智能优化算法，与其他群智能优化算法存在着联系与区别。首先，将母鸡更新公式中 S_1 与 S_2 描述为学习系数 c_1 与 c_2，CSO 算法就与粒子群算法的更新方式类似，但 CSO 算法中的个体存在等级与家庭制度。其次，虽然灰狼算法与 CSO 算法都存在等级制度，但是 CSO 算法中各等级个体数量分布更为均匀，种群进化更具效率。最后，虽然蚁群、萤火虫等算法与 CSO 算法都存在着明确的分工制度，但它们需要对信息素或吸引度等进行设计，算法操作难度增加。综上，CSO 算法较其他群智能优化算法能够充分利用个体分工、协作进化的优势，且易于实现。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1.2　鸡群算法改进分析

现阶段,可根据改进方式的不同,将 CSO 算法的改进方法分为以下几个方面:①在 CSO 算法中加入辅助算子。例如,文献[9]对越界个体进行边界变异处理,加强了种群多样性;文献[11]利用 Logistic 与 Tent 等混沌映射提高了个体更新的随机性与历遍性;文献[12]在 CSO 算法中加入去重操作,提高了搜索效率。②将 CSO 算法与其他群智能优化算法融合。例如,文献[13]提出了基于蝙蝠搜索机制的 CSO 算法;文献[14]提出了一种布谷鸟-鸡群混合算法;文献[15]在 CSO 算法中引入差分进化思想,提出了差分鸡群算法。③对个体更新方式进行改进。由于个体更新方式在群智能优化算法中具有重要地位,对此类改进方法的研究最多,如文献[4-10];文献[3]指出,在对群智能算法改进中,引入辅助因子改进效果有限,一般需要和其他改进方式相结合;进行算法融合可以改善算法性能,但也增加了算法的复杂性;而对个体更新方式进行合理的改进,才能在保持算法简单性的同时显著提升算法性能。目前,利用 X-best 引导个体更新机制对 CSO 算法进行改进的研究较多,本文便结合相关文献,分析现阶段关于该机制研究的不足。

文献[8]在所有个体的更新方式中引入全局最优解,其公鸡、母鸡、小鸡更新式分别为

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)w + \text{rand} \cdot n(0,\sigma^2)(x_{\text{gbest}}^j(t) - x_i^j(t)) \tag{7}$$

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)w + S_1 \cdot \text{rand} \cdot (x_{r_1}^j(t) - x_i^j(t)) + S_2 \cdot \text{rand} \cdot (x_{\text{gbest}}^j(t) - x_i^j(t)) \tag{8}$$

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)w + F(x_{\text{gbest}}^j(t) - x_i^j(t)) + S_1(x_r^j(t) - x_i^j(t)) + S_2(x_m^j(t) - x_i^j(t)) \tag{9}$$

式中:$x_{\text{gbest}}(t)$为当前全局最优解。但文献[8]这种对所有个体全部进行 X-best 引导的改进方式,容易导致对优秀个体的过度依赖,降低了算法的全局寻优能力。对此,文献[10]提出一种新的引导机制,具体如下:

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)(1 + \text{rand} \cdot n(0,\sigma^2)) + Q(x_{\text{gbest}}^j(t) - x_i^j(t)) \tag{10}$$

$$x_i^j(t+1) = x_i^j(t)(1 + \text{rand} \cdot n(0,\sigma^2)) + K(x_{\text{gworst}}^j(t) - x_i^j(t)) \tag{11}$$

式中:$x_{\text{gwosrt}}(t)$为整个鸡群适应度最差的个体;Q、K 分别为正向、反向学习系数。在该方法中,公鸡个体主要采用式(10)的正向学习方式进行 X-best 引导,但当判断可能出现早熟现象时便采取式(11)的反向学习以跳出局部最优。这种改进虽然能在利用 X-best 引导算法收敛的同时避免算法早熟,但也存在以下问题:如何在算法后期准确判断早熟现象,如果判断失误,导致公鸡向最差个体学习,会出现种群返祖现象。

由以上分析可以发现,基于 X-best 引导个体更新方式是一种有效的 CSO 改进算法,但如何对其进行科学的设计,使算法在探索能力与开采能力之间取得平衡,还需要进行深入研究。

2　改进 X-best 引导个体更新机制和动态等级更新机制

2.1　改进 X-best 引导个体更新机制

为了克服在利用 X-best 时出现的早熟现象,同时根据 Li 等[16]在对群智能优化算法研究时所总结的规律:“有效利用种群各方面信息,能够避免群智能算法早熟。”以及 Millonas[17]提出的群智能优化算法 5 条基本原则,本文提出一种改进 X-best 引导个体更新机制。

在介绍改进 X-best 引导个体更新机制之前,需要对各群体的最优个体、较优个体、落后个体进行说明。在鸡群算法中,全局最优个体 x_{gbest}、母鸡最优个体 x_{hbest}、小鸡最优个体 x_{cbest}分别为整个鸡群、母鸡群体、小鸡群体的最优个体,按照适应度排序选择各群体的前一半个体为各群体的较优个体 x_{good},后一半个体为各群体的落后个体 x_{bad}。

图 1 为标准 CSO 算法在优化 Sphere 函数时,全局最优解 x_{gbest}、落后公鸡个体的中值 x_{rbad}、最优母鸡 x_{hbest}所对应的进化曲线。从中可以看出,在等级更新之后,随着迭代的进行,x_{hbest}会逐渐优于 x_{rbad},这说明下一等级最优个体对上一等级落后个体也具有一定的引导作用。在改进 X-best 引导个体更新机制中,首先,对于各群体的较优个体采取标准 CSO 算法中的更新机制,一方面考虑到标准 CSO 算法中更新公式更有利于较优个体的

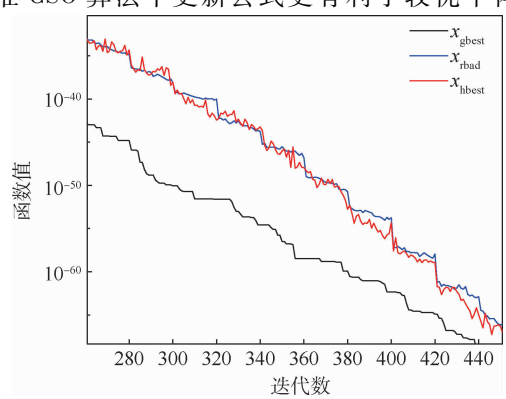


图 1　标准 CSO 算法中部分个体的进化曲线

Fig. 1　Evolution curve of some individuals in standard CSO

北航学报 赠阅

进化[1],另一方面采取多种更新方式有利于保持种群多样性;然后,对于各群体的落后个体,以落后公鸡为例,落后公鸡虽然相对本群体较为落后但其相对整个种群还是较优个体,因此针对其特点利用全局最优个体 x_{gbest} 对落后公鸡个体进行引导,同时为避免 x_{gbest} 引导作用过大,还应利用个体自身 x_i 与最优母鸡 x_{hbest} 对 x_{gbest} 的影响进行平衡,同理母鸡、小鸡群体中的落后个体也采用类似的更新方式。这样的更新机制,既在一定程度上维持了种群的多样性,又有效针对各群体特点设计合理的 X-best 引导更新方式,能够避免 X-best 引导作用过大而使算法全局寻优能力下降。

改进 X-best 引导个体更新机制中对各群体落后个体的具体更新方式如下:

$$x(t+1) = \boldsymbol{u} + \mathrm{rand}(-1,1) \cdot \boldsymbol{\Delta} \tag{12}$$

式中:$\boldsymbol{u}$ 为更新基向量;$\boldsymbol{\Delta}$ 为更新扰动向量;rand(-1,1)为[-1,1]内的随机数,对于不同的落后个体,其 $\boldsymbol{u}$ 和 $\boldsymbol{\Delta}$ 不同。式(12)这种以基向量和扰动向量作为更新中心与更新范围、以随机系数作为更新调节的个体更新方式,体现了 Millonas[17] 所提出的稳定性原则、近邻原则、多样性反应原则。

对于落后公鸡 x_{ri}:

$$\begin{cases} u_{ri} = \dfrac{1}{2}x^j_{gbest} + \dfrac{1}{4}x^j_{ri} + \dfrac{1}{4}x^j_{hbest} \\ \Delta_{ri} = \dfrac{1}{2}(x^j_{gbest} - x^j_{ri}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{hbest} - x^j_{ri}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{gbest} - x^j_{hbest}) \end{cases} \tag{13}$$

对于落后母鸡 x_{hi}:

$$\begin{cases} u_{hi} = \dfrac{1}{2}x^j_{rhi} + \dfrac{1}{6}x^j_{hbest} + \dfrac{1}{6}x^j_{hi} + \dfrac{1}{6}x^j_{cbest} \\ \Delta_{hi} = \dfrac{1}{2}(x^j_{rhi} - x^j_{hi}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{hbest} - x^j_{hi}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{cbest} - x^j_{hi}) \end{cases} \tag{14}$$

对于落后小鸡 x_{ci}:

$$\begin{cases} u_{ci} = \dfrac{1}{2}x^j_{hbest} + \dfrac{1}{6}x^j_{mi} + \dfrac{1}{6}x^j_{ci} + \dfrac{1}{6}x^j_{cbest} \\ \Delta_{ci} = \dfrac{1}{2}(x^j_{hbest} - x^j_{ci}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{mi} - x^j_{ci}) + \dfrac{1}{4}(x^j_{cbest} - x^j_{ci}) \end{cases} \tag{15}$$

在式(13)中,利用全局最优解 x_{gbest} 对落后公鸡 x_{ri} 进行引导,同时利用个体自身 x_{ri} 与最优母鸡 x_{hbest} 对 x_{gbest} 的影响进行平衡。类似的,式(14)中针对落后母鸡 x_{hi},分别选取公鸡伴侣 x_{rhi}、最优母鸡 x_{hbest}、自身 x_{hi} 及最优小鸡 x_{cbest} 对其引导与平衡。式(15)中针对落后小鸡 x_{ci},分别选取最优母鸡 x_{hbest}、母鸡妈妈 x_{mi}、最优小鸡 x_{cbest} 及自身 x_{ci} 对其引导与平衡。文献[18]提出一种基于无偏搜索的精英蜂群算法,其在个体更新公式中将权重系数进行平均化处理,达到了无偏搜索的目的,提升了算法性能。本文在确定式(13)~式(15)中的权重系数时,借鉴了该无偏搜索思想,同时考虑到 CSO 算法中存在着明显的等级机制,因此将总权重设为 1,将高等级优秀个体权重设为 1/2,其余个体权重进行平均化处理。式(13)~式(15)的设计思想反映了 Li 等[16] 所总结的规律,体现了 Millonas[17] 所提出的品质原则与适应性原则。

2.2 动态等级更新机制

等级更新参数 G 是 CSO 算法中特殊的参数,其决定了群体等级更新的快慢,对鸡群个体的进化具有重要意义。大量研究发现,G 在 2~20 之间可以处理大多数优化问题[8]。本文进一步研究后发现以下 3 种现象:

1)现象 1。较小的 G 可以在算法前期加快普通个体向最优解靠近,并且对于多峰函数也能起到迅速跳出局部最优的作用。

2)现象 2。算法后期各群体间个体的优劣差距缩小,个体需要更多的时间向更优解进化,这时采用较大的 G 有利于提高算法收敛精度。

3)现象 3。同样情况下,现象 1 较现象 2 对算法性能影响更明显一些,这是由于群智能优化算法收敛较快,对算法前期性能的要求更高。

根据以上现象,本文提出动态等级更新机制。在该机制中,用动态等级更新参数 $G_{dynamic}$ 代替 CSO 算法中的固定参数 G,并且根据现象 1、现象 2 确定了 $G_{dynamic}$ 随算法迭代由初值 G_{min} 增大到 G_{max} 的基本形式。在确定具体递增方式时,对图 2 所示的常用递增方式进行了对比,发现非线性递增凹函数较其他方式能够在算法前期将较小参数

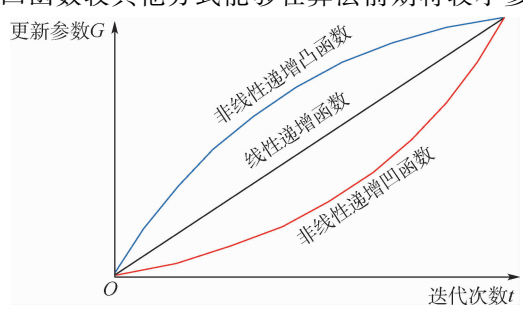


图 2 常见递增方式示意图

Fig. 2 Schematic diagram of common incremental methods

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

G 的作用维持更长时间,满足现象 3 的结论,因此选取自然指数函数这种简单的非线性递增凹函数的方式是合理的。

动态等级更新机制的数学描述如下:

$$\lambda = \ln G_{\min} + \left(\frac{\ln G_{\max} - \ln G_{\min}}{T}\right)t \tag{16}$$

$$G_{\text{dynamic}} = \text{floor}[\mathrm{e}^{\lambda}] \tag{17}$$

式中:$G_{\min}$ 与 $G_{\max}$ 分别为动态等级更新参数 G_{dynamic} 的初值与终值;t 为当前迭代次数;T 为最大迭代次数;floor[·]为向下取整函数;参数 λ 形式的确定是基于以下考虑:①由于 λ 在指数位置上,在运算时先要进行取对数操作;②式(16)与式(17)所示的形式不仅能够实现参数 G_{dynamic} 随迭代其值从 $G_{\min}$ 到 $G_{\max}$ 指数递增,而且具有计算量较小的优势。

动态等级更新机制虽然根据 CSO 算法的特点,对参数 G 进行了优化,但是引入 $G_{\min}$ 与 $G_{\max}$ 两个参数较单个参数 G 增加了参数设置的复杂性,并且对于 G_{dynamic} 的更新也增加了算法的计算量,但通过后续复杂性分析发现这种计算量是可以忽略的,以上体现了 Wolpert 和 Macready[19] 所提出的“No Free Lunch”理论。本文也对参数的取值进行了探索,通过大量测试发现令 $G_{\min}=7$、$G_{\max}=13$ 时,算法优化效果较好,此时动态参数 G_{dynamic} 与固定参数 G 的对比如图 3 所示。动态等级更新机制的伪代码如下:

```
Initialization: T, G_min, G_max    // 初始化参数
                t_0 = G_min - 1;   // 设置标志位 t_0
for  t = 1: T;
   G_dynamic = function(t, T, G_min, G_max);  // 式(16)和式(17)
   if (t - t_0) == G_dynamic;
      Update degree;   // 更新等级操作
      t_0 = t;   // 更新标志位 t_0
   end
end
```

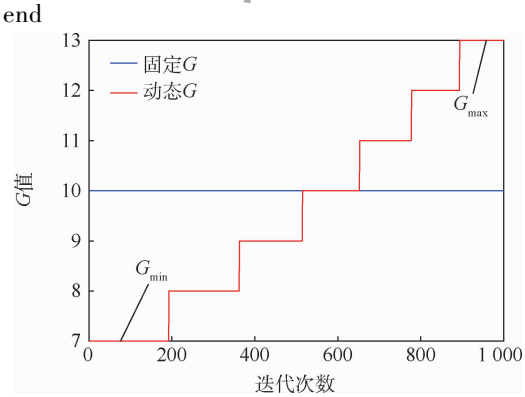


图 3　G 值对比

Fig. 3　Comparison of G value

2.3　IDCSO 算法的实现步骤

同时引入改进 X-best 引导个体更新机制与动态等级更新机制后的 CSO 算法为 IDCSO 算法,其实现步骤如下:

步骤 1　设置种群及各群体数目:N_{pop}、N_{r}、N_{h}、N_{m}、N_{c} 等;设置算法其他参数:T、$G_{\max}$、$G_{\min}$ 等;同时初始化种群。

步骤 2　计算初始种群的适应度,记录最优适应度值及其对应的个体。

步骤 3　迭代开始,根据式(16)、式(17)计算当前 t 所对应的 G_{dynamic},如果满足 $(t-t_0)=G_{\text{dynamic}}$,进行个体适应度排序及等级更新,同时令 $t_0=t$。

步骤 4　进行改进 X-best 引导个体更新环节。

1)公鸡群体中较优个体 x_{rgood} 按照式(1)、式(2)进行更新,落后个体 x_{rbad} 按照式(12)、式(13)的方式更新。

2)母鸡群体中较优个体 x_{hgood} 按照式(3)~式(5)进行更新,落后个体 x_{hbad} 按照式(12)、式(14)的方式进行更新。

3)小鸡群体中较优个体 x_{cgood} 按照式(6)进行更新,落后个体 x_{cbad} 按照式(12)、式(15)的方式更新。

步骤 5　计算新个体适应度,对比新个体与旧个体的适应度,择优保留,同时更新最优解。

步骤 6　若当前迭代次数 t 大于最大迭代次数 T,则迭代结束,输出最优解;否则,返回步骤 3。

2.4　IDCSO 算法的特点

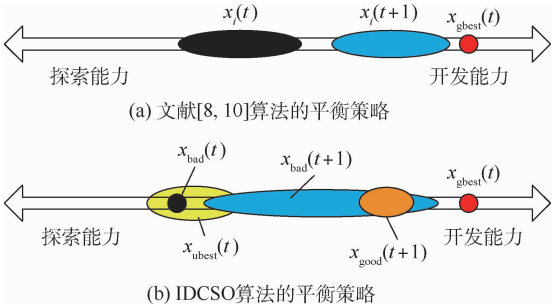
通过对 IDCSO 算法进行分析,发现其具有以下特点:

1)IDCSO 算法较其他改进算法,对优秀个体 X-best 的利用更为合理。图 4(a)为文献[8,10]所提出的 X-best 引导个体更新方式的平衡策略图,可以发现,其不区分个体特点,利用最优解对所有个体进行更新引导,这种更新方式虽然保证了开发性,但却以算法的探索性为代价。而图 4(b)为 IDCSO 算法中个体更新的平衡策略图,可以发现,该机制先针对个体特点设计不同的更新方式,然后在利用上一级优秀个体 $x_{\text{pbest}}(t)$ 的同时,还综合下一级优秀个体 $x_{\text{ubest}}(t)$ 及落后个体 $x_{\text{bad}}(t)$ 自身对 $x_{\text{bad}}(t)$ 进行更新引导,能较好地在开发能力与探索能力之间取得平衡。

2)IDCSO 算法中个体更新范围更为合理。图 5 以二维问题为例,对不同更新方式的范围进行了对比。图 5(a)为文献[8,10]的个体更新范围示意图,由于其只利用最优解与个体自身产生

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

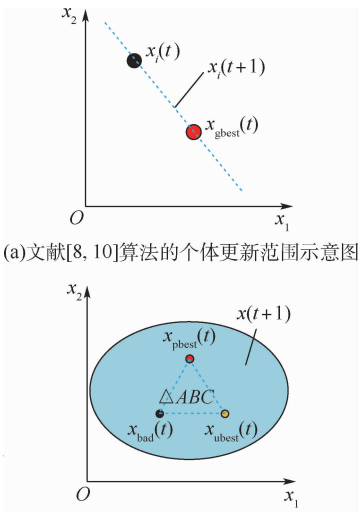


(a) 文献[8, 10]算法的平衡策略

(b) IDCSO算法的平衡策略

图 4 算法平衡策略对比

Fig. 4 Comparison of balance strategy of algorithm



(a)文献[8, 10]算法的个体更新范围示意图

(b) IDCSO算法的个体更新范围示意图

图 5 个体更新范围对比示意图

Fig. 5 Schematic diagram of individual update range comparison

新解，根据几何原理，判断其更新范围应在 $x_{gbest}(t)$ 与 $x_i(t)$ 形成的直线上，更新范围较小，而且受 $x_{gbest}(t)$ 影响较大。图 5(b)为 IDCSO 算法中个体更新范围示意图，由于改进 X-best 机制能够综合多方面信息，IDCSO 算法较文献[8, 10]将个体更新范围由直线上扩展到平面区域，更新范围扩大，有利于维持种群多样性。新个体的具体生成区域可由更新中心与更新扰动的运算结果进行预测，一般 $x_{pbest}(t)$、$x_{ubest}(t)$、$x_{bad}(t)$ 构成三角形区域，如图 5(b)中 $\triangle ABC$。由式(12) ~ 式(15)中更新基向量的产生原理可知，更新中心以较大概率存在于 $\triangle ABC$ 之内，而新个体的产生还受到扰动向量及随机因子的影响，因此其具体生成区域是以 $\triangle ABC$ 为中心，以随机概率波动的不确定区域，如图 5(b)中的蓝色区域。在算法前期，$x_{pbest}(t)$、x_{bad}、x_{ubest} 之间的差距较大，所构成的三角形与更新扰动较大，新个体的生成范围较大，算法以探索为主；而在算法后期，x_{pbest}、x_{bad}、x_{ubest} 之间的差距较小，所构成的三角形与更新扰动较小，新个体生成范围缩小，算法以开采为主，提高收敛精度。

2.5 IDCSO 算法的复杂度分析及收敛性证明

2.5.1 算法复杂度分析

设优化问题维数为 n，鸡群个体数量为 N_{pop}，参数设置、随机数产生、目标函数值计算、适应度排序的时间分别为 t_1、t_2、t_f、t_3。由于 IDCSO 算法在初始化阶段与 CSO 算法不存在差别，CSO 算法与 IDCSO 算法在初始化阶段的时间复杂度同为

$$T_1 = t_1 + nN_{pop}t_2 + N_{pop}t_f + t_3 = O(n + t_f) \quad (18)$$

在迭代更新阶段，设公鸡、母鸡、小鸡数量分别为 N_r、N_h、N_c，CSO 算法中各等级个体每次更新耗时分别为 t_r、t_h、t_c，IDCSO 算法中各等级个体每次更新耗时分别为 t_r^*、t_h^*、t_c^*，由于 IDCSO 算法个体更新中未引入复杂操作，以上耗时差距不大。设 CSO 算法中等级更新参数为 G，新旧个体比较淘汰耗时为 t_s，等级更新每次耗时为 t_G，IDCSO 算法中计算动态参数 $G_{dynamic}$ 的耗时为 t_d，动态更新次数为 N_d（N_d 略等于 T/G）。则 CSO 算法与 IDCSO 算法在迭代更新阶段的时间复杂度分别为

$$T_2^{CSO} = N_rT(t_f + nt_r) + N_hT(t_f + nt_h) + N_cT(t_f + nt_c) + NTt_s + \frac{T}{G}t_G = O(Tn + Tt_f) \quad (19)$$

$$T_2^{ID} = N_rT(t_f + nt_r^*) + N_hT(t_f + nt_h^*) + Tt_d + N_cT(t_f + nt_c^*) + NTt_s + N_dt_G = O(Tn + Tt_f) \quad (20)$$

比较式(19)与式(20)可以发现，在迭代更新阶段，IDCSO 算法较 CSO 算法在时间复杂度计算公式中仅多了 Tt_d 项，此为计算动态等级更新参数的时间代价。但总体上，T_2^{CSO} 与 T_2^{ID} 仍然为同一数量级，即 IDCSO 算法与 CSO 算法的复杂度相同。

2.5.2 算法收敛性证明

IDCSO 算法为全局收敛算法。分析证明过程如下：

IDCSO 算法是一种典型的随机优化算法，目前常利用 Markov 等随机理论对此类算法收敛性进行分析[20-21]。对此，首先给出随机算法收敛的条件与判断准则[22]。

设随机优化算法 A 在优化问题$\langle A, f\rangle$时，第 i 次迭代结果为 x_i，第 $i+1$ 次迭代结果 $x_{i+1} = A(x_i, \zeta)$。其中，A 与 ξ 分别为问题的可行空间与算法 A 曾搜索到的解，f 为适应度函数。有以下条件：

1) 条件 1。$f(A(x,\zeta)) \leqslant f(x)$，且若 $\zeta \in A$，则有 $f(A(x,\zeta)) \leqslant f(\zeta)$。

2) 条件 2。对 $\forall B \in A$，s.t. $v(B) > 0$（$v(B)$ 为在集合 B 上的勒贝格测度），有 $\prod_{i=0}^{\infty}(1 -$

北航学报 赠阅

$u_i(B))=0$。其中,$u_i(B)$为算法 A 第 i 次迭代搜索解在集合 B 上的概率测度。

随机算法全局收敛准则:若算法 A 满足条件 1 与条件 2,$\{x_i\}_{i=1}^{\infty}$为算法 A 生成的序列,有:概率测度 $\lim\limits_{k\to\infty}P(x_i\in R)=1$($R$ 为最优区域),即算法 A 全局收敛。

在应用 Markov 过程对 IDCSO 算法进行分析后,得出以下定理。

定理 1　IDCSO 算法满足条件 1。

证明　如 2.3 节步骤 5,IDCSO 算法在每次迭代更新时都会对个体的当前位置进行选择,即

$$x_i(t+1)=\begin{cases}x_i(t) & f(x_i(t))\geqslant f(x_i(t+1))\\ x_i(t+1) & f(x_i(t))<f(x_i(t+1))\end{cases}\tag{21}$$

由此可以看出,IDCSO 算法在迭代过程中对最优位置进行保留,即 IDCSO 算法满足条件 1,定理 1 得证。　**证毕**

定理 2　IDCSO 算法进行无穷次迭代后,搜索不到全局最优解的概率为 0,即 $\prod\limits_{i=0}^{\infty}(1-u_i(B))=0$,满足条件 2。

证明　首先,IDCSO 算法中的动态等级更新机制只是对等级更新参数进行优化,并不改变 CSO 算法中的鸡群状态及状态转移。其次,由定理 1 可知,IDCSO 算法所采用的改进 X-best 引导个体更新机制,也能够保证新产生的个体不差于前代的个体。因此,IDCSO 算法与 CSO 算法一样,它们所产生的种群序列同为吸收态的 Markov 链[23],故可以直接根据文献[23]给出以下结论:①IDCSO 算法中,最优鸡群状态集 G^{id} 为状态空间 S^{id} 上的一个闭集。②不存在非空闭集 $M\{M\in S^{\mathrm{id}}\}$,使得 $M\cap G^{\mathrm{id}}=\varnothing$。同时根据文献[24]给出的定理:在 Markov 链存在一个非空闭集 E,但不存在另一个非空闭集 O 的情况下,使得 $E\cap O=\varnothing$,则当 $j\in E$ 时,有 $\lim\limits_{k\to\infty}p(x_k=j)=\pi_j$,$\pi_j$ 表示 x_k 转移到状态空间 j 的概率,且当 $j\notin E$ 时,有 $\lim\limits_{k\to\infty}p(x_k=j)=0$。最后,综合上述结论与定理可得出,IDCSO 算法中鸡群状态会在迭代次数趋于无穷时进入最优状态集 G^{id},定理 2 得证。　**证毕**

综上,由于定理 1、定理 2 分别证明了 IDCSO 满足收敛条件 1、条件 2,根据随机算法全局收敛准则判定 IDCSO 算法为全局收敛算法,结论得证。

3　仿真结果对比与分析

为了全面验证本文所提 2 种改进机制与 IDCSO 算法的有效性和先进性,利用 15 个经典测试函数在 MATLAB R2017a 环境下对相关算法进行了性能测试。仿真计算机配置为 Inter(R)core(TM) i5-5200U 2.2 GHz,4 GB 运行内存。15 个测试函数的搜索范围、测试维度、理论最优值如表 1所示。其中,$f_1\sim f_4$为单峰函数,可测试算法的收敛速度与精度;$f_5\sim f_{14}$为多峰函数,可测试算法的跳出局部最优与全局收敛能力;f_{15}为维度 2 的测试函数。参与仿真对比的算法主要有 ABC[2]、CSO、ICSO、DCSO、HCSO[8]、OBSA-CSO[9]。其中,ICSO 算法与 DCSO 算法是分别在 CSO 算法中引入改进 X-best 引导个体更新机制和动态等级更新机制的改进算法,HCSO 算法[8]、OBSA-CSO 算法[9]是参考文献[8-9]中的改进算法。为公平对比,将各算法均独立运行 30 次后统计结果,设置对比算法的参数与原论文一致,具体如表 2 所示。经过大量试验发现,将算法最大迭代次数 T 设置为 $T=100D$(D 为测试函数维度)时,各算法基本收敛,故在试验中设置 $T=100D$。

表 1　测试函数及参数

Table 1　Test functions and parameters

函数序号	函数名	搜索空间	理论最优值	可接受精度
f_1	Sphere	[-100,100]	0	1×10^{40}
f_2	Schwefel P2.22	[-10,10]	0	1×10^{40}
f_3	Perm0,d,beta	[-10,10]	0	1×10^{3}
f_4	Sum squares	[-10,10]	0	1×10^{40}
f_5	Rastrigin	[-5.12,5.12]	0	1×10^{20}
f_6	Griewank	[-600,600]	0	1×10^{20}
f_7	Ackley	[-50,50]	0	1×10^{20}
f_8	Levy	[-10,10]	0	1×10^{3}
f_9	Powell	[-5,5]	0	1×10^{3}
f_{10}	Alpine	[-10,10]	0	1×10^{40}
f_{11}	Rosenbrock	[-10,10]	0	1×10^{3}
f_{12}	Three-hump Camel	[-5,5]	0	1×10^{40}
f_{13}	Zakharov	[-10,10]	0	1×10^{20}
f_{14}	Matyas	[-10,10]	0	1×10^{40}
f_{15}	Booth	[-10,10]	0	1×10^{40}

表 2　算法参数设置

Table 2　Algorithm parameter setting

算法	参数设置
ABC[2]	$N_{\mathrm{pop}}=100$, Limit = 50
CSO	$N_{\mathrm{pop}}=100$, $N_{\mathrm{r}}=N_{\mathrm{c}}=0.2N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{h}}=0.6N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{m}}=0.1N_{\mathrm{h}}$, $G=10$, $0.4\leqslant F\leqslant1$
HCSO[8]	$N_{\mathrm{pop}}=100$, $N_{\mathrm{r}}=N_{\mathrm{c}}=0.2N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{h}}=0.6N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{m}}=0.1N_{\mathrm{h}}$, $G=10$, $0.4\leqslant F\leqslant1$, $0\leqslant r\leqslant0.2$
OBSA-CSO[9]	$N_{\mathrm{pop}}=100$, $N_{\mathrm{r}}=N_{\mathrm{c}}=0.2N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{h}}=0.6N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{m}}=0.1N_{\mathrm{h}}$, $G=10$, $0.4\leqslant F\leqslant1$, $T_0=100$
IDCSO	$N_{\mathrm{pop}}=100$, $N_{\mathrm{r}}=N_{\mathrm{c}}=0.2N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{h}}=0.6N_{\mathrm{pop}}$, $N_{\mathrm{m}}=0.1N_{\mathrm{h}}$, $0.4\leqslant F\leqslant1$, $G_{\min}=7$, $G_{\max}=14$

北京航空航天大学学报

采用以下指标对算法的性能进行评价。Mean(Std)表示算法独立运行 30 次的平均最优测试函数值及相应的标准差,用其对算法的寻优精度进行评价。AVEN 表示算法收敛到测试函数可接受精度所需要的平均迭代次数,用其对算法的收敛速度进行评价,若算法在 30 次独立运行中都不能收敛到测试函数可接受精度,则用 Nan 表示 AVEN。寻优成功率 SR 为算法在 30 次独立运行中求得的函数值高于可接受精度的比例,其可以对算法的稳定性进行评价。

3.1 改进机制的有效性验证

为了验证本文所提 2 种改进机制与 IDCSO 算法的有效性,本节仿真利用表 1 中的测试函数对 CSO、ICSO、DCSO、IDCSO 等算法在 50 维的条件下进行了测试。各算法的参数设置如表 2 所示,各算法独立运行 30 次后的测试结果如表 3 所示(标黑数据为每组实验最优测试结果)。图 6 为部分测试函数的平均收敛曲线,为使图像更直观清晰,计录算法运行 30 次后测试函数的平均值(Mean),将 Mean 取对数后[lg(Mean)]绘制成图 6中的平均收敛曲线。

表 3 的结果反映出,引入单一改进机制的 ICSO 算法、DCSO 算法等较 CSO 算法的优化能力有较大的提升,并且同时引入 2 种改进机制的 IDCSO 算法优化效果更好。将 ICSO 算法与 DCSO 算法进行具体对比,在单峰函数 f_1 ~f_4 的测试结果中,DCSO 算法在寻优精度、收敛速度、算法稳定性等方面都好于 ICSO 算法,尤其对于 f_2,DCSO 算法不但寻优成功率达到了 100%,而且收敛最快,这说明了动态等级更新机制根据算法运行阶段动态调整种群等级更新参数提高了算法对单峰函数的优化效率;在多峰函数 f_5 ~f_{15} 的测试结果

表 3 不同改进机制算法的测试结果

Table 3 Test results of different improved mechanism algorithms

函数	维度	CSO		ICSO	
		Mean(Std)	SR(AVEN)/%	Mean(Std)	SR(AVEN)/%
f_1	50	$5.30\times10^{66}(6.73\times10^{67})$	**100**(3 743)	$2.36\times10^{75}(2.45\times10^{74})$	**100**(3 287)
f_2	50	$8.48\times10^{40}(6.76\times10^{41})$	80(3 451)	$9.36\times10^{58}(3.64\times10^{58})$	**100**(2 964)
f_3	50	$1.44\times10(8.69\times10)$	0(Nan)	$1.72\times10^{-4}(7.30\times10^{-5})$	83(2 894)
f_4	50	$7.93\times10^{40}(9.98\times10^{39})$	37(2971)	$6.52\times10^{-46}(2.12\times10^{-45})$	97(2 645)
f_5	50	**0**(**0**)	**100**(1 878)	**0**(**0**)	**100**(1093)
f_6	50	$3.41\times10^{-12}(1.99\times10^{-13})$	0(Nan)	**0**(**0**)	**100**(2 364)
f_7	50	$5.36\times10^{-7}(3.92\times10^{-7})$	0(Nan)	$4.63\times10^{-13}(7.82\times10^{-13})$	0(Nan)
f_8	50	$2.68\times10^{-1}(1.99\times10^{-1})$	0(Nan)	$1.45\times10^{-7}(6.31\times10^{-7})$	**100**(2 959)
f_9	50	$5.25\times10^{-3}(6.22\times10^{-03})$	43(3 054)	$6.23\times10^{-7}(4.62\times10^{-8})$	**100**(2 491)
f_{10}	50	$9.19\times10^{-49}(6.73\times10^{-48})$	100(3 182)	$4.87\times10^{-76}(3.26\times10^{-75})$	**100**(2 153)
f_{11}	50	5.51(2.07×10)	0(Nan)	$6.82\times10^{-7}(7.83\times10^{-6})$	**100**(2 095)
f_{12}	50	$3.20\times10^{-75}(7.46\times10^{-75})$	**100**(1 563)	**0**(**0**)	**100**(**893**)
f_{13}	50	$9.95\times10^{-5}(3.36\times10^{-6})$	0(Nan)	$8.39\times10^{-39}(7.52\times10^{-40})$	**100**(2 122)
f_{14}	50	$2.43\times10^{-81}(9.74\times10^{-82})$	**100**(2 943)	**0**(**0**)	**100**(1 406)
f_{15}	2	**0**(**0**)	97(436)	**0**(**0**)	**100**(316)

函数	维度	DCSO		IDCSO	
		Mean(Std)	SR(AVEN)/%	Mean(Std)	SR(AVEN)/%
f_1	50	$2.97\times10^{-84}(8.13\times10^{-83})$	**100**(2 396)	**0**(**0**)	**100**(**2 247**)
f_2	50	**0**(**0**)	**100**(**2 184**)	**0**(**0**)	**100**(**2 434**)
f_3	50	$5.14\times10^{-6}(5.14\times10^{-6})$	**100**(2431)	$\mathbf{1.11\times10^{-9}(2.09\times10^{-10})}$	**100**(**1 963**)
f_4	50	$8.46\times10^{-51}(8.46\times10^{-51})$	**100**(2 349)	$\mathbf{7.20\times10^{-61}(1.21\times10^{-62})}$	**100**(**1 743**)
f_5	50	**0**(**0**)	**100**(1 298)	**0**(**0**)	**100**(**827**)
f_6	50	**0**(**0**)	**100**(2 863)	**0**(**0**)	**100**(**1 726**)
f_7	50	$6.22\times10^{-11}(6.22\times10^{-11})$	0(Nan)	$\mathbf{8.88\times10^{-22}(3.28\times10^{-23})}$	**96**(**1 937**)
f_8	50	$3.63\times10^{-4}(3.63\times10^{-4})$	87(3 083)	$\mathbf{4.83\times10^{-9}(1.17\times10^{-10})}$	**100**(**2 176**)
f_9	50	$5.74\times10^{-8}(5.74\times10^{-8})$	**100**(2 691)	$\mathbf{6.08\times10^{-10}(2.58\times10^{-10})}$	**100**(**1 763**)
f_{10}	50	$8.86\times10^{-70}(8.86\times10^{-70})$	**100**(2 557)	$\mathbf{3.33\times10^{-81}(1.31\times10^{-82})}$	**100**(**1 846**)
f_{11}	50	$5.76\times10^{-5}(5.76\times10^{-5})$	93(2 816)	$\mathbf{5.26\times10^{-12}(1.52\times10^{-12})}$	**100**(**1 796**)
f_{12}	50	$6.24\times10^{-96}(6.24\times10^{-96})$	**100**(1 076)	**0**(**0**)	**100**(961)
f_{13}	50	$8.39\times10^{-35}(8.39\times10^{-35})$	**100**(2 694)	$\mathbf{1.96\times10^{-46}(7.83\times10^{-45})}$	**100**(**1 534**)
f_{14}	50	$6.39\times10^{-95}(6.39\times10^{-95})$	**100**(2 036)	**0**(**0**)	**100**(**1376**)
f_{15}	2	**0**(**0**)	**100**(339)	**0**(**0**)	**100**(**223**)

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

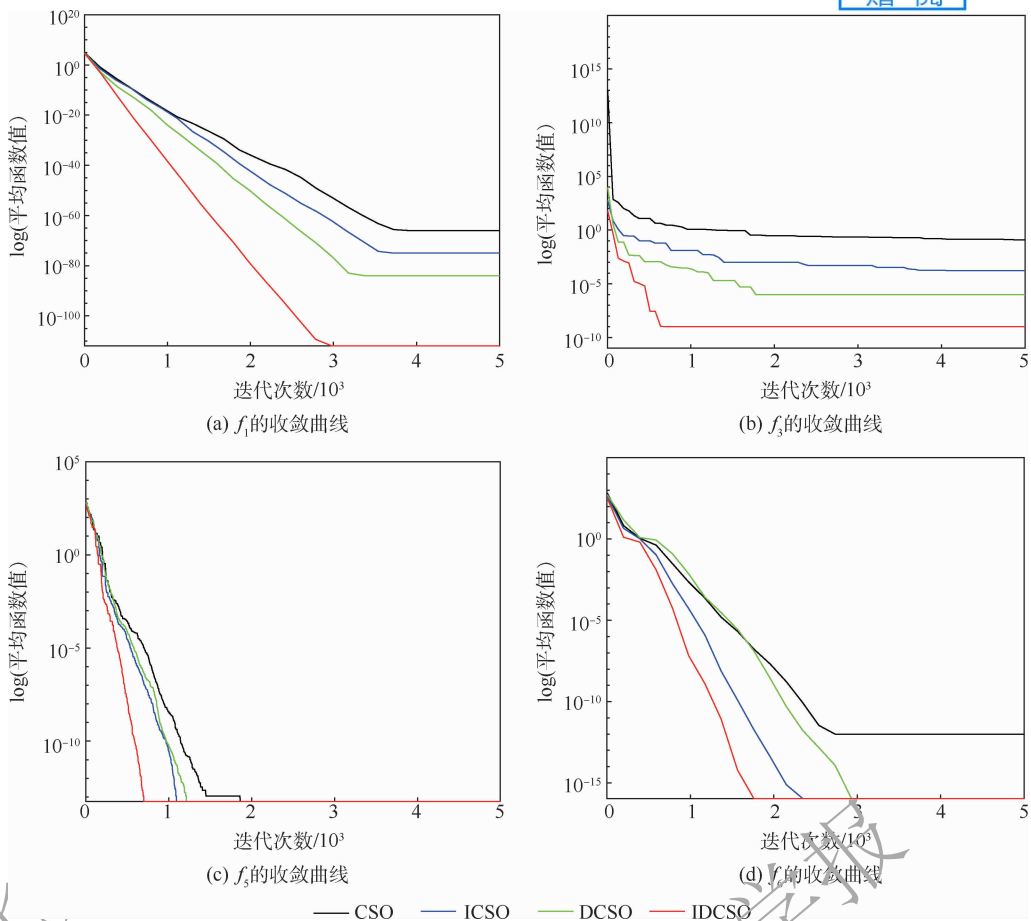


图 6　不同改进机制算法的收敛曲线（$D=50$）

Fig. 6　Convergence curves of different improved mechanism algorithms ($D=50$)

中，ICSO 算法的优化指标明显好于 DCSO 算法，如 f_{12} 与 f_{14}，ICSO 算法在寻优精度、寻优成功率、收敛速度等方面都具有优势，这表明改进 X-best 引导个体更新机制对各群体个体进行合理的精英引导加快了算法收敛，提高了算法的全局收敛能力。对 IDCSO 算法的测试结果进行分析可以发现，对于 f_1，仅有 IDCSO 算法能够优化到理论最优值；对于 f_2、f_5、f_6、f_{12}、f_{14}、f_{15}，虽然 ICSO 算法、DCSO 算法等算法的寻优成功率都能达到 100%，但是 IDCSO 算法取得最优值时所用的迭代次数最少；并且对于其他测试函数，IDCSO 算法的评价指标结果也表现优异，这说明本文的 2 种改进机制之间不存在抑制，同时引入 2 种改进机制后的 IDCSO 算法优化效果最好。为了更为直观地了解测试结果，图 6 给出了各算法运行 30 次后部分测试函数的平均收敛曲线，其中纵坐标为平均函数值的对数。从图中可以看出，在最大迭代次数内各算法基本都趋于收敛，但是 ICSO、DCSO、IDCSO 等改进算法较 CSO 算法的寻优精度高、收敛速度快，并且 IDCSO 算法优化效果最好。

综上，表 3 与图 6 的结果一致证明了 2 种改进机制与改进算法的有效性。

3.2　改进算法性能测试

为了进一步测试 IDCSO 算法的优化性能，验证 IDCSO 算法的先进性。本节仿真利用表 1 中的测试函数对 ABC[2]、CSO、HCSO[8]、OBSA-CSO[9]、IDCSO 等算法分别在 30 维与 100 维的条件下进行了测试。各算法的参数设置如表 2 所示，各算法独立运行 30 次的测试结果如表 4 所示（标置数据为每组实验最优测试结果），部分测试函数的平均收敛曲线如图 7、图 8 所示。

对比表 4 中的数据，在测试函数维度 $D=30$ 时，对于 15 个测试函数，ABC 算法、CSO 算法分别对 6 个和 9 个测试函数的寻优成功率达到了 100%，而 HCSO[8] 算法、OBSA-CSO[9] 算法、IDCSO 算法分别对 13、14、15 个测试函数的寻优成功率达到了 100%，并且在算法完成收敛时，HCSO[8] 算法、OBSA-CSO[9] 算法、IDCSO 算法等需要的迭代次数也比 CSO 算法、ABC 算法等的要少，这说明了 HCSO[8]、OBSA-CSO[9]、IDCSO 算法改进算法较 CSO 算法、ABC 算法等基本算法的寻优能力有所提高；对于单峰函数 f_1、f_2、f_4，多峰函数 f_{12}、f_{14} 仅有 IDCSO 算法能够收敛到理论最优值，对于多峰函数 f_5、f_6，虽然各算法均能收敛到理

北航学报 赠阅

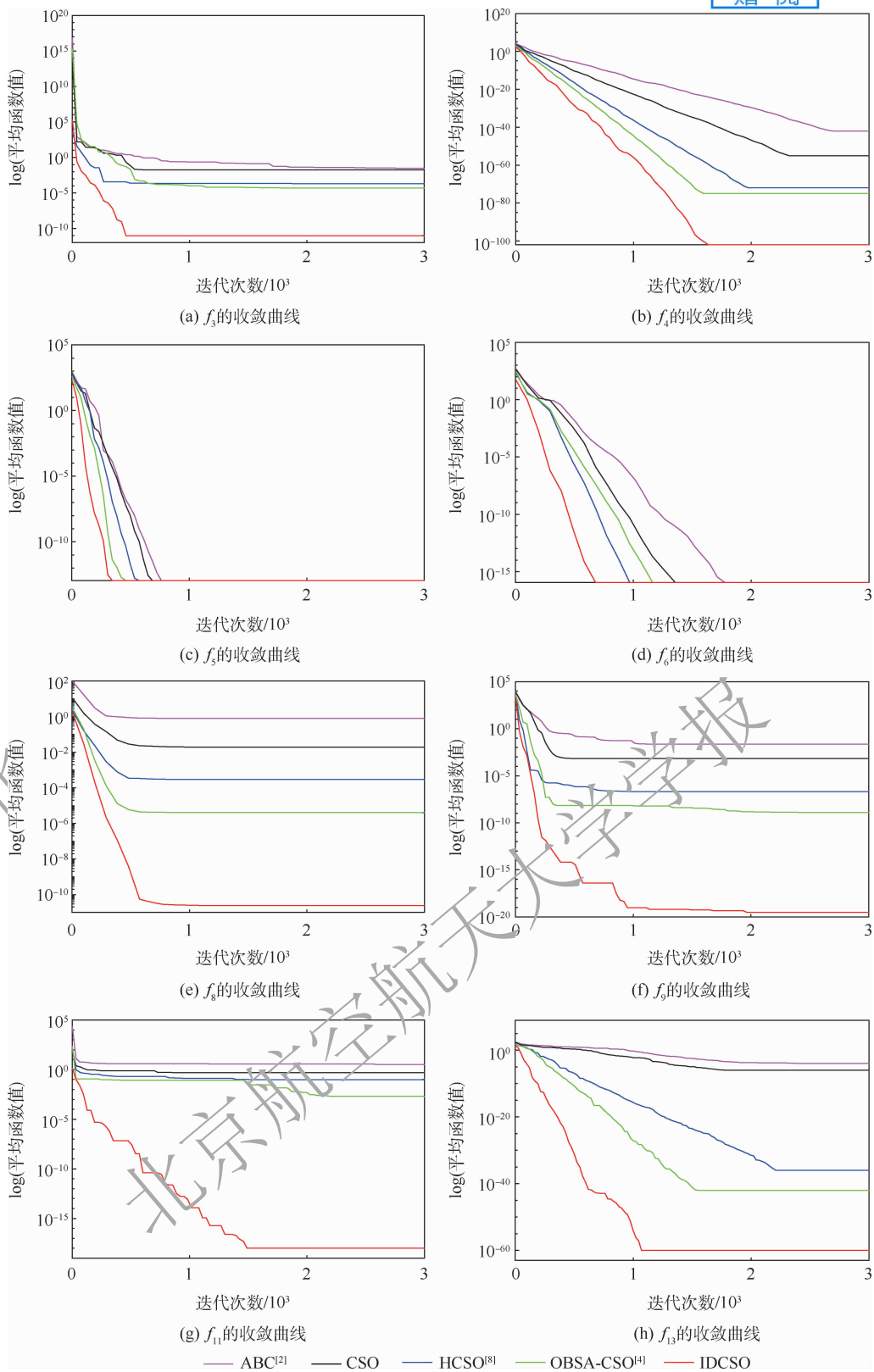
表 4 各算法对 30 维与 100 维函数的测试结果

Table 4 Test results of each algorithm on 30- and 100-dimensional functions

函数	维数	指标	ABC[2]	CSO	HCSO	OBSA-CSO[9]	IDCSO
f_1	30	Mean(Std)	$5.61\times10^{-35}(6.82\times10^{-36})$	$5.82\times10^{-86}(5.41\times10^{-86})$	$8.51\times10^{-102}(5.61\times10^{-101})$	$9.30\times10^{-114}(6.97\times10^{-115})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(2 393)	**100**(2 369)	**100**(1 988)	**100**(1 907)	**100**(1 654)
	100	Mean(Std)	$6.61\times10^{-21}(5.19\times10^{-22})$	$5.45\times10^{-55}(6.47\times10^{-55})$	$6.13\times10^{-64}(9.90\times10^{-65})$	$5.28\times10^{-66}(4.80\times10^{-67})$	**8.01×10^{-95}(2.28×10^{-96})**
		SR(AVEN)	**37**(6 145)	83(7875)	**100**(5 419)	**100**(4 409)	**100**(4 184)
f_2	30	Mean(Std)	$1.73\times10^{-40}(3.91\times10^{-40})$	$4.05\times10^{-47}(4.48\times10^{-46})$	$7.39\times10^{-68}(5.86\times10^{-67})$	$2.47\times10^{-74}(6.66\times10^{-75})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	93(1 802)	**100**(2 101)	**100**(2 541)	**100**(2 121)	**100**(1 614)
	100	Mean(Std)	$2.92\times10^{-22}(4.32\times10^{-23})$	$6.96\times10^{-36}(2.94\times10^{-37})$	$7.69\times10^{-43}(5.81\times10^{-43})$	$9.28\times10^{-48}(5.80\times10^{-49})$	**4.17×10^{-56}(1.21×10^{-57})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	87(4 452)	**100**(4 769)	**100**(4 216)	**100**(3 521)
f_3	30	Mean(Std)	$3.44\times10^{-2}(9.20\times10^{-2})$	$1.80\times10^{-2}(1.52\times10^{-2})$	$2.18\times10^{-4}(6.32\times10^{-5})$	$5.89\times10^{-4}(6.15\times10^{-5})$	**3.62×10^{-11}(2.50×10^{-11})**
		SR(AVEN)	37(1 745)	73(804)	**100**(845)	**100**(1 198)	**100**(612)
	100	Mean(Std)	$3.01\times10^{2}(7.01\times10^{3})$	$7.36\times10(3.95\times10)$	$1.47\times10^{-2}(1.89\times10^{-3})$	$4.43\times10^{-2}(6.35\times10^{-2})$	**2.82×10^{-5}(5.39×10^{-5})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	57(8 065)	63(6 463)	**97**(4 433)
f_4	30	Mean(Std)	$4.33\times10^{-42}(5.61\times10^{-41})$	$8.22\times10^{-55}(4.30\times10^{-56})$	$1.24\times10^{-72}(4.92\times10^{-73})$	$8.53\times10^{-75}(8.74\times10^{-76})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	93(2 741)	**100**(2 415)	**100**(1 984)	**100**(1 556)	**100**(1 435)
	100	Mean(Std)	$6.45\times10^{-23}(3.76\times10^{-24})$	$7.91\times10^{-31}(9.49\times10^{-32})$	$9.48\times10^{-33}(2.82\times10^{-34})$	$1.06\times10^{-35}(1.42\times10^{-36})$	**1.66×10^{-42}(6.21×10^{-42})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	27(4 568)	**87**(3 956)
f_5	30	Mean(Std)	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(803)	**100**(754)	**100**(667)	**100**(541)	**100**(469)
	100	Mean(Std)	$9.06\times10^{-5}(8.82\times10^{-6})$	$5.34\times10^{-6}(1.90\times10^{-7})$	$3.41\times10^{-12}(4.31\times10^{-13})$	$2.27\times10^{-13}(3.01\times10^{-13})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	**100**(3 649)
f_6	30	Mean(Std)	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(1 734)	**100**(1 487)	**100**(973)	**100**(1 246)	**100**(698)
	100	Mean(Std)	$1.49\times10^{-6}(9.01\times10^{-6})$	$1.32\times10^{-10}(5.42\times10^{-11})$	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	**100**(5 096)	**100**(3 745)	**100**(2 596)
f_7	30	Mean(Std)	$6.61\times10^{-16}(7.30\times10^{-17})$	$1.78\times10^{-23}(3.61\times10^{-23})$	$4.44\times10^{-28}(5.22\times10^{-29})$	$4.44\times10^{-34}(5.22\times10^{-35})$	**2.09×10^{-41}(9.05×10^{-41})**
		SR(AVEN)	17(1 731)	87(1 951)	**100**(1 865)	**100**(1 465)	**100**(1 094)
	100	Mean(Std)	$8.63\times10^{-10}(4.84\times10^{-10})$	$9.12\times10^{-17}(1.04\times10^{-18})$	$7.46\times10^{-20}(7.36\times10^{-21})$	$5.62\times10^{-25}(1.84\times10^{-25})$	**5.97×10^{-32}(3.06×10^{-33})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	20(4 696)	67(4 367)	93(4 117)	**100**(3 714)
f_8	30	Mean(Std)	$7.87\times10^{-1}(1.93\times10^{-2})$	$1.94\times10^{-2}(4.71\times10^{-2})$	$2.95\times10^{-4}(7.54\times10^{-5})$	$4.11\times10^{-6}(3.13\times10^{-7})$	**2.40×10^{-11}(1.97×10^{-12})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	37(696)	83(724)	**100**(**678**)	**100**(684)
	100	Mean(Std)	$6.95\times10^{2}(4.99\times10^{3})$	$4.56\times10(1.02\times10)$	$9.95\times10^{-2}(3.32\times10^{-2})$	$2.97\times10^{-3}(4.62\times10^{-3})$	**2.98×10^{-5}(4.46×10^{-6})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	43(6 741)	77(5 863)	**97**(4 213)
f_9	30	Mean(Std)	$2.32\times10^{-2}(6.47\times10^{-1})$	$6.63\times10^{-4}(1.92\times10^{-3})$	$2.03\times10^{-7}(7.77\times10^{-8})$	$6.22\times10^{-9}(5.34\times10^{-9})$	**5.31×10^{-20}(8.26×10^{-21})**
		SR(AVEN)	33(2 134)	83(1 164)	**100**(1 042)	**100**(894)	**100**(864)
	100	Mean(Std)	5.74(4.52)	$7.46\times10^{-1}(4.12\times10^{-2})$	$3.48\times10^{-3}(6.68\times10^{-4})$	$6.03\times10^{-5}(5.26\times10^{-6})$	**7.34×10^{-8}(7.07×10^{-7})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	53(3 914)	97(3 854)	**100**(3 421)
f_{10}	30	Mean(Std)	$7.86\times10^{-42}(5.13\times10^{-43})$	$6.93\times10^{-58}(5.57\times10^{-57})$	$3.97\times10^{-71}(5.62\times10^{-72})$	$7.87\times10^{-79}(3.38\times10^{-80})$	**6.08×10^{-94}(7.41×10^{-95})**
		SR(AVEN)	90(1 731)	**100**(1 826)	**100**(2 145)	**100**(1 945)	**100**(1 696)
	100	Mean(Std)	$4.67\times10^{-23}(6.48\times10^{-22}$	$5.54\times10^{-31}(4.85\times10^{-32})$	$8.94\times10^{-36}(7.99\times10^{-37})$	$7.34\times10^{-38}(2.51\times10^{-39})$	**4.73×10^{-51}(2.89×10^{-52})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	17(5 078)	63(4 974)	**100**(3 974)
f_{11}	30	Mean(Std)	3.62(5.06)	$5.03\times10^{-1}(9.13\times10^{-2})$	$9.78\times10^{-2}(1.98\times10^{-2})$	$2.14\times10^{-3}(5.47\times10^{-3})$	**4.45×10^{-19}(9.65×10^{-19})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	50(1 379)	83(2 345)	**100**(943)
	100	Mean(Std)	$1.58\times10^{3}(9.71\times10^{2})$	$9.57\times10^{2}(4.85\times10^{2})$	8.25(1.42)	$4.22\times10^{-2}(9.16\times10^{-1})$	**7.92×10^{-8}(9.59×10^{-8})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	43(5 274)	**100**(**4 173**)
f_{12}	30	Mean(Std)	$6.56\times10^{-84}(3.36\times10^{-84})$	$8.49\times10^{-92}(9.34\times10^{-93})$	$8.89\times10^{-101}(1.54\times10^{-102})$	$1.26\times10^{-105}(2.36\times10^{-105})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(946)	**100**(894)	**100**(793)	**100**(641)	**100**(593)
	100	Mean(Std)	$7.06\times10^{-42}(2.32\times10^{-43})$	$2.77\times10^{-52}(1.46\times10^{-52})$	$2.97\times10^{-72}(8.23\times10^{-73})$	$6.95\times10^{-81}(3.17\times10^{-81})$	**9.59×10^{-96}(2.34×10^{-97})**
		SR(AVEN)	87(3 641)	**100**(3 096)	**100**(2 784)	**100**(2 263)	**100**(1 643)
f_{13}	30	Mean(Std)	$1.03\times10^{-4}(3.82\times10^{-4})$	$7.66\times10^{-6}(7.95\times10^{-7})$	$1.87\times10^{-36}(4.92\times10^{-36})$	$4.46\times10^{-42}(6.49\times10^{-41})$	**7.09×10^{-60}(7.55×10^{-61})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	**100**(2 374)	**100**(1 578)	**100**(1 076)
	100	Mean(Std)	$1.04\times10^{-2}(6.82\times10^{-1})$	$1.03\times10^{-4}(1.63\times10^{-5})$	$2.52\times10^{-7}(4.98\times10^{-8})$	$1.32\times10^{-9}(3.43\times10^{-9})$	**1.06×10^{-21}(2.24×10^{-22})**
		SR(AVEN)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	0(Nan)	**80**(**4 566**)
f_{14}	30	Mean(Std)	$7.51\times10^{-85}(2.55\times10^{-85})$	$5.06\times10^{-96}(6.99\times10^{-97})$	$4.36\times10^{-105}(6.12\times10^{-106})$	$1.94\times10^{-108}(8.25\times10^{-109})$	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(1 294)	**100**(984)	**100**(841)	**100**(793)	**100**(624)
	100	Mean(Std)	$8.41\times10^{-51}(2.54\times10^{-52})$	$8.14\times10^{-64}(2.44\times10^{-65})$	$9.29\times10^{-75}(3.53\times10^{-75})$	$1.97\times10^{-79}(2.51\times10^{-80})$	**6.16×10^{-93}(4.73×10^{-93})**
		SR(AVEN)	**100**(4 836)	**100**(4 214)	**100**(3 935)	**100**(3 647)	**100**(3 056)
f_{15}	2	Mean(Std)	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**	**0(0)**
		SR(AVEN)	**100**(475)	**100**(436)	**100**(397)	**100**(364)	**100**(223)

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 7　$D=30$ 时部分测试函数的收敛曲线

Fig. 7　Convergence curves of some test functions when $D=30$

论最优值，但是 IDCSO 算法所花费的迭代次数最少；并且对于其他测试函数的优化结果，IDCSO 算法不论是在寻优成功率方面还是寻优精度、收敛代数方面，都较其他对比算法有较大提升。这一方面说明了 IDCSO 算法中引入的改进 X-best 引导个体更新机制较文献[8-9]所提出的 X-best 引导个体更新方式更为科学合理，能够有效避免算法陷入局部最优，提高了算法的全局收敛能力，使 IDCSO 算法在求解复杂多峰函数时具有寻优精度、收敛速度等方面的优势；另一方面也说明了

北航学报 赠阅

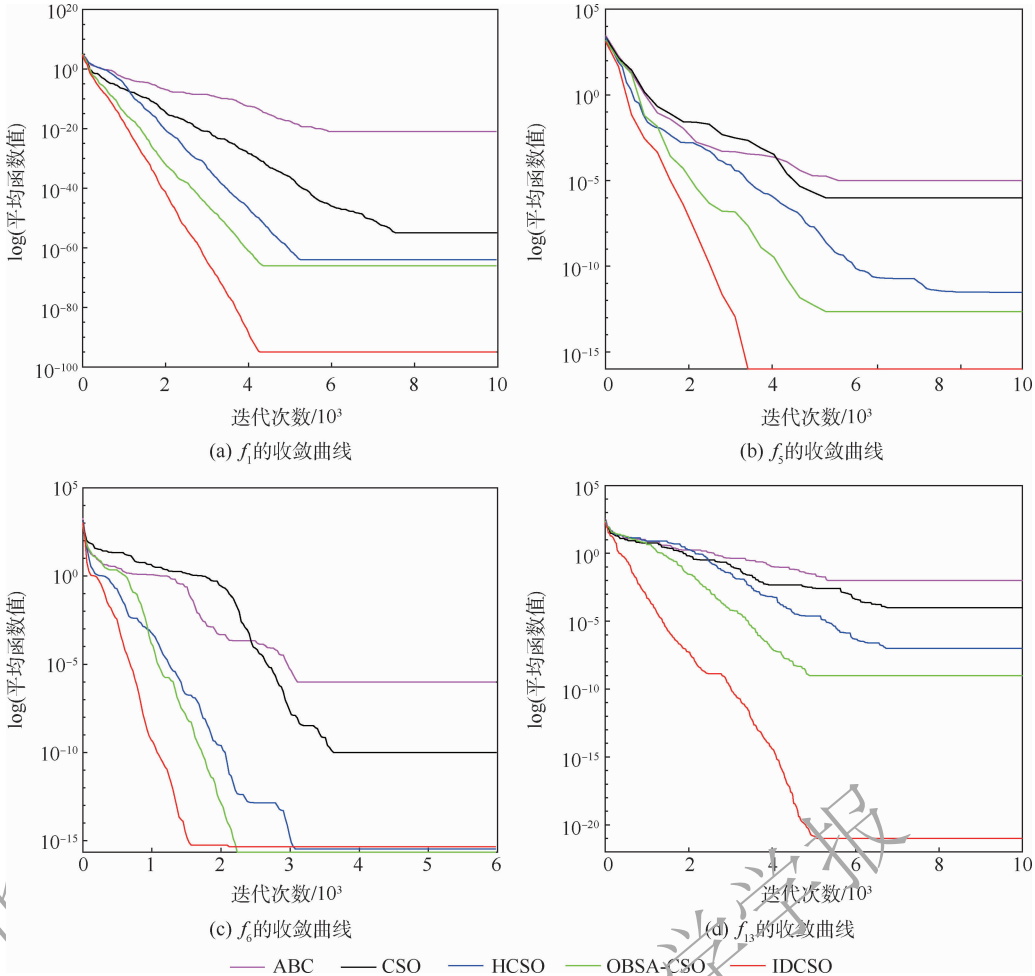


图 8 $D=100$ 时部分测试函数的收敛曲线

Fig. 8 Convergence curves of some test functions when $D=100$

IDCSO 算法中引入动态等级更新机制后，种群等级更新的频率可以根据算法阶段进行动态地的调整，提高了算法寻优效率，进一步提升了算法性能。

同时如表 4 所示，当测试函数的维度从 30 维增加到 100 维，各算法的寻优精度、寻优成功率均有所下降，收敛代数有所增加，这是由于测试函数的计算复杂度与空间维度密切相关，维度的增加加大了算法收敛的难度与代价。但是分析表 4 中的数据可以发现，IDCSO 算法在 100 维的条件下也综合表现最优。具体来说，对于测试函数 f_3、f_5、f_7、f_9、f_{10}，仅有 IDCSO 算法的寻优成功率达到了 100%；对于测试函数 f_1、f_2、f_6、f_{12}、f_{14}，虽然 HCSO[8] 算法、OBSA-CSO[9] 算法、IDCSO 算法等改进算法的寻优成功率都达到了 100%，但是 IDCSO 算法所需要的迭代次数最少收敛更快；同时对于其他测试函数，可以发现 IDCSO 算法在寻优精度、寻优成功率、收敛速度方面都具有优势。

在图 7 和图 8 所示的算法收敛曲线中，IDCSO 算法的收敛曲线均位于其他对比算法的收敛曲线下方，且 IDCSO 算法的收敛过程更为快速、持续，能够在相同迭代次数下拥有更高的收敛精度，在相同的收敛精度下具有更快的收敛速度。

综上所述，引入 2 种改进机制的 IDCSO 算法对不同类型的单峰/多峰、低维/高维测试函数均具有较好的寻优能力，较其他对比算法具有明显优势。

3.3 与其他改进鸡群算法比较

为了进一步验证 IDCSO 算法的优越性，在本小节中将 IDCSO 算法与 EOCSO[25]、PRCSO[10]、DMCSO[26]、GCSO[27] 等较新的改进 CSO 算法进行比较。为公平对比，设置 IDCSO 算法参数与参考文献中的算法参数一致，将 IDCSO 算法独立运行 30 次后统计数据，所比较的结果如表 5 所示（标黑数据为每组实验最优测试结果，“—”表示参考文献中未给出相应数据）。

在表 5 所统计的数据中，IDCSO 算法的优化结果整体好于其他 4 种改进 CSO 算法。在迭代次数为 1 000、维数为 30 时，与 EOCSO[25] 算法在 6 个测试函数上进行了比较，结果为 IDCSO[25] 算

北航学报 赠阅

表 5　IDCSO 算法与其他改进 CSO 算法的比较结果

Table 5　Comparison results between IDCSO and other improved chicken swarm algorithms

函数	指标	$T=1\ 000, D=30$		$T=200, D=30$		$T=1\ 000, D=100$		
		EOCSO[25]	IDCSO	PRCSO[10]	IDCSO	DMCSO[26]	GCSO[27]	IDCSO
f_1	Mean	0	**0**	1.930×10^{-11}	$\mathbf{2.632\times10^{-32}}$	5.863×10^{-4}	3.440×10^{-22}	$\mathbf{2.739\times10^{-84}}$
	Std	0	**0**	7.556×10^{-22}	$\mathbf{5.486\times10^{-33}}$	2.093×10^{-3}	1.490×10^{-22}	$\mathbf{3.002\times10^{-90}}$
f_2	Mean	2.130×10^{-112}	**0**	—	—	—	—	—
	Std	2.868×10^{-112}	**0**	—	—	—	—	—
f_5	Mean	0	**0**	1.144×10^{-8}	**0**	6.663×10^{-7}	2.750×10^{-15}	**0**
	Std	0	**0**	3.584×10^{-16}	**0**	2.008×10^{-6}	5.040×10^{-15}	**0**
f_6	Mean	0	**0**	2.573×10^{-11}	**0**	1.516×10^{-5}	2.780×10^{-17}	**0**
	Std	0	**0**	9.663×10^{-22}	**0**	3.803×10^{-5}	6.160×10^{-17}	**0**
f_7	Mean	4.705×10^{-15}	$\mathbf{8.881\times10^{-16}}$	5.007×10^{-7}	$\mathbf{1.146\times10^{-13}}$	9.541×10^{-3}	$\mathbf{9.080\times10^{-24}}$	8.881×10^{-16}
	Std	7.999×10^{-16}	$\mathbf{1.610\times10^{-16}}$	2.919×10^{-14}	$\mathbf{4.165\times10^{-15}}$	2.248×10^{-2}	$\mathbf{2.440\times10^{-24}}$	1.61×10^{-16}
f_9	Mean	—	—	—	—	1.152×10^{-2}	—	$\mathbf{3.101\times10^{-8}}$
	Std	—	—	—	—	1.962×10^{-2}	—	$\mathbf{3.458\times10^{-8}}$
f_{10}	Mean	—	—	—	—	9.238×10^{-3}	—	$\mathbf{4.812\times10^{-56}}$
	Std	—	—	—	—	1.949×10^{-2}	—	$\mathbf{2.599\times10^{-57}}$
f_{11}	Mean	1.610×10^{-4}	$\mathbf{9.521\times10^{-20}}$	1.521×10^{-8}	$\mathbf{4.327\times10^{-9}}$	—	—	—
	Std	3.590×10^{-4}	$\mathbf{1.010\times10^{-20}}$	2.464×10^{-21}	$\mathbf{3.578\times10^{-10}}$	—	—	—
f_{13}	Mean	—	—	—	—	1.212×10^{2}	—	$\mathbf{4.059\times10^{-20}}$
	Std	—	—	—	—	1.147×10^{2}	—	$\mathbf{1.135\times10^{-22}}$

法在所有测试函数的优化结果均优于 EOCSO[25] 算法。与 PRCSO[10] 算法在 30 维、迭代次数为 200 的条件下进行了比较，比较结果显示，在所比较的 5 个测试函数中，IDCSO 算法的优化结果均好于 PRCSO[10] 算法。在迭代次数为 1 000、维数为 100 时，与 DMCSO[26] 算法、GCSO[27] 算法进行比较；与DMCSO[26] 算法比较时，所比较的 7 个测试函数的优化结果，IDCSO 算法均好于 DMCSO[26] 算法；与 GCSO[27] 算法比较时，IDCSO 算法除多峰函数 f_7 外其他测试函数的优化结果均优于 GCSO[27] 算法；且对于多峰函数 f_5、f_6，IDCSO 算法的收敛精度均达到了理论最优值。综上，可以说明 IDCSO 算法较近期的其他改进 CSO 算法在收敛精度、收敛稳定性等方面均具有优势。

4　结束语

针对其他改进 CSO 算法在引入优秀个体时所产生的算法早熟等不足，本文提出一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法（IDCSO）。在 IDCSO 算法中，通过改进 X-best 引导个体更新机制引导落后个体向优秀个体进化的同时保持种群的多样性，并较好地平衡了算法的探索与开发能力，避免算法早熟。并且在 IDCSO 算法中还引入了动态等级更新机制，该机制通过对鸡群等级更新参数动态化，使等级更新频率可以根据算法收敛过程动态调节，提高了等级更新的效率。

通过对 15 个测试函数的优化仿真表明，所提出的 IDCSO 算法与标准人工蜂群、标准 CSO 算法以及其他改进 CSO 算法相比，在寻优精度、收敛速度、算法稳定性等方面有较大的改善，适合解决复杂优化问题。

参考文献（References）

[1] MENG X B, LIU Y, GAO X Z, et al. A new bio-inspired algorithm: Chicken swarm optimization[C]// International Conference in Swarm Intelligence. Berlin: Springer, 2014: 86-94.

[2] YANG X S, KARAMANOGLU M. Swarm intelligence and bio-inspired computation[M]. Amsterdam: Elsevier, 2013: 3-23.

[3] DEB S, GAO X Z, TAMMI K, et al. Recent studies on chicken swarm optimization algorithm: A review (2014-2018)[J]. Artificial Intelligence Review, 2020, 53(3): 1737-1765.

[4] CHEN Y L, HE P L, ZHANG Y H. Combining penalty function with modified chicken swarm optimization for constrained optimization[C]// Proceedings of the First International Conference on Information Sciences, Machinery, Materials and Energy. Paris: Atlantis Press, 2015: 1899-1907.

[5] WANG K, LI Z B, CHENG H, et al. Mutation chicken swarm optimization based on nonlinear inertia weight[C]// 2017 3rd IEEE International Conference on Computer and Communications (ICCC). Piscataway: IEEE Press, 2017: 2206-2211.

[6] IRSALINDA N, THOBIRIN A, WIJAYANTI D E. Chicken swarm as a multi step algorithm for global optimization[J]. International Journal of Engineering Science Invention, 2017, 6(1): 8-14.

[7] WU D H, KONG F, GAO W Z, et al. Improved chicken swarm optimization[C]// 2015 IEEE International Conference on Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER). Piscataway: IEEE Press, 2015: 681-686.

[8] 黄霞，叶春明，郑军. 混合改进搜索策略的鸡群优化算法

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[J]. 计算机工程与应用,2018,54(7):176-181.
HUANG X,YE C M,ZHENG J. Chicken swarm optimization algorithm of hybrid evolutionary searching strategy[J]. Computer Engineering and Applications,2018,54(7):176-181(in Chinese).

[9] 杨菊蜻,张达敏,张慕雪,等. 一种混合改进的鸡群优化算法[J]. 计算机应用研究,2018,35(11):3290-3293.
YANG J Q,ZHANG D M,ZHANG M X,et al. Hybrid improved for chicken swarm optimization algorithm[J]. Application Research of Computers,2018,35(11):3290-3293(in Chinese).

[10] 张慕雪,张达敏,杨菊蜻,等. 一种基于正向学习和反向学习的改进鸡群算法[J]. 微电子学与计算机,2018,35(6):22-27.
ZHANG M X,ZHANG D M,YANG J Q,et al. An improved chicken algorithm based on positive learning and reverse learning[J]. Microelectronics & Computer,2018,35(6):22-27(in Chinese).

[11] AHMED K,HASSANIEN A E,BHATTACHARYYA S. A novel chaotic chicken swarm optimization algorithm for feature selection[C]//2017 Third International Conference on Research in Computational Intelligence and Communication Networks(ICRCICN). Piscataway:IEEE Press,2017:259-264.

[12] 李宾,申国君,孙康,等. 改进的鸡群优化算法[J]. 吉林大学学报(工学版),2019,49(4):1339-1344.
LI B,SHEN G J,SUN G,et al. Improved chicken swarm optimization algorithm[J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition),2019,49(4):1339-1344(in Chinese).

[13] SHUANG L,TIE F,SUN G,et al. Transmission power optimization for reducing sidelobe via bat-chicken swarm optimization in distributed collaborative beamforming[C]//2016 2nd IEEE International Conference on Computer and Communications(ICCC). Piscataway:IEEE Press,2016:2164-2168.

[14] LIANG S,FENG T,SUN G. Sidelobe-level suppression for linear and circular antenna arrays via the cuckoo search-chicken swarm optimization algorithm[J]. IET Microwaves,Antennas & Propagation,2017,11(2):209-218.

[15] KUMAR D S,VENI S. Enhanced energy steady clustering using convergence node based path optimization with hybrid chicken swarm algorithm in MANET[J]. International Journal of Pure and Applied Mathematics,2017,118:767-788.

[16] LI Y H,ZHAN Z H,LIN S J,et al. Competitive and cooperative particle swarm optimization with information sharing mechanism for global optimization problems[J]. Information Sciences,2015,293:370-382.

[17] MILLONAS M M. Swarms,phase transitions,and collective intelligence[J]. Computational Intelligence:A Dynamic System Perspective,1994,101(8):137-151.

[18] 杜振鑫,刘广钟,韩德志,等. 基于全局无偏搜索策略的精英人工蜂群算法[J]. 电子学报,2018,46(2):308-314.
DU Z X,LIU G Z,HAN D Z,et al. Artificial bee colony algorithm with global and unbiased search strategy[J]. Acta Electronica Sinica,2018,46(2):308-314(in Chinese).

[19] WOLPERT D H,MACREADY W G. No free lunch theorems for optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation,1997,1(1):67-82.

[20] 任子晖,王坚,高岳林. 马尔科夫链的粒子群优化算法全局收敛性分析[J]. 控制理论与应用,2011,28(4):462-466.
REN Z H,WANG J,GAO Y L. The global convergence analysis of particle swarm optimization algorithm based on Markov chain[J]. Control Theory & Applications,2011,28(4):462-466(in Chinese).

[21] 宁爱平,张雪英. 人工蜂群算法的收敛性分析[J]. 控制与决策,2013,28(10):1554-1558.
NING A P,ZHANG X Y. Convergence analysis of artificial bee colony algorithm[J]. Control and Decision,2013,28(10):1554-1558(in Chinese).

[22] SOLIS F J,WETS R J B. Minimization by random search techniques[J]. Mathematics of Operations Research,1981,6(1):19-30.

[23] 吴定会,孔飞,纪志成. 鸡群算法的收敛性分析[J]. 中南大学学报(自然科学版),2017,48(8):2105-2112.
WU D H,KONG F,JI Z C. Convergence analysis of chicken swarm optimization algorithm[J]. Journal of Central South University(Science and Technology),2017,48(8):2105-2112(in Chinese).

[24] 张文修,梁怡. 遗传算法的数学基础[M]. 西安:西安交通大学出版社,2003:67-87.
ZHANG W X,LIANG Y. Mathematical foundation of genetic algorithm[M]. Xi'an:Xi'an Jiaotong University Press,2003:67-87(in Chinese).

[25] QU C W,ZHAO S A,FU Y M,et al. Chicken swarm optimization based on elite opposition-based learning[J]. Mathematical Problems in Engineering,2017,2017:1-20.

[26] 韩萌. 耗散结构和差分变异混合的鸡群算法[J]. 浙江大学学报(理学版),2018,45(3):272-283.
HAN M. Hybrid chicken swarm algorithm with dissipative structure and differential mutation[J]. Journal of Zhejiang University(Science Edition),2018,45(3):272-283(in Chinese).

[27] 杨小健,徐小婷,李荣雨. 求解高维优化问题的遗传鸡群优化算法[J]. 计算机工程与应用,2018,54(11):133-139.
YANG X J,XU X T,LI R Y. Genetic chicken swarm optimization algorithm for solving high-dimensional optimization problems[J]. Computer Engineering and Applications,2018,54(11):133-139(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

A chicken swarm optimization algorithm based on improved X-best guided individual and dynamic hierarchy update mechanism

ZHANG Kewei[1,2], ZHAO Xiaolin[1], HE Li[3], LI Zongzhe[1,*]

(1. Equipment Management and UAV Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
2. Graduate School, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China;
3. PLA Air Force Xi'an Flight Academy, Xi'an 710306, China)

Abstract: In the improvement process of swarm intelligence algorithms, elite individuals are often used to accelerate the convergence, but excessive dependence on them will lead to the decline of population diversity and global convergence. In this regard, a chicken swarm optimization algorithm based on improved X-best guided individual and dynamic hierarchy update mechanism is proposed in this paper. Firstly, in the individual update stage, elite individuals are introduced into the search equation to accelerate the convergence, while the ordinary individuals are also introduced into the search equation to balance the influence of the elite individuals. Therefore, the information of elite and ordinary individuals can be fully used, and the population diversity and global convergence are improved. Secondly, by dynamically optimizing the hierarchy update parameter, the promotion effect of the population hierarchy update mechanism on the convergence is strengthened. Finally, through complexity and convergence analysis, the simplicity and global convergence of IDCSO are proved. The simulation results show that IDCSO has obvious advantages over other comparative algorithms in terms of optimization accuracy, optimization success rate and convergence speed.

Keywords: chicken swarm optimization algorithm; X-best guided; dynamic hierarchy update; convergence analysis; function optimization

北京航空航天大学学报

Received: 2020-07-07; **Accepted**: 2021-07-01; **Published online**: 2021-09-16 08:47
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210915.1141.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61503405)
* **Corresponding author**. E-mail: lzz144@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0492

耐久性分析相对小裂纹扩展速率公式的参数确定方法

全下文载

左冉东，贺小帆*，李玉海
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：结构细节相对小裂纹扩展速率公式是采用概率断裂力学方法进行结构耐久性分析的关键。针对目前需进行多个应力水平下的成组疲劳试验以确定相对小裂纹扩展速率公式适用范围和参数的问题，首先，通过将应力强度因子修正系数展开为多项式，基于材料稳定裂纹扩展段的裂纹扩展速率公式得到了耐久性分析的相对小裂纹扩展速率公式。然后，以受远场均匀拉伸载荷作用的中心圆孔板为对象，分别基于应力强度因子近似解和 FRANC3D 软件进行裂纹扩展分析，得到相对小裂纹尺寸范围及对应裂纹扩展参数的确定方法。最后，进行了 3 种试件在等幅交变应力下的耐久性试验，验证了该方法的正确性。

关 键 词：耐久性；相对小裂纹；裂纹扩展；概率断裂力学方法；应力强度因子
中图分类号：V215.6
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2594-08

飞机结构在使用过程中长期承受交变载荷作用，由此造成的疲劳断裂是飞机结构最主要的失效模式，为了保证飞机结构的使用安全和经济性，应进行耐久性分析确定结构的经济寿命[1]。概率断裂力学方法是一种有效的耐久性分析方法，该方法基于描述结构原始疲劳质量的当量初始缺陷尺寸(EIFS)分布给出损伤度随时间变化的函数关系，进而依据指定的损伤度要求预测结构的经济寿命。在该方法中，原始疲劳质量和使用期裂纹扩展控制曲线(SCGMC)的确定都需要建立结构细节相对小裂纹扩展速率公式[2]，因此相对小裂纹扩展速率公式的研究非常重要。

按几何尺寸不同，疲劳裂纹可分为小裂纹和长裂纹。一般而言，小裂纹是指裂纹长度小于几百微米的裂纹，而长裂纹则是指长于 2 mm 的裂纹[3]。受裂尖应力场的影响，小裂纹和长裂纹的扩展规律不同，需要分别描述[4-5]。而结构耐久性分析针对的多是长度小于或等于工程可检裂纹尺寸的裂纹，其长度一般在 0.1 ~ 1.2 mm 范围内，通常称为相对小裂纹[6]。目前，已经对相对小裂纹范围内的裂纹扩展规律进行了大量研究。Frost 和 Dugdale[7] 指出等幅载荷下，裂纹长度随载荷循环数的变化可用对数线性关系来表征。Barter 等[8-9] 基于大量的试验数据指出 Frost 和 Dugale[7] 的结论符合 F/A-18 和 Macchi 飞机中的 7050 铝合金的裂纹扩展行为。Molent 等[10-11] 对随机谱下多个飞机型号结构疲劳断口数据的分析也验证了该结论的正确性。

Yang 等[12] 在进行飞机结构耐久性分析时，认为相对小裂纹扩展速率与裂纹长度的常数幂线性相关，其中这个常数与材料有关，并用以确定 EIFS 分布。Gallagher 和 Stalnaker[13-14] 基于孔边角裂纹扩展数据分析，验证了 Yang 等[12] 结论的有效性。Hoeppner 和 Krupp[15] 通过对大量裂纹

收稿日期：2020-09-02；**录用日期**：2020-09-19；**网络出版时间**：2020-10-20 16:10
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201020.1325.001.html
基金项目：国家重点研发计划（2017YFB1104003）；国家自然科学基金（11772027）；航空科学基金（201909051002）
* **通信作者**. E-mail：xfhe@buaa.edu.cn

引用格式：左冉东，贺小帆，李玉海. 耐久性分析相对小裂纹扩展速率公式的参数确定方法[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2594-2601. ZUO R D，HE X F，LI Y H. Parameter determination method of relative small crack growth rate formula in durability analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2594-2601 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

扩展模型的对比分析，验证了该结论的正确性。

尽管大量的试验数据已经证明了 Yang 等[12]所提相对小裂纹扩展速率公式的有效性，且该公式在概率断裂力学方法中具有非常重要的作用，但仍存在如下问题：

1）该公式的适用范围不明确，相对小裂纹尺寸范围与细节几何尺寸有关，目前只能从试验数据的规律予以确定，缺乏统一的确定方法。

2）该公式中参数的确定基于耐久性试验，需要取结构细节模拟试件进行至少 3 个应力水平下的成组耐久性试验，试验工作量大。

为了建立相对小裂纹扩展速率公式中参数的确定方法，本文以受远场均匀拉伸载荷作用的中心圆孔板为分析对象，通过对材料裂纹扩展速率公式的分析、裂纹扩展分析的数值模拟、典型结构细节耐久性试验，以及该式适用范围的统一标准，得到参数 Q 和 b 的确定方法。

1　相对小裂纹扩展速率公式分析

按飞机结构设计思想，耐久性分析的对象是除飞行安全关键件外的结构关键件，这些关键件通常承受较高应力水平且存在应力集中，其疲劳失效对飞机结构的经济性造成严重影响，在全寿命周期内需要进行修理才能满足寿命指标要求[16-17]。因此，在相对小裂纹扩展范围内，其裂纹扩展过程主要集中在材料的稳定裂纹扩展段。

材料疲劳裂纹扩展的 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-ΔK 曲线在双对数坐标下成“S”型，可分为 3 个阶段，其中第 2 个阶段，即稳定扩展区，一般可用 Paris 公式来表征：

$$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = C(\Delta K)^n \tag{1}$$

式中：a 为裂纹长度；$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$ 为裂纹扩展速率；C、n 为裂纹扩展速率参数，通过裂纹扩展试验得到；ΔK 为应力强度因子变程，ΔK 的计算如下：

$$\Delta K = \begin{cases} \sigma Y(1-R)\sqrt{\pi a} & R > 0 \\ \sigma Y\sqrt{\pi a} & R < 0 \end{cases} \tag{2}$$

式中：R 为交变应力比；σ 为交变应力峰值；Y 为修正系数，与模型的几何尺寸、裂纹形状和尺寸有关，与载荷无关。

当裂纹长度位于相对小裂纹范围内时，可将 Y 展开为 a 的高阶多项式的和：

$$Y = Y_0 + \sum_{i=1}^{\infty} Y_i a^i \tag{3}$$

当裂纹长度相对较小时，与 Y_0 相比，式(3)等号右侧第 2 项为小量，即存在 a_u，当 $a \leqslant a_u$ 时，可仅保留式(3)等号右侧第 1 项，即有

$$Y = Y_0 \tag{4}$$

则在相对小裂纹范围内，ΔK 的计算可近似为

$$\Delta K = \begin{cases} \sigma Y_0(1-R)\sqrt{\pi a} & R > 0 \\ \sigma Y_0\sqrt{\pi a} & R < 0 \end{cases} \tag{5}$$

将式(5)代入式(1)可得

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = \begin{cases} C[\sigma Y_0(1-R)\sqrt{\pi}]^n a^{n/2} & R > 0 \\ C(\sigma Y_0\sqrt{\pi})^n a^{n/2} & R < 0 \end{cases} \tag{6}$$

Yang 等[12]在进行飞机结构耐久性分析时，认为相对小裂纹扩展速率与裂纹长度的常数幂线性相关，即

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N} = Qa^b \tag{7}$$

由式(6)、式(7)可得式(8)、式(9)成立：

$$b = \frac{n}{2} \tag{8}$$

$$Q = \begin{cases} C[\sigma Y_0(1-R)\sqrt{\pi}]^n & R > 0 \\ C(\sigma Y_0\sqrt{\pi})^n & R < 0 \end{cases} \tag{9}$$

需要指出的是，Q 为 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N = Qa^b$ 中的系数；a_u 取值与具体分析对象有关，可根据 Y 的变化情况，按工程许用误差（如 ±5%）予以确定。

2　远场均匀拉伸中心圆孔板相对小裂纹扩展速率公式参数确定

中心圆孔板在远场均匀拉伸载荷作用下，孔边会出现多种形态的裂纹，如孔边角裂纹、孔壁裂纹等。在相对小裂纹范围内，裂纹均为三维裂纹，应力强度因子求解复杂。本节针对典型裂纹形态，分有近似解和没有近似解 2 种情况进行研究。

2.1　基于应力强度因子近似解的参数确定

Shah[18]、Raju 和 Newman[19]使用有限元法得到了中心圆孔有限宽板孔边单边/双边角裂纹的应力强度因子解。Raju 和 Newman[20]基于有限元解得到了单边/双边角裂纹、单边/双边孔壁裂纹的应力强度因子近似解。

取 3 种中心圆孔有限宽板，模型尺寸如表 1 所示。在单侧孔边设置长度为 0.1 mm 的 1/4 圆形初始角裂纹，基于单边角裂纹的应力强度因子近似解[20]进行裂纹扩展分析。其中裂纹速率 Paris 公式参数为 $C = 1 \times 10^{-10}$、$n = 2$，交变应力比 $R = 0.1$，峰值应力为 98 MPa。经裂纹扩展分析得到 a-N、a-Y 数据，使用式(10)所示割线法计算裂纹扩展速率 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$（单位为 mm/cycle，其中 cycle 为载荷循环次数，L 为裂纹扩展过程中，相对小裂

北航学报 赠阅

纹尺寸范围内的(a,N)数据对总数)。da/dN-$a^{n/2}$曲线和 a-Y 曲线如图 1(a)和图 1(b)所示。

$$\left(\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}\right)_i=\begin{cases}\dfrac{a_{i+1}-a_i}{N_{i+1}-N_i} & i=1\\ \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{a_{i+1}-a_i}{N_{i+1}-N_i}+\dfrac{a_i-a_{i-1}}{N_i-N_{i-1}}\right) & 1<i<L\\ \dfrac{a_i-a_{i-1}}{N_i-N_{i-1}} & i=L\end{cases} \tag{10}$$

以 Y 与 Y_0 的差值不超过 ±5% 为依据确定 a_u,各模型对应的 a_u 和 Y_0 如表 1 所示。

对 $a<a_u$ 范围内的 da/dN-$a^{n/2}$数据进行线性拟合,斜率即为 Q,拟合结果如表 2 所示,其中 r^2 为相关系数。将参数 C、n、σ、R 和 Y_0 代入式(9)计算 Q 值,记为 Q',按式(11)计算 Q 值的相对误差 η,将 Q'和 η 一并列入表 2 中。

$$\eta=\frac{|Q-Q'|}{Q'} \tag{11}$$

显然,在 $a<a_u$ 范围内,da/dN-$a^{n/2}$数据线性度良好,有式(8)成立;Q 与 Q'在误差许可范围内,有式(9)成立。

表 1 模型尺寸

Table 1 Model dimension

序号	宽度 w/mm	孔直径 d/mm	厚度 t/mm	a_u/mm	Y_0
1	40	10	5	0.88	1.95
2	32	8	5	0.72	1.92
3	24	6	5	0.58	1.86

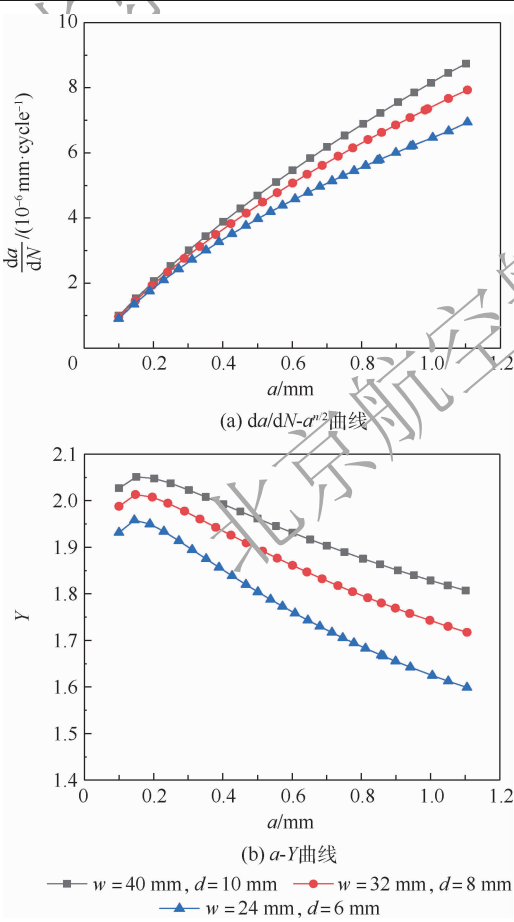


图 1 基于应力强度因子近似解的裂纹扩展分析结果

Fig. 1 Analysis result of crack propagation based on approximate solution of stress intensity factor

表 2 da/dN-$a^{n/2}$数据处理结果

Table 2 da/dN-$a^{n/2}$ data processing result

序号	Q/10^{-6}	r^2	Q'/10^{-6}	η/%
1	9.083	0.996 6	9.293	2.32
2	8.780	0.996 5	9.009	2.61
3	8.328	0.996 2	8.455	1.52

2.2 基于 FRANC3D 软件裂纹扩展分析的参数确定

2.1 节针对有应力强度因子近似解的情况,阐明了相对小裂纹范围内式(7)的适用性和参数确定方法。由于中心圆孔平板试件在交变载荷作用下孔边会出现复杂的裂纹形态,本节针对没有应力强度因子解的情况,借助 FRANC3D 软件,模拟不同情况下的裂纹扩展并讨论参数的确定方法。

模型尺寸:宽度 w=40 mm,孔直径 d=10 mm,厚度 t=5 mm。载荷谱和裂纹扩展速率参数同 2.1节。以孔壁到裂纹前缘的径向最远距离为裂纹长度 a,以模型一侧表面为参考表面,用初始裂纹中心到参考表面的距离 x 来表示初始裂纹中心的位置,如图 2 所示。

本节考虑如下 4 种裂纹扩展模式:①单边裂纹。②双边对称裂纹。这 2 种情况下,在孔侧x=0,1,2,2.5 处分别设置初始长度为 0.1 mm 的半圆形或 1/4 圆形初始裂纹。③双边裂纹(位置不对称但初始长度相同),在孔壁两侧分别取 x=0,1,2,3,4,5 六个点为初始裂纹位置,两两搭配,考虑结构的对称性(如 x=0 与 x=5 位置,x=1 与 x=4 位置是等效的)并剔除两边对称的搭配,还剩余 9 种搭配,如表 3 所示。④双边裂纹(初始裂纹尺寸不相同,位置对称)。在孔两侧 x=0,1,2,2.5 处分别设置半径为 0.1 mm 和 0.05 mm,0.2 mm和 0.02 mm 的圆形裂纹。采用 FRANC3D

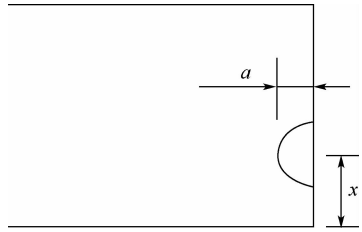


图 2 裂纹描述示意图

Fig. 2 Schematic diagram of crack description

北航学报 赠阅

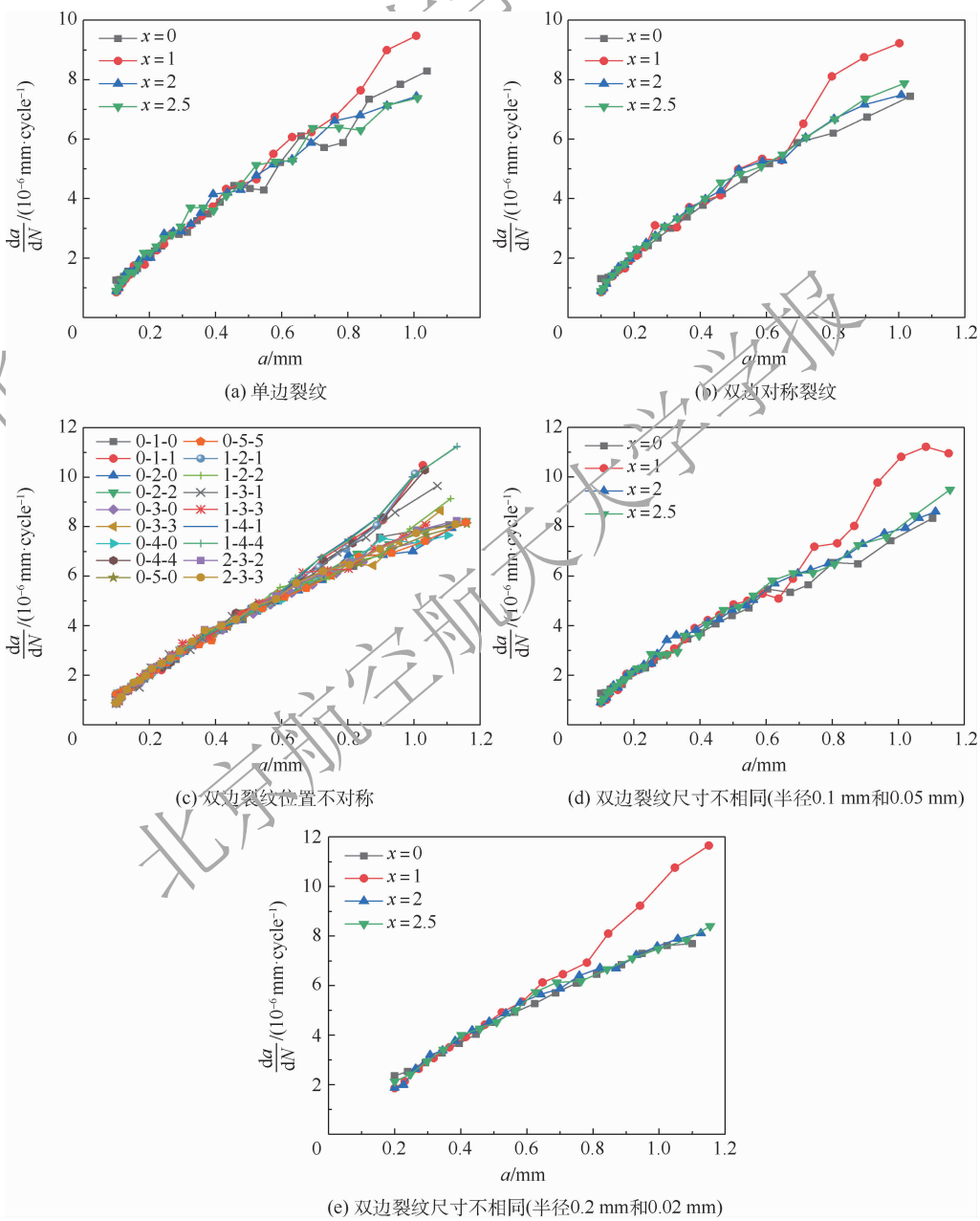
表 3　初始裂纹位置搭配

Table 3　Initial crack position collocation

序号	搭配方式
1	0-1
2	0-2
3	0-3
4	0-4
5	0-5
6	1-2
7	1-3
8	1-4
9	2-3

软件模拟裂纹扩展并得到(a,N)数据，采用修正的割线法获得裂纹扩展速率 da/dN，各情况的 da/dN-$a^{n/2}$曲线如图 3 所示，其中对于双边裂纹(初始裂纹尺寸不相同，位置对称)，仅对裂纹较长一侧的裂纹扩展结果进行分析。图 3(c)图例含义为：一侧初始裂纹位置 x-另一侧初始裂纹位置 x-该曲线对应一侧的初始裂纹位置。

取相对小裂纹的尺寸范围为 $a<0.88$ mm、$Y_0=1.95$(见表 1)。对 $a<0.88$ mm 范围内的 da/dN-$a^{n/2}$数据进行线性拟合，取截距为 0，斜率即为 Q，拟合结果如表 4 所示。将参数 C、n、σ、R 和 Y_0 代入式(9)计算 Q'，可得 $Q'=9.29\times10^{-6}$。由此计算 η，一并列入表 4。



(a) 单边裂纹　(b) 双边对称裂纹

(c) 双边裂纹位置不对称　(d) 双边裂纹尺寸不相同(半径0.1 mm和0.05 mm)

(e) 双边裂纹尺寸不相同(半径0.2 mm和0.02 mm)

图 3　基于 FRANC3D 模拟的 da/dN-$a^{n/2}$曲线

Fig. 3　da/dN-$a^{n/2}$ curves based on FRANC3D simulation

北航学报 赠阅

表 4 da/dN-$a^{n/2}$数据处理结果

Table 4 da/dN-$a^{n/2}$ data processing results

扩展模式	编号	截距	$Q/10^{-6}$	r^2	η/%
单边扩展	$x=0$	0	8.977	0.989 2	3.52
	$x=1$	0	9.354	0.997 6	0.65
	$x=2$	0	9.005	0.991 5	3.20
	$x=2.5$	0	8.976	0.986 1	3.53
双边对称扩展	$x=0$	0	8.901	0.994 3	4.41
	$x=1$	0	9.521	0.993 5	2.39
	$x=2$	0	9.004	0.991 6	3.21
	$x=2.5$	0	8.949	0.992 3	3.84
双边扩展，初始裂纹尺寸相同，位置不对称	0-1-0	0	9.023	0.992 5	2.99
	0-1-1	0	9.255	0.997 9	0.41
	0-2-0	0	9.142	0.994 1	1.65
	0-2-2	0	9.058	0.993 0	2.59
	0-3-0	0	8.867	0.991 9	4.81
	0-3-3	0	9.249	0.993 3	0.48
	0-4-0	0	8.951	0.993 4	3.82
	0-4-4	0	9.237	0.997 6	0.61
	0-5-0	0	8.876	0.991 6	4.69
	0-5-5	0	8.993	0.992 7	3.34
	1-2-1	0	9.215	0.997 6	0.85
	1-2-2	0	9.110	0.990 5	2.01
	1-3-1	0	9.149	0.996 5	1.57
	1-3-3	0	8.947	0.990 7	3.86
	1-4-1	0	9.360	0.997 8	0.72
	1-4-4	0	9.364	0.998 1	0.75
	2-3-2	0	8.883	0.991 9	4.61
	2-3-3	0	9.049	0.991 9	2.70
双边扩展，初始裂纹位置对称，尺寸不相同	0.1-0.05-0.1(0)	0	8.94	0.990 5	3.92
	0.1-0.05-0.1(1)	0	9.27	0.994 0	0.22
	0.1-0.05-0.1(2)	0	8.90	0.992 0	4.38
	0.1-0.05-0.1(2.5)	0	8.96	0.994 0	3.75
	0.2-0.02-0.2(0)	0	8.88	0.993 4	4.70
	0.2-0.02-0.2(1)	0	9.30	0.999 2	0.09
	0.2-0.02-0.2(2)	0	9.16	0.995 1	1.50
	0.2-0.02-0.2(2.5)	0	9.04	0.995 0	2.75

由表 4 可知，在 $a<0.88$ mm 范围内，da/dN-$a^{n/2}$数据线性度良好，有式(8)成立；Q 与 Q'在误差许可范围内，有式(9)成立，且 Q 的取值与初始裂纹位置、裂纹扩展方式(单边/双边扩展)无关。

3 耐久性试验验证

3.1 耐久性试验

耐久性试验采用中心圆孔平板试件，试件材料为 7B04 T7451 铝合金，取样方向 L-S 方向，根据试件孔径和宽度的不同分为 3 种，如表 5 所示，试件示意图如图 4 所示。各试验组应力比 $R=0.1$，峰值应力及有效试件数如表 5 所示。

疲劳试验在 Instron 8801 液压伺服疲劳试验机上进行，试件直接夹持在夹头上。试验在室温大气环境下进行，轴向加载，正弦波，加载频率 5 Hz。为能通过断口判读获取裂纹前缘形状和扩展数据，参考文献[21]，在等幅谱中定期插入标识载荷。试验后在工具显微镜下判读断口，获得(a,N)数据。

表 5 试件尺寸及试验结果

Table 5 Specimen size and experimental results

试件编号	宽度/mm	孔半径/mm	厚度/mm	应力水平/MPa	有效试件数
AL-1	40	5	5	98	8
AL-2	32	4	5	98	8
				98	7
AL-3	24	3	5	106	76
				115	15

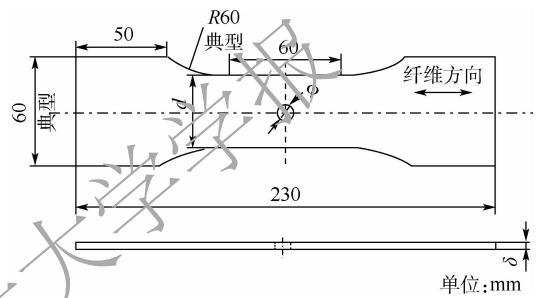


图 4 试件尺寸示意图

Fig. 4 Schematic diagram of specimen size

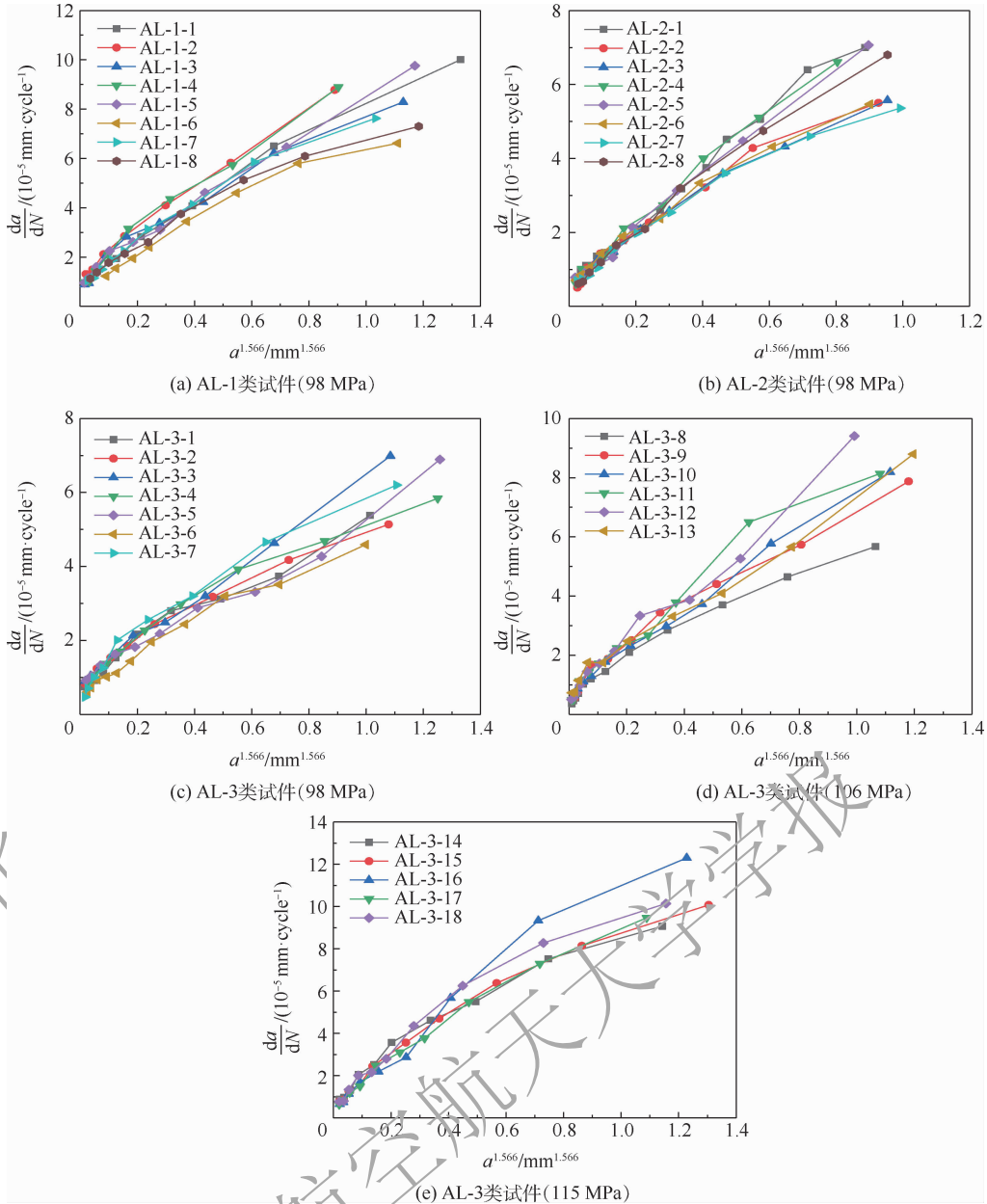
3.2 参数确定

对同一试件断口两侧的裂纹形态和尺寸进行对比，取较长裂纹作为主裂纹，通过断口判读获得(a,N)数据，采用修正的割线法获得裂纹扩展速率 da/dN。参考 7B04 T7451 铝合金稳定裂纹扩展段的疲劳裂纹扩展速率：$da/dN=1.655\times10^{-12}\times(\Delta K)^{3.132}$[22]，其中，$da/dN$ 的单位是 mm/次，ΔK 的单位是 MPa·$\sqrt{\text{mm}}$。将各组试件的 da/dN-$a^{1.566}$曲线绘入图 5，其中将应力水平写入图注中以示区别。

对各试件 $a<a_u$(a_u如表 1 所示)范围内的 da/dN-$a^{1.566}$数据分别进行线性拟合，取截距为 0，斜率即为对应的 Q_i(i 为试件编号)，如表 6 所示，其中 r^2为相关系数，试验组编号中括号内的数值为应力水平。由表 6 可知，在 $a<a_u$ 范围内，各试件的 da/dN-$a^{1.566}$数据线性度良好，有式(8)成立。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅



(a) AL-1类试件(98 MPa)　(b) AL-2类试件(98 MPa)

(c) AL-3类试件(98 MPa)　(d) AL-3类试件(106 MPa)

(e) AL-3类试件(115 MPa)

图 5　各试验组的 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-$a^{1.566}$ 曲线

Fig. 5　$\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-$a^{1.566}$ curves of experimental groups

由于材料力学特性的分散性，疲劳裂纹扩展速率参数 C、n 具有分散性，不能用某一试件的 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-$a^{n/2}$ 数据来表征该种试件在某一应力水平下的裂纹扩展，须综合该应力水平下的所有 $\mathrm{d}a/\mathrm{d}N$-$a^{n/2}$ 数据进行表征。假设同一类试件在给定应力水平下的 Q 服从对数正态分布，记 $Z=\lg Q$，则 Z 的概率密度函数为

$$f(z)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_1}\exp\left[\frac{(z-\mu)^2}{2\sigma_1^2}\right] \tag{12}$$

式中：μ 和 σ_1 分别为 Z 的期望和标准差。

则相关参数估计值为

$$\begin{cases}\hat{\mu}=\dfrac{1}{n}\displaystyle\sum_{i=1}^{n}\lg Q_i\\ \hat{\sigma}_1=s=\sqrt{\dfrac{1}{n-1}\displaystyle\sum_{i=1}^{n}(\lg Q_i-\hat{\mu})^2}\\ Q_{50}=10^{\hat{\mu}}\end{cases} \tag{13}$$

基于式(13)获得各试验组对应的 Q_{50}，如表 7 所示。基于 7B04 T7451 铝合金稳定裂纹扩展段的疲劳裂纹扩展速率参数[22]，将参数 C、n、σ、R 和 Y_0 代入式(9)计算 Q'，并得到 η，将 Q'、η、a_u 和 Y_0 一并列入表 7 中。由表 7 可得，在 $a<a_u$ 范围内，Q_{50} 与 Q' 在误差许可范围内，有式(9)成立。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 6 各试件的 da/dN-$a^{1.566}$ 数据拟合结果

Table 6 da/dN-$a^{1.566}$ data fitting result of specimens

试验组	试件编号	截距	$Q_i/10^{-4}$	r^2
AL-1 (98 MPa)	1-1	0	1.029	0.959 9
	1-2	0	1.026	0.901 4
	1-3	0	1.017	0.930 5
	1-4	0	1.122	0.926 5
	1-5	0	1.001	0.932 5
	1-6	0	0.833	0.946 5
	1-7	0	1.067	0.965 8
	1-8	0	0.883	0.931 2
AL-2 (98 MPa)	2-1	0	0.951	0.978 2
	2-2	0	0.850	0.962
	2-3	0	0.863	0.961 9
	2-4	0	1.051	0.974 2
	2-5	0	0.932	0.964 7
	2-6	0	0.802 7	0.943 8
	2-7	0	0.848	0.959 8
	2-8	0	0.939	0.976 2
AL-3 (98 MPa)	3-1	0	0.790	0.898 1
	3-2	0	0.926	0.879 6
	3-3	0	0.770	0.889 4
	3-4	0	0.815	0.934 8
	3-5	0	0.865	0.879 3
	3-6	0	0.998	0.922 9
	3-7	0	0.970	0.938 9
AL-3 (106 MPa)	3-8	0	1.183	0.944 7
	3-9	0	1.237	0.929 2
	3-10	0	0.965	0.886 9
	3-11	0	1.094	0.921 4
	3-12	0	1.120	0.914 8
	3-13	0	1.209	0.878 7
AL-3 (115 MPa)	3-14	0	1.309	0.941 7
	3-15	0	1.288	0.970 6
	3-16	0	1.359	0.979
	3-17	0	1.243	0.976
	3-18	0	1.488	0.980 1

表 7 da/dN-$a^{1.566}$ 数据处理结果

Table 7 da/dN-$a^{1.566}$ data processing result

试件种类	应力水平/MPa	a_u/mm	Y_0	Q_{50}	Q'	η/%
AL-1	98	0.88	1.95	9.933×10^{-5}	9.678×10^{-5}	2.63
AL-2	98	0.72	1.92	9.016×10^{-5}	8.839×10^{-5}	2.01
AL-3	98	0.58	1.86	8.721×10^{-5}	8.419×10^{-5}	3.59
AL-3	106	0.58	1.86	1.131×10^{-4}	1.136×10^{-4}	0.45
AL-3	115	0.58	1.86	1.420×10^{-4}	1.335×10^{-4}	6.37

4 结 论

本文以受远场均匀拉伸载荷作用的含中心圆孔板为对象,基于裂纹扩展分析和耐久性试验结果分析,验证了耐久性相对小裂纹扩展速率公式,并给出了参数确定方法。结论如下:

1) 裂纹扩展速率公式 $da/dN = Qa^b$ 可用于描述相对小裂纹扩展速率,该公式使用范围(裂纹长度上限)根据应力强度因子修正系数近似展开式中首项的误差确定。

2) 等幅应力下的裂纹扩展速率参数

$$b = n/2, Q = \begin{cases} C[\sigma Y_0(1-R)\sqrt{\pi}]^n & R > 0 \\ C(\sigma Y_0\sqrt{\pi})^n & R < 0 \end{cases}$$

参考文献 (References)

[1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构完整性大纲: GJB 775A—2012[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2012.
General Armament of the Chinese People's Liberation Army. Military aircraft structural integrity program: GJB 775A—2012[S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of General Equipment Department, 2012 (in Chinese).

[2] 中华人民共和国工业和信息化部. 民用飞机结构耐久性设计准则:HB/Z 413—2013[S]. 北京:中国航空综合技术研究所,2013.
Ministry of Industry and Information Technology of the People's Repldblic of China. Civil aircraft durability design criteria: HB/Z 413—2013[S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department of General Equipment Department, 2013(in Chinese).

[3] 丁传富,刘建中,吴学仁. TC4 钛合金和 7475 铝合金的长裂纹和小裂纹扩展特性的研究[J]. 航空材料学报,2005,25(6):11-17.
DING C F, LIU J Z, WU X R. An investigation of small-crack and long-crack propagation behavior in titanium alloy TC4 and aluminum alloy 7475-T7351[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2005, 25(6): 11-17(in Chinese).

[4] MILLER K J. The behaviour of short fatigue cracks and their initiation. Part Ⅱ-A general summary[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 1987, 10(2): 93-113.

[5] NEWMAN JR J C, PHILLIPS E P, SWAIN M H. Fatigue-life prediction methodology using small-crack theory[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(2): 109-119.

[6] 刘文斑. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999:144-148.
LIU W T. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance/durability[M]. Beijing: Beihang University Press, 1999: 144-148(in Chinese).

[7] FROST N E, DUGDALE D S. The propagation of fatigue cracks in sheet specimens[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1958, 6(2): 92-110.

[8] BARTER S, ATHINIOTIS N, CLARK G. The identification of fatigue-critical regions during fatigue testing of Macchi MB326H centre section lower booms[M]// KARIHALOO B L, MAI Y W, RIPLEY M I, et al. Advances in fracture research. Amsterdam: Elsevier, 1997: 447-455.

[9] CLARK G, BARTER S, GOLDSMITH N T. Influence of initial defect conditions on structural fatigue in RAAF aircraft[M]// BLOM A. Durability and structural reliability of airframes Vol

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1. Warley: EMAS, 1993: 281-304.

[10] JONES R, BARTER S, MOLENT L, et al. Crack patching: An experimental evaluation of fatigue crack growth[J]. Composite Structures, 2005, 67(2): 229-238.

[11] MOLENT L, JONES R, BARTER S, et al. Recent developments in fatigue crack growth assessment[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(12): 1759-1768.

[12] YANG J N, MANNING S D, GARVER W R. Durability methods development. Volume V. Durability analysis methodology development[R]. [S. l.]: General Dynamics, Fort Worth Division, 1979.

[13] GALLAGHER J P, STALNAKER H D. Predicting flight by flight fatigue crack growth rates[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(9): 699-705.

[14] GALLAGHER J P, STALNAKER H D. Methods for analyzing fatigue crack growth rate behavior associated with flight-by-flight loading[C]// 15th Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 1974.

[15] HOEPPNER D W, KRUPP W E. Prediction of component life by application of fatigue crack growth knowledge[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1974, 6(1): 47-70.

[16] 刘文斑，姜军，李贵文，等. 某歼击机机身主承力框的耐久性分析[J]. 航空学报，1992，13(3)：187-192.
LIU W T, JIANG J, LI G W, et al. Durability analysis for a main bulkhead subjected to load on the body of an aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(3): 187-192(in Chinese).

[17] 刘小冬，刘文斑. 结构使用寿命评定的功能失效概率控制方法[J]. 北京航空航天大学学报，2002，28(1)：105-108.
LIU X D, LIU W T. Structural function failure probability control method for service life estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 105-108(in Chinese).

[18] SHAH R C. Stress intensity factors for through and part-through cracks originating at fastener holes[C]// ASTM Special Technical Publications, 1976: 429-459.

[19] RAJU I S, NEWMAN J C. Stress-intensity factors for two symmetric corner cracks[C]// ASTM Special Technical Publications, 1979: 411-430.

[20] NEWMAN J C, RAJU I S. Stress-intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies: NASA-TM-85793[R]. Washington, D. C.: NASA, 1986: 311-334.

[21] DONG Y H, HE X F, LI Y H. Marker load-aided bidirectional fatigue crack growth rate measurement via a semi-elliptical surface crack[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 111: 208-219.

[22] 汝继刚，伊琳娜. 7B04 铝合金疲劳断裂性能研究[J]. 轻合金加工技术，2007，35(10)：38-40.
RU J G, YI L N. Research about fatique and fracture properties of 7B04 aluminium alloy[J]. Light Alloy Fabrication Technology, 2007, 35(10): 38-40(in Chinese).

Parameter determination method of relative small crack growth rate formula in durability analysis

ZUO Randong, HE Xiaofan*, LI Yuhai

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Relative small crack growth rate formula of structural details is the key to durability analysis using probabilistic fracture mechanics method. In order to determine the applicable range and parameters of the formula, it is necessary to carry out group fatigue tests under multiple stress levels, which is too complex. To solve this problem, in this paper, first, the stress intensity factor correction coefficient is expanded to a polynomial, and the relative small crack growth rate formula for durability analysis is obtained based on the crack growth rate formula of material stable crack growth section. Then, various crack growth of the central hole plate subjected to far-field uniform tensile load is analyzed based on the approximate solution of stress intensity factor and FRANC3D software, and a method is obtained to determine the relative small crack size range and the corresponding crack growth parameters. Finally, the correctness of the method is verified by durability tests of three specimens under constant amplitude alternating stress.

Keywords: durability; relative small crack; crack growth; probabilistic fracture mechanics method; stress intensity factor

Received: 2020-09-02; **Accepted**: 2020-09-19; **Published online**: 2020-10-20 16:10

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201020.1325.001.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFB1104003); National Natural Science Foundation of China (11772027); Aeronautical Science Foundation of China (201909051002)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0496

全下文载

变体航行器动力学建模与仿真

颜奇民，胡俊华*，陈国明，刘安，张强
（空军工程大学 航空工程学院，西安 710038）

摘 要：针对部分变体航行器变体描述复杂、存在刚体与柔性体耦合导致动力学模型复杂的问题，推导了一种具有普遍适用性的变体航行器动力学方程。将航行器视为由质点组成的整体，建立每个质点的运动微分方程。采用积分思想得到了适用于变体航行器的动力学扩展方程，其中，航行器变体产生的影响可以用附加力与附加力矩描述。对一种具有柔性翼的共形半环翼变体航行器进行了纵向面内开环运动仿真。针对部分附加力与附加力矩难以准确计算的问题，提出了一种便于工程化快速计算的方法，分析了不同变体速率下航行器的动力学响应和附加力、附加力矩的影响。结果表明，附加力和附加力矩与变体速率正相关。

关 键 词：变体航行器；半环翼；动力学建模；纵向运动；动态响应
中图分类号：V212.1；TJ760.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2602-09

变体航行器是指在航行过程中能够改变自身结构特征以适应外界环境和任务需求的一类航行器，其涵盖范围十分广泛，包括变体水下航行器、变体飞机、跨介质航行器、变体航天器等，由于变体航行器可以实现不同构型间的切换，其相比固定构型航行器功能更加丰富、任务范围更广[1]。

变体航行器的动力学建模和仿真往往十分复杂，航行器变体过程中，自身的各项参数会发生变化，如变体飞行器的气动参数、变体水下航行器的水动参数，同时，航行器变体过程中自身结构的调整也会对航行器的运动状态产生影响；针对变体航行器的动力学建模问题，许来斌等[2]基于牛顿欧拉方程，推导了变体飞机运动方程并进行了俯仰和转向运动仿真；王志刚等[3]针对一种后掠变展长组合变形飞行器模型，采用多刚体理论建立了描述飞行器变形过程的动力学模型；Seigler等[4-6]建立了固定于飞机机身的机体坐标轴系，采用笛卡儿矢量描述机体各点的位置，推导了变体飞机的一般动态特性；陈伟和冯高鹏[7]将变体飞机视为一个质点系，得到了变体飞机的力方程和力矩方程；谭骏怡等[8]结合有限元思想和分析力学方法分别分析了刚性翼和柔性翼的动力学特性，并构建了变体飞行耦合动力学模型；上述研究分别建立了针对变体飞机的变体动力学模型，但是存在计算复杂、适用范围小等问题。

本文在陈伟和冯高鹏[7]的研究基础上，采用积分思想，将变体飞机视为由无数质点组成的质点系，建立固定于机体的机体坐标系，分析每个质点的运动，推导了变体航行器动力学扩展方程；对一种具有共形半环翼的变体航行器进行了不同变体速率下的纵向面内开环仿真，针对建立的动力学模型中部分附加力和附加力矩计算困难的问题，根据该航行器的已知变体规律，计算了不同时间节点航行器的静矩并拟合得到静矩的一阶和二阶导数，附加力矩中非静矩的未知项换算为包含静矩的二阶导数的已知项进行计算，简化了计算过程。

收稿日期：2020-09-04；**录用日期**：2020-10-16；**网络出版时间**：2020-11-16 14:55
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201116.1043.001.html
基金项目：国家自然科学基金（51779263）
* **通信作者**. E-mail：hjh_air@163.com

引用格式：颜奇民，胡俊华，陈国明，等. 变体航行器动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2602-2610.
YAN Q M，HU J H，CHEN G M，et al. Dynamic modeling and simulation of morphing vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2602-2610 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

1　变体航行器动力学建模

1.1　坐标系建立

以航行器未变体时的质心作为原点建立机体坐标系 $O_1x_1y_1z_1$，地面坐标系为 $O_0x_0y_0z_0$，如图 1 所示[9]。

坐标系之间通过坐标转换矩阵进行转换，用 $\boldsymbol{R}_{01}$ 为地面系到机体系的转换矩阵，$\boldsymbol{R}_{10}$ 为机体系到地面系的转换矩阵，有 $\boldsymbol{R}_{01}=\boldsymbol{R}_{10}^{\mathrm{T}}$，且

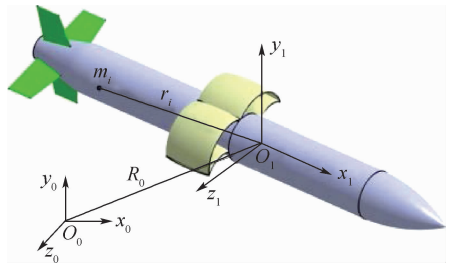


图 1　坐标系建立[9]

Fig. 1　Coordinate system setup[9]

$$\boldsymbol{R}_{01}=\begin{bmatrix}\cos\vartheta\cos\psi & \sin\vartheta & -\cos\vartheta\sin\psi\\ -\cos\gamma\sin\vartheta\cos\psi+\sin\gamma\sin\psi & \cos\gamma\cos\vartheta & \cos\gamma\sin\vartheta\sin\psi+\sin\gamma\cos\psi\\ \sin\gamma\sin\vartheta\cos\psi+\cos\gamma\sin\psi & -\sin\gamma\cos\vartheta & -\sin\gamma\sin\vartheta\sin\psi+\cos\gamma\cos\psi\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中：$\sin\gamma,\cos\gamma,\sin\vartheta,\cos\vartheta,\sin\psi,\cos\psi$ 分别为航行器滚转角 γ、俯仰角 ϑ 和偏航角 ψ 的正弦和余弦值。

1.2　变体航行器运动方程

将航行器视为由 n 个质点组成的整体，首先，在地面坐标系中描述航行器的 n 个质点的位置，表达式为

$$\boldsymbol{R}_i=\boldsymbol{R}_0+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_i\qquad i=1,2,\cdots,n\tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{R}_i=[x_i,y_i,z_i]^{\mathrm{T}}$ 为第 i 个质点在地面坐标系中的坐标；$\boldsymbol{r}_i=[x_{ib},y_{ib},z_{ib}]^{\mathrm{T}}$ 为其在机体坐标系中的坐标；$\boldsymbol{R}_0$ 为机体坐标系原点在地面坐标系中的坐标。

设第 i 个质点的质量为 $m_i(i=1,2,\cdots,n)$，航行器的每一个质点都满足牛顿第二定律，得到质点的运动微分方程为

$$m_i\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}+\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{i}}\qquad i=1,2,\cdots,n\tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}=[F_{ix}^{\mathrm{e}},F_{iy}^{\mathrm{e}},F_{iz}^{\mathrm{e}}]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{i}}=[F_{ix}^{\mathrm{i}},F_{iy}^{\mathrm{i}},F_{iz}^{\mathrm{i}}]^{\mathrm{T}}$ 分别为第 i 个质点受到的合外力和合内力在地面系中的表示；e 和 i 分别为外力和内力的表示。

对式(3)两边同时左乘$(\boldsymbol{r}_i\times\boldsymbol{R}_{01})$[10]，得到

$$\boldsymbol{r}_i\times m_i\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\boldsymbol{r}_i\times\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}+\boldsymbol{r}_i\times\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{i}}\qquad i=1,2,\cdots,n\tag{4}$$

将式(3)和式(4)分别对 i 求和，由于航行器内力和内力矩的矢量和均为 0，得

$$\sum_{i=1}^{n}m_i\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}\tag{5}$$

$$\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{r}_i\times m_i\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{r}_i\times\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}\tag{6}$$

式中：$\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}$ 和 $\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{r}_i\times\boldsymbol{R}_{01}\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{e}}$ 分别为整个航行器受到的合外力和相对于机体坐标系原点的合力矩在机体坐标系中的描述，分别用 $\boldsymbol{F}=[F_{xb},F_{yb},F_{zb}]^{\mathrm{T}}$ 和 $\boldsymbol{M}=[M_{xb},M_{yb},M_{zb}]^{\mathrm{T}}$ 表示。

在此，引入运算符“~”表示向量元素组成的反对称矩阵，其规则为：若 $\boldsymbol{x}=x_i\boldsymbol{i}+x_j\boldsymbol{j}+x_k\boldsymbol{k}$（$\boldsymbol{i},\boldsymbol{j},\boldsymbol{k}$ 表示沿标准坐标系 3 个坐标轴的单位矢量），则

$$\tilde{\boldsymbol{x}}=\begin{bmatrix}0 & -x_k & x_j\\ x_k & 0 & -x_i\\ -x_j & x_i & 0\end{bmatrix}\tag{7}$$

从而：$\tilde{\boldsymbol{x}}\boldsymbol{y}=\boldsymbol{x}\times\boldsymbol{y}=-\tilde{\boldsymbol{y}}\boldsymbol{x}$，根据已有结论有[11]

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{R}}_{01}^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\\ \dot{\boldsymbol{R}}_{01}=-\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{R}_{01}\end{cases}\tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{\Omega}=[\omega_{xb},\omega_{yb},\omega_{zb}]^{\mathrm{T}}$ 为机体坐标系相对于地面坐标系的角速度在机体坐标系中的表示；$\boldsymbol{\omega}$ 为角速度矢量，ω_{xb}、ω_{yb}、ω_{zb} 分别为该矢量沿机体坐标系 x 轴、y 轴、z 轴的分量。

对式(2)两端求导得

$$\dot{\boldsymbol{R}}_i=\dot{\boldsymbol{R}}_0+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{r}_i+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{r}}_i\qquad i=1,2,\cdots,n\tag{9}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{R}}_i$ 为第 i 个质点在地面系中的速度；$\dot{\boldsymbol{r}}_i$ 为质点在机体坐标系中的速度；$\dot{\boldsymbol{R}}_0$ 为机体坐标系原点在地面系中的速度。对式(9)继续求导，得

$$\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\ddot{\boldsymbol{R}}_0+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{r}_i+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\boldsymbol{r}_i+2\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\dot{\boldsymbol{r}}_i+\boldsymbol{R}_{01}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{r}}_i\tag{10}$$

式(10)两边同乘矩阵 $\boldsymbol{R}_{01}$ 得

$$\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_i=\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_0+\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{r}_i+\dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\boldsymbol{r}_i+2\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\dot{\boldsymbol{r}}_i+\ddot{\boldsymbol{r}}_i\tag{11}$$

在机体坐标系中描述速度 $\boldsymbol{V}$，则有

$$\boldsymbol{V}=\boldsymbol{R}_{01}\dot{\boldsymbol{R}}_0\tag{12}$$

对式(12)两端求导后可推出

$$\boldsymbol{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_0=\dot{\boldsymbol{V}}+\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}\tag{13}$$

从而有

北京航空航天大学学报

$$\mathbf{R}_{01}\ddot{\boldsymbol{R}}_i = \dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{r}_i + \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\boldsymbol{r}_i + 2\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\dot{\boldsymbol{r}}_i + \ddot{\boldsymbol{r}}_i \tag{14}$$

将式(14)代入式(5)得

$$\boldsymbol{F} = \sum_{i=1}^{n} m_i(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}) + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\sum_{i=1}^{n} m_i\boldsymbol{r}_i + \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\sum_{i=1}^{n} m_i\boldsymbol{r}_i + 2\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\sum_{i=1}^{n} m_i\dot{\boldsymbol{r}}_i + \sum_{i=1}^{n} m_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i \tag{15}$$

将式(14)代入式(6)得

$$\boldsymbol{M} = \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}) - \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{r}}_i\boldsymbol{\Omega} - \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\dot{\boldsymbol{\Omega}} - 2\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\dot{\boldsymbol{r}}_i\boldsymbol{\Omega} + \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i \tag{16}$$

在向量的叉乘运算中,有[12]

$$\boldsymbol{b}\times(\boldsymbol{a}\times(\boldsymbol{b}\times\boldsymbol{a})) = \boldsymbol{a}\times(\boldsymbol{b}\times(\boldsymbol{b}\times\boldsymbol{a})) \tag{17}$$

从而有

$$\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{r}}_i\boldsymbol{\Omega} = \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\boldsymbol{\Omega} = \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\left(\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\right)\boldsymbol{\Omega} \tag{18}$$

将式(18)代入式(16)得

$$\boldsymbol{M} = \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}) - \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\left(\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\right)\boldsymbol{\Omega} - \left(\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\right)\dot{\boldsymbol{\Omega}} - \left(2\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\dot{\boldsymbol{r}}_i\right)\boldsymbol{\Omega} + \sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i \tag{19}$$

已知该航行器由 n 个质点构成,令 $n\to\infty$,即可得到航行器的精确动力学模型,此时,$\sum_{i=1}^{n} m_i = m$,即航行器的质量;$\sum_{i=1}^{n} m_i\boldsymbol{r}_i = \int_D \boldsymbol{r}\mathrm{d}m$,表示航行器在机体坐标系下的静矩,用 $\boldsymbol{S}$ 表示,其中,$\int_D$ 表示对航行器整体进行积分,由于本文航行器的静矩由航行器机翼位置变化产生,有 $\sum_{i=1}^{n} m_i\boldsymbol{r}_i = \int_D \boldsymbol{r}\mathrm{d}m = \int_W \boldsymbol{r}\mathrm{d}m$,$\int_W$ 表示仅对机翼部分进行积分;$-\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i = \int_D \tilde{\boldsymbol{r}}\tilde{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m$ 为航行器的转动惯量张量,用 $\boldsymbol{I}$ 表示,$\sum_{i=1}^{n} m_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i = \int_D \ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m = \int_W \ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m = \ddot{\boldsymbol{S}}$,$\sum_{i=1}^{n} m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i = \int_D \tilde{\boldsymbol{r}}\ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m = \int_W \tilde{\boldsymbol{r}}\ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m$,进而根据式(15)与式(19)得到

$$\begin{cases}\boldsymbol{F} = m(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}) + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{S} + \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\boldsymbol{S} + 2\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\dot{\boldsymbol{S}} + \ddot{\boldsymbol{S}}\\ \boldsymbol{M} = \boldsymbol{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{I}\boldsymbol{\Omega} + \tilde{\boldsymbol{S}}(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V}) + \dot{\boldsymbol{I}}\boldsymbol{\Omega} + \int_W \tilde{\boldsymbol{r}}\ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m\end{cases} \tag{20}$$

令 $\boldsymbol{F}_1 = \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{S}$,$\boldsymbol{F}_2 = \dot{\tilde{\boldsymbol{\Omega}}}\boldsymbol{S}$,$\boldsymbol{F}_3 = 2\tilde{\boldsymbol{\Omega}}\dot{\boldsymbol{S}}$,$\boldsymbol{F}_4 = \ddot{\boldsymbol{S}}$,$\boldsymbol{F}_1 \sim \boldsymbol{F}_4$ 即航行器的变体产生的附加力;令 $\boldsymbol{M}_1 = \tilde{\boldsymbol{S}}(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V})$,$\boldsymbol{M}_2 = \dot{\boldsymbol{I}}\boldsymbol{\Omega}$,$\boldsymbol{M}_3 = \int_W \tilde{\boldsymbol{r}}\ddot{\boldsymbol{r}}\mathrm{d}m$,$\boldsymbol{M}_1 \sim \boldsymbol{M}_3$ 即航行器变体产生的附加力矩;当航行器未发生变体时,$\boldsymbol{F}_1 \sim \boldsymbol{F}_4 = 0$,$\boldsymbol{M}_1 \sim \boldsymbol{M}_3 = 0$,此时,式(20)简化为

$$\begin{cases}\boldsymbol{F} = m(\dot{\boldsymbol{V}} + \tilde{\boldsymbol{\Omega}}\boldsymbol{V})\\ \boldsymbol{M} = \boldsymbol{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{I}\boldsymbol{\Omega}\end{cases} \tag{21}$$

式(21)即普通航行器的动力学方程,因此,本文得到的动力学方程(20)即变体航行器的动力学扩展方程,可以适用于发生任意可知形变的变体航行器,如变后掠航行器、折叠翼航行器、伸缩翼航行器等。

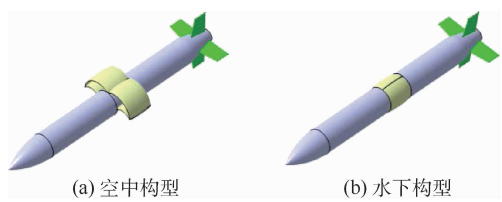
转动惯量张量 $\boldsymbol{I}$ 的具体表达式为[13]

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz}\\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz}\\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz}\end{bmatrix} \tag{22}$$

式中:$I_{xx} = \int(y^2 + z^2)\mathrm{d}m$;$I_{yy} = \int(x^2 + z^2)\mathrm{d}m$;$I_{zz} = \int(x^2 + y^2)\mathrm{d}m$;$I_{xy} = \int xy\mathrm{d}m$;$I_{yz} = \int yz\mathrm{d}m$;$I_{xz} = \int xz\mathrm{d}m$。

2 共形半环翼航行器变体描述

本文研究的共形半环翼航行器是一种具有共形半环翼布局的跨介质航行器,其空中构型和水下构型分别如图2(a)和图2(b)所示[14-15]。



(a) 空中构型 (b) 水下构型

图2 共形半环翼航行器构型[14-15]

Fig. 2 Configuration of conformal semi-ring wing vehicle[14-15]

该航行器构型主要针对水空跨越任务提出,航行器在水中航行时,共形半环翼收起,包裹于机体上,其构型与鱼雷相似,航行器冲出水面后,共形半环翼展开为空中构型,迅速加速获取升力起飞,当航行器准备再次入水时,机翼在空中收起,转换为水下构型,并减速俯冲入水。

共形半环翼包含2层翼面,其中,下层翼为刚性翼,上层翼为可弯曲的柔性翼,上、下翼面在翼梢端点处连接,航行器变体时,作动器控制下层翼

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

转动，进而带动上层翼发生转动和弹性形变，其变体过程的翼型正视图如图 3 所示。

由于航行器进行对称变体，为准确描述航行器变体情况，取航行器正向单侧剖面，如图 4 所示。

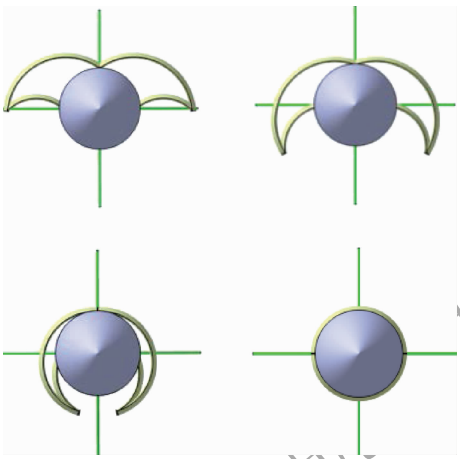
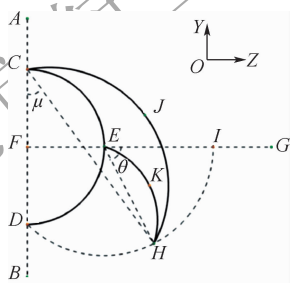
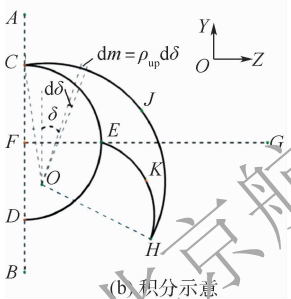


图 3　共形半环翼航行器变体过程

Fig. 3　Process of variant of conformal semi-ring wing vehicle



(a) 正向单侧剖面



(b) 积分示意

图 4　航行器正向单侧剖面图

Fig. 4　Forward unilateral profile of vehicle

图 4 中，角 θ 和角 μ 分别用以描述下层翼和上层翼的转动角度，且 μ 的值与 θ 的值一一对应。

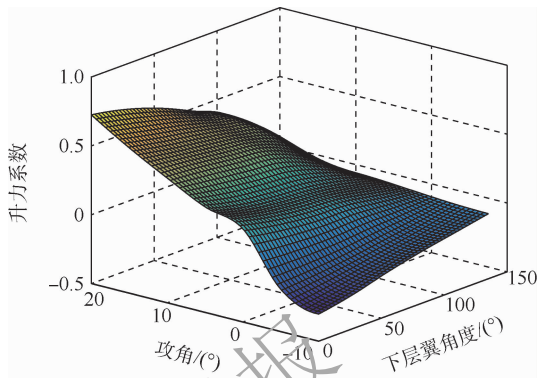
本文的仿真中，设计航行器以不同的变体速度在 $\theta=0$ 和 $\theta=3\pi/8$ 之间进行收回或展开，变体规律为

$$\begin{cases}\dot{\omega}_\theta = -k_\theta & 3\pi/16 < \theta < 3\pi/8 \\ \dot{\omega}_\theta = k_\theta & 0 < \theta < 3\pi/16\end{cases} \tag{23}$$

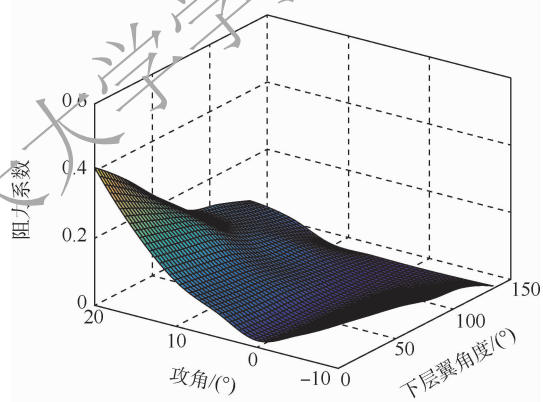
式中：$\dot{\omega}_\theta$ 为下层翼的角加速度，ω_θ 为下层翼的旋转角速度。

3　航行器变体气动参数

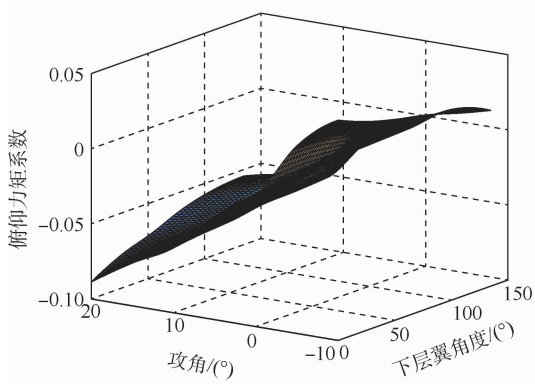
采用 Fluent 流体力学仿真软件对航行器的升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数进行了解算，得到了航行器在不同攻角、不同变体角度的气动系数。根据仿真结果和研究分析，共形半环翼航行器的安全攻角范围为[$-\pi/18$，$\pi/9$]，因此，本节给出[$-\pi/18$，$\pi/9$]攻角范围和[0，$3\pi/4$]下层翼变体角度范围对应的气动参数（图中已将弧度折算为角度），如图 5 所示。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数



(c) 俯仰力矩系数

图 5　航行器变体气动参数

Fig. 5　Aerodynamic parameters of vehicle in variant phase

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

4 附加力与附加力矩计算

航行器机翼变形对航行器运动的影响具体表现为由于变形产生的附加力 $\boldsymbol{F}_1 \sim \boldsymbol{F}_4$ 及力矩 $\boldsymbol{M}_1 \sim \boldsymbol{M}_3$，根据附加力和附加力矩表达式，计算附加力需要求得的物理量除基本的运动参数外，还包括静矩 $\boldsymbol{S}$ 及其一阶、二阶导数，以及附加力矩 $\int_W \tilde{\boldsymbol{r}}_i \ddot{\boldsymbol{r}}_i \mathrm{d}m$。

共形半环翼做展开和收起运动时，由于机翼构型和变体规律均对称，有

$$\begin{cases} \boldsymbol{S} = [0 \quad S_y \quad 0]^{\mathrm{T}} \\ \int_W \tilde{\boldsymbol{r}}_i \ddot{\boldsymbol{r}}_i \mathrm{d}m = \left[0 \quad 0 \quad \int_W (x_1 \ddot{y}_1 - y_1 \ddot{x}_1)\mathrm{d}m\right]^{\mathrm{T}} = \\ \quad \left[0 \quad 0 \quad \int_W x_1 \ddot{y}_1 \mathrm{d}m\right]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{24}$$

式中：

$$\int_W x_1 \ddot{y}_1 \mathrm{d}m = x_w \int_W \ddot{y}_1 \mathrm{d}m = x_w \ddot{S}_y \tag{25}$$

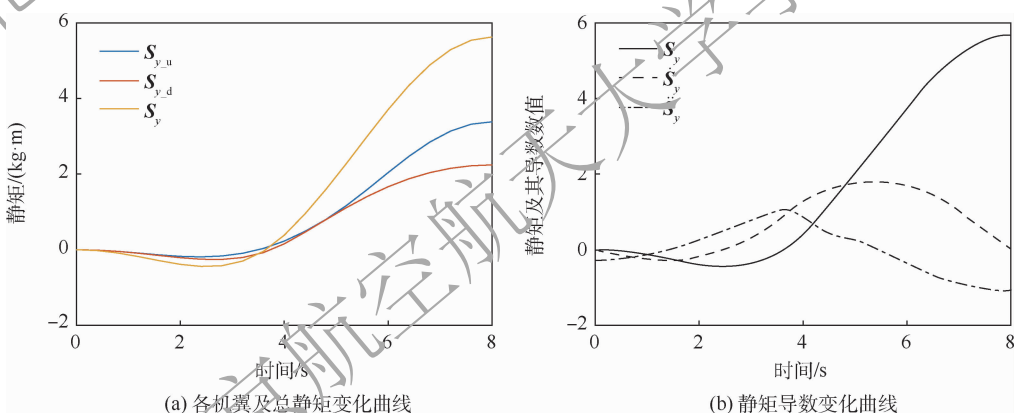
本文航行器仅机翼发生变体，因此航行器静矩全部来源于机翼质心的变化，文中采取积分方法计算机翼产生的静矩，如图 4(b)所示。

分别计算上、下层翼产生的静矩，可得

$$\begin{cases} S_{y_u} = \mu_{o''} y_{o''} \rho_{\mathrm{up}} + r_{o''} \rho_{\mathrm{up}} \left(\sin\left(\dfrac{\pi}{2} + \dfrac{\mu_{o''}}{2} - \mu\right) - \right. \\ \qquad \left. \sin\left(\dfrac{\pi}{2} - \dfrac{\mu_{o''}}{2} - \mu\right) \right) \\ S_{y_d} = \dfrac{\pi}{2} y_{o'} \rho_{\mathrm{down}} + r_t \rho_{\mathrm{down}} \left(\sin\left(\theta + \dfrac{\pi}{4}\right) - \right. \\ \qquad \left. \sin\left(\theta - \dfrac{\pi}{4}\right) \right) + r_t \rho_{\mathrm{down}} \\ S_y = 2S_{y_u} + 2S_{y_d} \end{cases} \tag{26}$$

式中：S_{y_u} 和 S_{y_d} 分别为上、下层翼产生的静矩；$y_{o''}$ 和 $y_{o'}$ 分别为上、下层翼圆心的纵坐标；$\mu_{o''}$、$r_{o''}$、ρ_{up} 分别为上层翼的圆心角、半径和单位弧度的质量；r_t、ρ_{down} 分别为下层翼的半径和单位弧度的质量。根据航行器变体规律，这些参数均可求得。

本文在设定 k_θ 后，可求取航行器变体总用时 t_w，以 $t_w/20$ 为步长，计算不同时刻的 S_y，并利用 MATLAB 拟合功能[16]，快速求解 $\dot{S}_y$、$\ddot{S}_y$ 的近似值，本文航行器机翼由完全闭合至完全展开过程为例，其静矩及静矩的一阶、二阶导数变化情况如图 6 所示。



(a) 各机翼及总静矩变化曲线　(b) 静矩导数变化曲线

图 6 静矩及其导数变化曲线

Fig. 6 Variation curve of static moment and its derivative

5 不同变体速率开环仿真分析

为研究开环配平状态下不同的航行器变体速度对航行器运动状态的影响，设定航行器的飞行速度为 0.8 *Ma*，分别对航行器下层翼角度 $\theta = 0$ 和 $\theta = 3\pi/8$ 两种状态进行配平，得到两组配平状态[17]，分别记为 *A* 和 *B*，其具体参数如表 1 所示。

令航行器以不同的变体速度在 $\theta = 0$ 和 $\theta = 3\pi/8$ 之间进行收回或展开，分别设置变体时间为 8,4,2,1 s，仿真结果如图 7 和图 8 所示。

表 1 两种配平状态下的航行器参数[17]

Table 1 Vehicle parameters under two trimmed conditions[17]

配平状态	θ/(°)	高度/km	攻角/(°)	俯仰舵偏角/(°)	推力/N
A	0	2	0.6	3	673
B	67.5	2	8.8	8.5	1 444

由图 7 和图 8 可知，在配平状态下，航行器机翼由 $\theta = 0$ 收回至 $\theta = 3\pi/8$ 状态，会导致航行器产生俯冲运动，速度增加，反之，航行器机翼展开会导致爬升运动，速度降低，同时，航行器变体速度越快，运动状态变化越剧烈。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

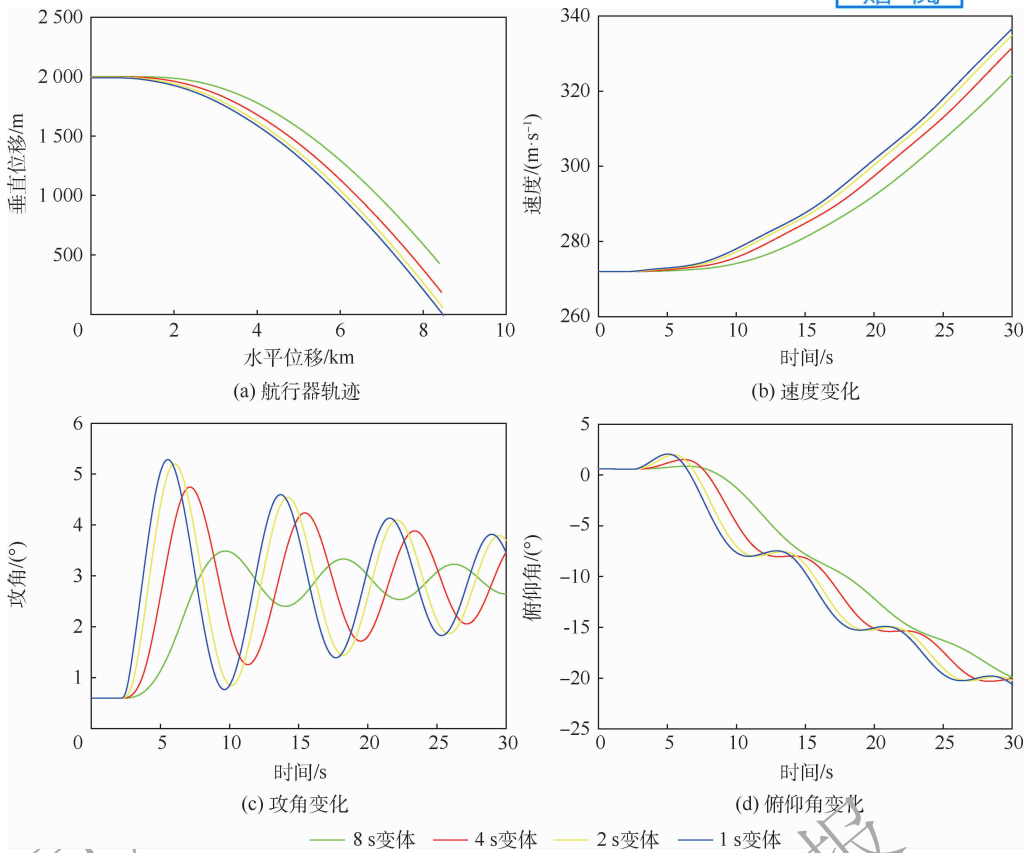


图 7　机翼收回仿真结果

Fig. 7　Simulation results of retracting wing

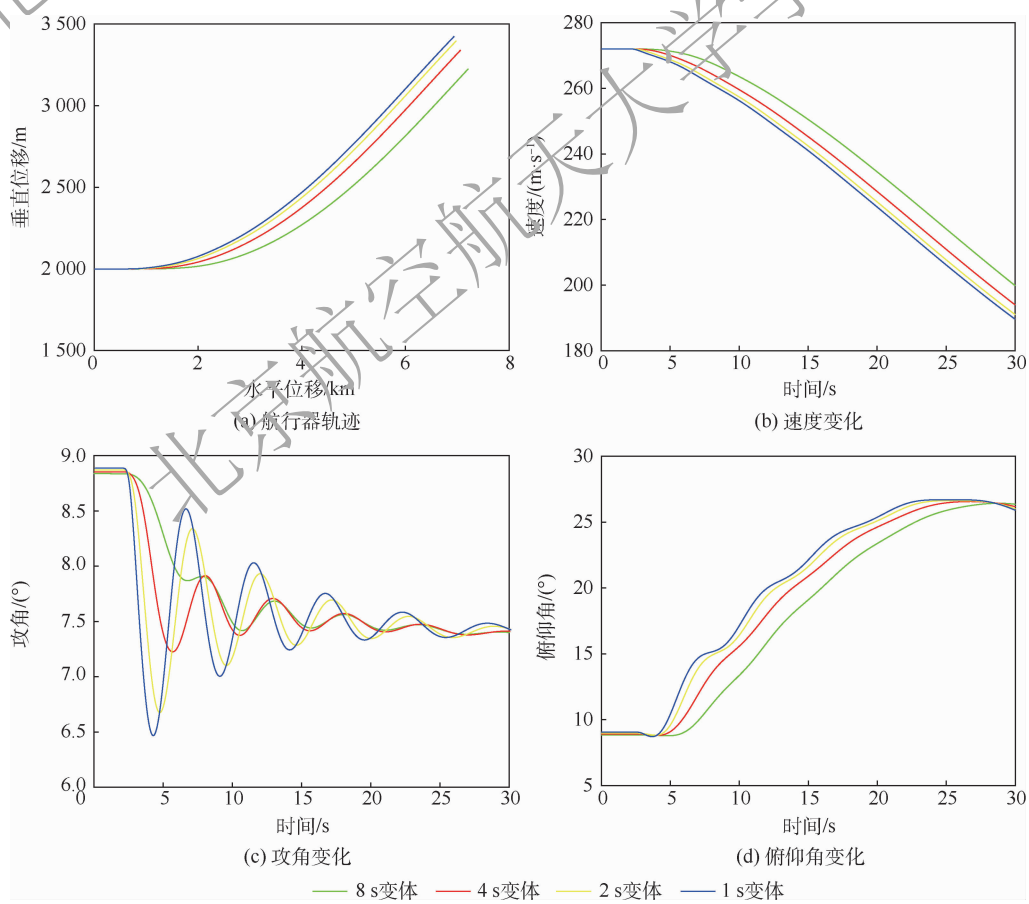


图 8　机翼展开仿真结果

Fig. 8　Simulation results of unfolding wing

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 种变体情况都会使航行器的攻角和俯仰角发生振荡。机翼收回时，攻角总体有所上升，俯仰角先上升，而后有下降趋势；机翼展开仿真中，总体趋势与收回仿真相反。这是因为航行器机翼在收回和展开过程中引起气动参数发生变化，在机翼收回过程中，航行器升力、阻力系数和负向俯仰力矩均减小，导致航行器产生俯冲，速度增大，俯仰角增大，从而导致航行器攻角迅速增大，由于航行器具有纵向静稳定性，攻角的增大会引起负向俯仰力矩增加，航行器俯仰角和攻角减小，且在纵向静稳定性的影响下，随后航行器的攻角和俯仰角会产生逐步减小的振荡。

航行器机翼收回过程和展开过程中附加力和附加力矩变化方向相反而趋势相似，因此只给出航行器机翼收回过程中的附加力和附加力矩的变化情况，如图 9 所示。

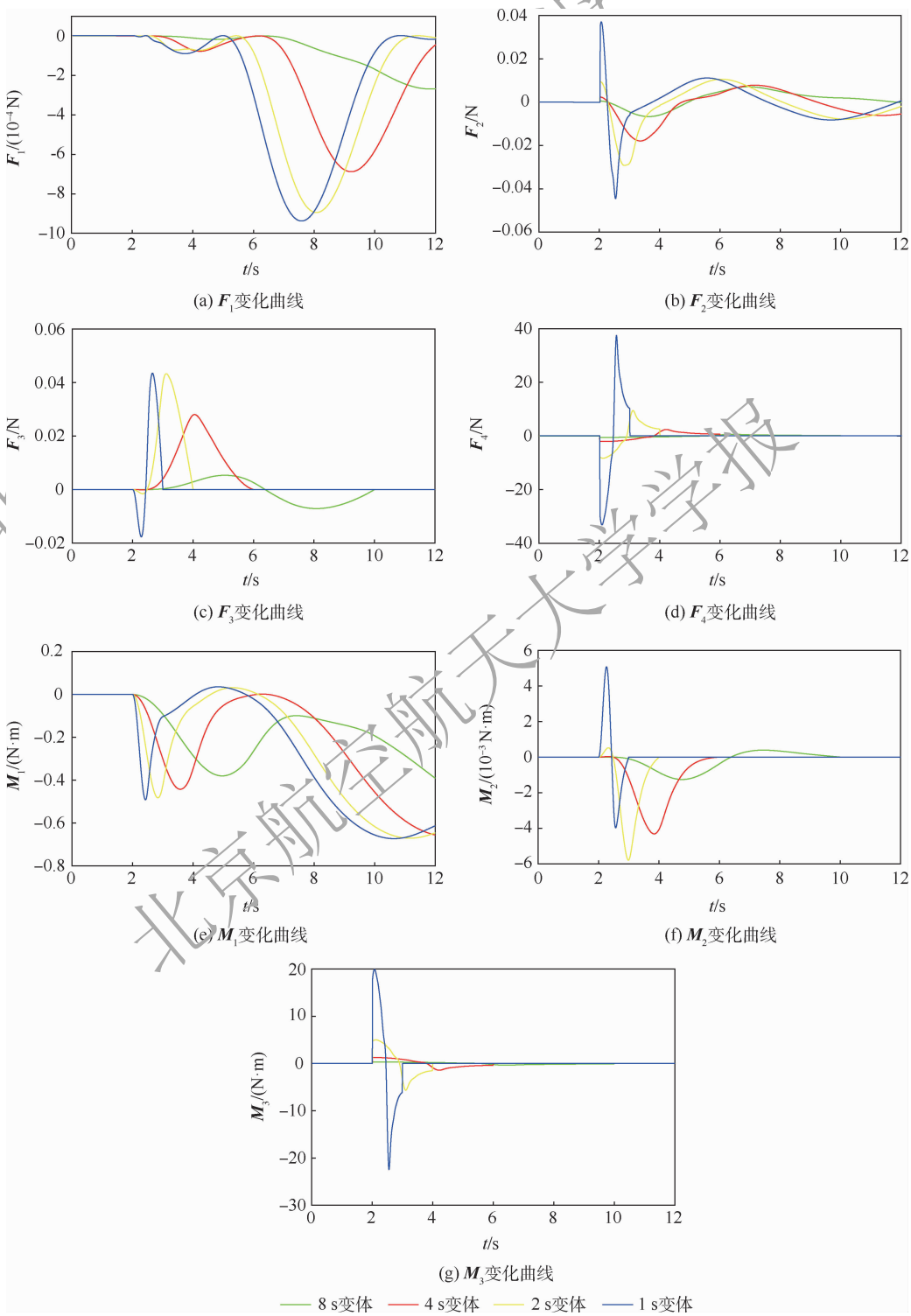


图 9 附加力与附加力矩变化曲线

Fig. 9 Variation curve of additional forces and additional moments

基于本文航行器的结构，其变体产生的静矩均沿 y_1 轴，根据附加力与附加力矩的表达式，在航行器俯仰运动中，$\boldsymbol{F}_1$ 与 $\boldsymbol{F}_4$ 沿 y_1 轴方向，$\boldsymbol{F}_2$ 与 $\boldsymbol{F}_3$ 沿 x_1 轴方向，$\boldsymbol{M}_1$、$\boldsymbol{M}_2$、$\boldsymbol{M}_3$ 均沿 z_1 轴方向，因此直接给出各个附加力与附加力矩沿相应轴向的值。

由图 9 可得，配平状态下航行器进行变体时，变体速度越快，产生的附加力与附加力矩越大。在本次仿真中，$\boldsymbol{F}_4$ 的值远大于其他附加力，这是因为该仿真中航行器的角速度和角加速度均较小，导致 $\boldsymbol{F}_1 \sim \boldsymbol{F}_3$ 较小，$\boldsymbol{F}_4$ 为航行器静矩的二阶导，可以理解为机翼变体过程中机翼上质点加速对机身产生的反作用力。

附加力矩中，$\boldsymbol{M}_3$ 的值远大于其他附加力矩，这是由于航行器的角速度、加速度较小，导致 $\boldsymbol{M}_1$ 较小，同时，本文航行器变体过程中惯量矩阵的变化率很低，导致 $\boldsymbol{M}_2$ 的值很小，而 $\boldsymbol{M}_3$ 可以理解为机翼变体过程中的机翼上质点加、减速产生反作用力偏离质心所产生的力矩，变体越快，产生的 $\boldsymbol{M}_3$ 力矩越大。

6　结　论

本文建立了变体航行器的动力学拓展方程，针对变体规律已知的共形半环翼航行器，对不同时刻的静矩及转动惯量进行拟合和求导，求得其变体附加力和附加力矩，该方法也可以适用于其他具有已知变体规律的变体航行器的动力学建模，包括变体飞行器、变体航天器等。

共形半环翼航行器变体飞行的开环仿真结果表明，航行器变体产生的附加力和附加力矩大小与变体速率正相关，其中，由静矩变化引起的 $\boldsymbol{F}_4$ 和 $\boldsymbol{M}_3$ 影响最大；由于本文航行器机翼在整机中占比小，附加力和附加力矩远小于气动力，引起航行器运动状态变化的主要因素仍然是变体导致的气动参数的变化；对于大幅度变体的航行器，则必须考虑附加力和附加力矩对运动的影响。

参考文献（References）

[1] 冯金富，陈国明，张萌. 变体技术在兵器设计上的应用[J]. 兵器装备工程学报，2017，38(12)：215-220.
FENG J F，CHEN G M，ZHANG M. Application of morphing technology in aircraft[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering，2017，38(12)：215-220(in Chinese).

[2] 许来斌，杨树兴，陈军，等. M 型机翼变体飞机动力学分析[J]. 北京理工大学学报，2013，33(2)：127-132.
XU L B，YANG S X，CHEN J，et al. Dynamic analysis of M-wing morphing aircraft[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology，2013，33(2)：127-132(in Chinese).

[3] 王志刚，徐聘，周嘉星，等. 后掠展长组合变形飞行器动力学建模[J]. 飞行力学，2015，33(5)：407-410.
WANG Z G，XU P，ZHOU J X，et al. Dynamic modeling of aircraft with sweep and span combined morphing[J]. Flight Dynamics，2015，33(5)：407-410(in Chinese).

[4] SEIGLER T M，NEAL D A，BAE J S，et al. Modeling and flight control of large-scale morphing aircraft[J]. Journal of Aircraft，2007，44(4)：1077-1087.

[5] SEIGLER T M. Dynamics and control of morphing aircraft[D]. Virginia：The Virginia Polytechnic Institute and State University，2005：32-39.

[6] SEIGLER T M，NEAL D A. Analysis of transition stability for morphing aircraft[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2009，32(6)：1947-1954.

[7] 陈伟，冯高鹏. 变体飞机建模及自适应动态面控制[J]. 测控技术，2016，35(2)：91-95.
CHEN W，FENG G P. Modeling and adaptive dynamic surface control of morphing aircraft[J]. Measurement and Control Technology，2016，35(2)：91-95(in Chinese).

[8] 谭骏怡，胡俊华，葛阳，等. 跨介质航行器变体过程动力学的仿真与建模[C]//2019 中国系统仿真与虚拟现实技术高层论坛. 北京：北京国信融合信息技术研究所，2019：249-253.
TAN J Y，HU J H，GE Y，et al. Simulation and modeling of trans-medium vehicle variation process dynamics[C]//2019 China System Simulation and Virtual Reality Technology High-level Forum. Beijing：Beijing Guoxin Fusion Information Technology Research，2019：249-253(in Chinese).

[9] 刘万俊. 导弹飞行力学[M]. 西安：西安电子科技大学出版社，2014：65-73.
LIU W J. Missile flight mechanics[M]. Xi'an：Xidian University Press，2014：65-73(in Chinese).

[10] 浙江大学理论力学教研室. 理论力学[M]. 3 版. 北京：高等教育出版社，1999：194-198.
Department of Theoretical Mechanics，Zhejiang University. Theoretical mechanics[M]. 3rd ed. Beijing：Higher Education Press，1999：194-198(in Chinese).

[11] 高晓光，李波，蔡付东. 坐标系转换矩阵及其微分方程[J]. 飞行力学，2004，22(2)：34-36.
GAO X G，LI B，CAI F D. Conversion matrix of coordinate and its differential equations[J]. Flight Dynamics，2004，22(2)：34-36(in Chinese).

[12] 刘延柱，洪嘉振，杨海兴. 多刚体系统动力学[M]. 北京：高等教育出版社，1989：11-13.
LIU Y Z，HONG J Z，YANG H X. Multi rigid body system dynamics[M]. Beijing：Higher Education Press，1989：11-13(in Chinese).

[13] 李元宗，王耀国. 机器人转动惯性张量的坐标变换[J]. 机器人，1992，14(2)：31-35.
LI Y Z，WANG Y G. Coordinate transformation of rotating inertial tensor of robot[J]. Robot，1992，14(2)：31-35(in Chinese).

[14] 张佳强，冯金富，谢奇峰，等. 适应水-空介质航行的共形半环翼布局概念研究[J]. 空气动力学学报，2012，30(5)：685-691.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ZHANG J Q, FENG J F, XIE Q F, et al. Research on concept of conformal semi-ring wing configuration for water-air medium voyage[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(5): 685-691 (in Chinese).

[15] 谭骏怡,胡俊华,颜奇民,等. 共性半环翼跨介质航行器变体气动特性研究[J]. 飞行力学,2020,38(1):1-7.
TAN J Y, HU J H, YAN Q M, et al. Study on aerodynamic characteristics of conformal semi-ring wing trans-medium vehicle variants[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(1): 1-7 (in Chinese).

[16] MOLER C B. MATLAB 数值计算[M]. 喻文健,译. 北京:机械工业出版社,2006:79-86.
MOLER C B. MATLAB numerical calculation [M]. YU W J, translated. Beijing: China Machine Press, 2006: 79-86 (in Chinese).

[17] 陈伟,冯高鹏,拜云山. 小型变体无人机动力学建模及配平分析[J]. 计算机技术与发展,2017,27(2):125-129.
CHEN W, FENG G P, BAI Y S. Dynamics modeling and trimming analysis for small morphing UAV[J]. Computer Technology and Development, 2017, 27(2): 125-129 (in Chinese).

Dynamic modeling and simulation of morphing vehicle

YAN Qimin, HU Junhua*, CHEN Guoming, LIU An, ZHANG Qiang

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In view of the problem that the dynamic model of some morphing vehicles is complex, which is caused by the complicated variant description and the rigid-flexible coupling, a general applicable dynamic equation of morphing vehicle is derived. The vehicle is regarded as a whole composed of mass points, and the dynamic differential equation of each mass point is established. The extended dynamic equation suitable for the morphing vehicle is derived by integral method, and the influence of the variants is described as additional forces and additional moments. The longitudinal open-loop motion simulation of a conformal semi-ring wing morphing vehicle with flexible wings is carried out. Aimed at the problem that some additional forces and additional moments are difficult to accurately calculate, a rapid calculation method for engineering is proposed. The dynamic response of the vehicle and the influence of additional forces and additional moments under different variant rates are analyzed. The results show that the additional forces and additional moments are positively correlated with the variant rate.

Keywords: morphing vehicle; semi-ring wing; dynamic modeling; longitudinal motion; dynamic response

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-04; **Accepted**: 2020-10-16; **Published online**: 2020-11-16 14:55

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201116.1043.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51779263)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0499

转盘轴承集聚效应分析及其对回转性能的影响

全下文载

邓飙*，陈渐伟，郭杨，唐圣金，陈威
（火箭军工程大学，西安 710025）

摘 要：针对航天发射台转盘轴承工作时出现滚动体集聚导致摩擦力矩增大的问题，研究转盘轴承中滚动体之间间隙变化对集聚效应的影响。通过对典型工位处进行有限元分析，对比不同接触类型转盘轴承的滚道变形和滚动体接触作用力的分布规律。在确定滚动体与隔离块的几何关系后，进一步分析了滚道变形和滚动体接触作用力的时变性对滚动体间隙变化的影响，并将间隙变化和集聚效应建立了联系。有限元计算得到的发射台框架变形与实验测量数据一致，验证了有限元计算的可靠性。仿真结果显示，由于下滚道发生轴向变形，滚动体在运动过程中不断交替进行“爬坡”和“下坡”；滚道径向变形导致滚动体之间增大了较多的间隙；各滚动体的驱动摩擦力不断变化，运动状态具有时变性，当转盘轴承中间隙增加时，运动状态不断变化的滚动体导致增加的间隙出现累积，引起滚动体集聚。为消除滚动体集聚效应，探索其对摩擦力矩的影响，进行了对比实验。结果表明：集聚效应导致发射台的摩擦力矩增加，且变化剧烈。

关 键 词：转盘轴承；集聚效应；滚道变形；间隙；摩擦力矩
中图分类号：TH133
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2611-12

转盘轴承是用于航天发射台的关键部件，具有尺寸大、载荷重等特点，一般使用离散的隔离块，以保持滚动体平稳运动。航天发射台使用的转盘轴承在连续回转工作中发现台体发生变形，部分滚动体间隙增大，伴随出现隔离块滑落及滚动体集聚的现象，这种现象为转盘轴承集聚效应。

对于滚动轴承间隙和刚性的研究一直备受关注，多数研究对象一般是针对高速转动的小型滚动轴承，在建模分析时通常会忽略轴承实际装配条件，通常考虑在一个或多个具有固定自由度的载荷作用下轴承间隙或滚道刚性的变化特征[1-2]，忽视了大型滚动轴承在动态载荷条件下，滚道刚性和滚动体接触作用力的时变性与转盘轴承间隙变化的联系，以及间隙变化对于大型滚动轴承回转性能的影响。Jones 等[3-5]的滚道控制论是轴承运动学问题的研究基础，Harris 和 Kotzalas[6-7]在此基础上第一次详实全面地建立了基于滚动体与滚道变形协调关系的拟静力学方程，这一研究成果是现代分析轴承刚度特征的重要基础之一。实践表明，滚道控制论具有一定的局限性[8-9]，张进华等[10]通过改变轴承初始位置的状态，提出了普适性更强的轴承建模方法和理论，在此基础上分析了不同载荷条件下轴承刚性的变化规律。邵毅敏和涂文兵[11]考虑了轴承座和套圈变形对轴承运动特性的影响，发现随着载荷增大轴承径向刚度呈非线性变化，径向游隙越大，轴承各部件振动动能越大。对于大多数系统，轴承的刚度具有时变性[12-14]。刘光辉等[15]通过改进传统算法，对圆柱滚子轴承刚度的非线性时变特征进行了定量分析，并以有限元方法验证了改进算法的准确性。姚廷强等[16]在柔性多体力学的基础上，综合考虑了接触刚度等非线性时变因素，对滚动轴承的

收稿日期：2020-09-07；**录用日期**：2020-10-16；**网络出版时间**：2020-10-27 10:01
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201027.0932.002.html
基金项目：国家自然科学基金（61673386）；中国博士后科学基金（2017M613201，2019T120944）
* **通信作者**. E-mail：djm202@163.com

引用格式：*邓飙，陈渐伟，郭杨，等. 转盘轴承集聚效应分析及其对回转性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2611-2622. DENG B，CHEN J W，GUO Y，et al. Analysis of accumulation effect of turntable bearing and its influence on rotary performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2611-2622 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

时变振动特性进行分析。运侠伦等[17]提出了一种实时测试动态支承刚度的方法,采取仿真实验相结合的方式,验证了测试方法的可靠性。

目前关于轴承间隙的研究,多以保持架兜孔与滚动体之间的间隙为主要研究内容。Ghaisas等[18]结合保持架在空间中的运动状态,建立了关于保持架六自由度运动方程,以分析兜孔间隙等多种因素对其运动稳定性的影响。姚廷强等[19]通过 ADAMS 软件建立了保持架的动力学模型,分析了多种工况条件下保持架间隙和润滑状态的变化对其运动平稳性的影响。邓四二等[20]以角接触球轴承为研究对象,建立了关于其保持架的柔性动力学运动模型,结果表明,角接触球轴承引导间隙与兜孔间隙之比影响保持架转动的平稳性。大量的研究显示由于兜孔与滚动体之间存在间隙[21-22],滚动体在兜孔内是一个不断的碰撞过程,造成保持架运动不平稳。

转盘轴承通常采用隔离块使滚动体均匀分布在滚道,滚动体与隔离块存在装配间隙。为探究集聚效应与这种转盘轴承间隙的因果关系,以及对转盘轴承回转性能的影响,以航天发射台使用的转盘轴承为研究对象,对比了不同滚道结构下,转盘轴承各滚动体接触力和滚道变形的变化规律,在此基础上分析了转盘轴承间隙的变化,对集聚效应的原因做出了解释且提供了解决方案。以航天发射台为主体,搭建转盘轴承的回转实验平台,进一步验证了集聚效应对摩擦力矩的影响,证明了分析结果的正确性,同时也验证了优化方案的有效性。

1 数值方法的实验验证

1.1 实验系统

航天发射台转盘轴承回转性能实验平台主要由加载设备、传动系统、发射台和液压系统台构成,如图 1 所示。液压系统驱动加载设备向发射台施加轴向载荷,并通过传动系统驱动发射台回转,可以模拟发射台实际负载条件。

图 1 中的加载设备由上十字架、液压缸、回转轴承和十字底座构成,如图 2 所示,加载设备上十字架与支撑臂通过螺栓固定连接,液压缸拉动十字架对支撑臂施加轴向载荷。当发射台回转时,支撑臂带动十字架使加载设备回转部同步回转,可对发射台产生一个可回转的轴向负荷。

1.2 发射台工位分析

航天发射台初始工位支撑臂位于支撑腿正上方的位置,支承臂与支承腿之间夹角为 0°,通常

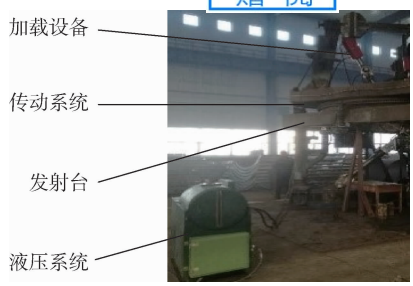


图 1 转盘轴承回转实验平台

Fig. 1 Turntable bearing rotary experimental platform

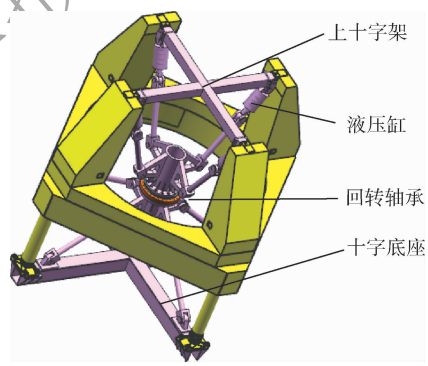


图 2 发射平台和加载设备连接关系

Fig. 2 Connection relationship between launching platform and loading device

称作 0°工位。在回转 90°后,支承臂回转至下一支撑腿的正上方时,发射台再次回归至 0°工位,因此,发射台每回转 90°为一个回转周期。发射台结构具有严格的对称性,当发射台从 0°工位逆时针回转至 45°工位,与从 90°工位(即下一个 0°工位)顺时针回转至 45°工位,发射台实际承载变化是对称的,且 45°工位为分界点。

1.3 发射台有限元模型建立

发射台回转速度缓慢,其运动过程是准静态过程,选取典型工位下的发射台,建立相应的有限元静力学模型,采用隐式求解器进行计算。

在计算过程中对模型进行了相应简化,忽略了发射台中铰孔、螺栓等零部件的细节结构以便于结构化网格划分。

在图 2 中,垂直的支承臂与上框架的支座通过销轴连接,轴向载荷通过支座的轴孔传递至发射台,在有限元分析时为避免集中力直接作用在节点上引起有限元模型不收敛,在每个支座轴孔中心处建立参考点,将参考点与轴孔内表面建立耦合的约束关系,通过节点施加轴向载荷,间接作用在支座上。发射台 4 个支撑腿与地基固定连接,对 4 个支撑腿的底面施加固定约束;回转部可相对固定部回转运动,对上框架内侧圆周面施加轴向回转约束。有限元模型的边界条件和载荷施加方式如图 3 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

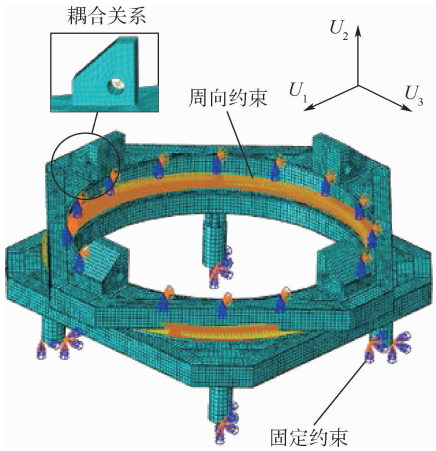


图 3　航天发射台有限元模型

Fig. 3　Finite element model of space launch pad

1.4　接触关系设置

发射台转盘轴承滚动体数量多达 298 个,若一一建立滚动体与滚道之间的接触关系,则有限元模型难以收敛。模型采用 Connector 轴向连接器模拟滚动体和滚道的接触关系,如图 4 所示。

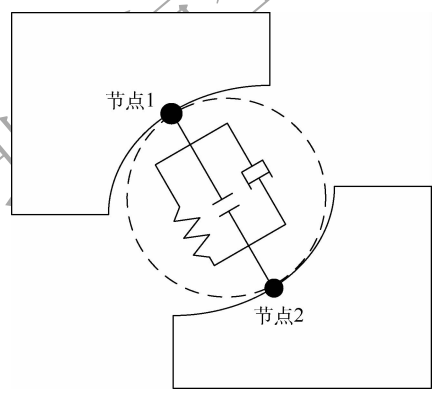


图 4　轴向连接器

Fig. 4　Axial connector

1.5　数值分析及实验验证

依次选取航天发射台逆时针回转过程中 0°、15°、30°和 45°四个工位,进行有限元分析,并通过静载实验测量发射台下框架最大变形位,以验证有限元计算的准确性。

4 个工位的发射台下框架轴向位移变化云图如图 5 所示,最大轴向变形位置为下框架中央断面的位置。

为检验有限元模型准确性,在静载实验中将千分表固定在与地基相连的钢板上,如图 6 所示,对中央断面的位置进行多次测量,取均值为实验结果。

4 个工位中,下框架轴向变形的有限元计算结果和测试结果对比如图 7 所示。各个工位下的误差范围在 9.5% 以内,满足工程计算的需求,因此,建立的有限元模型是可靠的。

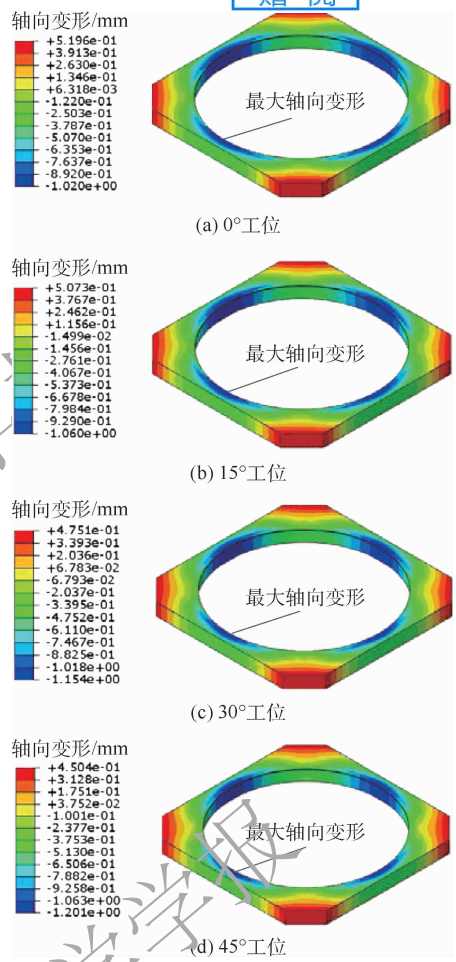


图 5　航天发射台下框架轴向位移云图

Fig. 5　Axial displacement contour of lower frame of space launch pad



图 6　下框架变形测量图

Fig. 6　Deformation measurement of lower frame

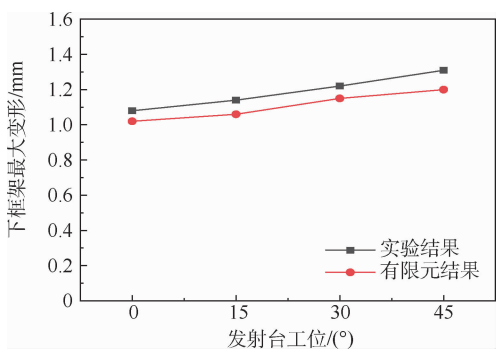


图 7　下框架轴向变形的验证

Fig. 7　Verification of lower frame axial deformation

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

2 滚动体集聚效应的原因分析

2.1 滚动体定义

为便于后文描述滚动体相关参数,采用相位角对不同位置上的滚动体进行定义。发射台上的滚动体分布如图 8 所示,以支撑腿 1 正上方中心位置为起始位置,记该位置上滚动体的相位角为 0°,并以此位置为起点,沿发射台逆时针方向,滚动体的相位角逐渐增大,第 i 个滚动体的相位角 φ_i 可表达为

$$\varphi_i = 360\frac{i-1}{n} \tag{1}$$

式中:n 为滚动体数目;φ_i 表示第 i 个滚动体的相位角。

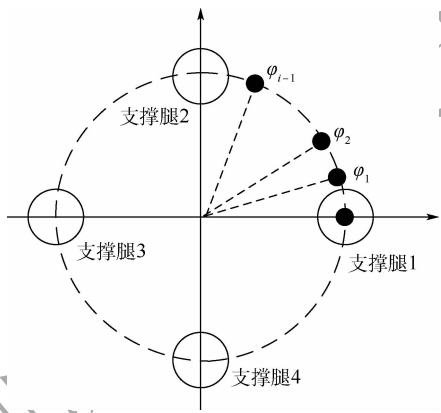


图 8 滚动体相位角分布图

Fig. 8 Phase angle distribution of rolling body

2.2 滚动体驱动力的分布特征变化

滚道对滚动体的摩擦力是滚动体回转驱动力,通常认为滚动体与滚道之间的摩擦力符合库伦摩擦力定律,即在摩擦系数不变的情况下,滚动体与滚道的接触作用力与驱动摩擦力呈正比关系,因此,研究各个滚动体接触压力可以分析滚动体的运动状态。在有限元后处理模块中通过对 Connector 连接器的轴向力进行历程输出,即可得到滚道中各个滚动体的接触作用力。

2.2.1 单排 2 点接触式转盘轴承接触作用力分布

单排 2 点接触式转盘轴承中,滚动体接触作用力的分布规律如图 9 所示,呈近似三角波周期性变化。在 0°工位时,承载臂位于滚道正上方。随着发射台转动,4 组工位中出现最大接触压力的位置逐步增大,相位角依次是 0°、15°、30°和 45°。回转过程中各个滚动体接触作用力分布规律具有时变性,沿相位角增大方向移动,波峰始终位于载荷施加的正下方。

2.2.2 单排 4 点接触式转盘轴承接触作用力分布

为便于描述单排 4 点接触式转盘轴承中接触作用力分布规律,对连接单元进行分组,如图 10 所示,转盘轴承中上滚道外侧接触面与下滚道内

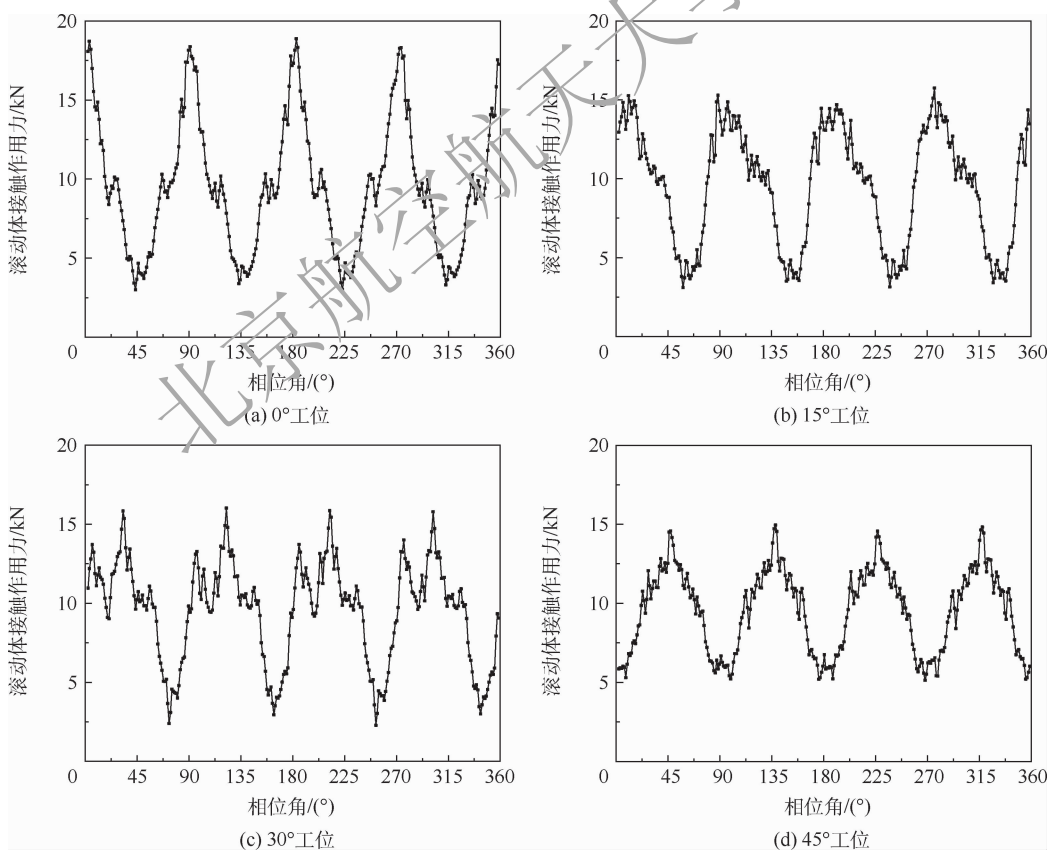


图 9 单排 2 点接触式转盘轴承滚动体接触作用力

Fig. 9 Contact force of rolling body of single-row two-point contact turntable bearing

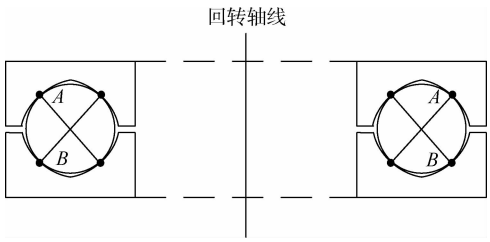


图 10　4 点接触式转盘轴承连接单元定义

Fig. 10　Definition of connection unit of four-point contact turntable bearing

侧接触面的连接单元记作 A;上滚道内侧接触面与下滚道外侧接触面的连接单元记作 B。

各滚动体接触作用力变化如图 11 所示,发射台在 0°工位时,各相位角中的滚动体两侧接触作用力分布规律相同。在 15°工位时,滚动体两侧接触作用力的分布曲线出现相位差,单个滚动体两侧的接触作用力开始发生变化,随着发射台继续回转,单个滚动体两侧的接触作用力的差异逐步增大,滚动体两侧接触作用力的变化曲线相位角相差 90°。

相比于单排 2 点接触式转盘轴承,单排 4 点接触式转盘轴承的滚动体两侧始终受力,与滚道为 4 点接触关系,滚动体在滚道内具有较好的稳定性。但滚动体的接触作用力在发射台回转过程中同样不断变化,导致各个滚动体回转速度不断改变。

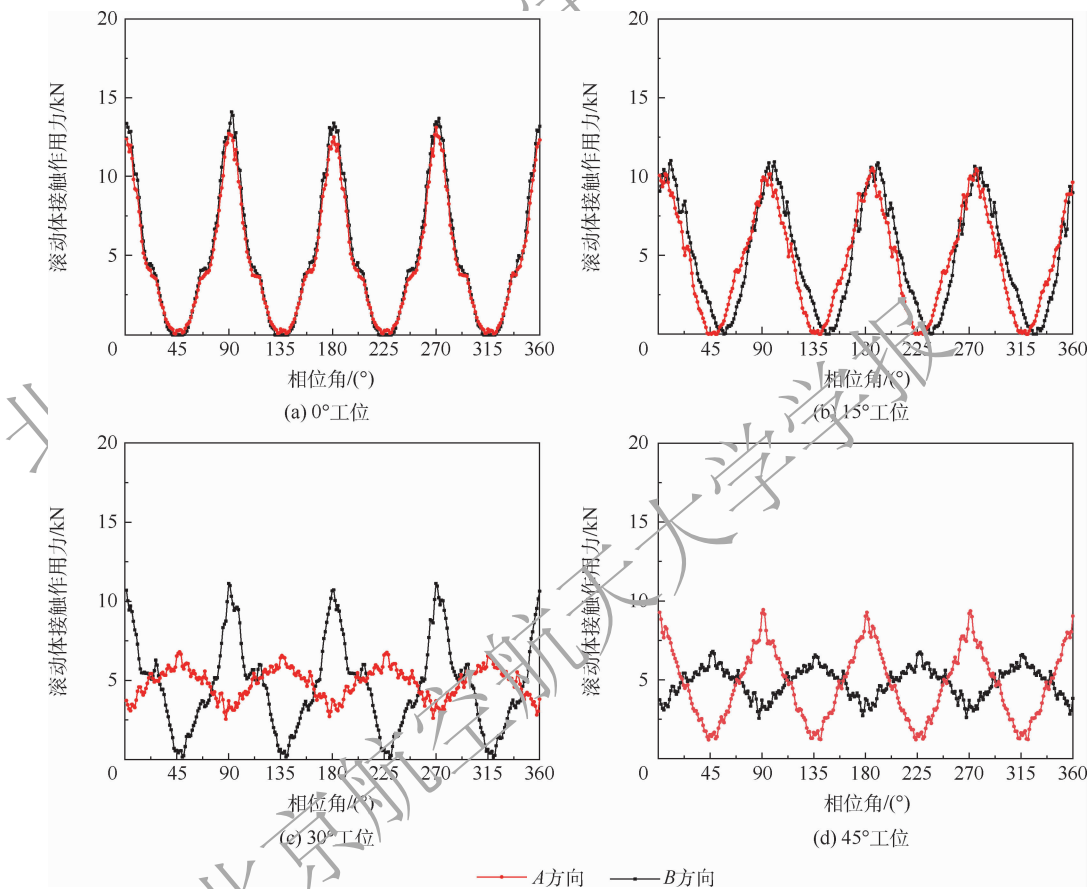


图 11　单排 4 点接触式转盘轴承滚动体接触作用力

Fig. 11　Contact force of rolling body of single-row four-point contact turntable bearing

2.3　滚道刚性变化对转盘轴承间隙的影响

2.3.1　滚动体位移计算方法

Connector 轴向连接单元与滚道存在 2 个连接节点,为模拟滚动体球心的位移,在 ABAQUS 后处理模块中,对各个滚道的连接节点分别建立 PATH 进行路径输出,并对同一连接单元两端节点的各个方向的位移做均值处理,以表示对应滚动体球心的位移变化,如图 12 所示。

2.3.2　滚道轴向位移的影响

滚动体始终沿下滚道接触面滚动,研究下滚道的轴向变形有助于分析滚动体的运动轨迹。

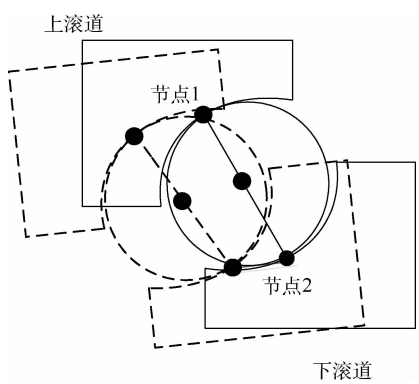


图 12　连接单元各节点位移关系

Fig. 12　Displacement relation of nodes of connection unit

北航学报 赠阅

在任意工位下,滚动体轴向位移的分布规律呈近似的三角函数变化,如图 13 所示。以相位角 0°~90°的区间为例,2 组转盘轴承的下滚道轴向变形趋势均为先增加后减少,在相位角为 45°的位置时达到最大。因此,滚动体在回转过程中不断经历“爬坡”和“下坡”的过程。

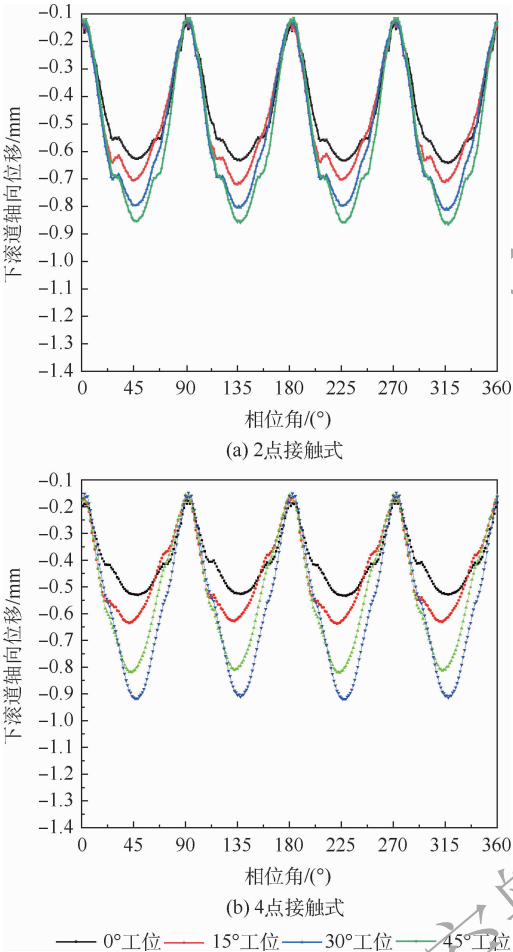


图 13 转盘轴承下滚道轴向位移变化

Fig. 13 Changes of axial displacement of lower raceway of turntable bearing

2.3.3 滚道径向位移的影响

单排 2 点接触式转盘轴承的径向位移变化曲线如图 14 所示。上滚道和下滚道的径向位移变化曲线的波形近似为三角函数。随着航天发射台回转,滚道位移的波形沿回转方向发生移动,但滚动体径向位移的波形相位不发生变化。因此,工位的变化对于滚动体径向位移的分布规律并无影响,4 个工位下,滚动体径向位移呈余弦函数的规律分布,发射台的回转过程仅对滚动体径向位移变化曲线的波峰和波谷的大小产生影响,可较好地用于衡量转盘轴承径向刚度。

单排 4 点接触式转盘轴承的径向位移如图 15所示,上滚道、下滚道和滚动体的径向位移具有相同的波形,且呈周期性变化。

相对于 2 点接触式转盘轴承,4 点接触式转盘轴承滚动体平均径向位移依次下降了 156.47%、323.6%、283.0% 和 93.4%,如图 16 所示,因此,4 点接触式转盘轴承径向刚度较好。

2.3.4 径向刚度变化对滚动体间隙的影响

当滚动体发生径向位移时,转盘轴承间隙发生变化,由图 14 和图 15 可知,各个相位角上的滚动体沿径向发生不同程度的位移,无法直接计算间隙增加的大小,结合滚动体的径向位移变化曲线,采取如下计算方法。

如图 17 所示,假设在 1 个半径为 r 的圆弧上有 2 个相邻的滚动体,A_1 和 A_2 表示 2 个滚动体球心的初始位置,A_1'和 A_2'是滚动体沿径向偏移后球心的新位置。由于转盘轴承滚动体数量 n 多达 298 个,单位相位角 $\Delta\theta$ 如式(2)所示。单位相位角较小,直线 A_1A_2 的长度可看作圆弧$\overset{\frown}{A_1A_2}$的长度,如式(3)所示。因此,各个滚动体之间的距离总和 l,可通过式(4)计算得到。

$$\Delta\theta = \frac{360}{n} \tag{2}$$

$$A_1A_2 = \overset{\frown}{A_1A_2} = r \cdot \Delta\theta \tag{3}$$

$$l = \sum_{i=1}^{n-1} A_iA_{i+1} = \sum_{i=1}^{n-1} \overset{\frown}{A_iA_{i+1}} \tag{4}$$

当点 A_1 和点 A_2 沿半径方向发生偏移至 A_1'和 A_2'时,$\overset{\frown}{A_1'A_2'}$不是标准圆弧,但是考虑到 $\Delta\theta$ 数值极小,并且通过图 13 和图 14 可得,相邻滚动体径向位移偏差较小,因此认为$\overset{\frown}{A_1'A_2'}$和$\overset{\frown}{A_1'A_2''}$长度相等,所以 $A_1'A_2'$长度如下:

$$A_1'A_2' = \overset{\frown}{A_1'A_2'} = \overset{\frown}{A_1'A_2''} = (r + A_1A_1') \cdot \Delta\theta \tag{5}$$

当各滚动体发生径向偏移后,滚动体间距之和为

$$l' = \sum_{i=1}^{n-1} A_i'A_{i+1}' = \sum_{i=1}^{n-1} \overset{\frown}{A_i'A_{i+1}'} \tag{6}$$

因此,当滚动体沿径向发生位移时,滚动体之间间距增大,转盘轴承总间隙和为

$$\Delta l = l' - l = \sum_{i=1}^{n-1} A_iA_i' \cdot \Delta\theta \tag{7}$$

将图 14 和图 15 的数据代入式(7)可得各个工位下不同转盘轴承的间隙变化,如图 18 所示。随着航天发射台回转,转盘轴承内间隙增加数值是不断变化的,当发射台从 0°工位回转至 45°工位时,轴承间隙增加值变化为先增加后减少。单排 4 点接触式转盘轴承由于具有较好的径向刚度,间隙增加值远小于 2 点接触式转盘轴承。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

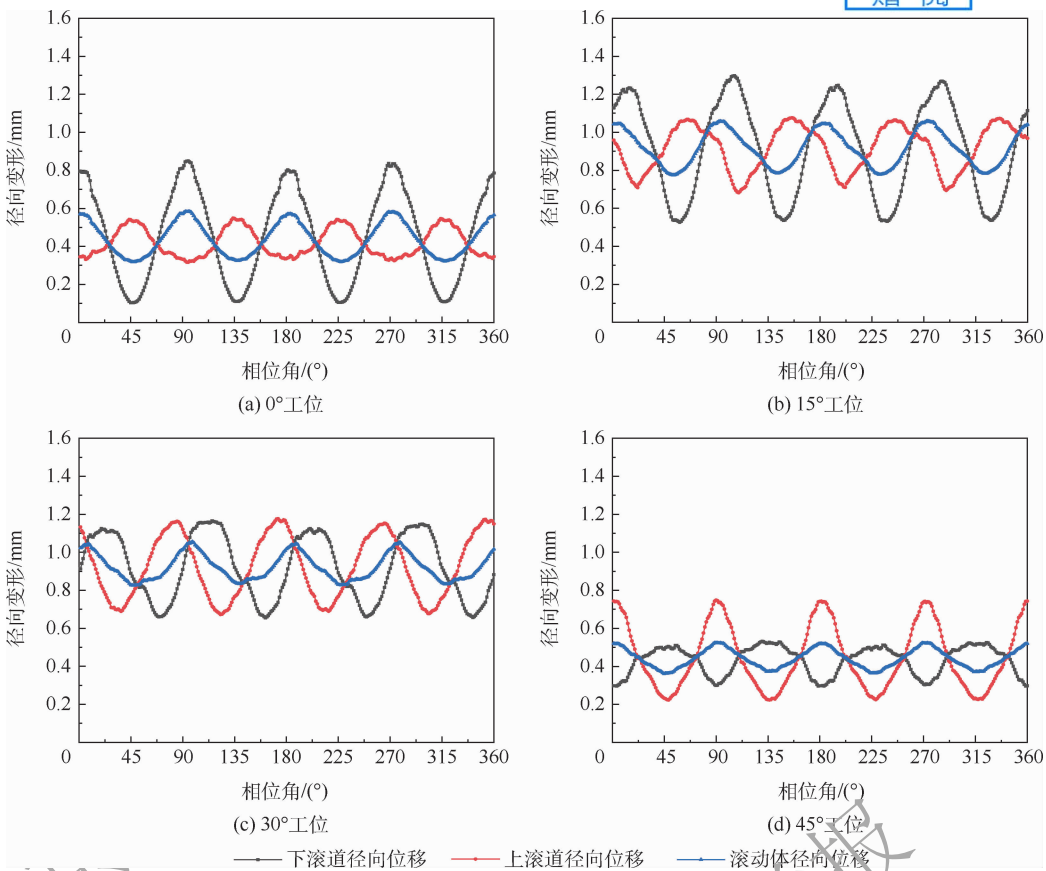


图 14　单排 2 点接触式转盘轴承径向位移变化

Fig. 14　Changes of radial displacement of single-row two-point contact turntable bearing

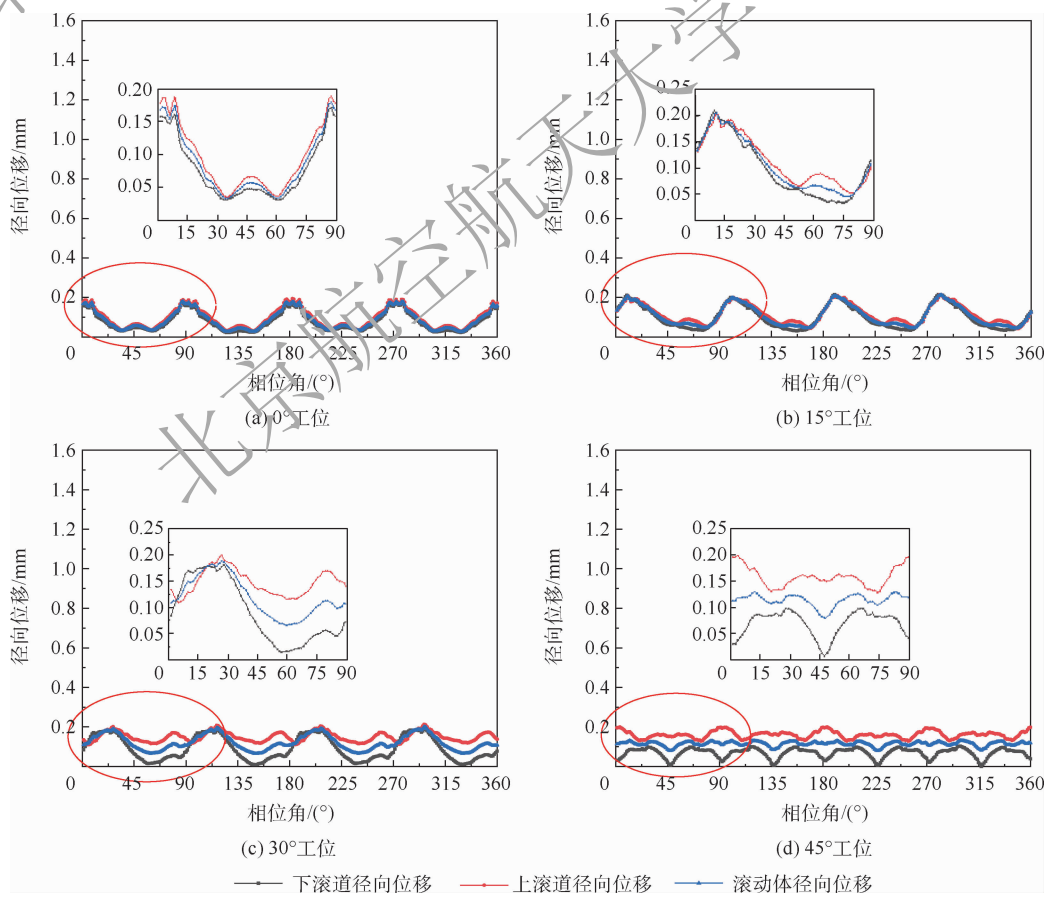


图 15　单排 4 点接触式转盘轴承径向位移变化

Fig. 15　Changes of radial displacement of single-row four-point contact turntable bearing

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

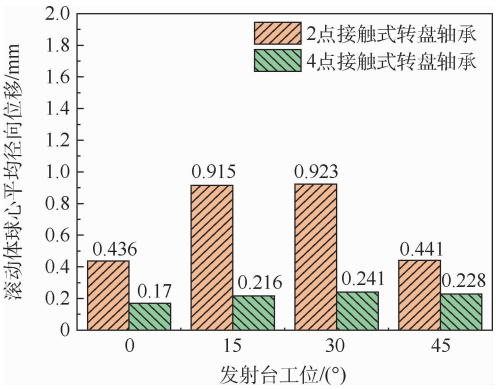


图 16 滚动体径向位移对比

Fig. 16 Comparison of radial displacement of rolling body

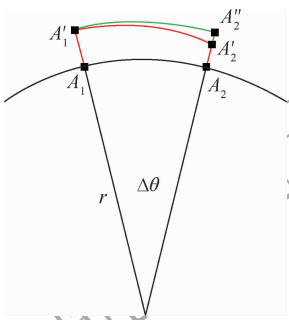


图 17 滚动体间隙简化计算

Fig. 17 Simplified calculation of rolling body clearance

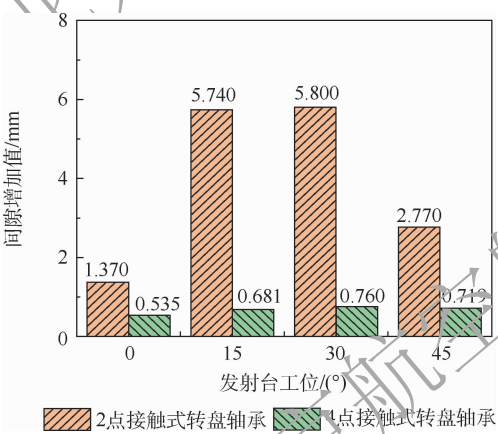


图 18 转盘轴承间隙变化对比

Fig. 18 Comparison of clearance changes of turntable bearing

仅考虑隔离块轴向滑落的情况，O 是滚道横截面弧线对应的圆心，隔离块初始位置轴心与滚动体球心相重合记为 O_2，O_2C 为滚动体半径 r_1，当隔离块轴心下降至 O'_2 时，隔离块外圆与滚道相切，此时 O'_2D 为隔离块外圆半径 r_2。由三角函数和几何关系可得式(8)和式(10)，可计算出隔离块下滑的距离 $O_2O'_2$，记为 Δh，如图 19 所示。

$$OO_2 = R - r_1 \tag{8}$$

$$OO'_2 = R - r_2 \tag{9}$$

$$\cos\angle O'_2O_2C = \frac{OO_2^2 + O_2O'^2_2 - OO'^2_2}{2OO_2 \cdot O_2O'_2} \tag{10}$$

式中：R 为滚道曲率半径，取值为 78.5 mm；r_1 为滚动体半径，取值为 40 mm；r_2 为隔离块外圆半径，取值为 39.8 mm；$\angle O'_2O_2C$ 为接触角，取值为 30°。

计算可得隔离块下滑 0.29 mm 时，隔离块外圆与滚道相接触，接触点为 D，由于隔离块锥面夹角为 120°，滚动体间距增加值 Δu 与隔离块下滑距离 Δh 的关系如图 20 所示。

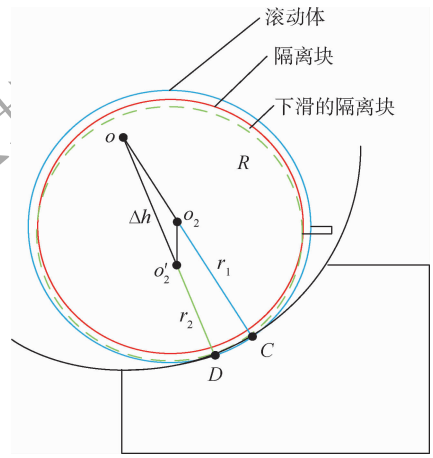


图 19 隔离块下滑距离

Fig. 19 Sliding distance of isolation block

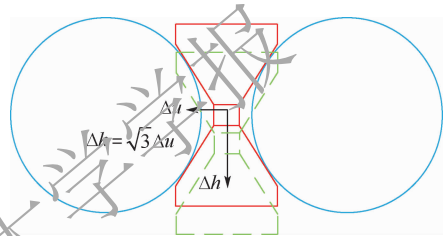


图 20 滚动体与隔离块间距变化分析图

Fig. 20 Analysis of variation of distance between rolling body and isolation block

当滚动体间距增加 0.167 mm 时，隔离块与滚道相接触。在忽略转盘轴承安装间隙影响的基础上，加载后转盘轴承间隙增加值会导致 8 ~ 35 个隔离块滑落。

综上所述，转盘轴承在承载过程中滚动体之间间隙增加，下滚道发生轴向位移，使得滚动体在回转过程中不断“上坡”和“下坡”，并且滚动体驱动力具有时变性，导致滚动体运动状态不断变换，使得在连续回转过程中出现滚动体集聚和隔离块滑落的现象，影响转盘轴承的正常回转。

3 集聚效应对回转性能的实验

3.1 实验设计

为消除由滚动体间隙变化导致的集聚效应，并分析集聚效应对转盘轴承摩擦力矩的影响，在采用单排 4 点接触式滚道的基础上，设计了腹板式多孔结构分段保持架(简称腹板式保持架)，其结构如图 21 所示。滚动体置于腹板式保持架的

北航学报 赠阅

兜孔中,从机械结构的角度杜绝了滚动体集聚的可能性。

发射台在轴向载荷条件下,以 20°/min 的速度回转。依据被测的转盘轴承不同,实验分为 2 组,分别记为 I 和 II,如表 1 所示。通过数显液压表实时记录液压马达输入端和输出端压力变化,如图 22 所示,在回转一周后,导出数据做差处理,可得到液压马达压差变化的数据。

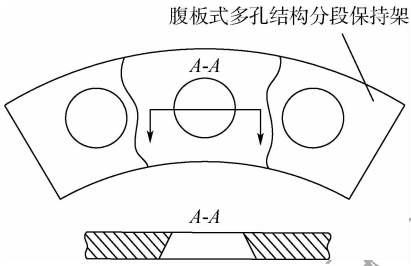


图 21　腹板式多孔结构分段保持架

Fig. 21　Sectional retainer of web-type porous structure

表 1　回转实验分组

Table 1　Rotary experimental group

实验分组	被测转盘轴承
I	单排 4 点接触转盘轴承 + 腹板式保持架
II	单排 2 点接触转盘轴承 + 隔离块



图 22　液压马达油压测试图

Fig. 22　Hydraulic motor oil pressure test diagram

3.2　摩擦力矩计算

结合液压马达输出扭矩的计算方法[23],联立实验台的传动关系可得发射台回转力矩:

$$n_2 = i_1 n_1 \tag{11}$$

$$T_1 = 360\ 000 \frac{Q_t \Delta p}{2\pi n_2 \eta_1} \tag{12}$$

$$M = i_1 T_1 = 360\ 000 \frac{Q_t \Delta p}{2\pi n_1 \eta_1} \tag{13}$$

式中:i_1 为发射台传动比;Q_t 为实际流量,取值为 20 L/min;η_1 为液压马达效率,取值为 0.98;Δp 为液压马达压力差;n_1 为转盘轴承的转速,取值为 20 °/min;n_2 为液压马达的转速;M 为发射台的回转扭矩。

发射台回转速度缓慢,其运动过程可以看作一个平稳过程,因此,摩擦力力矩与回转力矩大小相同:

$$M_f = M \tag{14}$$

3.3　实验结果分析

航天发射台在轴向负载条件下,匀速旋转,测得液压马达两侧压差如图 23 所示。

结合发射台传动关系,可绘制 2 组转盘轴承等效摩擦力矩的变化趋势,如图 24 所示。结果表明,II 组实验中,在发射台开始回转后,滚动体之间间隙增加,隔离块出现滑落的现象,导致等效摩擦力矩不断变大并且稳定性较差。

对图 24 转盘轴承等效摩擦力力矩做统计分析,如图 25 所示,I 组等效摩擦力矩的变化幅值为 14 031.62 N · m,相对 II 组下降了 47.82 %,平均值下降了 32.44 %,在克服滚动体集聚效应后,转盘轴承回转稳定摩擦力矩显著下降。

腹板式保持架有效降低了发射台回转时的摩擦力矩,且回转平稳性得到了提高。与隔离块的结构对比,腹板式保持架固定的兜孔使滚动体不因滚道位移或载荷变化而改变相邻滚动体间距,滚动体始终稳定运动,弥补了大型转盘轴承中隔离块与滚球接触不稳定的缺陷。

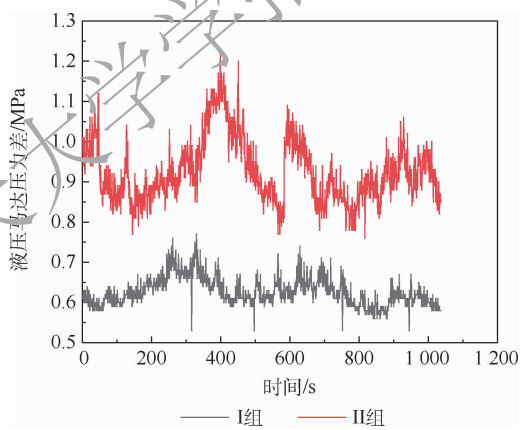


图 23　液压马达压差变化曲线

Fig. 23　Hydraulic motor differential pressure curve

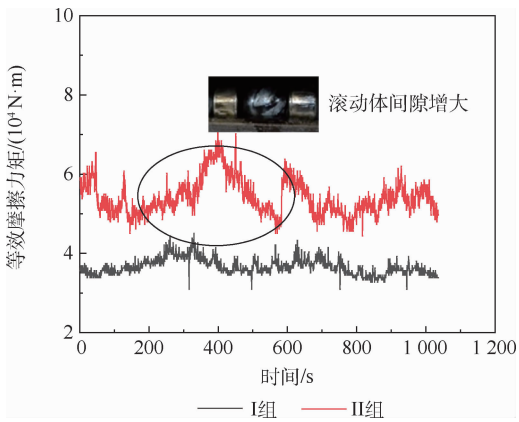


图 24　转盘轴承等效摩擦力矩变化

Fig. 24　Variation of equivalent friction moment of turntable bearing

北京航空航天大学学报

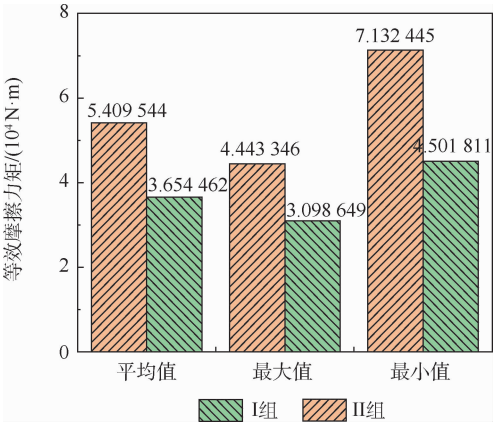


图 25 等效摩擦力矩对比

Fig. 25 Comparison of equivalent friction moments

4 结 论

以航天发射台大型转盘轴承为研究对象，对比分析了动态载荷作用下，滚道结构对滚动体接触作用力、滚道变形和滚动体间隙的影响，阐明了转盘轴承发生集聚效应的原因，并提供了优化方案，通过实验的方式验证了方案的有效性，得出以下结论：

1）航天发射台转盘轴承在承载过程中滚道刚性变化具有时变性，不同滚道结构的轴向位移分布规律相同，发射台工位的变化仅对轴向位移的幅值有影响。由于下滚道轴向发生位移，滚动体不断交替进行“爬坡”和“下坡”。

2）单排 2 点接触式转盘轴承滚道径向刚度薄弱导致滚动体沿径向发生位移，滚动轴承间隙增加较多。滚动体接触作用力同样具有时变性，最大接触作用力始终在载荷的正下方区域，滚动体驱动力不断变化。因此，滚球变化的运动状态导致间隙集中，使得滚动体之间隔离块滑落，使转盘轴承产生集聚现象。

3）为避免转盘轴承出现集聚效应，采用径向刚度较好的单排 4 点接触式转盘轴承和腹板式保持架作为优化的新型轴承，并与使用隔离块的单排 2 点接触式转盘轴承进行摩擦力矩对比实验，结果表明，避免滚动体集聚可有效减小摩擦力矩，提高发射台回转稳定性。

4）采用静力学模型对发射台多个典型工位进行计算，无法实现发射台动态回转过程的实时分析，建立发射台动力学模型对于分析发射台回转过程中转盘轴承运动变化有着重要意义，需要进一步研究。

参考文献（References）

[1] 牛荣军，徐金超，邵秀华，等. 双排非对称四点接触球转盘轴承力学性能分析[J]. 机械工程学报，2018，54(9)：177-186.
NIU R J，XU J C，SHAO X H，et al. Mechanical properties analysis of asymmetric double row four-point-contact slewing bearing[J]. Journal of Mechanical Engineering，2018，54(9)：177-186(in Chinese).

[2] 王思明，许明恒. 风力发电机转盘轴承微动磨损的试验研究[J]. 中国机械工程，2010，21(20)：2430-2433.
WANG S M，XU M H. Research on fretting wear of wind turbine slewing bearings[J]. China Mechanical Engineering，2010，21(20)：2430-2433(in Chinese).

[3] JONES A B. A general theory for elastically constrained ball and radial roller bearings under arbitrary load and speed conditions[J]. Journal of Basic Engineering，1960，82(2)：309-320.

[4] 李震，关先磊，钟锐，等. 联合载荷下角接触球轴承的动态特性分析[J]. 机械工程学报，2020，56(17)：116-125.
LI Z，GUAN X L，ZHONG R，et al. Analysis of dynamic characteristics of angle contact bearings with combined loads[J]. Journal of Mechanical Engineering，2020，56(17)：116-125(in Chinese).

[5] 金海善，朱爱斌，陈渭. 利用改进牛顿-拉夫逊法的高速圆柱滚子轴承打滑分析[J]. 西安交通大学学报，2015，49(1)：133-138.
JIN H S，ZHU A B，CHEN W. Skidding analysis of high-speed cylindrical roller bearings using improved Newton-Raphson method[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University，2015，49(1)：133-138(in Chinese).

[6] HARRIS T A. An analytical method to predict skidding in thrust-loaded，angular-contact ball bearings[J]. Journal of Lubrication Technology，1971，93(1)：17-23.

[7] HARRIS T A，KOTZALAS M N. Advanced concepts of bearing technology：Rolling bearing analysis[M]. 5th ed. Boca Raton：CRC Press，2006.

[8] 马子魁. 基于拟静力学方法的球轴承动力学特性研究[D]. 杭州：浙江大学，2010：66-68.
MA Z K. Research on dynamic behaviors of ball bearings based on quasi-static method[D]. Hangzhou：Zhejiang University，2010：66-68(in Chinese).

[9] 丁长安，周福章，朱均，等. 滚道控制理论与滚动体姿态角的确定[J]. 机械工程学报，2001，37(2)：58-61.
DING C A，ZHOU F Z，ZHU J，et al. Raceway control assumption and the determination of rolling element attitude angle[J]. Journal of Mechanical Engineering，2001，37(2)：58-61(in Chinese).

[10] 张进华，方斌，朱永生，等. 基于球-滚道非完全接触状态下的球轴承载荷分布计算及刚度特性研究[J]. 机械工程学报，2020，56(9)：73-83.
ZHANG J H，FANG B，ZHU Y S，et al. Investigation of the load distribution and stiffness characteristic of ball bearing under ball-raceway separation condition[J]. Journal of Mechanical Engineering，2020，56(9)：73-83(in Chinese).

[11] 邵毅敏，涂文兵. 深沟球轴承三维非线性时变振动特性研究[J]. 振动工程学报，2013，26(6)：831-838.
SHAO Y M，TU W B. 3D nonlinear time-varying vibration characteristics of deep-groove ball bearing[J]. Journal of Vibration

北航学报 赠阅

Engineering,2013,26(6):831-838(in Chinese).

[12] 牛荣军,胡余生,汪永刚,等.局部受载滚轮滚针轴承承载性能仿真分析[J].航空动力学报,2019,34(10):2227-2236.
NIU R J,HU Y S,WANG Y G,et al. Loading performances simulation analysis of roller needle bearing with partial loading [J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(10):2227-2236(in Chinese).

[13] 崔立.航空发动机高速滚动轴承及转子系统的动态性能研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2008:52-58.
CUI L. Research on dynamic performances of high-speed rolling bearing and rotor system of aeroengine[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2008:52-58(in Chinese).

[14] 梁明轩,袁惠群.滚动轴承-柔性碰摩转子系统非线性动力学响应分析[J].动力学与控制学报,2013,11(2):153-158.
LIANG M X,YUAN H Q. Nonlinear dynamic response on rotor system of ball bearing-flexible rub[J]. Journal of Dynamics and Control,2013,11(2):153-158(in Chinese).

[15] 刘光辉,洪军,孙岩辉,等.考虑滚子位置变化的圆柱滚子轴承非线性刚度特性分析[J].中国机械工程,2020,31(5):505-512.
LIU G H,HONG J,SUN Y H,et al. Nonlinear stiffness characteristic analysis of cylindrical roller bearings considering variation of roller positions[J]. China Mechanical Engineering,2020,31(5):505-512(in Chinese).

[16] 姚廷强,迟毅林,黄亚宇,等.滚动轴承刚柔多体接触动力学分析[J].中国机械工程,2008,19(16):1924-1928.
YAO T Q,CHI Y L,HUANG Y Y,et al. Rigid and flexible contact dynamics analysis on rolling bearing[J]. China Mechanical Engineering,2008,19(16):1924-1928(in Chinese).

[17] 运侠伦,梅雪松,姜歌东,等.高速主轴角接触球轴承动刚度分析及测试方法[J].振动、测试与诊断,2019,39(4):892-897.
YUN X L,MEI X S,JIANG G D,et al. Dynamic stiffness analysis and test method of high speed spindle angular contact ball bearing[J]. Journal of Vibration,Measurement and Diagnosis,2019,39(4):892-897(in Chinese).

[18] GHAISAS N,WASSGREN C R,SADEGHI F. Cage instabilities in cylindrical roller bearings[J]. Journal of Tribology,2004,126(4):681-689.

[19] 姚廷强,王立华,刘孝保,等.变工况下角接触球轴承保持架稳定性分析[J].振动与冲击,2016,35(18):172-180.
YAO T Q,WANG L H,LIU X B,et al. Dynamic stability analysis on the cage of ball bearing under varying working environment[J]. Journal of Vibration and Shock,2016,35(18):172-180(in Chinese).

[20] 孙雪,邓四二,陈国定,等.弹性支承下圆柱滚子轴承保持架稳定性分析[J].航空动力学报,2018,33(2):487-496.
SUN X,DENG S E,CHEN G D,et al. Analysis of cage's stability in a cylindrical roller bearing with elastic support[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(2):487-496(in Chinese).

[21] 雷亚国,韩天宇,王彪,等.XJTU-SY 滚动轴承加速寿命试验数据集解读[J].机械工程学报,2019,55(16):1-6.
LEI Y G,HAN T Y,WANG B,et al. XJTU-SY rolling element bearing accelerated life test datasets:A tutorial[J]. Journal of Mechanical Engineering,2019,55(16):1-6(in Chinese).

[22] 周鹏举.YRT 转台轴承摩擦力矩特性研究[D].洛阳:河南科技大学,2019:32-40.
ZHOU P J. Study on friction torque characteristics of rotary table bearing[YRT[D]. Luoyang:Henan University of Science and Technology,2019:32-40(in Chinese).

[23] 魏喜新.液压技术手册[M].上海:上海科学技术出版社,2013:122-126.
WEI X X. Handbook of hydraulic technology[M]. Shanghai:Shanghai Scientific and Technical Press,2013:122-126(in Chinese).

北京航空航天大学学报

Analysis of accumulation effect of turntable bearing and its influence on rotary performance

DENG Biao*, CHEN Jianwei, GUO Yang, TANG Shengjin, CHEN Wei

(The Rocket University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to solve the problem of friction moment increase caused by rolling body accumulation during the rotating process of the space launch pad turntable bearing, this paper studied the influence of the change of clearance between the rolling bodies on the rolling. Based on the finite element analysis of the typical station of the transmitting station, the distribution law of raceway deformation and contact force of the rolling body in different contact types about the turntable bearing are compared, the influence of the time variation of raceway deformation and contact force of the rolling body on the clearance change of the rolling body is further analyzed after the determination of the geometrical relationship of rolling body and isolation block, and the relationship of clearance change and accumulation effect is established. The calculated deformation data of launch pad framework by finite element is consistent with the measured data by experiment, which verifies the reliability of the finite element calculation. The simulation results demonstrate that rolling body experiences alternative movement process of "climbing" and "going downhill" due to the axial deformation of the lower raceway. The radial deformation of raceway results in large clearance between the rolling bodies. The driving friction force of each rolling body changes constantly, and the motion state is time-varying. When there is an increasing clearance, the rolling body with constantly changing motion station will lead to the accumulation of the increased clearance, and as a result, the rolling bodies cluster. To eliminate the rolling body accumulation effect and study its influence on friction torque, the comparative experiment is conducted and the results indicate that the accumulation effect leads to the increase of the friction torque of launch pad and the change is remarkable.

Keywords: turntable bearing; accumulation effect; raceway deformation; interstice; friction torque

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-07; **Accepted**: 2020-10-16; **Published online**: 2020-10-27 10:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201027.0932.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673386); China Postdoctoral Science Foundation (2017M613201, 2019T120944)

* **Corresponding author**. E-mail: djm202@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0500

基于迭代译码的 LDPC 码稀疏校验矩阵重建

全下文载

钟兆根[1], 刘仁鑫[2,*], 张立民[2], 但波[3], 刘杰[4]

(1. 海军航空大学 电子基础教研室, 烟台 264001; 2. 海军航空大学 信息融合研究所, 烟台 264001;
3. 海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001; 4. 中国人民解放军军事科学院, 北京 100191)

摘 要: 为了改善高误码率情况下低密度奇偶校验(LDPC)码稀疏校验矩阵重建算法的性能,基于迭代译码的思想提出了一种稀疏校验矩阵的重建算法。首先,利用对偶空间算法获取到部分非稀疏校验向量,并对其进行稀疏化处理。其次,利用稀疏化后的校验向量对LDPC码进行软判决迭代译码,从而对码字中错误比特进行纠正,以改善码字质量。然后,对纠错后码字再次进行校验向量获取,不断重复迭代。最后,实现LDPC码稀疏校验矩阵的重建。实验结果表明:在误码率为10^{-3}量级下,针对IEEE802.16e、IEEE802.11n等协议下的LDPC码,所提算法均能有效完成重建,同时新算法的稀疏矩阵重建率要明显好于传统方法。

关 键 词: 低密度奇偶校验码; 迭代译码; 校验向量; 稀疏检验矩阵; 重建
中图分类号: TN911.7
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2623-09

在非合作通信领域,信道编码参数盲识别是近年来研究的热点[1-3]。低密度奇偶校验(low density parity check,LDPC)码具有编译码简单,接近香农限的优异特性,近年来在卫星通信、微波通信等领域得到了广泛应用。但是由于LDPC码的码长较长,传统的编码参数识别方法很难应用于LDPC码识别分析研究中。因此,LDPC码参数识别研究具有重要的理论意义和实际意义。

在现有研究中,主要研究成果集中在LDPC码闭集识别中,文献[4]利用硬判决信息进行LDPC码闭集识别,但是该算法在低信噪比下识别性能较差。文献[5-7]利用软判决信息,计算对数似然比来进行闭集识别,在一定程度上提高了低信噪比下的识别性能。文献[8]提出了利用软判决信息计算余弦符合度进行LDPC码闭集识别的算法,在低信噪比下识别性能得到了进一步的提高。但是上述算法仅适用于闭集识别,LDPC码闭集识别是在已知稀疏校验矩阵等相关参数的前提下完成识别,并不是真正意义上的信道编码参数盲识别,是一种线性约束关系的检测问题。LPDC码开集识别是在无先验知识的前提下重建线性约束关系,最终目的是重建稀疏校验矩阵,其具有重要的工程及研究意义。文献[9]提出了针对无误码情况下的校验矩阵稀疏化算法,该算法的抗误码能力较差,在无误码的情况下能够重建稀疏校验矩阵。文献[10]在有误码情况下,提出了一种基于寻找最小质量的码字识别算法,但是该算法的抗误码性能较差。文献[11-12]提出了有误码情况下稀疏校验矩阵的重建算法,算法通过删除错误码字来进行稀疏校验矩阵的重建,提高

收稿日期: 2020-09-07; **录用日期**: 2021-01-03; **网络出版时间**: 2021-02-02 17:20
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210202.1358.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(91538201); 泰山学者工程专项(201511020); 信息系统安全技术重点实验室基金资助项目(6142111190404)
* **通信作者**. E-mail: iamlrxin@163.com

引用格式: *钟兆根, 刘仁鑫, 张立民, 等. 基于迭代译码的LDPC码稀疏校验矩阵重建[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2623-2631. ZHONG Z G, LIU R X, ZHANG L M, et al. Reconstruction of sparse parity-check matrix of LDPC codes based on iterative decoding[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2623-2631 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

了一定的抗误码能力,但是需要计算的数据量较大。综上所述,现有LDPC码稀疏校验矩阵重建算法存在抗误码性能较差或需要数据量较大的缺点。

为了改善高误码下LDPC码稀疏校验矩阵重建算法的性能,本文基于迭代译码思想提出了一种稀疏校验矩阵重建算法,该算法针对IEEE802.16e、IEEE802.11n等协议,在误码率为10^{-3}量级的情况下,稀疏校验矩阵重建率达到100%。

1 问题描述

针对高误码情况下稀疏校验矩阵的重建问题,本文结合迭代译码思想提出稀疏校验矩阵重建算法,算法首先利用接收数据进行校验向量的获取并进行稀疏化处理,然后利用稀疏校验向量进行软判决译码纠正码字中的错误比特,通过不断迭代,直至识别出全部的稀疏校验向量,最后完成稀疏校验矩阵的重建,实现过程如图1所示。

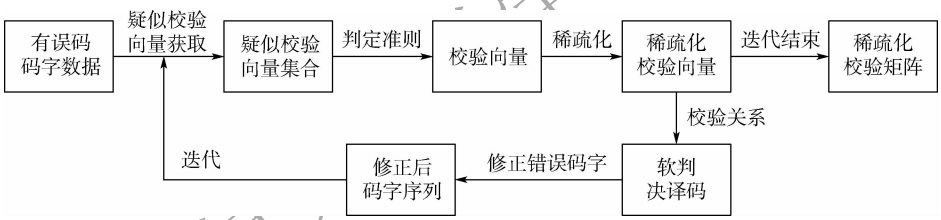


图1 有误码情况下稀疏校验矩阵重建过程

Fig. 1 Sparse parity-check matrix reconstruction process with error codes

假设发送端传输长度为k的信息序列为$\boldsymbol{b}_i=(b_{i,0},b_{i,1},\cdots,b_{i,k-1})$,其中$b_{i,j}\in \mathrm{GF}(2)$,GF(2)为二元的伽罗华域,经过LDPC码编码器后,得到编码序列$\boldsymbol{c}_i=(c_{i,0},c_{i,1},\cdots,c_{i,n-1})$,$c_{i,j}\in \mathrm{GF}(2)$,$0\leqslant j\leqslant n-1$,码长为$n$,$\boldsymbol{c}_i$满足编码约束关系:

$$\boldsymbol{c}_i=\boldsymbol{b}_i\boldsymbol{G} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{G}$为LDPC码生成矩阵;$\boldsymbol{c}_i$满足校验约束关系:

$$\boldsymbol{c}_i\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}=0 \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{H}$为LDPC码校验矩阵。编码后的码字序列经过二进制相移键控(binary phase shift keying,BPSK),映射关系为(0→-1,1→1),映射后得到基带序列,记做$\boldsymbol{s}_i=(s_{i,0},s_{i,1},\cdots,s_{i,n-1})^{\mathrm{T}}$,$s_{i,j}\in\{-1,1\}$,$0\leqslant j\leqslant n-1$,发送到噪声功率为$\sigma^2$高斯白噪声信道中进行传输,传输信号经过接收解调后得到的软判决码字序列$\boldsymbol{r}_i=(r_{i,0},r_{i,1},\cdots,r_{i,n-1})$,$0\leqslant j\leqslant n-1$,$r_{i,j}\in\mathbf{R}$,$\mathbf{R}$为实数域,$r_{i,j}=s_{i,j}+e_{i,j}$,$e_{i,j}$均值为0,方差为$\sigma^2$高斯白噪声,经过硬判决得到码字序列$\boldsymbol{v}_i=(v_{i,0},v_{i,1},\cdots,v_{i,n-1})$,$0\leqslant j\leqslant n-1$,$v_{i,j}\in\{0,1\}$。

考虑到LDPC码开集识别过程的独立性与复杂性,本文在识别过程中默认利用文献[13]算法已完成码长及码字起点识别,算法主要解决稀疏校验矩阵的重建问题。首先,利用硬判决码字$\boldsymbol{v}_i=(v_{i,0},v_{i,1},\cdots,v_{i,n-1})$寻找校验向量并进行稀疏化处理,得到部分稀疏化校验向量。然后,利用校验向量对软判决码字序列$\boldsymbol{r}_i=(r_{i,0},r_{i,1},\cdots,r_{i,n-1})$进行译码,并对错误码字进行修正,得到$\hat{\boldsymbol{c}}_i=(c_{i,0},c_{i,1},\cdots,c_{i,n-1})$,此时$\hat{\boldsymbol{c}}_i$与$\boldsymbol{r}_i$相比,其中的错误比特得到了纠正。最后,利用$\hat{\boldsymbol{c}}_i=(c_{i,0},c_{i,1},\cdots,c_{i,n-1})$寻找校验向量,不断迭代,直至完成稀疏校验矩阵的重建。

2 重建稀疏校验矩阵的算法实现

2.1 非稀疏校验向量获取

假设接收到含有M个码字的硬判决序列$\boldsymbol{v}=(v_1,v_2,\cdots,v_M)$,根据码字序列的码长$n$,随机选取$n$个码字构造码字分析矩阵:

$$\boldsymbol{v}_s=\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{n\times n}\\ \boldsymbol{I}_{n\times n}\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{v}_{n\times n}$为码字矩阵;$\boldsymbol{I}_{n\times n}$为$n$阶单位矩阵。根据线性分组码的性质,对分析矩阵$\boldsymbol{v}_s$进行二元域高斯列消元,得到阶梯型矩阵:

$$\boldsymbol{v}_{s'}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_{n\times k} & \boldsymbol{O}_{n\times(n-k)}\\ \boldsymbol{P}_{n\times k} & \boldsymbol{Q}_{n\times(n-k)}\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{A}_{n\times k}$为列满秩矩阵;$\boldsymbol{O}_{n\times(n-k)}$为全零阵;根据对偶空间理论,此时$\boldsymbol{Q}_{n\times(n-k)}$为$\boldsymbol{v}_{n\times n}$的对偶矩阵,即$\boldsymbol{v}_{n\times n}\times\boldsymbol{Q}_{n\times(n-k)}=0$,此时得到的$\boldsymbol{Q}_{n\times(n-k)}$中的列向量为$\boldsymbol{v}_{n\times n}$的校验向量,同时是硬判决序列$\boldsymbol{v}=(v_1,v_2,\cdots,v_M)$的疑似校验向量集合$\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}=(\hat{\boldsymbol{h}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{h}}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\hat{\boldsymbol{h}}_l^{\mathrm{T}})$,若给定向量$\boldsymbol{h}_j^{\mathrm{T}}$,根据校验关系可得[13]

$$P(\boldsymbol{c}_i\cdot\boldsymbol{h}_j^{\mathrm{T}}=0)=\begin{cases}\dfrac{1+(1-2\tau)^{w(h)}}{2} & \boldsymbol{h}_j\in\mathbb{C}^{\perp}\\ \dfrac{1}{2} & \boldsymbol{h}_j\notin\mathbb{C}^{\perp}\end{cases} \tag{5}$$

式中:τ 为码字序列误码率;$w(h)$ 为 $\boldsymbol{h}_j^{\mathrm{T}}$ 汉明质量;$\mathbb{C}^{\perp}$ 为码字 $\boldsymbol{c}_i$ 校验空间。

对于 M 个码字 $\boldsymbol{c}=(\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\cdots,\boldsymbol{c}_M)$,定义统计量 $Z=\sum_{i=1}^{M}P(\boldsymbol{c}_i\cdot\boldsymbol{h}_j^{\mathrm{T}})$,若 $\boldsymbol{h}_j\in\mathbb{C}^{\perp}$,则统计量 Z 的取值接近于 $Z=M\left[\frac{1+(1-2\tau)^{w(h)}}{2}\right]$;若 $\boldsymbol{h}_j\notin\mathbb{C}^{\perp}$,则统计量 Z 的取值接近于 $Z=M/2$。当 M 足够大时,二项分布趋向于正态分布,由中心极限定理可得

$$Z\sim\begin{cases}N\left(\frac{M}{2}-\frac{M}{2}(1-2\tau)^{w(h)},\right.\\\qquad\left.\frac{M}{4}-\frac{M}{4}(1-2\tau)^{2w(h)}\right) & \boldsymbol{h}_j\in\mathbb{C}^{\perp}\\ N\left(\frac{M}{2},\frac{M}{4}\right) & \boldsymbol{h}_j\notin\mathbb{C}^{\perp}\end{cases}\tag{6}$$

式中:N 为正态分布,因此,只要合理地设置判决门限 T 就能有效地区分 2 种 Z 分布,即

$$\begin{cases}Z\leqslant T & \boldsymbol{h}_j\in\mathbb{C}^{\perp}\\ Z>T & \boldsymbol{h}_j\notin\mathbb{C}^{\perp}\end{cases}\tag{7}$$

基于最小错误判决准则,定义判决门限为

$$T=\operatorname{argmin}(P_{\mathrm{fa}}+P_{\mathrm{nd}})\tag{8}$$

式中:P_{fa} 为虚警概率;P_{nd} 为漏警概率。对疑似校验向量进行判决得到校验向量集合 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}=(\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{h}_i^{\mathrm{T}})$,此时得到的校验向量为非稀疏校验向量,需要进行稀疏化处理。

2.2　校验向量稀疏化

通过 2.1 节可以获取到非稀疏的校验向量,本节通过文献[9]中 2 阶行变换算法进行稀疏化处理得到稀疏化校验向量。2 阶行变换稀疏化算法的思想是,在一次循环中,通过固定校验矩阵 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 中的某一个校验向量 $\boldsymbol{h}_i$,$1\leqslant i\leqslant n-k$,随机挑选一个校验向量 $\boldsymbol{h}_j$,$i\neq j$,$1\leqslant j\leqslant n-k$。计算 $\boldsymbol{h}_{i,j}=\boldsymbol{h}_i\oplus\boldsymbol{h}_j$,其中"$\oplus$"表示二进制加法,并计算 $h_{i,j}$ 的行重 $w_{i,j}$,将计算结果 $w_{i,j}$ 存储在集合 $W_i'=\{w_{i,1},w_{i,2},\cdots,w_{i,j}\}$,$i\neq j$,$1\leqslant j\leqslant n-k$ 中。W_i' 中包含 $n-k-1$ 个元素,判断 $\boldsymbol{h}_i$ 的行重 w_{h_i} 是否小于 W_i' 中的最小值,若 $w_{h_i}<\min(W_i')$,则对 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 中的校验向量进行更新,令最小值对应的 $\boldsymbol{h}_{i,j}$ 替换 $\boldsymbol{h}_i$,结束当前校验向量 $\boldsymbol{h}_i$ 的行变换,更换固定的行向量继续上述操作,直至 $i=n-k$,一次循环结束。此时的校验矩阵得到一定稀疏化处理,需要进行多次循环,直至 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 的校验向量不再更新,此时稀疏化完成。算法具体步骤如下:

步骤 1　初始化,设置最大循环次数 $t_{\max1}$,计算 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 的行重,将其存储在集合 $W_i=\{w_{h_1},w_{h_2},\cdots,w_{h_{n-k}}\}$,令 $t=1$。

步骤 2　选取 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 的第 i 行 $\boldsymbol{h}_i$,$1\leqslant i\leqslant n-k$,计算 $\boldsymbol{h}_{i,j}=\boldsymbol{h}_i\oplus\boldsymbol{h}_j$,$i\neq j$,$1\leqslant j\leqslant n-k$。计算 $\boldsymbol{h}_{i,j}$ 的行重 $w_{i,j}$,将其存储在集合 $W_i'=\{w_{i,1},w_{i,2},\cdots,w_{i,j}\}$,$i\neq j$,$1\leqslant j\leqslant n-k$ 中。

步骤 3　若 $w_{h_i}<\min(W_i')$,$\min(W_i')$ 对应的行向量为 $\boldsymbol{h}_{i,j}$,令 $\boldsymbol{h}_{i,j}\to\boldsymbol{h}_i$,更新 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$、$W_i$;若 $w_{h_i}\geqslant\min(W_i')$,则执行下一步。

步骤 4　$i=i+1$,选取 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 的第 i 行向量,重复步骤 2 ~ 步骤 3,直至遍历完 $n-k$ 行,此时完成一次循环。

步骤 5　$t\leqslant t_{\max2}$ 且 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 发生更新,重复步骤 1 ~ 步骤 4;$t>t_{\max2}$ 或 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}$ 不再更新,结束循环,得到稀疏化校验向量集合 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}=(\hat{\boldsymbol{h}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{h}}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\hat{\boldsymbol{h}}_i^{\mathrm{T}})$。

通过多次迭代运算可以完成校验向量稀疏化过程,得到的稀疏化校验向量 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}=(\hat{\boldsymbol{h}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{h}}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\hat{\boldsymbol{h}}_i^{\mathrm{T}})$ 可以用来对软判决码字序列 $\boldsymbol{r}_i=(r_{i,0},r_{i,1},\cdots,r_{i,n-1})$ 进行译码。

2.3　软判决译码

本节采用文献[14]中对数似然比置信传播(Log Likelihood Ratio Belief Propagation,LLR-BP)算法进行译码,该算法利用软判决信息,在低信噪比下有较好的译码效果。接收到的软判决码字序列为 $\boldsymbol{r}_i=(r_{i,0},r_{i,1},\cdots,r_{i,n-1})$,定义后验对数似然比:

$$L(c_i\mid r_i)=\ln\frac{P(c_i=0\mid r_i)}{P(c_i=1\mid r_i)}\qquad 0\leqslant i\leqslant n-1\tag{9}$$

后验概率 $P(c_i=0\mid r_i)$,$P(c_i=1\mid r_i)$,$1\leqslant i\leqslant n$,表达式如下:

$$P(c_i=0\mid r_i)=\frac{\mathrm{e}^{-2r_i/\sigma^2}}{1+\mathrm{e}^{-2r_i/\sigma^2}}\tag{10}$$

$$P(c_i=1\mid r_i)=\frac{1}{1+\mathrm{e}^{-2r_i/\sigma^2}}\tag{11}$$

因此

$$L(c_i\mid r_i)=-\frac{2r_i}{\sigma^2}\tag{12}$$

根据 Tanner 图[15]中的节点集合,用 $v_{i\to j}$ 来表示变量节点 v_i 向校验节点 u_j 传输的对数似然比(Log Likelihood Ratio, LLR)信息,用 $u_{j\to i}$ 来表示校验节点 u_j 向变量节点 v_i 传输的 LLR 信息,定义为

$$u_{0\to i}=\ln\frac{P(c_{i,l}=0\mid r_{i,l})}{P(c_{i,l}=1\mid r_{i,l})}=-\frac{2r_{i,l}}{\sigma^2}\tag{13}$$

用 $d(v_i)$ 来表示变量节点 v_i 的相邻节点总数,用 $d(u_j)$ 来表示校验节点 u_j 的相邻节点总数,可得

北京航空航天大学学报

$$v_{i\to j}=\sum_{k=0,k\neq j}^{d(v_i)}u_{k\to i} \tag{14}$$

$$\tanh\frac{u_{j\to i}}{2}=\prod_{k=1,k\neq j}^{d(u_j)}\tanh\frac{v_{k\to j}}{2} \tag{15}$$

对式(15)进行变换可得

$$u_{j\to i}=2\tanh^{-1}\prod_{k=1,k\neq j}^{d(u_j)}\tanh\frac{v_{k\to j}}{2} \tag{16}$$

识别算法具体步骤如下:

步骤 1 初始化,设置最大迭代次数 $t_{\max 2}$,初始化 $t=1$,计算 $u_{0\to i},1\leqslant i\leqslant n$。

步骤 2 计算 $v_{i\to j},1\leqslant i\leqslant n,1\leqslant j\leqslant n-k$,计算 $u_{j\to i},1\leqslant i\leqslant n,1\leqslant j\leqslant n-k$。

步骤 3 计算 $V_i=\sum_{k=0,}^{d(v_i)}u_{k\to i},1\leqslant i\leqslant n$。

步骤 4 若 $V_i\geqslant 0$,则令 $c_i=0$;若 $V_i<0$,则令 $c_i=1$,其中 $1\leqslant i\leqslant n$,得到当前译码结果 $\hat{\boldsymbol{c}}$。

步骤 5 若 $\hat{\boldsymbol{c}}\cdot\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}=0$,则结束循环,输出译码结果 $\hat{\boldsymbol{c}}$。若 $\hat{\boldsymbol{c}}\cdot\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\neq 0$ 且 $t\leqslant t_{\max 2}$,$t=t+1$,重复步骤 2 ~ 步骤 4;若 $t>t_{\max 2}$,则结束循环,输出译码结果 $\hat{\boldsymbol{c}}$。

通过上述算法,可以根据得到的稀疏校验向量对错误码字进行纠正,因为每次获得的稀疏校验向量个数有限,因此,通过一次译码仅能纠正部分错误码字。

2.4 基于迭代译码的稀疏校验矩阵重建算法

根据上文描述,将有 M 个码字的硬判决序列 $\boldsymbol{v}=(\boldsymbol{v}_1,\boldsymbol{v}_2,\cdots,\boldsymbol{v}_M)$,依据码长 n 构造的码字分析序列 $\boldsymbol{v}_s=\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{n\times n}\\ \boldsymbol{I}_{n\times n}\end{bmatrix}$,按照 2.1 节算法,识别出非稀疏校验向量集合 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}=(\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{h}_i^{\mathrm{T}})$。然后,根据 2.2 节算法对校验向量进行稀疏化处理得到 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}=(\hat{\boldsymbol{h}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{h}}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\hat{\boldsymbol{h}}_i^{\mathrm{T}})$,通过稀疏化校验向量集合对软判决码字序列 $\boldsymbol{r}_i=(r_{i,0},r_{i,1},\cdots,r_{i,n-1})$ 进行译码,纠正码字分析矩阵中的误码信息,得到译码后的码字序列 $\hat{\boldsymbol{c}}=(\hat{\boldsymbol{c}}_1,\hat{\boldsymbol{c}}2,\cdots,\hat{\boldsymbol{c}}_M)$。最后,再次根据 2.1节算法对 $\hat{\boldsymbol{c}}=(\hat{\boldsymbol{c}}_1,\hat{\boldsymbol{c}}_2,\cdots,\hat{\boldsymbol{c}}_M)$ 进行处理获取校验向量,不断迭代,直至校验向量个数不再发生变化,结束迭代,输出当前计算得到的稀疏化校验矩阵,具体实施步骤如下:

步骤 1 初始化,根据硬判决码字序列硬判决序列 $\boldsymbol{v}=(\boldsymbol{v}_1,\boldsymbol{v}_2,\cdots,\boldsymbol{v}_M)$ 和码长 n 随机挑选 n 个码字,构造码字分析矩阵 $\boldsymbol{v}_s=\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}_{n\times n}\\ \boldsymbol{I}_{n\times n}\end{bmatrix}$,设置最大迭代次数 $t_{\max}$,并令迭代次数 $t=1$。

步骤 2 利用 2.1 节疑似校验方法获取对偶向量,根据判决门限筛选出非稀疏校验向量,得到校验向量集合 $\boldsymbol{H}_1^{\mathrm{T}}=(\boldsymbol{h}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{h}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{h}_i^{\mathrm{T}})$。

步骤 3 根据 2.2 节算法,进行校验向量的稀疏化处理,将稀疏化校验向量储存在矩阵 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}=(\hat{\boldsymbol{h}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{h}}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\hat{\boldsymbol{h}}_i^{\mathrm{T}})$ 中。

步骤 4 根据 LLR-BP 软判决译码算法,利用矩阵 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}$,对软判决码字序列 $\boldsymbol{r}=(\boldsymbol{r}_1,\boldsymbol{r}_2,\cdots,\boldsymbol{r}_M)$ 进行译码,对错误码字进行修正,得到译码结果 $\hat{\boldsymbol{c}}=(\hat{\boldsymbol{c}}_1,\hat{\boldsymbol{c}}_2,\cdots,\hat{\boldsymbol{c}}_M)$,将码字分析序列更换为 $\hat{\boldsymbol{c}}=(\hat{\boldsymbol{c}}_1,\hat{\boldsymbol{c}}_2,\cdots,\hat{\boldsymbol{c}}_M)$,$t=t+1$。

步骤 5 若 $t\leqslant t_{\max}$,则返回步骤 2;若矩阵 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}$ 的秩不再变化,结束循环,输出重建的稀疏化校验矩阵 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}$;若 $t>t_{\max}$,结束循环,输出 $\hat{\boldsymbol{H}}_1^{\mathrm{T}}$。

本文算法在有误码的情况下,结合软判决译码算法进行 LDPC 码稀疏校验矩阵的重建工作,充分利用 LDPC 码的校验关系纠正错误码字,将有误码序列纠错为无误码序列,使算法在高误码情况下仍有较好的重建能力。

2.5 计算复杂度分析

对本文算法进行计算复杂度分析,本文算法主要分为 3 个过程,获取校验向量、2 阶行变换进行校验向量稀疏化和 LLR-BP 软判决译码。获取校验向量的计算复杂度为 $O(2n^3t_{\max})$,其中 n 表示码长,$t_{\max}$ 表示获取校验向量算法中的迭代次数。2 阶行变换进行校验向量稀疏化的计算复杂度为 $O(t_{\max 1}n^4)$,其中 n 表示码长,$t_{\max 1}$ 表示 2 阶行变换算法迭代次数。LLR-BP 软判决译码计算单个码字的计算复杂度为 $O(t_{\max 2}lk)$,其中 $t_{\max 2}$ 表示译码算法迭代次数,l 代表当前译码码字的汉明质量,k 表示校验向量个数,对有 m 个码字的序列计算复杂度为 $O\left(\sum_{i=1}^{m}t_{\max 2}l_ik\right)$。因此,算法计算复杂度为 $O\left(2n^3t_{\max}+t_{\max 1}n^4+\sum_{i=1}^{m}t_{\max 2}l_ik\right)$。文献[9]算法的计算复杂度近似为 $O(2mn^3+t_{\max 1}n^4)$,本文算法计算复杂度高于文献[9]算法。

3 仿真实验

3.1 算法有效性验证

为测试算法的有效性,本节利用 MATLAB 软件进行仿真实验。首先,对算法有效性进行测试,根据 IEEE802.16e 协议[16] 下码长 $n=576$、码率 $R=1/2$ 的 LDPC 码进行编码,码字个数 $M=1\,000$,误码率 $\tau=2.4\times10^{-3}$,每次迭代得到的校验向量个数如图 2 所示。

北京航空航天大学学报

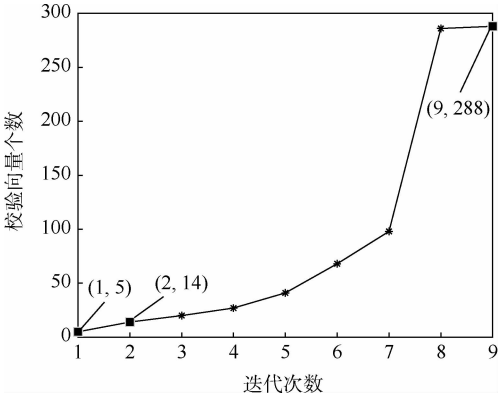


图 2　算法有效性验证

Fig. 2　Algorithm validity verification

从图 2 可以看出，第 1 次迭代可以得到 5 个稀疏化校验向量，经过译码算法，对错误码字进行修正，在第 2 次迭代就可以得到 14 个稀疏化校验向量，继续译码对错误码字进行修正，再次进行校验向量的筛选，最终经过 9 次迭代，得到了 288 个线性无关的稀疏化校验向量，重建得到的稀疏校验矩阵如图 3 所示，标准化稀疏校验矩阵如图 4 所示。

通过计算，重建得到的稀疏校验矩阵不存在短环，同时，重建得到的稀疏校验矩阵与标准校验矩阵相比仅仅是校验向量的排列顺序发生了变化，因此，稀疏校验矩阵重建成功。

为进一步测试算法在不同协议下的算法适用性，根据 IEEE802.11n 协议[17]下码长 $n=1\ 296$、码率 $R=1/2$ 的 LDPC 码进行编码，码字个数 $M=$

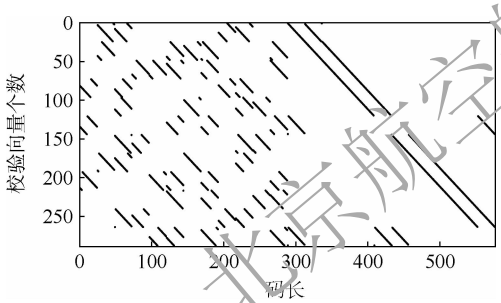


图 3　重建得到的稀疏校验矩阵(576,288)

Fig. 3　Reconstructed sparse parity-check matrix (576,288)

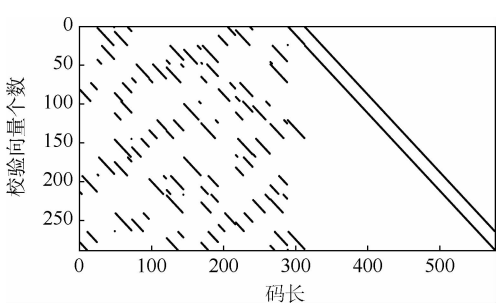


图 4　标准稀疏校验矩阵(576,288)

Fig. 4　Standard sparse parity-check matrix (576,288)

2 000，误码率 $\tau=1.942\times10^{-3}$，经过算法重建得到的稀疏校验矩阵如图 5 所示，标准稀疏校验矩阵如图 6 所示。

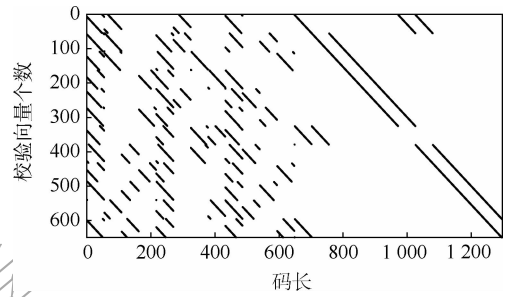


图 5　重建得到的稀疏校验矩阵(1 296,648)

Fig. 5　Reconstructed sparse parity-check matrix (1 296,648)

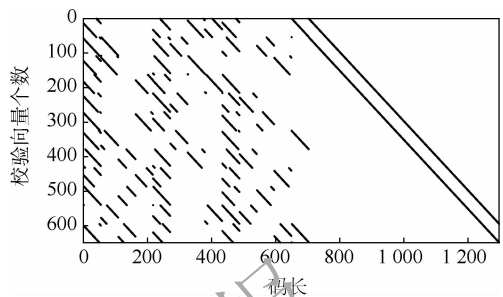


图 6　标准稀疏校验矩阵(1 296,648)

Fig. 6　Standard sparse parity-check matrix (1 296,648)

重建得到的非稀疏校验矩阵(见图 5)与标准校验矩阵(见图 6)相比，仅仅是校验向量排列顺序发生了变化，因此，针对 IEEE802.11n 协议下的码字序列，稀疏校验矩阵重建成功。

3.2　码长对算法的影响

为测试误码长对算法的影响，根据 IEEE802.16e 协议下码长 $n=576$、672、768 和 864、码率 $R=1/2$ 的 4 种 LDPC 码进行编码，码字个数 $M=1\ 000$，误码率 τ 取值范围为 $0.07\times10^{-3}\sim3\times10^{-3}$，间隔取值为 0.025×10^{-3}，在不同误码率下进行 100 次的蒙特卡罗仿真实验，以 100 次仿真实验的识别率(稀疏校验矩阵正确重建次数/实验次数)作为性能的判断标准，实验结果如图 7 所示。

通过图 7 可以看出，码长 $n=576$、误码率 $\tau>1.475\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。码长 $n=672$、误码率 $\tau>1.175\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。码长 $n=768$、误码率 $\tau>0.9\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。当码长 $n=864$、误码率 $\tau>0.8\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。在码字个数、码率及误码率相同的情况下，码长越长，单个码字中含有错误比特的个数明显高于短码码字，当错误比特个数较多时，将导致校验向量识别算法无法识别出校验向量，进而无法对错误码字进行译码纠错，不能完成

北京航空航天大学学报

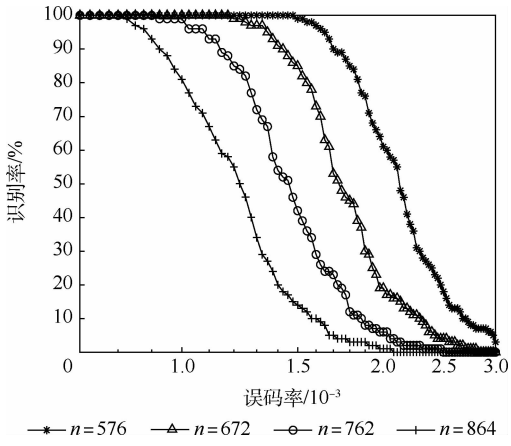


图 7 码长对算法影响($R=1/2$)

Fig. 7 Impact of code length on algorithm ($R=1/2$)

稀疏校验矩阵的重建。

3.3 码率对算法的影响

为测试码率对算法的影响,根据 IEEE802.16e 协议下码长 $n=576$ 和 672,码率 $R=1/2$、$R=2/3$(A)、$R=3/4$(A)和 $R=5/6$ 的 8 种 LDPC 码进行编码,码字个数 $M=1\ 000$,误码率 τ 取值范围为0.000 1 ~ 0.003,在不同误码率下进行 100 次的蒙特卡罗仿真实验,以 100 次仿真实验的识别率作为性能的判断标准,实验结果如图 8 所示。

通过图 8 可以看出,当码长 $n=576$、码率 $R=1/2$、误码率 $\tau>1.425\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=576$、码率 $R=2/3$(A)、误码率 $\tau>1.125\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=576$、码率 $R=3/4$(A)、误码率 $\tau>0.775\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=576$、码率 $R=5/6$、误码率 $\tau>0.5\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=672$、码率 $R=1/2$、误码率 $\tau>1.175\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=672$、码率 $R=2/3$(A)、误码率 $\tau>10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=672$、码率 $R=3/4$(A)、误码率 $\tau>0.65\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。当码长 $n=672$、码率 $R=5/6$、误码率 $\tau>0.375\times10^{-3}$ 时,识别率开始降低。因此,在相同码长情况下,码率越大,校验位越少,码字的抗误码能力越差;在相同误码率情况下,利用迭代译码算法进行纠错时,效果变差。

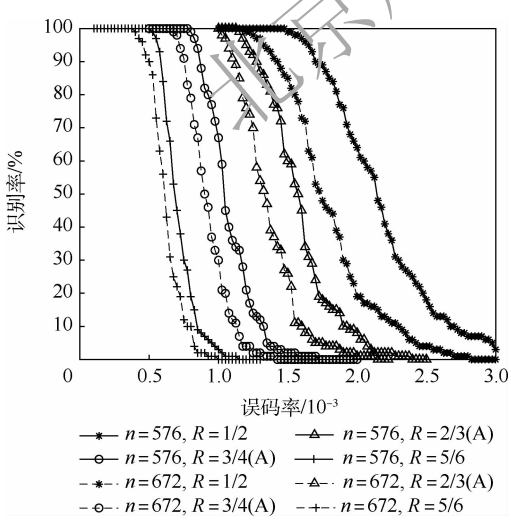


图 8 码率对算法影响

Fig. 8 Impact of code rate on algorithm

3.4 码字个数对算法的影响

为测试码字个数对算法的影响,根据 IEEE802.16e 协议下码长 $n=576$、码率 $R=1/2$ 和 $R=2/3$(A)的 2 种 LDPC 码进行编码。设置 3 种不同的码字个数,分别为 $M=1\ 000$、1 500 和 2 000,当码率 $R=1/2$ 时,误码率 τ 取值范围为 1×10^{-3} ~ 3×10^{-3},间隔取值为 0.025×10^{-3};当码率 $R=2/3$(A)时误码率 τ 取值范围为 1×10^{-3} ~ 2.5×10^{-3},间隔取值为 0.025×10^{-3}。在不同误码率下进行100 次的蒙特卡罗仿真实验,以100 次仿真实验的识别率作为性能的判断标准,实验结果如图 9 所示。

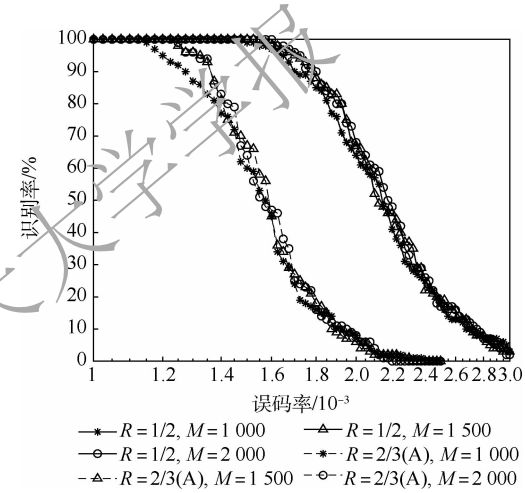


图 9 码字个数对算法影响($n=576$)

Fig. 9 Impact of number of Codeword on algorithm ($n=576$)

通过图 9 可以看出,码率 $R=2/3$(A)时,码字个数为 1 000 与码字个数为 1 500 的识别性能在误码率 τ 取值范围为 1.15×10^{-3} ~ 1.4×10^{-3} 时,识别性能有明显差距,码字个数为 1 500 与码字个数为 2 000 之间无明显的识别性能差距。码率 $R=1/2$ 时,码字个数为 1 000 与码字个数为 1 500的识别性能在误码率 τ 取值范围为 2×10^{-3} ~ 2.325×10^{-3} 时,识别性能有明显差距,码字个数为 1 500 与码字个数为 2 000 之间无明显的识别性能差距。因为算法在实验过程中每次参与校验向量获取的码字个数仅与码长有关,通过实验可以证明算法对数据量的依赖度较小,可以在少量数据情况下完成稀疏校验矩阵的重建。

北京航空航天大学学报

码字个数对算法的影响在于相同误码率情况下，码字个数越多，重建出稀疏校验矩阵所需的迭代次数越少。为测试不同码字个数对于迭代次数的影响，根据 IEEE802.16e 协议下码长 $n=576$、码率 $R=1/2$ 的 LDPC 码进行编码，码字个数 $M=1\ 000$、$M=1\ 250$、$M=1\ 500$ 和 $M=2\ 000$，误码率 $\tau=1.4\times10^{-3}$。进行 100 次的蒙特卡罗仿真实验，以 100 次仿真实验结果的重建率（识别出的稀疏校验向量个数与真实校验向量个数之比）作为识别性能的判断标准，实验结果如图 10 所示。

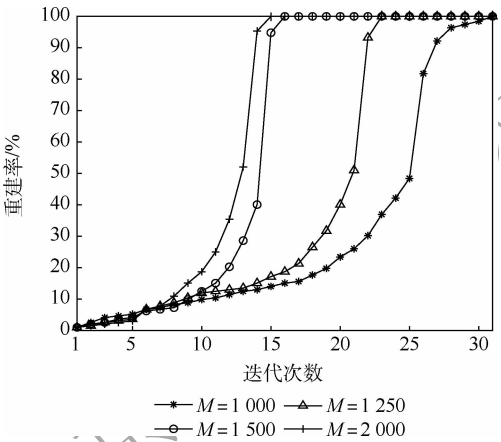


图 10　码字个数对迭代次数影响（$R=1/2$）

Fig. 10　Impact of number of codewords on number of iterations（$R=1/2$）

通过图 10 可以看出，当码字个数为 1 000，完成稀疏校验矩阵的重建需要迭代 31 次；当码字个数为 1 250，完成稀疏校验矩阵的重建需要迭代 23 次；当码字个数为 1 500，完成稀疏校验矩阵的重建需要迭代 16 次；当码字个数为 2 000，完成稀疏校验矩阵的重建需要迭代 15 次。在最初的迭代过程中，码字个数对校验向量的获取影响不明显，随着迭代次数的增加，校验向量的获取能力与码字个数成正比。在码字个数较少时，参与校验向量获取算法的码字个数有限，需要多次迭代才能将全部校验向量获取完毕；在码字个数较多时，每次参与迭代的码字重复的可能性较低。因此，迭代次数较少便可以识别出全部的校验向量，如码字个数为 1 000 与码字个数为 1 500 的重建迭代次数差异较大。但是随着码字个数增加到一定程度，校验向量获取能力差异将不会特别明显，如码字个数为 1 500 与码字个数为 2 000 的重建迭代次数仅相差一次。

3.5　本文算法与传统算法对比

为对比本文算法与文献[9]算法的重建能力，根据 IEEE802.11n 协议下码长 $n=576$，672，768 和 864、码率 $R=1/2$ 的 4 种 LDPC 码进行编码，文献[9]算法需要大量数据支持，设置 $M=3\ 000$，误码率 τ 取值范围为 $0.01\times10^{-3}\sim3\times10^{-3}$，实验结果如图 11 所示。

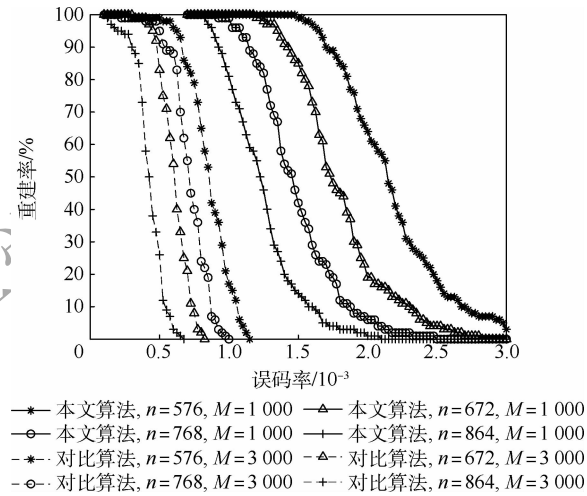


图 11　本文算法与传统算法对比（$R=1/2$）

Fig. 11　Comparison of proposed algorithm with traditional algorithms（$R=1/2$）

通过图 11 可以看出，本文算法在码长 $n=576$、误码率 $\tau>1.475\times10^{-3}$ 时识别率开始降低；码长 $n=672$、误码率 $\tau>1.175\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低；码长 $n=768$、误码率 $\tau>0.9\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低；码长 $n=864$、误码率 $\tau>0.8\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。文献[9]算法码长 $n=576$、误码率 $\tau>0.3\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低；码长 $n=672$、误码率 $\tau>0.275\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低；码长 $n=768$、误码率 $\tau>0.2\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低；码长 $n=864$、误码率 $\tau>0.1\times10^{-3}$ 时，识别率开始降低。通过实验结果可知，本文算法的抗误码性能明显优于传统算法。

4　结　论

1）算法在误码率为 10^{-3} 量级时，针对 IEEE802.16e 协议下的码字序列重建率达到 100%。

2）在高误码情况下，算法针对 GJB 7296、IEEE802.11n、DVB-S2 等协议下的 LDPC 码也能完成稀疏校验矩阵重建。

3）算法抗误码性能明显优于传统算法。

本文算法在数据质量下降时，难以获得非稀疏的校验向量，同时，在非双对角线型的稀疏矩阵稀疏化过程中，计算量较高。因此，仍需进一步优化算法，避免稀疏化的步骤，研究容错性能更好的重建算法。

参考文献（References）

[1] 解辉,黄知涛,王丰华. 信道编码盲识别技术研究进展[J]. 电子学报,2013,41(6):1166-1176.
XIE H,HUANG Z T,WANG F H. Research progress of blind recognition of channel coding[J]. Acta Electronica Sinica,2013,41(6):1166-1176(in Chinese).

[2] 钟兆根,刘杰,张立民. 基于极大极小准则下的(n,k,m)卷积码识别[J]. 系统工程与电子技术,2019,41(5):1133-1142.
ZHONG Z G,LIU J,ZHANG L M. Recognition of (n,k,m) convolutional codes based on maximum and minimum criterion[J]. Systems Engineering and Electronics,2019,41(5):1133-1142(in Chinese).

[3] 张旻,李歆昊. 基于关联规则的二进制线性分组码盲识别[J]. 系统工程与电子技术,2014,36(5):979-984.
ZHANG M,LI X H. Blind identifying of binary linear block code based on association rules[J]. Systems Engineering and Electronics,2014,36(5):979-984(in Chinese).

[4] 于明,高新华,杜宇峰. 一种容误码的LDPC码编码码长和码率的识别方法:CN102916774A[P]. 2013-02-06.
YU M,GAO X H,DU Y F. An error-toleration code length and rate identification algorithm for LDPC codes:CN102916774A[P]. 2013-02-06(in Chinese).

[5] XIA T,WU H C. Novel blind identification of LDPC codes using average LLR of syndrome a posteriori probability[C]// IEEE Transactions on Signal Processing. Piscataway:IEEE Press,2012:632-640.

[6] 于沛东,李静,彭华. 一种利用软判决的信道编码识别新算法[J]. 电子学报,2013,41(2):301-306.
YU P D,LI J,PENG H. A novel algorithm for channel coding recognition using soft-decision[J]. Acta Electronica Sinica,2013,41(2):301-306(in Chinese).

[7] 包昕,王达,刘婉月. 利用软解调序列的LDPC码闭集识别方法[J]. 电讯技术,2015,55(1):55-60.
BAO X,WANG D,LIU W Y. A finite set recognition algorithm of LDPC coding by using soft-demodulation sequence[J]. Telecommunication Engineering,2015,55(1):55-60(in Chinese).

[8] WU Z J,ZHANG L M,ZHONG Z C,et al. Blind recognition of LDPC codes over candidate set[J]. IEEE Communications Letters,2020,24(1):11-14.

[9] 包昕,周磊硐,何可,等. LDPC码稀疏校验矩阵的重建方法[J]. 电子科技大学学报,2016,45(2):191-196.
BAO X,ZHOU L K,HE K,et al. A method of restructuring LDPC parity-check matrix[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China,2016,45(2):191-196(in Chinese).

[10] 于沛东,彭华,巩克现,等. 基于寻找小重量码字算法的LDPC码开集识别[J]. 通信学报,2017,38(6):108-117.
YU P D,PENG H,GONG K X,et al. LDPC code reconstruction based on algorithm of finding low weight code-words[J]. Journal on Communications,2017,38(6):108-117(in Chinese).

[11] 包昕,周磊硐,何可,等. 误码条件下的LDPC码盲识别算法[J]. 西安交通大学学报,2015,49(12):53-58.
BAO X,ZHOU L K,HE K,et al. A recognition algorithm for LDPC codes of blind in a noisy environment[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2015,49(12):53-58(in Chinese).

[12] 陈泽亮,彭华,巩克现,等. 误码条件下LDPC码参数的盲估计[J]. 电子学报,2018,46(3):652-658.
CHEN Z L,PENG H,GONG K X,et al. A method for blind recognition of LDPC codes in a noisy environment[J]. Acta Electronica Sinica,2018,46(3):652-658(in Chinese).

[13] RAMABADRAN S,MADHU KUMAR A S,WANG G H,et al. Blind recognition of LDPC code parameters over erroneous channel conditions[J]. IET Signal Processing,2019,13(1):86-95.

[14] 李华. LDPC码低复杂度译码及码率兼容研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2017.
LI H. Research on low-complexity decoding and rate compatibility of LDPC codes[D]. Changsha:National University of Defense Technology,2017(in Chinese).

[15] TANNER R. A recursive approach to low complexity codes[J]. IEEE Transactions on Information Theory,1981,27(5):533-547.

[16] IEEE-Computer-Society. IEEE standard for local and metropolitan area networks. Part 16:Air interface for fixed and mobile broadband wireless access systems. Amendment 2:Physical and medium access control layers for combined fixed and mobile operation in licensed bands:802.16e[S]. Piscataway:IEEE,2006:1-120.

[17] IEEE-Computer-Society. IEEE standard for information technology-telecommunications and information exchange between systems-local and metropolitan area networks-specific requirements. Part11:Wireless lan medium access control(MAC) and physical layer(PHY) specifications. Amendment 5:Enhancements for higher throughput:802.11n[S]. Piscataway:IEEE,2009:1-120.

北京航空航天大学学报

Reconstruction of sparse parity-check matrix of LDPC codes based on iterative decoding

ZHONG Zhaogen[1], LIU Renxin[2,*], ZHANG Limin[2], DAN Bo[3], LIU Jie[4]

(1. Department of Electronic Basis, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. Research Institute of Information Fusion, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
3. The School of Coastal Defense, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
4. Acadamy of PLA Military Sciences, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to improve the performance of Low Density Parity Check (LDPC) code sparse parity-check matrix reconstruction algorithm under high error rate, this paper proposes a sparse parity-check matrix reconstruction algorithm based on the idea of iterative decoding. First, the dual space algorithm is used to obtain part of non-sparse check vector and make it sparse. Second, the sparse check vector is used to perform soft-decision iterative decoding of the LDPC code, thereby correcting the error bits in the codeword to improve the quality of the codeword. Then, the check vector is obtained again for the codeword after error correction. Finally, with repeated iteration, the reconstruction of the sparse parity-check matrix of the LDPC code is realized. The experimental results show that the algorithm in this paper can effectively complete the reconstruction of LDPC codes under IEEE802.16e, IEEE802.11n and other protocols at a bit error rate of 10^{-3}, and the sparse parity-check matrix reconstruction rate of the proposed algorithm is significantly better than that of traditional methods.

Keywords: low density parity check code; iterative decoding; check vector; sparse parity-check matrix; rebuild

北京航空航天大学学报

Received: 2020-09-07; **Accepted**: 2021-01-03; **Published online**: 2021-02-02 17:20

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210202.1358.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91538201); Taishan Scholar Special Foundation (201511020); Project supported by Chinese National Key Laboratory of Science and Technology on Information System Security (6142111190404)

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

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0442

多服务器环境下基于动态 ID 的轻量级身份认证协议

全下文载

齐小晨[1,2]，黎妹红[1,2,*]，杜晔[1,2]

（1. 北京交通大学 智能交通数据安全与隐私保护技术北京市重点实验室，北京 100044；
2. 北京交通大学 计算机与信息技术学院，北京 100044）

摘 要：为了实现用户和服务器之间的通信安全及高效的身份认证，设计有效的身份认证协议成为研究热点。分析了已有协议的安全性，发现仍存在不能抵抗拒绝服务攻击（DOS）和离线口令猜测攻击的缺陷。因此，提出了新的基于动态 ID 的轻量级单向哈希函数身份认证协议，并通过非形式化安全性分析、随机预言机模型（ROM）分析和 AVISPA 实验仿真 3 种安全性分析，以及计算开销和通信开销的分析，比较证明了所提协议能够实现安全高效的身份认证。

关 键 词：多服务器；身份认证；密钥协商；随机预言机模型（ROM）；AVISPA
中图分类号：V221+.3；TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2021)12-2632-09

网络技术迅速发展，在网络环境快速发展的过程中保障网络环境的安全性已经成为研究的重点，身份认证是实现这一目的的重要途径。网购、打网络游戏、阅读网络文档时，认证远程用户身份最基本的途径就是用户身份认证[1]。

1981 年，Lamport[2] 提出第一个身份认证协议后，越来越多的身份认证协议被相继提出且用于保障通信安全[3-7]。为了使协议呈现出更好的安全性和更低的计算开销、通信开销，利用单向哈希函数设计的身份认证协议也越来越多地被提出[8-14]。

传统上，密码身份认证主要应用于单服务器环境中，多服务器环境中密码身份认证问题没有得到有效解决。因此，在多服务器环境下，用户需要请求不同服务器的服务时，就存在需要记住登录每个服务器时的身份和密码的困扰。在此基础上，越来越多的可以应用到多服务器环境的身份认证协议被相继提出。2011 年，Sood 等[15] 利用单向哈希函数设计了一种可以应用到多服务器环境下的远程身份认证协议。然而，Li 等[16] 发现 Sood 等[15] 的协议抵抗不了智能卡丢失攻击，针对发现的安全缺陷提出了新的改进协议。Xue 等[17] 发现 Li 等[16] 的协议不能抵抗被动攻击和重放攻击，在此基础上提出了改进协议。Lu 等[18] 提出了一种可以应用到多服务器环境下的新的基于动态 ID 的远程身份认证协议。

然而，通过安全性分析发现，Lu 等[18] 的协议存在安全缺陷，抵御不了离线口令猜测攻击和拒绝服务攻击。当用户 U_i 的智能卡丢失或者被攻击者 A 通过不合法的方式获取时，在协议过程中可能发生离线口令猜测攻击。攻击者 A 的攻击过程如下：①攻击者 A 通过边信道攻击技术，得到智能卡中的秘密信息 $\{h(y), b, \mathrm{PID}_i, C_i\}$；②攻击者 A 从用户 ID 空间 D_{id} 和口令空间 D_{pw} 中猜测

收稿日期：2020-08-21；**录用日期**：2020-12-11；**网络出版时间**：2021-01-06 14:29
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210106.0958.002.html
基金项目：国家自然科学基金（U1736114）；国家重点研发计划（2017YFB0802805）
* **通信作者**. E-mail：mhli1@bjtu.edu.cn

引用格式：齐小晨，黎妹红，杜晔. 多服务器环境下基于动态 ID 的轻量级身份认证协议[J]. 北京航空航天大学学报，2021，47(12)：2632-2640. QI X C，LI M H，DU Y. Lightweight identity authentication protocol based on dynamic ID in multi-server environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2021，47(12)：2632-2640 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

(ID_i^*, PW_i^*);③攻击者 A 计算参数 $C_i^* = h(ID_i^* \| h(b \| PW_i^*) \| h(y))$;④攻击者 A 检查等式 $C_i^* = C_i$ 是否成立,若此等式成立,则攻击者 A 猜测的 (ID_i^*, PW_i^*) 正确,否则,跳转步骤①。此次攻击的时间复杂度为 $O(2T_h | D_{id} | | D_{pw} |)$,$T_h$ 为密码学单向哈希函数执行一次所消耗的时间。其中,文献[17-18]指出用户 ID 空间和口令空间十分有限,仅满足 $|D_{id}| \leqslant |D_{pw}| \leqslant 10^6$。且根据文献[19],在 CPU 为 Intel i7-4790 3.6 GHz 的 PC 上,测试得到 $T_h(\text{SHA}-1) \approx 0.591$ μs,若在该计算环境下,攻击者 A 仅需 4 个星期时间即可完成此次离线口令猜测攻击,若使用更高性能计算云平台,攻击者 A 则只需要几个小时就可以完成一次离线口令猜测攻击。此外,在 Lu 等[18]的登录认证阶段,用户 U_i 先向接入服务器 S_j 发起登录请求消息,在发送的登录请求消息中不包含接入服务器 S_j 可以查看的用户 U_i 的身份认证信息,因此用户 U_i 和接入服务器 S_j 之间的双向认证没有完成。那么,如果攻击者 A 在此阶段拦截公开信道上的消息 $\{F_i, G_i\}$,修改并大量发送给接入服务器 S_j,会增大接入服务器 S_j 处的计算负荷,甚至导致接入服务器 S_j 崩溃,攻击者便可以达到恶意拒绝服务攻击的目的。为解决 Lu 等[18]方案中的安全缺陷,本文利用口令与模糊验证器设计了基于动态身份的单向哈希函数认证密钥交换协议来解决上述问题。

1　预备工作

1.1　密码学单向哈希函数

密码学单向哈希函数,可通过算法将无论长度是多少的输入转化为一定长度的输出,即 $h: \{0,1\}^* \rightarrow \{0,1\}^l$。应用于密码学的哈希函数需要具有单向性这一特征,具体来说,需要具备以下特征[19]:

1)对于任意 $x \neq y$,其各自哈希值 $h(x) \neq h(y)$。

2)对于任意 x 且 $h(x) = k$,在得知 k 的情况下,求解 x 的具体值在计算上是不可行的。

3)对于任意 x,求解 y 使得其各自哈希值 $h(y) = h(x)$ 在计算上是不可行的。

1.2　口令与模糊验证器

在身份认证协议的设计过程中,智能卡和口令相结合的方式越来越多的被应用。这种情况下,一般将与口令相关的验证值存储在智能卡上,但是用户智能卡的丢失可能导致恶意攻击者通过边信道攻击得到智能卡的信息,并且由于普通用户选择的口令大多比较简单,很容易通过"撞库"等操作猜出来,这就很容易遭受离线口令猜测攻击。为解决智能卡引起的离线口令猜测攻击,可以使用口令与模糊验证器(Fuzzy Verifier)[20-21]。

设 UHPW 是与口令 PW 相关的哈希值,通过选取数值大小合适的整数模糊因子 m_0,将 UHPW mod m_0 用于校验口令值,并通过控制 m_0 值的大小(取值范围一般为 $2^8 \leqslant m_0 \leqslant 2^{16}$)来平衡安全性和效率,并且达到有效抵抗离线口令猜测攻击的目的。

1.3　攻击者模型

在多服务器环境下,身份认证协议中的攻击者一般具备以下能力[22]:

1)攻击者 A 对于用户端的攻击有:①可以控制某一合法用户并获得其所有的秘密信息;②可以通过边信道攻击或者功率分析技术得到用户智能卡里的秘密信息;③可以离线状态下列举用户 ID 空间 D_{id} 和口令空间 D_{pw} 中的所有元素[23-25]。

2)攻击者 A 可以控制某一接入服务器,并获得其所有的秘密信息。

3)攻击者 A 在协议进行中不仅可以窃听公开信道上传播的所有消息,还可以对其进行拦截、修改伪造后再发送,甚至是重放。

4)攻击者 A 可以获取到系统之前的会话密钥。

1.4　符号及说明

本文用到的符号及说明如表 1 所示。

表 1　本文符号及说明

Table 1　Notation and description

符号	说明
U_i	用户
CS	控制服务器
S_j	接入服务器
ID_i	用户 U_i 的身份标识
PW_i	用户 U_i 的口令
SID_j	服务器 S_j 的身份标识
y	控制服务器 CS 的主密钥
TS_i, TS_j	用户 U_i,服务器 S_j 注册时间戳
TC_i, TC_j	用户 U_i,服务器 S_j 注册凭证
T_1, T_2, T_3	系统时间戳
ΔT	最大通信时延
$h(\cdot)$	单向哈希函数
$\|$	连接
$\oplus$	异或运算

2　认证方案

本节对提出的多服务器环境下基于动态 ID

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

的轻量级身份认证协议进行详细介绍。本方案中,用户 U_i 和接入服务器 S_j 都需要先在控制服务器 CS 处进行注册,之后用户 U_i 可对控制服务器 CS 发起登录请求,控制服务器 CS 作为可信第三方对用户 U_i 身份进行认证后,帮助用户 U_i 和接入服务器 S_j 完成认证,并达成密钥协商的目的。此外,本文协议还有一个前提是假设系统内所有实体时钟同步。接下来详细讨论本方案的注册模块、登录模块、认证与密钥协商模块及密码更新模块。

2.1 注册模块

假设某用户 U_i 想访问某接入服务器 S_j,则用户 U_i 和接入服务器 S_j 都需要先在控制服务器 CS 处完成注册,如图 1 所示。注册流程具体描述如下:

1)用户 U_i 选择自己的 ID_i 和口令 PW_i,并选择一个随机数 a,计算 $\mathrm{RPW}_i = h(a \| \mathrm{PW}_i)$,这一计算可以保护口令 PW_i 的安全性,并将计算的 RPW_i 通过安全信道向控制服务器 CS 发送注册请求 $\{\mathrm{ID}_i, \mathrm{RPW}_i\}$。

2)接入服务器 S_j 先选择自己的 SID_j,通过安全信道向控制服务器 CS 发送注册请求 $\{\mathrm{SID}_j\}$。

3)当控制服务器 CS 收到用户 U_i 和接入服务器 S_j 注册请求后,使用事先选定的密钥 y 计算 $\mathrm{PID}_i = h(\mathrm{ID}_i \| y)$,使用当前用户 U_i 的注册时间戳 TS_i 和接入服务器 S_j 的注册时间戳 TS_j,分别计算用户 U_i 的注册凭证 $\mathrm{TC}_i = h(\mathrm{ID}_i \| y \| \mathrm{TS}_i)$ 和接入服务器 S_j 的注册凭证 $\mathrm{TC}_j = h(\mathrm{SID}_j \| y \| \mathrm{TS}_j)$,并计算 $A_i = h(\mathrm{RPW}_i \oplus \mathrm{ID}_i) \oplus h(y)$ 和 $B_i = \mathrm{PID}_i \oplus h(y)$。控制服务器 CS 安全地将含有信息 $\{\mathrm{TC}_i, A_i, B_i, h(\cdot)\}$ 的智能卡传递给用户 U_i,将反馈信息 $\{\mathrm{SID}_j, \mathrm{TC}_j\}$ 传递给接入服务器 S_j,并将 $\{\mathrm{ID}_i, \mathrm{PID}_i, \mathrm{TC}_i, \mathrm{SID}_j, \mathrm{TC}_j\}$ 存储在本地数据库中。

4)当用户 U_i 收到智能卡后,计算 $\mathrm{TC}_i^m = \mathrm{TC}_i \oplus h(\mathrm{ID}_i \| \mathrm{PW}_i)$ 和 $C_i = h(\mathrm{ID}_i \| \mathrm{RPW}_i) \bmod n_0$,并将信息 C_i 存储到智能卡上,同时将智能卡中 TC_i 的更新为 TC_i^m,完成注册。

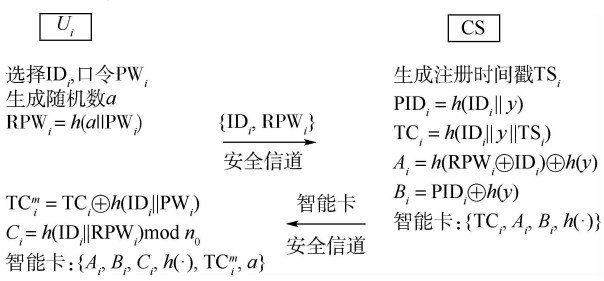


图 1 用户注册模块

Fig. 1 User registration module

5)当接入服务器 S_j 收到来自控制服务器 CS 反馈信息后,将 $\{\mathrm{SID}_j, \mathrm{TC}_j\}$ 存储到数据库,完成注册。

2.2 登录模块

想要登录接入服务器 S_j 时,用户 U_i 先把智能卡插入读卡器,并输入自己的 ID_i、口令 PW_i,具体流程如下:

1)用户 U_i 将智能卡插入读卡器并输入 ID_i^* 和 PW_i^*,并计算 $\mathrm{RPW}_i^* = h(\mathrm{PW}_i^* \| a)$ 和 $C_i^* = h(\mathrm{ID}_i \| \mathrm{RPW}_i^*) \bmod n_0$,智能卡检验 C_i^* 和 C_i。若不相等,提示用户 U_i 身份信息出错;若相等,则表示用户 U_i 通过了认证。

2)智能卡利用其中的信息计算 $h(y) = A_i \oplus h(\mathrm{RPW}_i \oplus \mathrm{ID}_i)$,$\mathrm{PID}_i = B_i \oplus h(y)$,$\mathrm{TC}_i = \mathrm{TC}_i^m \oplus h(\mathrm{ID}_i \| \mathrm{PW}_i)$,并生成当前时间戳 T_1,计算 $M_1 = \mathrm{PID}_i \oplus h(h(y) \| T_1)$,$M_2 = \mathrm{SID}_j \oplus h(\mathrm{TC}_i \| \mathrm{ID}_i \| T_1)$ 和 $M_3 = h(\mathrm{SID}_j \| \mathrm{ID}_i \| \mathrm{TC}_i \| T_1)$。通过公共信道向 CS 发送登录请求 $\mathrm{MSG}_1 = \{M_1, M_2, M_3, T_1\}$。

2.3 认证与密钥协商模块

当控制服务器 CS 接收到来自用户 U_i 的登录请求后,就是本文协议的认证与密钥协商阶段(见图 2)。

1)假设控制服务器 CS 收到登录请求 MSG_1 时的时间戳为 T_1^*,则控制服务器 CS 先验证 $|T_1 - T_1^*|$ 是否小于等于 ΔT。计算 $\mathrm{PID}_i^* = M_1 \oplus h(h(y) \| T_1^*)$,检查 PID_i^* 是否存储在本地数据库中,若没有,则控制服务器 CS 终止此次会话。

2)CS 计算 $\mathrm{SID}_j^* = M_2 \oplus h(\mathrm{TC}_i \| \mathrm{ID}_i \| T_1^*)$,计算 $M_3^* = h(\mathrm{ID}_i \| \mathrm{TC}_i \| \mathrm{SID}_j^* \| T_1^*)$,检查 M_3^* 是否等于 M_3,若相等则用户 U_i 身份认证成功。控制服务器 CS 生成当前时间戳 T_2。计算 $M_4 = h(\mathrm{TC}_j \| \mathrm{SID}_j \| T_2) \oplus h(\mathrm{TC}_i \| T_1)$,$M_5 = h(h(\mathrm{TC}_i \| T_1) \| h(\mathrm{TC}_j \| \mathrm{SID}_j) \| T_2)$,并将消息 $\mathrm{MSG}_2 = \{M_4, M_5, T_2\}$ 送给接入服务器 S_j。

3)假设接入服务器 S_j 收到消息 MSG_2 时的时间戳为 T_2^*,则 S_j 先验证 $|T_2 - T_2^*|$ 是否小于等于 ΔT。计算 $h(\mathrm{TC}_i \| T_1) = M_4 \oplus h(\mathrm{TC}_j \| \mathrm{SID}_j \| T_2^*)$ 和 $M_5^* = h(h(\mathrm{TC}_i \| T_1) \| h(\mathrm{TC}_j \| \mathrm{SID}_j) \| T_2^*)$,检查 M_5^* 是否等于 M_5,若相等,则控制服务器 CS 身份认证成功。生成当前时间戳 T_3,计算会话密钥 $\mathrm{SK} = h(h(\mathrm{TC}_i \| T_1) \| h(\mathrm{TC}_j \| T_3))$,$M_6 = h(h(\mathrm{TC}_i \| T_1) \| \mathrm{SID}_j \| T_3)$,$M_7 = h(\mathrm{TC}_i \| T_1) \oplus h(\mathrm{TC}_j \| T_3)$ 和 $M_8 = h(\mathrm{SK} \| T_3 \| \mathrm{SID}_j \| \mathrm{PID}_i)$,计算完成后将消息 $\mathrm{MSG}_3 = \{M_6, M_7, M_8, T_3\}$ 发送给用户 U_i。

4)假设用户 U_i 收到消息 MSG_3 时的时间戳

北航学报 赠阅

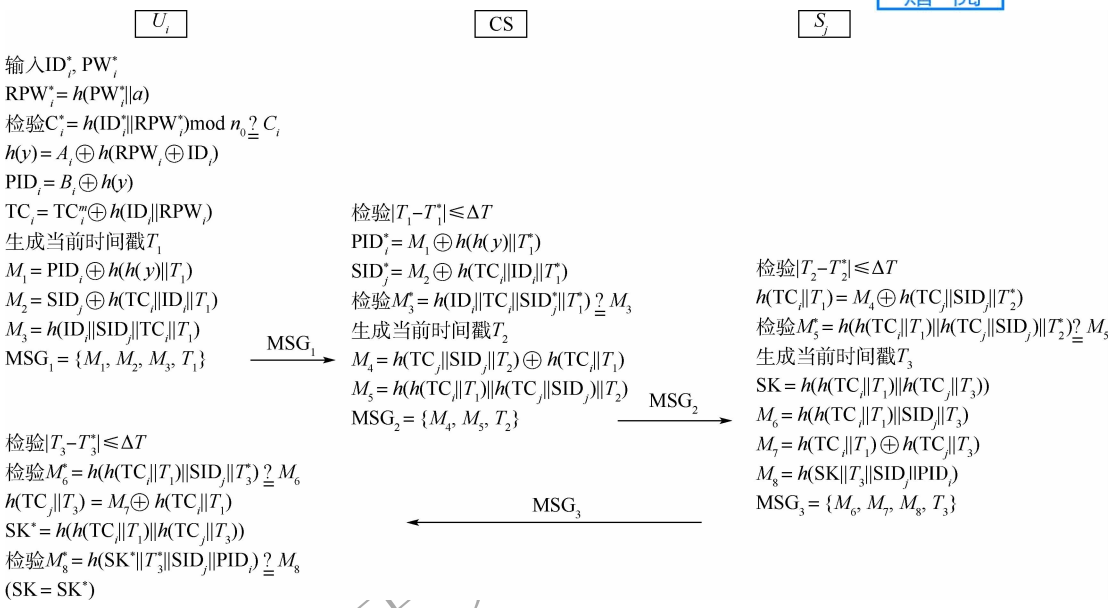


图 2　登录、认证与密钥协商模块

Fig. 2　Login, authentication and key agreement module

为 T_3^*，则 U_i 先验证 $|T_3 - T_3^*|$ 是否小于等于 ΔT。计算 $M_6^* = h(h(TC_i \| T_1) \| SID_j \| T_3^*)$，检查 M_6^* 是否等于 M_6，若相等，则 S_j 身份认证成功。计算 $h(TC_j \| T_3) = M_7 \oplus h(TC_i \| T_1)$，$SK^* = h(h(TC_i \| T_1) \| h(TC_j \| T_3))$ 和 $M_8^* = h(SK^* \| T_3^* \| SID_j \| PID_i)$。检查 M_8^* 是否等于 M_8，若不相等，用户 U_i 终止本次与接入服务器 S_j 的连接；若相等，则用户 U_i 和接入服务器 S_j 认证成功，双方成功建立会话密钥 $SK(=SK^*)$。

2.4　密码更新模块

对于用户来说，口令的变更是很常见的操作，本文协议支持自由的口令变更，变更步骤如下：

1）用户 U_i 将智能卡插入读卡器并输入 ID_i^* 和口令 PW_i^*，计算 $RPW_i^* = h(PW_i^* \| a)$ 和 $C_i^* = h(ID_i^* \| RPW_i^*) \bmod n_0$，智能卡检查 C_i^* 和 C_i，若相等，则验证了用户的身份；否则，智能卡拒绝该“用户”的请求。

2）用户 U_i 输入新口令 PW_i^{new}，智能卡计算 $RPW_i^{new} = h(PW_i^{new} \| a)$，$h(y) = A_i \oplus h(RPW_i^{new} \oplus ID_i)$，计算 $TC_i = TC_i^m \oplus h(ID_i \| PW_i)$，$TC_i^{mnew} = TC_i \oplus h(ID_i \| PW_i^{new})$，$A_i^{new} = h(RPW_i^{new} \oplus ID_i) \oplus h(y)$ 和 $C_i^{new} = h(ID_i \| RPW_i^{new}) \bmod n_0$。

3）智能卡用 TCM_i^{mnew}、A_i^{new} 和 C_i^{new} 代替 TC_i^m、A_i 和 C_i，变更步骤完成。

3　安全性分析

本节通过非形式化安全性分析、随机预言机模型（ROM）分析和 AVISPA 实验仿真对本文协议进行安全性分析。

3.1　非形式化安全性分析

1）抗离线口令猜测攻击。当用户 U_i 的智能卡丢失或者攻击者 A 通过非法手段得到后，就可以利用边信道攻击的方式得到其中存储的 $\{A_i, B_i, C_i, TC_i^m, h(\cdot)\}$，在此基础上若发起离线口令猜测攻击，只能利用与口令相关的等式 $C_i = h(ID_i \| RPW_i) \bmod n_0$，但是由于模糊因子 n_0 的存在，$h(ID_i \| RPW_i)$ 的可能值有很多，本文协议可以抵御离线口令猜测攻击。

2）抗拒绝服务攻击。在对 Lu 等[18]的协议安全分析的过程中，发现其不能抵抗拒绝服务攻击的主要原因是：用户 U_i 的登录请求先发给接入服务器 S_j，且 S_j 没有对用户 U_i 的身份进行认证。如果攻击者 A 在此阶段拦截修改公开信道上的消息并大量发送至接入服务器 S_j，则直到攻击者被发现至少需要经过 7 次哈希运算 T_h，大大增加了接入服务器 S_j 处的计算负荷，最终可能导致接入服务器 S_j 崩溃，攻击者便可以达到恶意拒绝服务攻击的目的。

在本文协议中，用户 U_i 的登录请求先发送给 CS，登录请求消息 $MSG_1 = \{M_1, M_2, M_3, T_1\}$ 中包含时间戳 T_1，且控制服务器 CS 在收到登录请求时，先通过验证 $|T_1 - T_1^*|$ 是否小于等于 ΔT，验证了时间戳 T_1 的新鲜性；计算得到 $M_3^* = h(ID_i \| TC_i \| SID_j^* \| T_1^*)$，检查 M_3^* 是否等于 M_3，不仅对用户 U_i 的身份进行了认证，并且验证了登录请求消息的完整性，此过程最多仅需 3 次哈希运算 T_h，相比于 Lu 等[18]的协议的 7 次哈希运算，本文协

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

议在抵抗拒绝服务攻击上具有绝对优势。

3）抗中间人攻击。假设攻击者 A 截获了用户 U_i 的登录请求消息 $\mathrm{MSG}_1=\{M_1,M_2,M_3,T_1\}$，并试图生成一个非法请求 $\mathrm{MSG}_1'=\{M_1',M_2',M_3',T_a\}$，$T_a$ 为攻击者的系统时间。由于攻击者 A 无法得知控制服务器 CS 的密钥 y 及用户 U_i 的注册凭证 TC_i，不能成功伪造出一个可以登录 CS 的请求消息 $\mathrm{MSG}_1'=\{M_1',M_2',M_3',T_a\}$。同理，攻击者 A 也无法修改消息 $\mathrm{MSG}_2=\{M_4,M_5,T_2\}$ 及消息 $\mathrm{MSG}_3=\{M_6,M_7,M_8,T_3\}$。

4）抗用户仿冒攻击。假设攻击者 A 截获了用户 U_i 的登录请求 $\mathrm{MSG}_1=\{M_1,M_2,M_3,T_1\}$，并获得了该用户 U_i 的智能卡，则攻击者 A 可以通过边信道攻击[26]的方式得到智能卡中的所有信息 $\{A_i,B_i,C_i,\mathrm{TC}_i^m,h(\cdot)\}$。根据 1）的分析，攻击者 A 仅仅依靠智能卡中的信息无法伪造出可以登录 CS 的消息。同时，因为 $\mathrm{MSG}_3=\{M_6,M_7,M_8,T_3\}$，其中涉及到的 TC_i、TC_j 是攻击者 A 无法获得的，所以攻击者 A 也无法利用现在的系统时间 T_3' 伪造出可以通过用户 U_i 认证的 $\mathrm{MSG}_3'=\{M_6',M_7',M_8',T_3'\}$。因此，本文协议完全可以抵御用户仿冒攻击。

5）抗服务器仿冒攻击。当用户 U_i 试图登录服务器 S_j 时，恶意的服务器 S_a 若想仿冒 S_j，必须利用自己的注册凭证 TC_i。如前所述，此值只有通过控制服务器 CS 注册时才可能得到 $\mathrm{TC}_j=h(\mathrm{SID}_j\|y\|\mathrm{TS}_j)$，$\mathrm{TS}_j$ 为 S_j 注册时的时间戳，不可伪造。因此，仿冒服务器失败。

6）抗重放攻击。在本文协议中，时间戳不仅在登录阶段使用，同样在认证密钥协商阶段也起到了很重要的作用，并规定了验证时间戳的阈值 ΔT。因此，本文协议可以抵御重放攻击。

7）双向认证与密钥协商。在认证过程中，控制服务器 CS 通过检验 M_3^* 是否等于 M_3，验证了用户 U_i 身份的合法性和传送消息 MSG_1 的完整性；服务器 S_j 通过检验 M_5^* 是否等于 M_5，验证了控制服务器 CS 身份的合法性和传送的消息 MSG_2 的完整性；用户 U_i 通过检验 M_6^* 是否等于 M_6，验证了接入服务器 S_j 的合法性和传送消息 MSG_3 的完整性，以及收到的消息没有被恶意修改。实现了用户 U_i、控制服务器 CS 和接入服务器 S_j 两两之间的双向认证。同时，接入服务器 S_j 与用户 U_i 之间，协商好了密钥 SK，并通过检验 M_8^* 是否等于 M_8 用户 U_i，验证了密钥 SK 的正确性与完整性。

8）完全的用户匿名性。首先，攻击者 A 无法从用户的智能卡得到用户的身份信息。一方面，智能卡中存放的是用户的临时身份 PID_i，并不是用户的真实身份；另一方面，即使攻击者 A 通过边信道攻击造成智能卡中的消息 $\{A_i,B_i,C_i,\mathrm{TC}_i^m,h(\cdot)\}$ 泄漏，根据 1）描述，攻击者 A 仅通过离线口令猜测攻击无法得到用户的 ID_i。公开信道上传播的是用户的临时身份 PID_i，由于利用控制服务器 CS 的密钥对用户的临时身份 $\mathrm{PID}_i=h(\mathrm{ID}_i\|y)$ 进行了保护，保证了用户的匿名性。因此，本文协议具有很好的用户匿名性。其次，对于公开信道上传播的消息，由于时间戳的参与，即使是同一用户发送的消息，和不同接入服务器进行认证，消息中也没有相似信息，攻击者 A 无法对用户身份进行跟踪。因此，本文协议具有很好的防追踪性。

9）前向安全性。前向安全性的广义定义是：如果本次会话密钥被泄漏，下次会话密钥的安全性不会因此而降低，则这个协议是具有前向安全性的。本文协议中密钥 $\mathrm{SK}=h(h(\mathrm{TC}_i\|T_1)\|h(\mathrm{TC}_j\|T_3))$，$T_1$ 和 T_3 为本次认证及密钥协商时用户和服务器的时间戳，而 TC_i 和 TC_j 分别为用户和接入服务器的注册凭证，且受密码学单向哈希函数保护，并不影响下一次密钥 SK 的安全性。因此，本文协议具有前向安全性。

3.2 随机预言机模型分析

3.2.1 安全模型

本文协议主要有 3 种参与方：U_i，CS，S_j。在此安全模型下，攻击者 A 可以在概率多项式时间内对公开信道上的所有消息进行窃听甚至篡改等操作[27]。

1）参与方。U_i^j 表示参与方 U_i 的第 j 个会话实例，也称为 Oracle。

2）状态。一般有无效状态（invalid）、接受状态（accept）和拒绝状态（reject）3 种状态。如果 Oracle 收到的消息正确无误，则之后将处于“accept”接受状态；如果 Oracle 收到的消息是错误的，则之后将处于“reject”拒绝状态；当没有收到任何消息时，将处于“invalid”无效状态。

3）伙伴。如果 2 个参与方的实例都是“accept”，也就是接受状态有且仅有这 2 个参与方具有相同的标识，则称这 2 个参与方互为伙伴关系。

4）新鲜性。如果攻击者 A 没有给这个实例及其伙伴发送过 Reveal 询问，且此实例没有被攻击者 A 腐化，则称此实例具有新鲜性。

北航学报 赠阅

3.2.2　询问模型

攻击者 A 的攻击能力用下面 5 个询问模型来模拟[28]:

1) Excute(U_i^j,CS^m,S_j^k)。这个询问模拟的是攻击者 A 的被动攻击,即攻击者 A 通过此询问得到所有参与方之间在公开信道上传播的所有消息。

2) Send(U_i^j,m)。这个询问模拟的是攻击者 A 的主动攻击,即攻击者 A 可以将在公开信信道上截获的消息进行篡改,然后将其发送给实例 U_i^j,在实例 U_i^j 收到消息之后,攻击者 A 还可截获参与方 U_i 生成的反馈消息。

3) Reveal(U_i^j)。这个询问模拟的是实例 U_i^j 已经生成了 SK,通过此询问,攻击者 A 可以得到这个会话密钥 SK;如果实例 U_i^j 还没有生成会话密钥 SK,则 A 只能得到一个无效标识。

4) Corrupt(U_i^j)。这个询问模拟的是某一参与方被腐化的前提下,攻击者 A 可以通过此询问获得其秘密凭证。在本文协议中具体指攻击者 A 可以通过此询问得到用户 U_i 的智能卡中的所有信息。

5) Test(U_i^j)。这个询问用来衡量实例 U_i^j 拥有的会话密钥的安全性。模拟器在收到此询问后,会进行“掷硬币操作”。如果结果是 1,则返回给攻击者 A 真正的会话密钥;如果结果是 0,则返回给攻击者 A 一个随机字符串,并设定其长度与真正的会话密钥相同。因此,攻击者 A 必须对得到的返回值进行区分,判断其到底是真实密钥还是随机等长字符串,此概率为二分之一。

语义安全性定义:攻击者 A 只能对具有新鲜性的实例进行 Test 询问,其他询问没有限制条件。攻击者 A 在进行 Test 询问之后,猜测模拟器进行“抛硬币操作”后的结果是 0 或 1,如果攻击者 A 能猜中正确的结果,则认为攻击者 A 成功获得了协议 D 的语义安全性,并把这个成功定义为 Succ。攻击者 A 进行本次攻击的优势定义为

$$\mathrm{Adv}_D^{\mathrm{AKE}}(A) = 2\Pr[\mathrm{Succ}] - 1 \tag{1}$$

定理 1　当且仅当攻击者 A 在多项式时间内的攻击优势 $\mathrm{Adv}_D^{\mathrm{AKE}}(A)$ 至多比 $q_{\mathrm{hash}}^2/|\mathrm{Hash}| + q_{\mathrm{send}}/|D|$ 大一个可以被忽略大小的量,则称这个身份认证协议是具有语义安全性的。其中,q_{send} 为攻击者 A 进行 Send 询问的次数,q_{hash} 为攻击者 A 进行哈希询问的次数,$|D|$ 为字典空间规模,$|\mathrm{Hash}|$ 为哈希询问的规模,D 为本文提出的协议。

$$\mathrm{Adv}_D^{\mathrm{AKE}}(A) \leqslant \frac{q_{\mathrm{hash}}^2}{|\mathrm{Hash}|} + \frac{q_{\mathrm{send}}}{|D|} \tag{2}$$

3.2.3　安全性证明

假设攻击者 A 在时间 t 内最多能使用 q_{send} 次 Send 询问和 q_{hash} 次哈希询问。通过混合实验游戏 Game_0、Game_1、Game_2、Game_3 来证明协议是 AKE 安全的。Game_0 模拟的是现实攻击,随着实验游戏的进行,每个优势的模拟规则也会越来越不一样,直到攻击者 A 逐渐无法区分真实会话密钥和随机等长字符串,则为最后一个实验游戏。其中,$\Pr[\mathrm{Succ}_i]$ 表示攻击者 A 在 Game_i 中的优势。

1) Game_0。这个实验游戏模拟的是真实场景下的攻击,根据语义安全性的定义得

$$\mathrm{Adv}_D^{\mathrm{AKE}}(A) = 2\Pr[\mathrm{Succ}_0] - 1 \tag{3}$$

2) Game_1。在这个实验游戏里,攻击者 A 开始 Excute 询问,则攻击者 A 需要验证得到的 SK 是真实密钥还是等长的随机密钥。本文协议中,$\mathrm{SK} = h(h(\mathrm{TC}_i\|T_1)\|h(\mathrm{TC}_j|T_3))$。假设攻击者 A 已经获取了认证与密钥协商阶段公开信道上的所有消息 $\mathrm{MSG}_1 = \{M_1, M_2, M_3, T_1\}$,$\mathrm{MSG}_2 = \{M_4, M_5, T_2\}$ 和 $\mathrm{MSG}_3 = \{M_6, M_7, M_8, T_3\}$,然而这些消息并不能帮助攻击者 A 得到 SK 中的 TC_i 和 TC_j,表明通过 Game_1 的窃听,攻击并没有增加优势。因此,Game_0 和 Game_1 的攻击优势是相等的。

$$\Pr[\mathrm{Succ}_0] = \Pr[\mathrm{Succ}_1] \tag{4}$$

3) Game_2。在这个实验游戏里,攻击者 A 将增加 Send 询问和哈希询问,且攻击者 A 可以篡改参与方的消息。如果攻击者 A 想要构建合法消息 MSG_1、MSG_2 和 MSG_3,则需要 TC_i、TC_j 和 PID_i,但却是得不到的,且时间戳 T_1,T_2,T_3 对 3 个消息进行区分。由此看出,Game_2 和 Game_1 除了 Send 和哈希询问,优势是一样的。根据生日悖论得

$$|\Pr[\mathrm{Succ}_1] - \Pr[\mathrm{Succ}_2]| \leqslant \frac{q_{\mathrm{hash}}^2}{2|\mathrm{Hash}|} \tag{5}$$

4) Game_3。在这个实验游戏里,将增加 Corrupt 询问,攻击者 A 可获得智能卡中的信息 $\{A_i, B_i, C_i, \mathrm{TC}_i^m, h(\cdot)\}$,由于 $\mathrm{SK} = h(h(\mathrm{TC}_i\|T_1)\|h(\mathrm{TC}_j\|T_3))$,根据智能卡中的信息得不到 SK,但在字典口令的攻击下,此次优势较上一次增加了 $q_{\mathrm{send}}/|D|$,则有

$$|\Pr[\mathrm{Succ}_2] - \Pr[\mathrm{Succ}_3]| \leqslant \frac{q_{\mathrm{send}}}{|D|} \tag{6}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

由于攻击者 A 并不知道模拟器抛硬币操作的最后结果,且 SK 是由服务器 CS 和接入服务器 S_j 独立产生的,有

$$\Pr[\mathrm{Succ}_3]=\frac{1}{2} \tag{7}$$

根据式(7)推理得

$$\mathrm{Adv}_D^{\mathrm{AKE}}(A)\leqslant\frac{q_{\mathrm{hash}}^2}{|\mathrm{Hash}|}+\frac{q_{\mathrm{send}}}{|D|}$$

3.3 AVISPA 实验仿真

本节对协议安全性验证的工具是 AVISPA 仿真工具[29]。AVISPA 是一种高度自动化验证工具,主要验证对象就是网络安全协议。AVISPA 工具一共有 4 种终端分析技术,分别为 OFMC 终端、CL_AtSe 终端、SATMC 终端和 TA4SP 终端。这 4 种终端分析全部基于 2 个假设:①完美的密码安全;②协议运行中存在的攻击者模型满足 Dolev-Yao 攻击者模型。图 3 为用户的 HLPSL 代码,图 4 为 OFMC 终端分析结果,图 5 为 CL_AtSe 终端分析结果。

```
%%%%% 用户%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
role user(Ui, CS, Sj: agent, H: hash_func,
SKuics: symmetric_key,
Sd, Rv: channel(dy))
played_by Ui
def=
local State: nat, IDui, PWi, K, TSi, TSj,IDsj: text,
R1, M1, M2, M3, T1, M6, M7, M8, T3, Ai, Bi,TCi: text
const sp1, sp2, sp3, ui_cs_t1, sj_ui_t3, cs_sj_t2: protocol_id
init State := 0
transition
1. State = 0 /\ Rv(start) =|>
State' := 1 /\ R1':=new() /\ Sd({IDui.H(R1'.PWi)}_SKuics)
/\ secret({IDui}, sp1, {Ui,CS }) /\ secret({R1',PWi}, sp2, {Ui})
2. State = 1 /\ Rv({H(IDui.K'.TSi').H.xor(H(IDui.K'),H(K')).
xor(H(K'),H(xor(IDui,H(R1'.PWi))))
}_SKuics) =|>
State' := 2
/\ T1' := new()
/\ M1' := xor(H(IDui.K'),H(H(K').T1'))
/\ M2' := xor(IDsj,H(H(IDui.K'.TSi').IDui.T1'))
/\ M3' := H(IDui.IDsj.T1'.H(IDui.K'.TSi'))
/\ Sd(M1'.M2'.M3'.T1')
/\ witness (Ui, CS, ui_cs_t1, T1')
% get assage from sj
3. State=2 /\Rv(H(H(H(IDui.K'.TSi').T1').IDsj.T3').
      xor(H(H(IDsj.K'.TSj').T3'),H(H(IDui.K'.TSi').T1')).
    H(H(H(H(IDui.K'.TSi').T1').H(H(IDsj.K'.TSj').T3')).T3'.IDsj'.
H(IDui.K'))
) =|>
% check t3
State' := 3
/\ request(Sj, Ui, sj_ui_t3, T3')
end role
```

图 3 用户的 HLPSL 代码

Fig. 3 User's HLPSL code

```
% OFMC
% Version of 2006/02/13
SUMMARY
  SAFE
DETAILS
  BOUNDED_NUMBER_OF_SESSIONS
PROTOCOL
  /home/span/span/testsuite/results/D.if
GOAL
  as_specified
BACKEND
  OFMC
COMMENTS
STATISTICS
  parseTime: 0.00s
  searchTime: 1.18s
  visitedNodes: 130 nodes
  depth: 6 plies
```

图 4 OFMC 终端分析结果

Fig. 4 Analysis results of OFMC terminal

```
SUMMARY
  SAFE
DETAILS
  BOUNDED_NUMBER_OF_SESSIONS
  TYPED_MODEL
PROTOCOL
  /home/span/span/testsuite/results/D.if
GOAL
  As Specified
BACKEND
  CL-AtSe
STATISTICS
  Analysed    : 5 states
  Reachable   : 0 states
  Translation: 7.24 seconds
  Computation: 0.00 seconds
```

图 5 CL_AtSe 终端分析结果

Fig. 5 Analysis results of CL_AtSe terminal

4 性能比较

本节评估了本文协议的安全性和计算开销,并与其他多服务器环境下的身份认证协议进行了比较。因为用户 U_i 和接入服务器 S_j 在控制服务器 CS 上只在本文协议的注册阶段注册一次,且口令更新阶段一般不会频繁发生,所以不考虑注册阶段和口令更新阶段的计算开销。

从表 2 安全属性对比可以看出,本文协议可以满足身份认证协议中安全所需的各种常见要求,且和其他协议的对比表现出其安全性较好。通过表 3 计算开销对比看出,本文协议在计算开销上稍大于文献[19],但小于文献[18]和文献[17],

表 2 安全属性对比

Table 2 Comparison of security properties

安全属性	本文方案	文献[19]	文献[18]	文献[17]
双向认证	√	×	√	√
前向安全性	√	√	√	√
抗重放攻击	√	√	√	×
抗仿冒攻击	√	√	×	×
抗中间人攻击	√	√	×	×
抗拒绝服务攻击	√	×	×	×
抗离线口令猜测攻击	√	×	×	√

北航学报 赠阅

表 3　计算开销对比

Table 3　Comparison of computation cost

角色	本文方案	文献[19]	文献[18]	文献[17]
用户	$7T_h$	$5T_h$	$6T_h$	$8T_h$
控制服务器	$6T_h$	$6T_h$	$8T_h$	$13T_h$
接入服务器	$5T_h$	$2T_h$	$5T_h$	$4T_h$
总和	$18T_h$	$13T_h$	$19T_h$	$25T_h$

且在通信开销方面更小。因此，本文协议具有合理的计算开销且安全性更好，即可以更好地满足对安全性有更高要求的多服务器环境。

5　结　论

1）本文分析了 Lu 等[18]的身份认证协议，发现了其 2 个安全缺陷，在此基础上设计了新的基于动态 ID 的轻量级身份认证协议。

2）使用了 3 种安全性分析方式，即非形式化安全性分析、随机预言机模型分析和 AVISPA 实验仿真工具，分析了本文协议的安全属性，证明其不仅弥补了 Lu 等[18]协议中存在的安全缺陷，还提供了如用户匿名性等功能特性。

3）通过与现有的多服务器环境下身份认证协议在安全性能及计算开销方面的横向比较，证明本文协议安全性能较好，计算成本较低。

本文协议适用于多服务器单网关环境，下一步研究目标将设计适用多服务器多网关环境下的身份认证协议。

参考文献（References）

[1] KHAN S U, LAVAGNO L, PASTRONE C, et al. Online authentication and key establishment scheme for heterogeneous sensor networks[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2014, 2014: 718286.

[2] LAMPORT L. Password authentication with insecure communication[J]. Communications of the ACM, 1981, 24(11): 770-772.

[3] AWASTHI A K, LAI S. An enhanced remote user authentication scheme using smart cards[J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics, 2004, 50(2): 583-586.

[4] XU J, ZHU W T, FENG D G. An improved smart card based password authentication scheme with provable security[J]. Computer Standards & Interfaces, 2009, 31(4): 723-728.

[5] LI X, QIU W, ZHENG D, et al. Anonymity enhancement on robust and efficient password-authenticated key agreement using smart cards[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2010, 57(2): 793-800.

[6] ZHAO D W, PENG H P, LI L X, et al. A secure and effective anonymous authentication scheme for roaming service in global mobility networks[J]. Wireless Personal Communications, 2014, 78(1): 247-269.

[7] KHAN M K, KUMARI S. An improved user authentication protocol for healthcare services via wireless medical sensor networks[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2014, 2014: 347169.

[8] 沈忠华，于秀源. 一个新的智能卡远程用户认证方案[J]. 浙江大学学报(理学版)，2008，35(2)：145-149.
SHEN Z H, YU X Y. A new remote user authentication scheme of using smart card[J]. Journal of Zhejiang University(Science Edition), 2008, 35(2): 145-149(in Chinese).

[9] FAN C I, CHAN Y C, ZHANG Z K. Robust remote authentication scheme with smart cards[J]. Computers & Security, 2005, 24(8): 619-628.

[10] HWANG M S, CHONG S K, CHEN T Y. DoS-resistant ID-based password authentication scheme using smart cards[J]. Journal of Systems and Software, 2010, 83(1): 163-172.

[11] LEE S W, KIM H S, YOO K Y. Efficient nonce-based remote user authentication scheme using smart cards[J]. Applied Mathematics and Computation, 2005, 167(1): 355-361.

[12] LIU J Y, ZHOU A M, GAO M X. A new mutual authentication scheme based on nonce and smart cards[J]. Computer Communications, 2008, 31(10): 2205-2209.

[13] LI C T, HWANG M S. An efficient biometrics-based remote user authentication scheme using smart cards[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2010, 33(1): 1-5.

[14] SONG R. Advanced smart card based password authentication protocol[J]. Computer Standards & Interfaces, 2010, 32(5-6): 321-325.

[15] SOOD S K, SARJE A K, SINGH K. A secure dynamic identity based authentication protocol for multi-server architecture[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2011, 34(2): 609-618.

[16] LI X, XIONG Y, MA J, et al. An efficient and security dynamic identity based authentication protocol for multi-server architecture using smart cards[J]. Journal of Network and Computer Applications, 2012, 35(2): 763-769.

[17] XUE K, HONG P, MA C. A lightweight dynamic pseudonym identity based authentication and key agreement protocol without verification tables for multi-server architecture[J]. Journal of Computer and System Sciences, 2014, 80(1): 195-206.

[18] LU Y R, LI L X, PENG H P, et al. A lightweight ID based authentication and key agreement protocol for multiserver architecture[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2015, 2015: 16.

[19] MISHRA D, DAS A K, MUKHOPADHYAY S. A secure user anonymity-preserving biometric-based multi-server authenticated key agreement scheme using smart cards[J]. Expert Systems with Applications, 2014, 41(18): 8129-8143.

[20] WANG D, WANG P. Two birds with one stone: Two-factor authentication with security beyond conventional bound[J]. IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing, 2018, 15(4): 708-722.

[21] GU Y, LI S Q. Cryptanalysis and improvement of a biometrics-based multi-server authentication protocol[C]// 2018 International Conference on Computing, Networking and Communications. Piscataway: IEEE Press, 1994: 16-20.

北京航空航天大学学报

[22] 唐郑熠,李祥. Dolev-Yao 攻击者模型的形式化描述[J]. 计算机工程与科学,2010,32(8):36-38.
TANG Z Y, LI X. Formal description of Dolev-Yao attacker model[J]. Computer Engineering and Science, 2010, 32(8): 36-38(in Chinese).

[23] WANG D, LI W, WANG P. Measuring two-factor authentication schemes for real-time data access in industrial wireless sensor networks[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2018, 14(9): 4081-4092.

[24] WANG C, XU G, SUN J. An enhanced three-factor user authentication scheme using elliptic curve cryptosystem for wireless sensor networks[J]. Sensors, 2017, 17(12): 2946.

[25] WANG D, ZHANG Z, WANG P, et al. Targeted online password guessing: An underestimated threat[C]// Proceedings of the 2016 ACM SIGSAC Conference on Computer and Communications Security. New York: ACM, 2016: 1242-1254.

[26] CHRISTOPH G G. An identity-based key-exchange protocol[C]// Workshop on the Theory and Application of Cryptographic Techniques. Berlin: Springer, 1989: 235-258.

[27] WEI F, VIJAYAKUMAR P, JIAN S, et al. A provably secure password-based anonymous authentication scheme for wireless body area networks[J]. Computers & Electrical Engineering, 2018, 65: 322-331.

[28] FENG Q, HE D, ZEADALLY S, et al. Anonymous biometrics-based authentication scheme with key distribution for mobile multi-server environment[J]. Future Generation Computer Systems, 2018, 84: 239-251.

[29] AVISPA. Automated validation of internet security protocols and applications[EB/OL]. [2020-08-01]. http://www.avispa-project.org/.

Lightweight identity authentication protocol based on dynamic ID in multi-server environment

QI Xiaochen[1,2], LI Meihong[1,2,*], DU Ye[1,2]

(1. Beijing Key Laboratory of Security and Privacy in Intelligent Transportation, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. School of Computer and Information Technology, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China)

Abstract: To realize the communication security and efficient identity authentication between users and servers, how to design effective identity authentication protocols has gradually become an important research hotspot, more and more identity authentication protocols are proposed. First, this paper analyses the security of the exiting protocols, and finds that it cannot resist Denial of Service (DOS) and offline password guessing attacks. Then, a new lightweight one-way hash function authentication protocol based on dynamic ID is proposed to remedy the security vulnerability mentioned above. For the security analysis, it is proved by non-formal security analysis and two formal analysis methods: Random Oracle Model (ROM) and AVISPA. Finally, the analysis and comparison of computation overheads and communication overheads prove that our protocol can achieve secure and efficient identity authentication.

Keywords: multi-server; identity authentication; key agreement; Random Oracle Model (ROM); AVISPA

Received: 2020-08-21; **Accepted**: 2020-12-11; **Published online**: 2021-01-06 14:29
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210106.0958.002.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1736114); National Key R & D Program of China (2017YFB0802805)
* **Corresponding author**. E-mail: mhli1@bjtu.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.1001-5965.2021.0080

双射流环量控制翼型的控制力矩特性研究

全下文载

何玉娟[1], 雷玉昌[2], 张登成[1,*], 张艳华[1], 周章文[1]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军 95034 部队, 百色 533601)

摘 要: 为了探究环量控制技术在飞行控制性能方面的优势,在定常流场中对定常射流环量控制翼型的控制力矩作用机理展开了研究,采用数值仿真的方法,对比分析了单射流、双射流产生的虚拟舵面与传统舵面作用下的气动力系数的变化规律,并基于无舵面飞行器CCSCAOON对其气动力矩的控制特性进行了验证。验证结果表明:单射流作用下的虚拟舵面能够提供用于飞行器所需的滚转和俯仰力矩,且作用机理相似,控制性能优于传统舵面;无论是单射流还是双射流,在大迎角下虚拟舵面的气动控制特性较差,限制了环量控制的使用迎角;双射流较单射流而言,升阻比特性和控制力矩特性较好;双射流下的虚拟舵面通过调节下射流口动量系数,能够有效降低偏航力矩与滚转、俯仰力矩之间的耦合效应。

关 键 词: 定常射流; 环量控制; 无舵面飞行器; 数值仿真; 气动特性
中图分类号: V221+.3
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2641-09

迄今为止,国内外的主流飞行器仍然采用控制舵面作为气动力的控制部件,但是传统的控制舵面存在一系列问题[1],其中包括:结构质量增加、隐身性能差、工作噪声大、控制舵面的偏转存在严重的安全隐患,不仅降低了飞机的可维护性和使用效率,还严重影响了飞行器性能的发挥,制约着先进飞行器的发展。而主动流动控制技术的出现与发展,不仅极大地改善了飞机的气动力特性,同时能够根据飞行状态实时调整扰动强度和方式,控制效率得到很大程度的提高。常见的主动流动控制技术包括合成射流、环量控制、等离子体激励器等[2]。相比之下,环量控制技术能够产生较大速度的射流,可用于干预附面层流场达到控制分离的效果,从而影响飞机的气动性能,适用速度范围较广,相较于传统舵面而言能够达到相当、甚至更佳的增升效果。

基于Coanda效应[3]的环量控制技术,通过在翼型后缘上下表面设置缝隙的手段,对翼型近壁区施加切向射流,对后缘流场形成局部扰动,射流与外流相互混合,在黏性力作用下,高动量的射流持续向附面层注入能量,带动流线偏折,使得翼型气动弯度增加的同时,提高了绕流流体的动能,从而增加了绕翼型的环量,由此改善了翼型的气动升力[4-5]。另外,环量控制还可以通过改变射流大小来改变气动力,用以替代副翼和升降舵,进行俯仰和滚转方向的飞行控制,并且可根据飞行状态主动调节相应的控制参数和状态,以此来提高飞行性能。

关于环量控制技术用于飞行控制可能性方面的研究,国内外已经有了相当丰富的研究成果。Englar[5-6]总结了环量控制与气动升力系统的实验进展,最早提出环量控制技术可以产生用来控制飞机运动的力和力矩,大量关于环量控制技术在该方面的研究工作由此相继开展。与此同时,环量控制技术的飞行控制验证机迅速发展,先后出现了各类基于环量控制的无舵面飞行器,其目

收稿日期: 2021-02-19; **录用日期**: 2021-03-29; **网络出版时间**: 2021-04-09 10:00
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210408.1554.003.html
* **通信作者**. E-mail: dengcheng-zhang@163.com

引用格式: 何玉娟, 雷玉昌, 张登成, 等. 双射流环量控制翼型的控制力矩特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2641-2649. HE Y J, LEI Y C, ZHANG D C, et al. Control moment characteristics of double-jet circulation control airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2641-2649 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

标是希望开发出具有足够控制力矩的气动系统，使飞行器能够在不使用传统舵面的情况下进行飞行配平和操纵。其中，Tutor 40 验证机在机翼外侧布置了环量控制射流机构，首次进行了利用射流进行飞机滚转控制的飞行验证。“DEMON”无人技术验证机[7]将环量控制射流技术用于实现滚转操纵，它的成功试飞，再次证明了利用环量控制射流进行飞机滚转控制的可能性。Frith 和 Wood[8]通过进一步研究发现改变射流动量的大小可能引起升力的显著变化。2011 年，NASA 的兰利研究中心[9-13]全面构建了环量控制射流系统，并进行了整机模型的跨声速半翼展风洞试验，研究表明将环量控制技术用于机翼外侧部分，可以有效改变飞机的滚转性能。BAE 系统公司配置环量控制射流的 MAGMA 无人机正在进行地面试验，同时探索射流控制机制，计划在下一次的巡航过程中使用，并验证其俯仰和滚转控制效果，其最终目标是实现从起飞到降落阶段都能在射流控制下进行完整的飞行[14]。

国内对于环量控制射流技术也进行了一定程度的研究，北京航空航天大学的张攀峰等[15-16]采用等离子体射流和合成射流替代传统的吹气式射流，验证了它们更为优越的增升效果。张艳华等[17-20]开展了等离子射流技术的相关实验，研究了低速射流情况下，等离子体环量控制对气动特性的影响规律。乔晨亮等[21-22]对风力机翼型应用了环量控制，研究其对流场的气动特性及功率输出特性的影响。齐万涛等[23]研究了环量控制技术采用较低动量系数在飞机纵向俯仰控制中的应用。徐悦等[24]设计了一种射流飞控飞行器并进行了试飞，史志伟团队也先后设计了常规布局[25]、鸭式布局[26]、飞翼布局[27]等环量控制技术验证机，并成功利用射流实现了验证机的滚转控制。

尽管环量控制技术能够大幅度提高飞行器升力，但是难以提供足够的力矩以控制飞行器完成俯仰、偏航等动作[28]。且环量控制射流作用下的流场相互作用复杂，翼型钝后缘表面气流分离后产生的分离涡与尾涡相互耦合，射流、外流及迎角等因素均会影响后缘分离点的位置，进而导致后缘复杂涡系的移动和进一步发展。针对目前环量控制技术研究中存在的问题，本文主要借助 CFD 数值仿真方法，通过在翼型后缘施加切向射流，在定常流场下对定常射流环量控制翼型的控制力矩特性进行了数值仿真，分别研究单射流、双射流对环量控制翼型气动力矩特性的影响规律，将射流产生的虚拟舵面与传统舵面作用下的控制力矩进行对比分析，并基于无舵面飞行器 CCSCAOON 进行相关气动力矩的控制特性验证，推动环量控制技术的更深层次研究，为环量控制技术实现进一步的工程应用提供理论依据与参考。

1 数值计算方法

1.1 CCSCAOON 几何模型

由于传统舵面的 SCAOON UCAV 已有丰富的实验和仿真数据，为了便于进行对比分析，在该构型基础上，通过修改后缘形状，在机翼一侧设置内外、上下共 4 个射流喷口，用以验证双射流情况下的操纵特性。同时为了使机身机翼平滑过渡，将不同剖面的翼型均去掉尖后缘，变成钝后缘翼型，基于环量控制的三维无舵面飞行器 CCSCAOON 如图 1 所示，其中红线部分表示原始翼型形状。由于 CCSCAOON 保留了 5°气动扭转，同时翼根与翼尖处翼型厚度不一，因此机翼内外侧的射流口高度不一，A 表示内侧射流口的起始位置，射流口高度 $h_A/c_A=0.000\ 5$，后缘半径 $r_A/c_A=0.005$；B 表示外侧射流口的终止位置，射流口高度 $h_B/c_B=0.000\ 3$，后缘半径 $r_B/c_B=0.003$。参考气动弦长 $c_{\mathrm{ref}}=0.41$ m，展长 $l=1.538$ m，s 为半展长，c_r 为机身长度，参考面积 $S=0.75\ \mathrm{m}^2$，上下射流口的位置均不存在安装偏角。AB 之间为射流控制区域，将 AB 区域均匀分为内/外两侧区域，分别在内侧或外侧区域设置上/下 2 个射流出口，共计 4 个射流出口，如图 2 所示。

1.2 网格划分与计算方法

采用块结构化网格生成方法，对于无舵面飞行器 CCSCAOON 而言，贴近机翼表面的第一层网格高度为 1×10^{-5} m，射流口附近第一层网格高度为 6×10^{-6} m。网格总数约为 480 万。图 3 为 CCSCAOON 计算网格及局部放大状态。

为了描述环量控制翼型的射流大小，引入射流动量系数：

$$C_\mu=\frac{\dot{m}V_{\mathrm{jet}}}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 S} \tag{1}$$

式中：$\dot{m}$ 和 V_{jet} 分别为射流的质量流量和速度大小；ρ_∞ 为来流密度；V_∞ 为来流速度；S 为参考面积。本文用于计算的 CCSCAOON 飞行器，在机翼内外 2 个不同的截面处分别布置上下 2 个射流出口，将上射流口动量系数记为 $C_{u\ \mathrm{up}}$，下射流口动量系数记为 $C_{u\ \mathrm{lw}}$。

为验证本文计算方法的准确性，设置计算条件：$Ma=0.17$，$Re=1.93\times10^6$，温度 $T=293.15$ K，控制方程为可压流三维雷诺平均方程，使用 k-ω SST

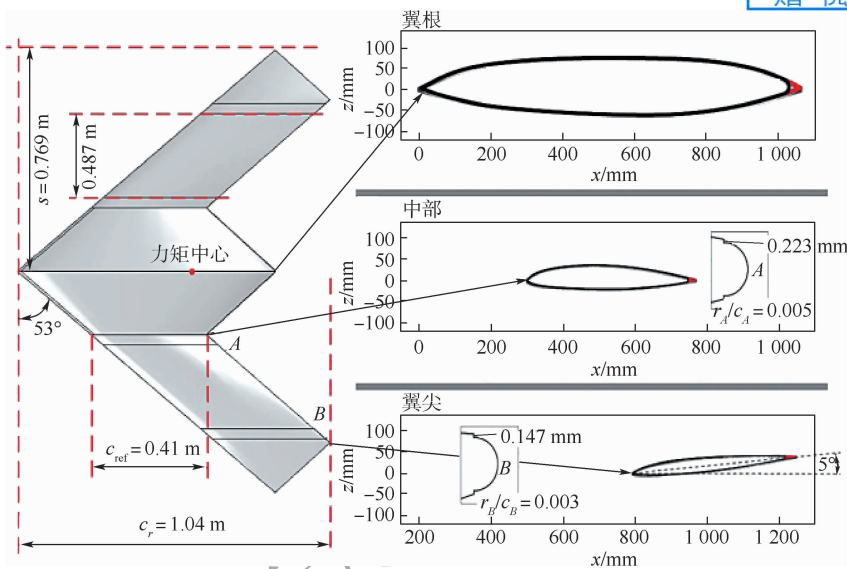


图 1　CCSCAOON 基本构型

Fig. 1　Basic configuration of CCSCAOON

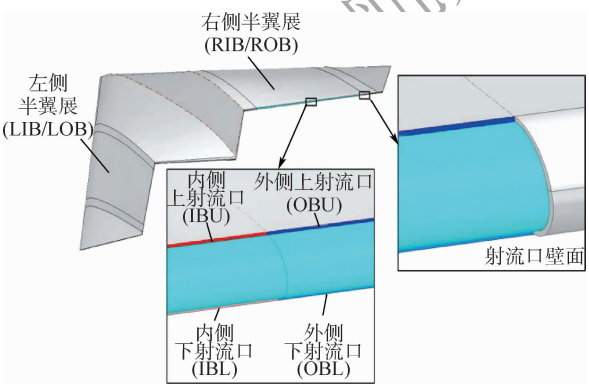
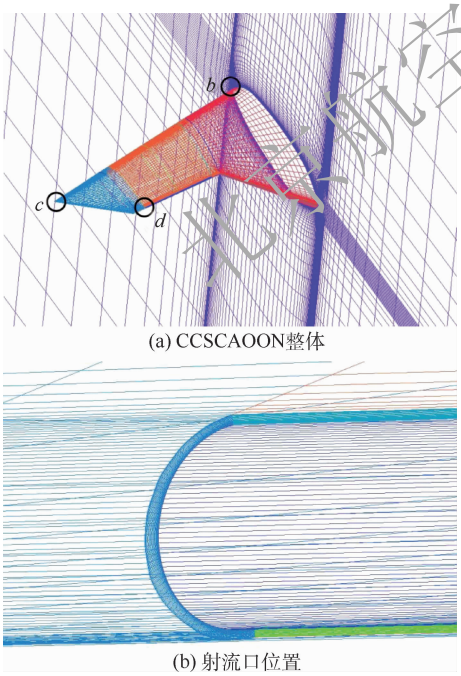


图 2　CCSCAOON 射流区域

Fig. 2　CCSCAOON jet area



(a) CCSCAOON整体

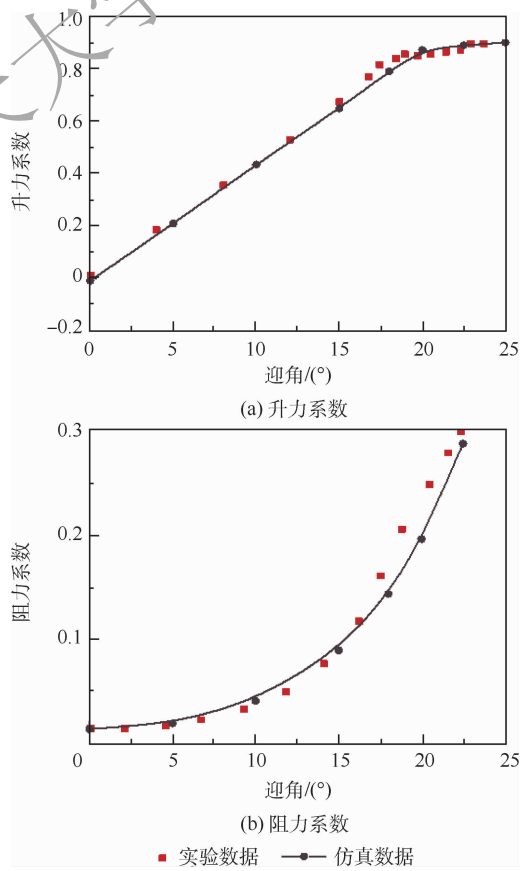
(b) 射流口位置

图 3　CCSCAOON 计算网格

Fig. 3　CCSCAOON computing grids

湍流模型。远场边界为压力远场，壁面边界为无滑移壁面，出口为压力出口。对 SCAOON 构型在 0° ~25°不同迎角下进行气动力特性的数值模拟，并将计算结果与文献[29]中的实验结果进行比较，得到的升力、阻力系数和实验结果如图 4 所示。

从图 4 可以看出，升、阻力系数计算误差较小，实验数据与本文得到的仿真结果基本上是一致的，因此本文采用的数值计算方法是可靠的。



(a) 升力系数

(b) 阻力系数

图 4　实验与仿真结果对比

Fig. 4　Comparison of experimental and simulation results

北航学报 赠阅

2 射流的控制特性分析

2.1 单射流

图 5 为气动力和力矩的作用方向示意图。图中，α 为飞行迎角，C_L 为升力系数，C_D 为阻力系数，C_l 为滚转力矩系数，C_m 为俯仰力矩系数，C_n 为偏航力矩系数。

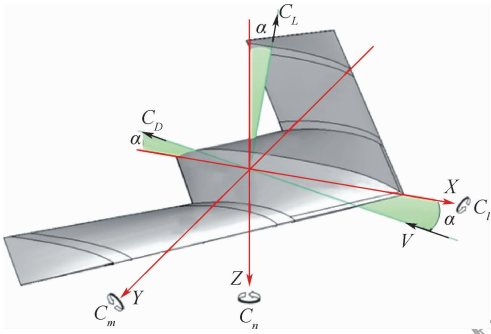


图 5 气动力、力矩的作用方向示意图

Fig. 5 Schematic diagram of direction of aerodynamic force and torque

仅考虑半翼展，舵面偏转时的气动力和力矩系数的表达式如式(2)所示：

$$\begin{cases} C_L = (F_z + F_{z,\text{clean}})/(q_\infty S) \\ C_D = (F_y + F_{y,\text{clean}})/(q_\infty S) \\ C_l = (M_l - M_{l,\text{clean}})/(q_\infty Sl) \\ C_m = (M_m + M_{m,\text{clean}})/(q_\infty Sc_{\text{ref}}) \\ C_n = (M_n - M_{n,\text{clean}})/(q_\infty Sl) \end{cases} \tag{2}$$

式中：$F_{i,\text{clean}}$ 和 $M_{i,\text{clean}}$ 分别为无舵面偏转时的气动力和气动力矩；F_i 和 M_i 为舵面偏转时的气动力和气动力矩；q_∞ 为来流动压。以左半翼展为例，仅在机翼后缘的上射流口单独吹气，研究单射流作用下的气动控制特性。图 6 为在 CCSCAOON 上单射流吹气时与传统舵面偏转时的气动力和气

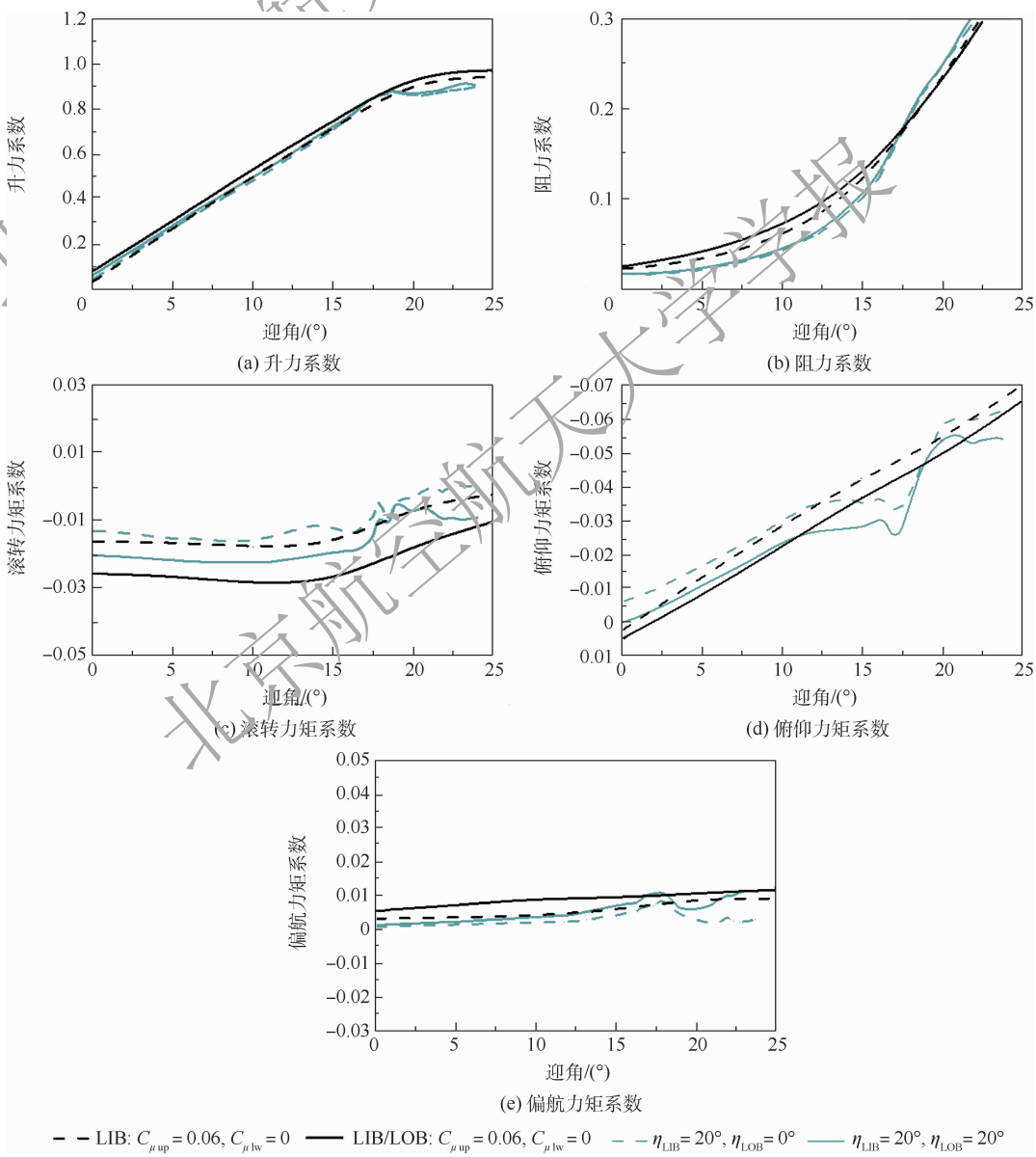


图 6 单射流虚拟舵面与机械舵面气动特性曲线

Fig. 6 Curve of aerodynamic characteristics of single-jet virtual rudder and mechanical rudder

北航学报 赠阅

动力矩系数对比曲线。其中,LIB 表示左半翼展内侧传统舵面或虚拟舵面,LOB 表示左半翼展外侧传统舵面或虚拟舵面,η_{LIB}、η_{LOB}分别表示对应传统舵面的内、外侧舵面偏角。

从图 6 曲线可以看出,与传统舵面相比较,CCSCAOON 的虚拟舵面完全能够提供用于无舵飞行器飞行的气动力和气动力矩。仅单侧虚拟舵面 LIB 而言,气动力变化趋势与传统舵面几乎是一致的,对于双侧虚拟舵面 LIB + LOB 而言,气动力大小较传统舵面偏转角度明显增加。因为外侧的机械舵面难以提供有效的气动力,当传统舵面两侧偏转时,气动力几乎没有变化,而外侧射流仍然能产生较大的气动力增益,并反映到控制力矩的变化趋势上。

对于升、阻力系数而言,单侧虚拟舵面 LIB 即可达到传统舵面两侧偏转的增升效果,施加双侧射流后升力系数会进一步增大,同时在该动量系数下仍未表现出提前动态失速的特征。

对于滚转力矩而言,单侧虚拟舵面 LIB 下能够提供的滚转力矩即大于传统舵面单侧偏转时的滚转力矩,当施加双侧射流时,滚转力矩进一步增大,说明 CCSCAOON 的滚转特性要优于 SCAOON。

对于俯仰力矩而言,虚拟舵面表现出的俯仰力矩变化趋势基本与传统舵面一致,同时在较低迎角下可以更好地抵消掉抬头力矩的影响。

对于偏航力矩而言,CCSCAOON 的偏航特性要远远优于 SCAOON,可以看出,在较低迎角下偏航力矩提高约 3 ~ 4 倍。但是仍然需要注意的是,尽管 CCSCAOON 提供的偏航力矩较 SCAOON 大,但是整体数值仍然较低,0°迎角下偏航力矩系数仅为 0.006,而此时滚转力矩系数为 -0.025。同时,不管是虚拟舵面还是传统舵面,都是靠增大一侧的阻力来提高偏航力矩,但会带来滚转和俯仰之间的耦合。因此,如何进一步提高偏航力矩同时降低控制力矩之间的耦合作用非常关键。

图 7 为迎角分别为 5°和 20°下 CCSCAOON 的表面压力分布和流线图。由于 SCAOON 构型存在的气动扭转,翼尖处的相对迎角变小,上表面压力较大,流线向内偏折,因此在无射流情况下机翼上下表面存在流线的偏折。20°迎角下,机翼前缘大规模的流动分离导致压力降低,流线偏折程度加剧,附体流动出现翼尖绕流的现象。

内侧虚拟舵面 LIB 向下偏转时(见图 7(b)),前缘低压区扩大,升力增大,上翼面流线偏折程度加剧。同时上单射流对下翼面的流场存在一定程度的压迫,使下翼面流线压力增大,并使下翼面流线向翼尖移动,加剧了流线偏折程度。

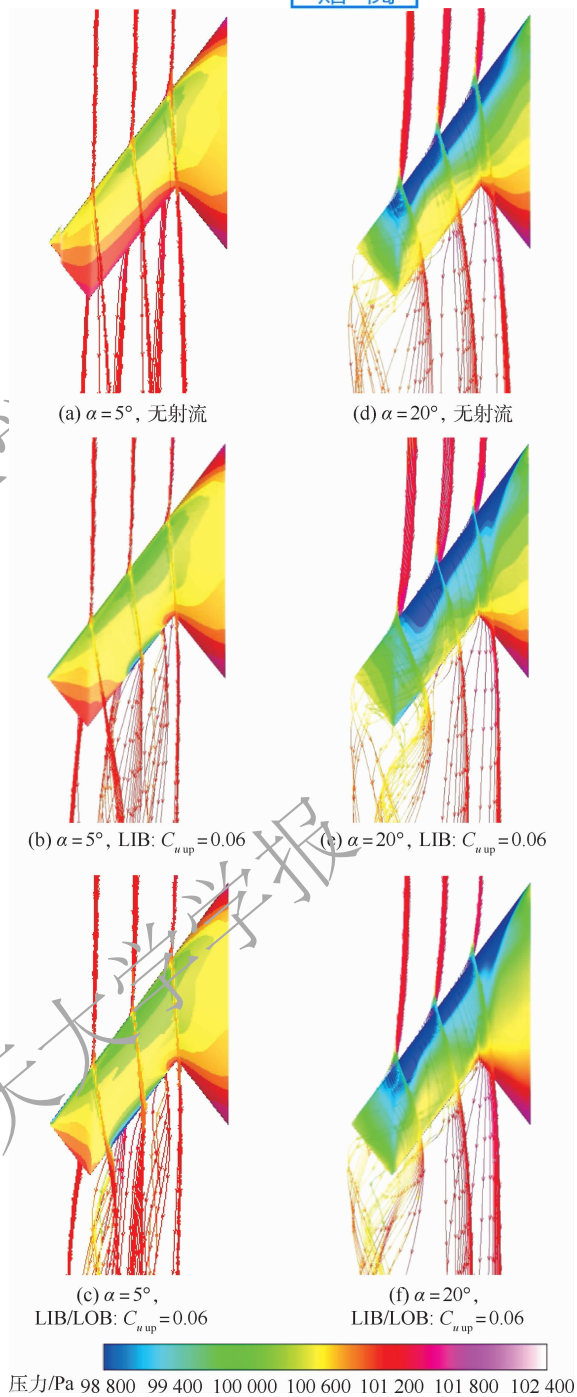


图 7　CCSCAOON 的表面压力分布和流线图

Fig. 7　Surface pressure distribution and streamlines of CCSCAOON

两侧虚拟舵面 LIB + LOB 向下偏转时(见图 7(c)),前缘负压区进一步扩大但不明显,同时下翼面流线进一步向翼尖靠拢并逐渐形成尾迹涡。因为虚拟舵面的偏转会导致流线偏折程度加剧,对机翼外侧的气动特性影响较大,因此外侧舵面对升、阻力的影响较内侧舵面低。内侧虚拟舵面更适合用于控制气动力,外侧虚拟舵面更适合用于控制气动力矩。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在20°迎角下，由于上表面分离，低压区较大，翼尖绕流的现象明显，两侧偏转时的外侧流线全部与绕翼尖流线形成尾迹涡，流线偏折程度加剧，因此，虚拟舵面在大迎角下的控制效果要比在小迎角下的控制效果更差。

2.2 双射流

上述关于单射流的相关研究已经证明了虚拟舵面能够达到甚至优于传统舵面产生的气动力和力矩。在此基础上，分别在机翼后缘内外两侧的上、下射流口吹气，即在4个射流口全开状态下，验证双射流技术的偏航力矩特性。不同工况下气动力矩随迎角的变化趋势如图8所示，具体的射流动量系数配置情况如表1所示。

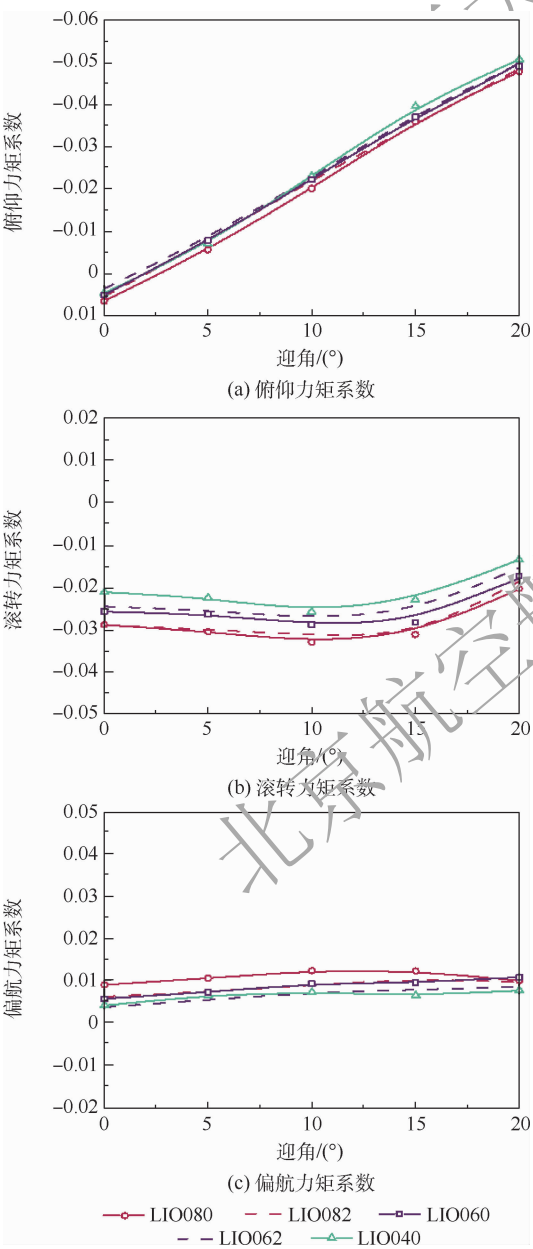


图8 不同工况下的气动力矩变化趋势

Fig. 8 Variation trend of aerodynamic moment under different operating conditions

表1 不同工况下的射流动量系数

Table 1 Momentum coefficient of jet flow

工况	射流动量系数
LIO040	LIB/LOB: $C_{u\,up}=0.04$, $C_{u\,lw}=0$
LIO060	LIB/LOB: $C_{u\,up}=0.06$, $C_{u\,lw}=0$
LIO062	LIB/LOB: $C_{u\,up}=0.06$, $C_{u\,lw}=0.02$
LIO080	LIB/LOB: $C_{u\,up}=0.08$, $C_{u\,lw}=0$
LIO082	LIB/LOB: $C_{u\,up}=0.08$, $C_{u\,lw}=0.02$

对于俯仰力矩而言，从图8(a)中的变化趋势来看，在每一固定迎角下，俯仰力矩的变化范围最小，在施加一定程度的下射流后，俯仰力矩系数几乎不发生任何变化，因此，通过双射流控制基本上能实现横向力矩与纵向力矩的解耦。

对于滚转力矩而言，LIO080与LIO082对应的滚转力矩系数基本一致，LIO060与LIO062对应的滚转力矩系数略有差别，并且在低迎角下差别较小，高迎角下差别较大。根据上文关于翼型双射流研究的结果，上射流对于下射流存在一定的抑制作用，在下射流动量系数低于一定数值时，对机翼升力影响很低，进而对滚转力矩影响很低。

对于偏航力矩而言，LIO080与LIO082对应的偏航力矩数值相差较大，实现了偏航力矩与滚转力矩的相互解耦。但是仍然需要注意的是，此刻的偏航力矩数值仍然较低，并且这种解耦只有在上射流口动量系数较大的时候效果才会明显。

图9给出了LIO80和LIO82工况对应下的后缘流场和涡量图。其中，机身云图为压力分布，左侧后缘流场为速度流场，右侧整体流场为涡量流场。

从后缘流场图可以看出，5°迎角时，下射流的产生对射流的偏折影响程度不大，射流影响范围基本一致。从涡量分布图可以看出，下射流的产生主要影响了翼尖处尾涡的相互耦合效应，LIO082相较于LIO080对应的后缘涡系向内偏折，翼尖处对应的尾涡耦合现象减弱，因此在低迎角下调节下射流气动效果明显。20°迎角下，机翼上表面出现大范围分离现象，机翼上表面后缘压力较低，因此上射流对于下射流的抑制作用减弱，射流流线上偏，同时出现分离涡。从涡量图可以看出，此时翼尖涡系耦合严重，内侧射流引起的涡系严重外偏，此时调节射流气动效果不明显，说明在大迎角下控制效果变差。

综上所述，对于CCSCAOON可以提出如下控制策略：对于纵向俯仰力矩，仅使用内侧单射流控制效果较好，此时横向力矩数值较低；对于横向滚转力矩，使用内外两侧单射流同时控制效果较好，

北航学报 赠阅

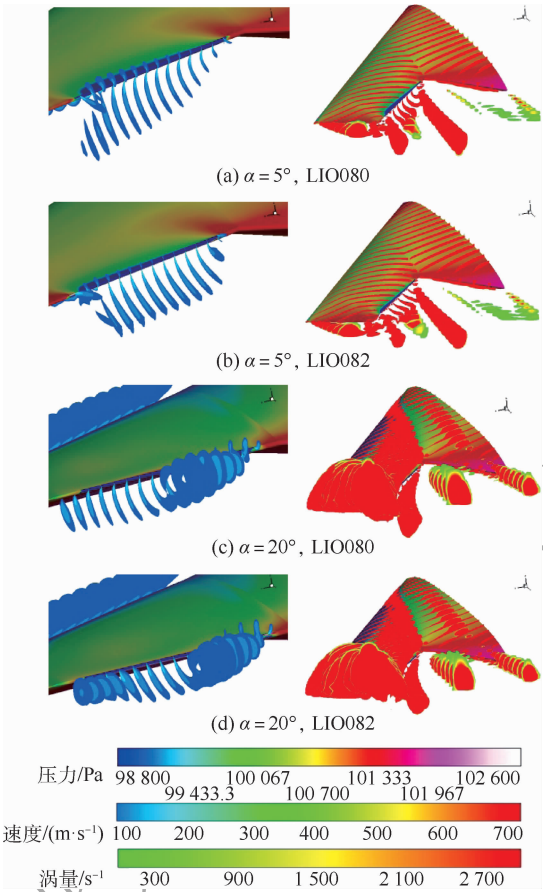


图 9　LIO080 和 LIO082 工况对应下的后缘流场和涡量图

Fig. 9　Trailing-edge flow field and vorticity under LIO080 and LIO082 operating conditions

此时纵向力矩数值较低;对于航向偏航力矩而言,使用内外两侧双射流控制效果较好,此时能大幅度降低偏航力矩与滚转、俯仰力矩的耦合情况。上述策略在迎角较低时控制效果明显,而在大迎角下控制效果变差。

3　结　论

本文通过对环量控制翼型在不同射流情况下的气动控制效果进行了数值模拟与分析,结合对无舵面飞行器 CCSCAOON 的控制力矩验证结果,总结出以下结论:

1)双射流环量控制相对于单射流,一方面能够有效提高翼型的升阻比,特别是在高动量系数下能维持一个较高的升阻比;另一方面可通过合理配置双射流动量系数,实现操纵力矩的大幅改变,具备飞行控制的可能,同时能够维持较高的升阻比。

2)对于采用射流控制的 CCSCAOON 而言,采用单射流可以实现与传统舵面相当或更强的控制力矩,内侧射流可以实现纵向俯仰力矩的解耦,内外两侧射流可以实现横向滚转力矩的解耦,采用内外两侧双射流可以实现航向偏航力矩的解耦,在较大迎角下控制效果会变差。

参考文献(References)

[1] 付志杰,许和勇,杜海,等. 基于环量控制的虚拟舵面机翼气动特性计算研究[J]. 航空科学技术,2020,31(5):11-22.
FU Z J, XU H Y, DU H, et al. Investigation on flapless wing based on circulation control [J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(5): 11-22 (in Chinese).

[2] 中国科学院. 新型飞行器中的关键力学问题[M]. 北京:科学出版社,2018:88-94.
Chinese Academy of Sciences. Key mechanical problems in new aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2018: 88-94 (in Chinese).

[3] ENGLAR R J. Circulation control for high lift and drag generation on STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(5): 457-463.

[4] JONES G S, JOSLIN R D. Applications of circulation control technology[M]. Reston: AIAA, 2006.

[5] ENGLAR R J. Circulation control for high lift and drag generation on STOL aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2015, 12(5): 457-463.

[6] ENGLAR R J. Circulation control pneumatic aerodynamics: Blown force and moment augmentation and modification-Past, present and future[C]//Fluids 2000 Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2000: 2541.

[7] FIELDING J, LAWSON C, MARTINS-PIRES R, et al. Design, build and flight of the DEMON demonstrator UAV[C]//11th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference. Reston: AIAA, 2011: 6963.

[8] FRITH S, WOOD N. Investigation of dual circulation control surfaces for flight control[C]//2nd AIAA Flow Control Conference. Reston: AIAA, 2004: 2211.

[9] MILHOLEN W, JONES G, CHAN D. High-Reynolds number circulation control testing in the national transonic facility (invited)[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2012: 103.

[10] JONES G S, MILHOLEN W E, CHAN D T, et al. Development of the circulation control flow scheme used in the NTF semi-span FAST-MAC model[C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2013: 3048.

[11] JONES G. Development of the dual aerodynamic nozzle model for the NTF semi-span model support system[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2011: 3170.

[12] LYNN K, RHEW R, JONES G, et al. High-Reynolds number active blowing semi-span force measurement system development[C]//28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing and Flight Testing Conference. Reston: AIAA, 2012: 3318.

[13] JONES G S, MILHOLEN W E, CHAN D T, et al. A sweeping jet application on a high Reynolds number semi-span supercritical wing configuration[C]//35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2017: 3044.

[14] HUTCHIN C R. NATO AVT-239 task group: Control effective-

北京航空航天大学学报

ness and system sizing requirements for integration of fluidic flight controls on the SACCON aircraft configuration[C]// AIAA Scitech 2019 Forum. Reston:AIAA,2019:280.

[15] 张攀峰,燕波,戴晨峰. 合成射流环量控制翼型增升技术[J]. 中国科学:技术科学,2012,42(9):1046-1053.
ZHANG P F,YAN B,DAI C F. Lift enhancement technology of airfoil controlled by synthetic jet circulation[J]. Scientia Sinica (Technologica),2012,42(9):1046-1053(in Chinese).

[16] 张攀峰,刘爱兵,王晋军. 非定常等离子激励器诱导平板边界层的流动结构[J]. 中国科学:技术科学,2011,41(4):482-492.
ZHANG P F,LIU A B,WANG J J. Flow structure of plate boundary layer induced by unsteady equal ion exciter[J]. Scientia Sinica (Technologica),2011,41(4):482-492(in Chinese).

[17] 张艳华,李林,张登成,等. 基于等离子体环量控制的翼型气动特性[J]. 强激光与粒子束,2017,29(6):54-59.
ZHANG Y H,LI L,ZHANG D C,et al. Aerodynamics of airfoil based on plasma circulation control[J]. High Power Laser and Particle Beams,2017,29(6):54-59(in Chinese).

[18] ZHANG Y H,ZHANG D C,LI L,et al. Experimental study on aerodynamic properties of circulation control airfoil with plasma jet[C]// Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Berlin:Springer,2018:985-995.

[19] 李林,张艳华,张登成,等. 激励器位置影响环量控制翼型气动特性的实验研究[J]. 高电压技术,2018,44(12):4061-4070.
LI L,ZHANG Y H,ZHANG D C,et al. Experimental study on effect of actuation position on circulation control airfoil aerodynamic characteristics[J]. High Voltage Engineering,2018,44(12):4061-4070(in Chinese).

[20] 张艳华,张登成,胡孟权,等. 环量控制对翼型气动特性的作用机理[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2015,16(1):10-13.
ZHANG Y H,ZHANG D C,HU M Q,et al. Study on aerodynamic mechanism of circulation control airfoil[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition),2015,16(1):10-13(in Chinese).

[21] 乔晨亮,许和勇,叶正寅. 钝后缘风力机翼型的环量控制研究[J]. 力学学报,2019,51(1):135-145.
QIAO C L,XU H Y,YE Z Y. Circulation control on wind turbine airfoil with blunt trailing edge[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2019,51(1):135-145(in Chinese).

[22] XU H Y,QIAO C L,YANG H Q,et al. Active circulation control on the blunt trailing edge wind turbine airfoil[J]. AIAA Journal,2017,56(2):554-570.

[23] 齐万涛,吕新波,伍智敏. 环量控制技术在飞机纵向俯仰控制中的应用[J]. 飞行力学,2019,37(2):77-82.
QI W T,LYU X B,WU Z M. Application of circulation control technology on aircraft longitudinal pitch control[J]. Flight Dynamics,2019,37(2):77-82(in Chinese).

[24] 张同任,吕心悦,徐悦,等. 吹气射流飞控飞行器设计及试飞验证[J]. 航空科学技术,2020,31(5):50-55.
ZHANG T R,LV X Y,XU Y,et al. Design and flight test verification of fluidic flight control aircraft[J]. Aeronautical Science and Technology,2020,31(5):50-55(in Chinese).

[25] 王海洋. 基于环量控制的无人飞行器气动特性研究与飞行试验[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
WANG H Y. Research on aerodynamic characteristics and flight test of UAV based on circulation control[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014(in Chinese).

[26] SHI Z W,ZHU J C,DAI X X,et al. Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on circulation control[J]. Journal of Aerospace Engineering,2019,32(1):04018134.

[27] 孙全兵,史志伟,耿玺,等. 基于主动流动控制技术的无舵面飞翼布局飞行器姿态控制[J]. 航空学报,2020,41(12):190-199.
SUN Q B,SHI Z W,GENG X,et al. Attitude control of flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2020,41(12):190-199(in Chinese).

[28] WARSOP C,CROWTHER W. NATO AVT-239 task group:Flight demonstration of fluidic flight controls on the MAGMA subscale demonstrator aircraft[C]// AIAA Scitech 2019 Forum. Reston:AIAA,2019:282.

[29] JIRASEK A,CUMMINGS R M,SCHUETTE A,et al. The NATO STO AVT-201 task group on extended assessment of stability and control prediction methods for NATO air vehicles:Summary,conclusions and lessons learned[C]// 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston:AIAA,2014:2394.

北京航空航天大学学报

Control moment characteristics of double-jet circulation control airfoil

HE Yujuan[1], LEI Yuchang[2], ZHANG Dengcheng[1,*], ZHANG Yanhua[1], ZHOU Zhangwen[1]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 95034 of the Chinese People's Liberation Army, Baise 533601, China)

Abstract: In order to study the possibility of flight control by circulation control technology, the control moment characteristics of steady jet circulation control airfoil in steady flow field are studied. The aerodynamic coefficient variation rules of virtual rudder and traditional rudder produced by single jet and double jet are compared and analyzed by numerical simulation, and the aerodynamic moment control characteristics are verified based on the rudderless aircraft Circulation Control SCAOON (CCSCAOON). The verification results show that the virtual rudder under single jet can provide the rolling and pitching torque needed by aircraft, the action mechanism is similar, and the control performance is better than that of the traditional rudder. Whether under single jet or double jet, the aerodynamic characteristics of circulation control airfoils at high angle of attack are poor, which limits the use of circulation control angle of attack. The lift-drag ratio and control torque characteristics of double jet are better than those of single jet. By adjusting the momentum coefficient of the lower jet port, the virtual rudder under double jet can effectively reduce the coupling effect of yaw moment, rolling moment and pitching moment.

Keywords: steady jet; circulation control; rudderless aircraft; numerical simulation; aerodynamic characteristics

北京航空航天大学学报

Received: 2021-02-19; **Accepted**: 2021-03-29; **Published online**: 2021-04-09 10:00
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210408.1554.003.html
* **Corresponding author**. E-mail: dengcheng-zhang@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0505

双层乳胶气球的高空平漂机理及垂直轨迹模拟

全下文载

何红[1], 朱华健[1,2], 谌志鹏[3], 肖迪娥[3], 潘显智[3], 李凡珠[2,*]

(1. 北京化工大学 机电工程学院, 北京 100029;
2. 北京化工大学 有机无机复合材料国家重点实验室, 北京 100029;
3. 中国化工株洲橡胶研究设计院有限公司 临近空间探空气球材料与技术湖南省重点实验室, 株洲 412000)

摘 要: 双层乳胶气球克服了单层乳胶气球的缺点,可以在高空平漂以实现持续气象观测,但是其高空平漂受多因素影响比较复杂,特别是气球充气量主要依赖工程经验,施放成功率不高,亟需提供理论指导。通过试验数据证明了浮重平衡是双层乳胶气球实现高空平漂的必要条件,推导得出内、外球氢气充气量和昼夜温度变化对其运动的影响;建立了双层乳胶气球的几何模型和动力学模型,结合实地施放试验,对其升空和平漂过程轨迹进行模拟,由此探究了内、外球充气量对平漂高度的影响。研究结果表明:内球充气量是决定平漂高度的主要因素,并受昼夜温度变化影响,当内、外球规格分别为 750 g、500 g,负载约 1 kg 时,内球拉力每增大或减小 0.04 kg,最终平漂高度将对应升高或降低约 5 km,而外球充气量对其平漂高度无影响。

关 键 词: 双层乳胶气球; 高空平漂; 充气量; 昼夜温度变化; 垂直轨迹
中图分类号: V273
文献标志码: A **文章编号**: 1001-5965(2021)12-2650-07

高空气球是一种工作高度位于平流层的无动力飞行器,又称高空科学气球,主要包括零压气球、超压气球和乳胶气球。由于具有价格低廉、使用灵活性大、试验周期短等优点,高空气球成为重要的高空观测和实验平台,被广泛应用于科学实验、通信中继、区域气象探测等领域[1]。

对高空气球的研究主要是通过优化气球结构、发展蒙皮材料和超压技术来提高其稳定性、持续工作时间与有效载荷能力。NASA 主导的长时气球(LDB)工程、超长时气球(ULDB)工程是最具有代表性的工作[2-3]。LDB 工程[4]开始于 1989 年,到 1994 年基本完成,其目标是开发能在极地地区附近飞行的长时零压气球。1990 年 12 月的实验中,使用体积 80 000 m^3 的气球实现了环绕南极大陆的飞行,有效载荷达到 1 700 kg,飞行时间接近 9 天,飞行距离 6 920 km,并实现了有效载荷的成功回收。LDB 工程采用的零压气球受昼夜温差影响明显,一次昼夜交替可导致升力损失 10%,需要借助极地地区的极昼和环流实现长时间飞行,故受到季节和纬度的限制。对于科学研究来说,其工作时间和工作范围不能满足要求,需要提高工作时间并应用于更低纬度地区。于是,NASA 于 1997 年开始 ULDB[5-6] 的研发,提出了 100 天持续飞行、有效载荷 1 600 kg、飞行高度 33.5 km 的目标。该超长时气球系统采用了南瓜形超压气球囊体,并加入了回收系统、管理系统及轨迹控制系统。

乳胶气球的主要原料为天然胶乳,具有极高

收稿日期: 2020-09-07; **录用日期**: 2020-12-11; **网络出版时间**: 2021-03-09 19:59
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210309.0939.003.html
基金项目: 国家重点研发计划(2018YFC1506202)
* **通信作者**. E-mail: lifz@mail.buct.edu.cn

引用格式: 何红, 朱华健, 谌志鹏, 等. 双层乳胶气球的高空平漂机理及垂直轨迹模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(12): 2650-2656. HE H, ZHU H J, SHEN Z P, et al. High-altitude floating mechanism and vertical trajectory simulation of double-layer latex balloon[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(12): 2650-2656 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

的断裂伸长率，且成本远低于零压气球和超压气球。普通单层乳胶气球在升空过程中不断膨胀，达到最大高度（约 30 km）后气球破裂，探测随之结束，不能长时间滞空。

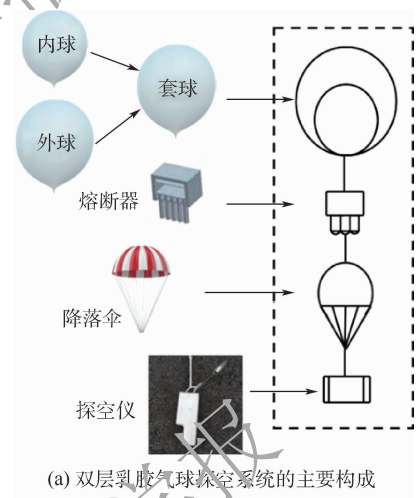
斯坦福大学的 Sushko 等[7-8]开发了一套基于乳胶气球的探空系统（ValBal），通过适时向外排气和抛下压舱物，可在 10～25 km 范围内的任意高度实现稳定的长时间滞空。该系统于 2016 年 6 月首次打破乳胶气球最长飞行时间记录（57 h），达到 70 h，并于当年 11 月将记录刷新为 79 h。2017 年，在改进了机械机构和控制系统后，Sushko 团队于 12 月创下了 121 h 的新纪录。2018 年 10 月，ValBal 从美国加州飞至摩洛哥，创造了自身的最远飞行记录。同时，ValBal 的成本被控制在 1 000 美元以内，明显低于零压气球和超压气球。

中国化工株洲橡胶研究设计院有限公司提出了一种成本更低，主要应用于高空气象观测的乳胶气球系统。国内的气象台站每日早、晚各采用一只普通单层乳胶气球携带探空仪升空，采集此过程中温度、湿度、气压、风向、风速等各种气象要素。提升高空气象观测水平只能依靠增加放球站点数量和增加观测密度的方式，而这种方式将带来极高的成本。根据对全国气象台站 8:00 和 20:00 的样本数据进行研究，发现如果气球能够在空中漂移 5 h 以上，即可实现对于特定时间和区域的加密观测能力，大大提升高空气象探测水平。鉴于此，中国化工株洲橡胶研究设计院有限公司设计了一种双层乳胶气球，由 2 个单层乳胶气球嵌套而成，可满足气象探测中对平漂时间和高度的要求[9]。

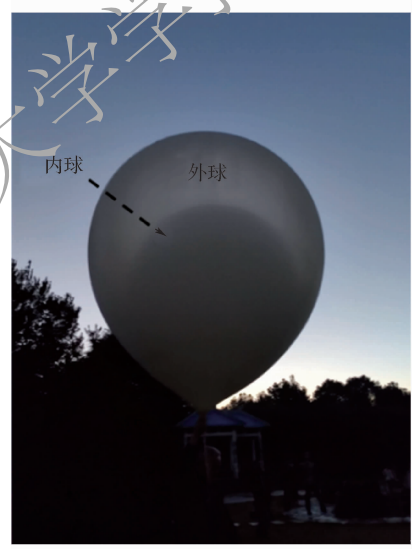
已完成的双层乳胶气球施放试验中，工程师们主要依靠经验来调整不同时间、天气下的氢气充气量，导致试验成功率不高，使这种方法难以推广至各气象台站。为了解决这个问题，本工作联合临近空间探空气球材料与技术湖南省重点实验室，对双层乳胶气球的高空平漂机理进行分析，推导得到内、外球充气量及昼夜温度变化对双层乳胶气球运动的影响。并在合理假设的基础上，建立了双层乳胶气球的几何模型和动力学模型，结合施放试验测试数据，对其垂直运动轨迹进行了模拟预测。分别改变内、外球氢气的充气量，比较其垂直轨迹的变化，对理论推导的结果进行进一步验证。

1　双层乳胶气球的高空平漂机理

双层乳胶气球探空系统除双层乳胶气球外，一般还包括熔断器、降落伞及探空仪等负载，其主要构成如图 1（a）所示。施放前，需要先将 2 只乳胶气球嵌套；为内球灌充一定量的氢气，扎紧；再向 2 球间（外球）灌充适量氢气，产生足够的浮力。氢气灌充完毕的双层乳胶气球如图 1（b）所示。



(a) 双层乳胶气球探空系统的主要构成



(b) 充气完毕的双层乳胶气球

图 1　双层乳胶气球探空系统

Fig. 1　Double-layer latex balloon sounding system

双层乳胶气球施放后，系统在浮力作用下升空。外球在一定高度达到最大体积并破裂，仅剩余与内球绑扎在一起的球柄部分。此时，内球提供的浮力与系统自重相平衡，系统在此高度小范围漂移。当达到预定平漂时间后，熔断器启动，内球携带熔断器继续上升，而探空仪在降落伞作用下缓慢下落，并继续采集此过程中的气象要素。双层乳胶气球的上升与平漂段示意图如图 2 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

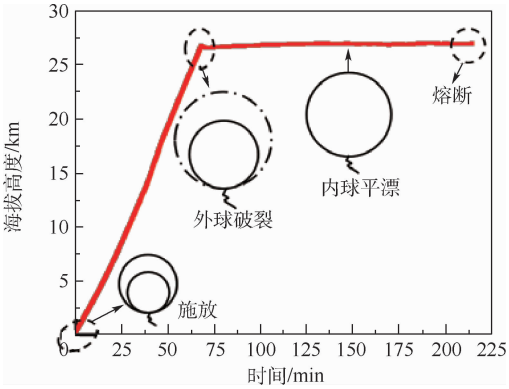


图 2 双层乳胶气球上升与平漂过程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of ascent and horizontal floating section of double-layer latex balloon

套球法实现预定高度平漂的条件是外球破裂后,内球产生的浮力与系统自重恰好平衡,即:

$$\rho_{\mathrm{Air}} g V_{\mathrm{InnerBalloon}} - m_{\mathrm{InnerGas}} g = (m_{\mathrm{InnerBalloon}} + m_{\mathrm{Remains}} + m_{\mathrm{Payload}}) g \quad (1)$$

式中:ρ_{Air} 为空气的密度;$V_{\mathrm{InnerBalloon}}$ 为内球的体积;m_{InnerGas} 为内球氢气的质量;$m_{\mathrm{InnerBalloon}}$ 为内球的质量;m_{Remains} 为外球破裂后残余球柄的质量(约 50 g);m_{Payload} 为系统的负载。

实际施放试验中,球内灌充氢气的量用净升力来衡量,如内球氢气灌充完毕后:

$$(\rho^0_{\mathrm{Air}} - \rho^0_{\mathrm{InnerGas}}) g V^0_{\mathrm{InnerBalloon}} - (m_{\mathrm{InnerBalloon}} + m_{\mathrm{OuterBalloon}}) g = F_{\mathrm{Inner}} \quad (2)$$

式中:上标 0 为升空前的初始状态,如 $\rho^0_{\mathrm{InnerGas}}$ 为升空前内球氢气的密度;$m_{\mathrm{Outerballoon}}$ 为外球的质量;F_{Inner} 为内球充气完毕后的净升力,称为内拉力。将式(2)与理想气体状态方程 $PV = nRT$ 联立,即可解得球内氢气的量。以此类推,外拉力 F_{Outer} 即为外球充气完毕后系统净升力与内拉力的差值,亦可解得外球充气量。

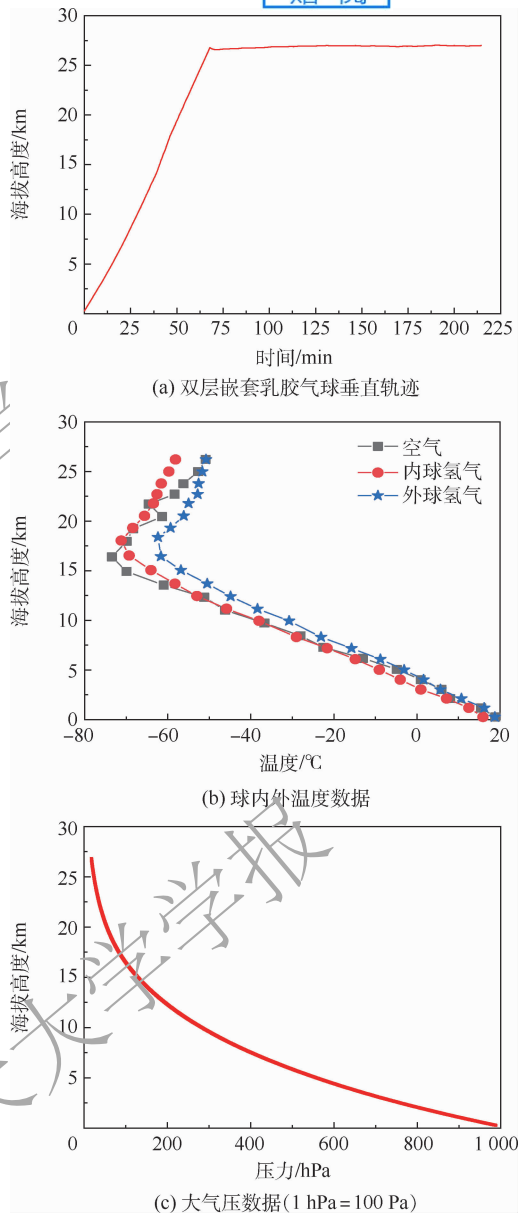
以 2019 年 10 月 29 日晚在湖南怀化进行的施放试验为例(下文均采用此次试验数据),其地面处测得的球重、负载(包括充气前即置于球内的温度传感器,约重 200 g)、拉力等数据如表 1 所示,运动过程的垂直轨迹如图 3(a)所示。试验测得的大气温度与球内氢气温度数据如图 3(b)所示,大气压数据如图 3(c)所示。

假设气球内部压力与大气压始终相等且整个过程无氢气泄露,根据表 1 及图 3(b)、图 3(c)中

表 1 地面处测得的球重、负载、拉力等数据

Table 1 Balloon weight, load, pull force and other data measured on ground

参数	外球重/kg	内球重/kg	内拉力/kg	外拉力/kg	负载/kg
数值	0.556	0.778	0.313	2.587	0.970 5



(a) 双层嵌套乳胶气球垂直轨迹

(b) 球内外温度数据

(c) 大气压数据(1 hPa=100 Pa)

图 3 2019 年 10 月 29 日晚湖南怀化施放试验数据

Fig. 3 Test data during balloon release in Huaihua, Hunan in evening of October 29, 2019

的数据,计算得到内球氢气的量为 69.3 mol。

根据图 3(a),外球破裂后,系统约在海拔 26.6 km 处平漂。由此高度的温度、大气压等数据计算得到此时内球的体积为 75.03 m^3,产生的浮力为

$$F_B = \rho_{\mathrm{Air}} g V_{\mathrm{InnerBalloon}} = 18.94\ \mathrm{N} \quad (3)$$

而此时系统自重为

$$(m_{\mathrm{InnerBalloon}} + m_{\mathrm{Remains}} + m_{\mathrm{Payload}} + m_{\mathrm{InnerGas}}) g = 18.99\ \mathrm{N} \quad (4)$$

故此时内球产生的浮力与系统自重平衡,可以实现平漂,计算结果与试验现象吻合。

2 双层乳胶气球理论模型的构建

为了简化模型,对双层乳胶气球的理论分析

与垂直轨迹模拟均建立在如下假设的基础上[10]：

1）内、外球的形状始终为球形。

2）双层乳胶气球内外的压力均相等，即 $P_{\mathrm{InnerGas}} = P_{\mathrm{OuterGas}} = P_{\mathrm{Air}}$。

3）采用纯氢气作为浮升气体，且上升过程中不存在漏气。

4）忽略大气湿度、风等其他因素的影响。

2.1　双层乳胶气球运动的影响因素

2.1.1　内球充气量

双层乳胶气球中，外球相当于运载工具，携带探空系统升空至预定高度后即自动失效。而剩余的内球作为漂移球，其充气量是影响平漂的关键因素。对式(1)进行推导，可得

$$\left(\frac{T_{\mathrm{InnerGas}} M_{\mathrm{Air}}}{T_{\mathrm{Air}}} - M_{\mathrm{Gas}}\right) n_{\mathrm{InnerGas}} = m_{\mathrm{InnerBalloon}} + m_{\mathrm{Payload}} + m_{\mathrm{Remains}} \tag{5}$$

式中：T_{InnerGas} 和 T_{Air} 分别为内球氢气和大气的温度；M_{Air} 和 M_{Gas} 分别为空气和氢气的摩尔质量。

由式(5)可知，当外球发生破裂后内球氢气温度与大气温度一定，内球能否在此高度平漂由内球充气量 n_{InnerGas} 决定。

2.1.2　昼夜温度变化

式(5)还可以写成如下形式：

$$\left[\frac{(T_{\mathrm{Air}} + \Delta T) M_{\mathrm{Air}}}{T_{\mathrm{Air}}} - M_{\mathrm{Gas}}\right] n_{\mathrm{InnerGas}} = m_{\mathrm{InnerBalloon}} + m_{\mathrm{Payload}} + m_{\mathrm{Remains}} \tag{6}$$

式中：ΔT 为内球氢气温度与大气温度的差值，即 $\Delta T = T_{\mathrm{InnerGas}} - T_{\mathrm{Air}}$。

由于太阳辐射的存在，白天施放的双层乳胶气球除了受到红外辐射和对流换热外，还受到来自太阳直射和地面反射的热量[11-12]，ΔT 随之变化。图 4 所示为 2019 年 11 月 2 日早上在湖南怀化进行施放试验，测得的双层乳胶气球温度数据。

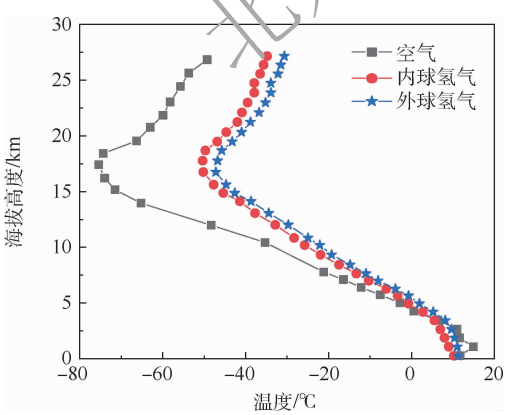


图 4　白天测得的球内外气体温度数据

Fig. 4　Temperature data of gas inside and outside balloon measured in day

由图 3(b)和图 4 可知，白天 ΔT 的数值明显大于夜晚。

因此，分别在白天和夜晚进行双层乳胶气球施放试验时，在系统自重相同的情况下，若要使其在同一高度平漂，白天的内球充气量应该小于夜晚时的内球充气量。

另一方面，当双层乳胶气球在平漂过程中经历了昼夜交替，ΔT 的变化将破坏系统的受力平衡，导致系统不能保持平漂状态。

2.1.3　外球充气量

假设每次试验采用的外球均具有一致的规格和断裂伸长率，则可以认为外球达到某一最大体积即发生破裂。上升段的外球体积为

$$V_{\mathrm{OuterBalloon}} = \frac{R}{P}(n_{\mathrm{OuterGas}} T_{\mathrm{OuterGas}} + n_{\mathrm{InnerGas}} T_{\mathrm{InnerGas}}) \tag{7}$$

式中：R 为理想气体常数；P 为大气压；T_{OuterGas} 为外球氢气的温度。

由于目标高度的 $1/P$、T_{OuterGas}、T_{InnerGas} 均随高度增加而增大，故由式(7)可知，当内球的充气量一定时，外球充气量越大，其发生破裂的高度越低。

2.2　垂直轨迹模拟算法的构建

由于气球形状简化为球形：

$$D = \left(\frac{6V}{\pi}\right)^{\frac{1}{3}} \tag{8}$$

$$A_{\mathrm{top}} = \frac{\pi}{4} D^2 \tag{9}$$

式中：D 和 V 分别为气球的直径和体积；A_{top} 为气球垂直方向的投影面积。

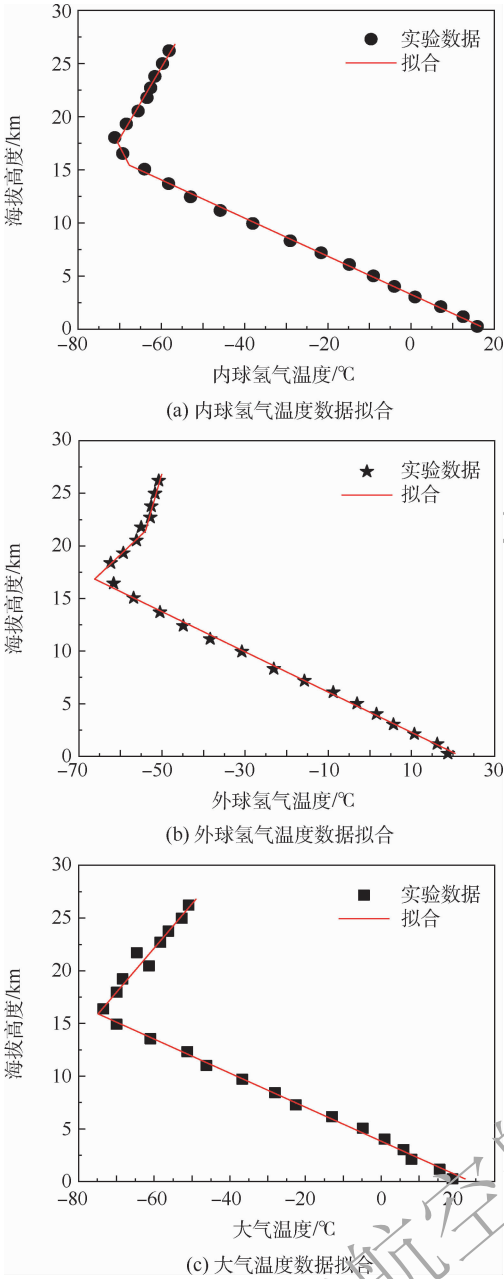
本算法中各部分的温度由图 3(b)数据经线性拟合得到，如图 5 所示，并采用图 3(c)的大气压数据。

双层乳胶气球在垂直方向上的运动微分方程[13-15]为

$$\frac{\mathrm{d}v_Z}{\mathrm{d}t} = \frac{F_B}{m_{\mathrm{virtual}}} - \frac{(m_{\mathrm{Balloon}} + m_{\mathrm{Payload}} + m_{\mathrm{Gas}}) g - \mathrm{Drag}_Z}{m_{\mathrm{virtual}}} \tag{10}$$

式中：F_B 在上升段由内球和外球共同提供，在平漂段由内球提供；m_{Balloon} 为气球的总质量，上升段时为内球与外球的质量之和，平漂段时由内球与残余外球球柄的质量组成；m_{Gas} 为氢气的总质量，上升段为内、外球之和，平漂段仅剩内球；v_Z 为系统在垂直方向上的速度；Drag_Z 为垂直方向上受到的阻力，用阻力系数 C_d 计算；m_{virtual} 是系统总质量，其中考虑了被气球拖动的空气质量，采用虚拟

北航学报 赠阅



(a) 内球氢气温度数据拟合

(b) 外球氢气温度数据拟合

(c) 大气温度数据拟合

图 5 球皮内外温度数据分段线性拟合

Fig. 5 Piecewise linear fitting of temperature data inside and outside balloon film

质量系数 C_{virtual} 计算：

$$\text{Drag}_Z = 0.5\rho_{\text{Air}} v_Z^2 C_d A_{\text{top}} \tag{11}$$

$$m_{\text{virtual}} = m_{\text{Balloon}} + m_{\text{Payload}} + m_{\text{Gas}} + C_{\text{virtual}}(\rho_{\text{Air}} V_{\text{Balloon}}) \tag{12}$$

阻力系数 C_d 是气球系统形状及雷诺数的函数，本算法中取定值 0.45[16]；虚拟质量系数 C_{virtual} 由气球的尺寸和形状决定，在 0.25 ~ 0.5 范围内取值，本算法参考 Dosselaer[17] 的研究取 0.37。

3 双层乳胶气球垂直轨迹模拟结果分析

基于上述算法模型，参考试验数据将高度达到 26.78 km 作为判断外球破裂的判据，采用 MATLAB 软件对双层乳胶气球的垂直运动轨迹进行了模拟预测。本算法的输入数据如表 1 所示，运行程序，得到的双层乳胶气球垂直轨迹模拟结果如图 6 所示。

由图 6 可以看出，本算法对双层乳胶气球上升和平漂段垂直轨迹的模拟结果与试验结果基本吻合。上升段精确度较高，平漂高度略高于试验结果，可能由试验中温度数据或充气过程中内、外拉力的测量误差导致。

为了进一步验证内球充气量对平漂的影响，通过改变算法输入中的内拉力数值，观察其对模拟得到的垂直轨迹产生的影响，如图 7 所示。由于 750 g 乳胶气球的极限升空高度约为 32 km，超过此高度即破裂，故模拟结果中超出此范围的部分不具有参考价值。

由图 7 可知，当内拉力为 0.30 kg 时，内球几乎在外球破裂的瞬间即实现平漂，而当内拉力每增加或减少 0.04 kg，最终实现平漂的高度分别升

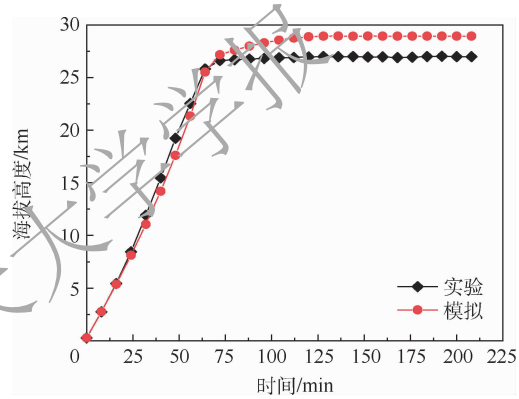


图 6 双层乳胶气球垂直轨迹的实验数据与模拟数据对比

Fig. 6 Comparison between test data and simulation data of vertical trajectories for double-layer latex balloon

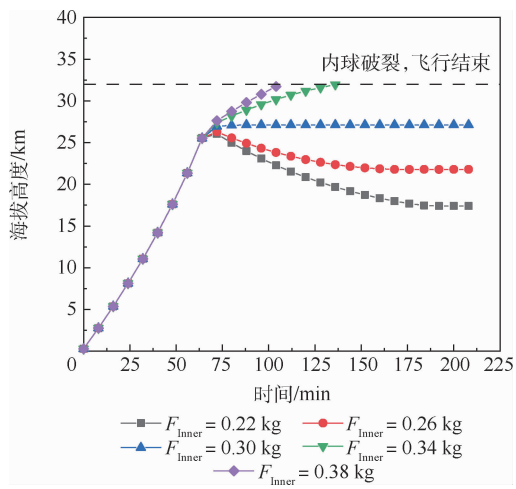


图 7 不同内拉力对应的双层乳胶气球垂直轨迹

Fig. 7 Vertical trajectories of double-layer latex balloon corresponding to different pull forces of inner balloon

北京航空航天大学学报

高或降低约 5 km。因此，若要实现双层乳胶气球在预定高度平漂，向内球灌充氢气前需要对充气量进行精确计算。

同样地，通过改变外球充气量得到的垂直轨迹模拟结果如图 8 所示，此处内拉力设为 0.30 kg，并改用上述模拟中外球的最大体积作为外球破裂的判据。

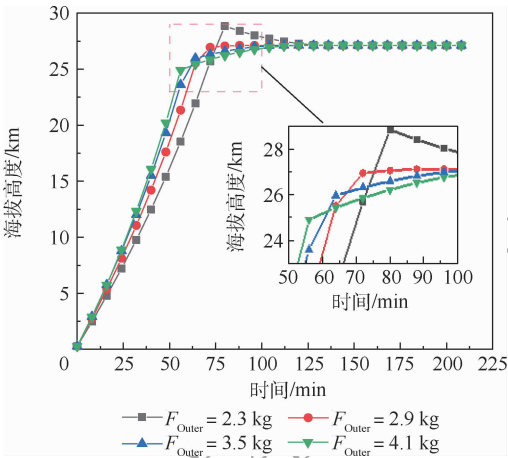


图 8　不同外拉力对应的双层乳胶气球垂直轨迹

Fig. 8　Vertical trajectories of double-layer latex balloon corresponding to different pull forces of outer balloon

由图 8 可知，外球充气量对双层乳胶气球实现平漂的高度无影响。外球的充气量越大，发生破裂的高度越低，此结论与 2.1.3 节中理论推导结果一致。当外拉力由 2.3 kg 增加至 2.9 kg，外球破裂高度降低约 1.8 km。

4　结　论

1）双层乳胶气球中，外球起运载作用，其充气量对系统的平漂高度无影响。

2）双层乳胶气球中，内球作为漂移球，其充气量是实现预定高度平漂的关键，需保证预定高度处内球提供的浮力恰与系统自重平衡。

3）气球内外温度差随昼夜温度变化而变化，导致白天和夜晚进行双层乳胶气球施放时需要的内球充气量不同，同时也是乳胶气球经历昼夜交替后平漂状态被破坏的原因，故需要通过向外排气和减小负载来进行平衡。

4）通过理论推导、试验数据及模拟相结合，阐述了双层乳胶气球的基本原理，同时对垂直轨迹受充气量、昼夜温度变化影响的分析可以为实际施放试验提供指导。

在建立算法模型时，对乳胶气球几何形状、气球内外压力差等进行了简化，并忽略了风速、湿度等因素的影响，其对结果的影响仍然有待分析和研究。

参考文献（References）

[1] FEVIG R A, STRAUB J. Formalizing mission analysis and design techniques for high altitude ballooning[C]// Proceedings of the 3rd Annual High Altitude Conference. Ames: Iowa State University Digital Press, 2012: 44-55.

[2] 陈旭. 长时高空气球的研制发展[J]. 航天器工程, 2007, 16(4): 83-88.
CHEN X. Development of long duration high altitude balloon[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(4): 83-88(in Chinese).

[3] 田莉莉，方贤德. NASA 高空气球的研究及其进展[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(1): 81-87.
TIAN L L, FANG X D. Research and progress of NASA's balloon[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2012, 33(1): 81-87(in Chinese).

[4] CATHEY H M JR. Development of the NASA long duration balloon vehicle[J]. Advances in Space Research, 2000, 26(9): 1345-1348.

[5] SMITH I S JR. Overview of the ultra long duration balloon project[J]. Advances in Space Research, 2002, 30(5): 1205-1213.

[6] CATHEY H M JR. Development overview of the revised NASA ultra long duration balloon[J]. Advances in Space Research, 2008, 42(10): 1624-1632.

[7] SUSHKO A, TEDJARATI A, CREUS-COSTA J, et al. Low cost, high endurance, altitude-controlled latex balloon for near-space research (ValBal)[C]// 2017 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-9.

[8] SUSHKO A, TEDJARATI A, CREUS-COSTA J, et al. Advancements in low-cost, long endurance, altitude controlled latex balloons (ValBal)[C]// 2018 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-10.

[9] 中国化工株洲橡胶研究设计院有限公司. 一种爆破后球皮残余量恒定的气象气球及其应用：201810360453.3[P]. 2018-11-30.
Zhuzhou Rubber Research and Design Institute Co., Ltd. A kind of meteorological balloon with constant balloon film after blasting and its application: 201810360453.3[P]. 2018-11-30(in Chinese).

[10] 朱华健，李凡珠，谌志鹏，等. 乳胶气球浮力变化分析与垂直运动轨迹模拟[J]. 橡胶工业, 2021, 68(1): 17-24.
ZHU H J, LI F Z, SHEN Z P, et al. Analysis of buoyancy change of latex balloon and simulation of vertical trajectory[J]. China Rubber Industry, 2021, 68(1): 17-24(in Chinese).

[11] XIA X L, LI D F, SUN C, et al. Transient thermal behavior of stratospheric balloons at float conditions[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(9): 1184-1190.

[12] 吕明云，巫资春. 高空气球热力学模型与上升过程仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(5): 505-509.
LÜ M Y, WU Z C. Thermodynamic model and numerical simulation of high altitude balloon ascending process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(5): 505-509(in Chinese).

[13] FARLEY R. BalloonAscent: 3-D simulation tool for the ascent

and float of high-altitude balloons[C]// AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences. Reston:AIAA,2005.

[14] THAHEER M,SHAQEER A,AMILIA N,et al. Mission design and analysis of USM high-altitude balloon[J]. Journal of Mechanical Engineering,2017,14(2):62-92.

[15] SALEH S,HE W L. New design simulation for a high-altitude dual-balloon system to extend lifetime and improve floating performance[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2018,31(5):1109-1118.

[16] PALUMBO R,RUSSO M,FILIPPONE E,et al. ACHAB:Analysis code for high-altitude balloons[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston:AIAA,2007:6642.

[17] DOSSELAER I V. Buoyant aerobot design and simulation study:BADS[D]. Delft:Delft University of Technology,2014:49-50.

High-altitude floating mechanism and vertical trajectory simulation of double-layer latex balloon

HE Hong[1], ZHU Huajian[1,2], SHEN Zhipeng[3], XIAO Di'e[3], PAN Xianzhi[3], LI Fanzhu[2,*]

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;
2. State Key Laboratory of Organic-Inorganic Composites, Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;
3. Hunan Key Laboratory of Near-space Meteo-balloon Materials and Technology, Zhuzhou Rubber Research & Design Institute Co., Ltd., Zhuzhou 412000, China)

Abstract: The double-layer latex balloon overcomes the shortcomings of the single-layer latex balloon and can float at high altitude with long time to achieve continuous meteorological observation. However, its high-altitude floating mechanism influenced by multiple factors is much more complicated. In particular, the determination of the Amount of Hydrogen (AoH) needed mainly depends on engineering experience currently, resulting in a high probability of failure, so it is urgent to study the theory behind phenomenon. The test data prove that the balance of buoyancy and gravity is a necessary condition for the double-layer latex balloon to achieve high-altitude floating. The influences of the AoH in inner and outer balloon, and diurnal temperature variation on the motion of the balloon were derived. The geometric model and the dynamic model of the double-layer latex balloon were established. Combined with the test data of balloon release process, the trajectories during ascent and horizontal floating process were simulated. The influence of the AoH on the floating altitude was explored, and it is proved that the AoH in inner balloon is the key factor that determines the floating altitude, and is affected by the diurnal temperature variation. When the operating load is about 1 kg and the inner and outer balloon specifications are set to 750 g and 500 g respectively, the ultimate horizontal floating altitude will increase or decrease by around 5 km for every 0.04 kg weight change in pull force of inner balloon, while the AoH in outer balloon has no effect on its floating altitude.

Keywords: double-layer latex balloon; high-altitude floating; amount of hydrogen; diurnal temperature variation; vertical trajectory

Received: 2020-09-07; **Accepted**: 2020-12-11; **Published online**: 2021-03-09 19:59
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210309.0939.003.html
Foundation items: National Key R&D Program of China (2018YFC1506202)
* **Corresponding author**. E-mail: lifz@mail.buct.edu.cn

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

2021 年　第 47 卷　　总目次

（总第 335 期～总第 346 期）

北航学报 赠阅

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 1 期（总第 335 期）

7955　改进粒子群优化的卫星导航选星算法 …… 王尔申，孙彩苗，黄煜峰，李轩，别玉霞，曲萍萍（1）
7956　随机多导体传输线电磁辐射的统计分析 …… 燕学智，史册，赵昱，杨锦鹏（7）
7957　封闭式仿生螺旋缠绕软体夹持器的设计与研究 …… 曹毅，顾苏程，翟明浩，王保兴，邓小龙（15）
7958　一种高效准确的视觉 SLAM 闭环检测算法 …… 安平，王国平，余佳东，陈亦雷，尤志翔（24）
7959　基于 INBC 的周期结构 FDTD 方法 …… 熊瑛，李小健，王天楠，赵晓凡（31）
7960　一种复杂场景下的人眼检测算法 …… 崔家礼，曹衡，张亚明，罗嗣梧，李锦涛，王华峰（38）
7961　非线性移动路径跟踪及着舰控制应用 …… 毕道明，黄辉，范静，周海彤，关智元，郑泽伟（45）
7962　基于超统计的多阶段航空发动机剩余寿命预测 …… 刘君强，胡东斌，潘春露，雷凡，赵倩茹（56）
7963　尺度自适应模拟的网格尺度关联分析 …… 郑玮琳，庞历瑶，谢凡，阎超，曾文（65）
7964　升力体式浮升混合飞艇多学科设计优化 …… 孟军辉，李沫宁，马诺，刘莉（72）
7965　不确定理论下竞争失效系统的可靠性分析 …… 师海燕，魏淳，温艳清，张志强，刘宝亮（84）
7966　基于 DE-DPSO-GT-SA 算法的协同多任务分配 …… 李桂亮，毕海洋，洪雪健，金琳乘（90）
7967　类 X-51A 飞行器纵向机动数值虚拟飞行仿真 …… 王胜，王强，林博希，阎超（97）
7968　基于 CLYC 闪烁体的中子能谱测量及反演方法 …… 侯东辉，张珅毅，杨祎罡，王琦标，张斌全，余庆龙（106）
7969　带空间结构的人工神经网络建模方法 …… 赵宪铎，王惠文，王珊珊（115）
7970　评估法兰结构螺栓松动的改进损伤指标研究 …… 唐涛，华明军，姜勰，张玉祥，张鑫（123）
7971　高强度弹性合金的微孔铣削实验研究 …… 张璞，黄传真，朱洪涛，王军，姚阳，姚鹏（132）
7972　含间隙非线性二元翼段的系统辨识 …… 孙玉凯，杨超，吴志刚（140）
7973　高速机动目标多普勒解模糊高分辨成像方法 …… 刘丰恺，冯存前，黄大荣，郭新荣，韩立珣（150）
7974　基于改进 Faster R-CNN 的 SAR 图像飞机检测算法 …… 李广帅，苏娟，李义红（159）
7975　基于 BDS/GPS 的 KBLMS 信道补偿多径缓减算法 …… 王晓毓，李灯熬，赵菊敏（169）
7976　“高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化 …… 于峰，徐娜娜，赵振明（177）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 2 期（总第 336 期）

7977　无人机自主降落地基/舰基引导方法综述 …… 沈林成，孔维玮，牛轶峰（187）
7978　一种基于模糊控制的平稳滑翔再入制导律 …… 周锐，张宇航，熊伟，史智广（197）
7979　基于机器视觉的轻型梁三维振动测量方法 …… 彭聪，缪卫东，曾聪（207）
7980　小型旋翼无人机潜射控制器设计 …… 吴江，陈恩民，高翼捷，刘一芃，高鑫，夏洁（213）
7981　基于 CGAPIO 的航天器编队重构路径规划方法 …… 华冰，孙胜刚，吴云华，陈志明（223）
7982　时空约束条件下多旋翼机动轨迹优化方法 …… 蔡志浩，左一鸣，王英勋（231）
7983　基于 T-S 模糊故障树的多态导航系统性能可靠性 …… 刘勇，罗德林，石翠，吴华新（240）
7984　输入饱和情形下战斗机大机动动态面控制 …… 周章勇，邵书义，胡伟（247）
7985　基于随机机动模型和落点预测的制导律设计 …… 杨庶（255）
7986　软式自主空中加油控制策略仿真 …… 华艺欣，邹泉，田海铭（262）
7987　无人集群系统时变编队 H_∞ 控制 …… 康宇航，戴洪德，祁亚辉，张邦楚，刘玄冰，程俊（271）
7988　欠驱动变质心飞行器的滚偏耦合自抗扰控制 …… 刘智陶，李涧青，高长生（281）
7989　舰载无人机滑行轨迹控制方法 …… 梁天骄，陈晓明，杨朝旭，王海峰，梁庆（289）
7990　基于信息素启发狼群算法的 UAV 集群火力分配 …… 刘森琪，王鸿，于宁宇，郝礼楷（297）

北航学报
赠 阅

7991 基于多约束因子图优化的无人车定位与建图方法 …… 牛国[illegible]（306）
7992 基于时域映射的多无人机系统给定时间分布式最优集结 …… 丁超，魏瑞轩，周凯（315）
7993 多航天器分布式事件触发分组姿态协同控制…… 王帅磊，周绍磊，代飞扬，刘伟，闫实（323）
7994 基于趋势符号聚合近似的卫星时序数据分类方法 …… 阮辉，刘雷，胡晓光（333）
7995 基于事件相机的可视化及降噪算法…… 闫昌达，王霞，左一凡，李磊磊，陈家斌（342）
7996 对地指向偏差为约束的卫星平稳对日定向方法 …… 季浩然，黄峘（351）
7997 基于鸽群优化算法的实时避障算法 …… 李霜琳，何家皓，敖海跃，刘燕斌（359）
7998 基于节点连通度的水下通信系统生存性研究 …… 王一达，梁庆卫，张鑫（366）
7999 基于双向电机驱动的四旋翼机动飞行控制 …… 徐力昊，张宇，许斌（373）
8000 事件触发机制下的充液航天器姿态控制 …… 董新蕾，齐瑞云，卢山，王焕杰（382）
8001 基于寒鸦配对交互行为的无人机集群编队控制…… 张令，段海滨，雍婷，邓亦敏，魏晨（391）
8002 一种短航程再入解析预测校正制导方法 …… 周亮，张洪波（398）
8003 基于改进人工鱼群算法的无人直升机编队航迹规划 …… 马梓元，龚华军，王新华（406）
8004 飞行器栖落机动的轨迹跟踪控制及吸引域优化计算 …… 王无天，何真，岳珵（414）
8005 基于态势认知的无人机集群围捕方法 …… 吴子沉，胡斌（424）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 3 期（总第 337 期）

8006 基于依存句法的图像描述文本生成 …… 毕健旗，刘茂福，胡慧君，代建华（431）
8007 基于多特征图像视觉显著性的视频摘要化生成 …… 金海燕，曹甜，肖聪，肖照林（441）
8008 基于混合网络的异源遥感图像变化检测 …… 周圆，李祥瑞，杨晶（451）
8009 融合深度特征的输电线路金具缺陷因果分类方法 …… 赵振兵，张薇，戚银城，翟永杰，赵文清（461）
8010 基于语义相关的多模态社交情感分析 …… 胡慧君，冯梦婷，曹梦丽，刘茂福（469）
8011 基于深度多模态特征融合的短视频分类 …… 张丽娟，崔天舒，井佩光，苏育挺（478）
8012 基于 FPGA 无人机影像快速低功耗高精度三维重建 …… 李杰，李一轩，吴天生，王昊榕，梁敏（486）
8013 融合句嵌入的 VAACGAN 多对多语音转换 …… 李燕萍，曹盼，石杨，张燕（500）
8014 一种时空特征聚合的水下珊瑚礁鱼检测方法 …… 陈智能，史存存，李轩涯，贾彩燕，黄磊（509）
8015 面向电力系统的多粒度隐患检测方法 …… 徐晓华，钱平，王一达，周昕悦，徐汉麟，徐李冰（520）
8016 电力系统厂站接线图拓扑关系检测技术…… 李昊，管茉，王杉，石玮，刘子鑫，刘晓川（531）
8017 基于深度学习和图匹配的接线图检测与校核 …… 李昊，王杉，耿玉杰，王黎，孙文昌，苗纯源（539）
8018 基于记忆关联学习的小样本高光谱图像分类方法 …… 王聪，张锦阳，张磊，魏巍，张艳宁（549）
8019 低延迟视频编码技术 …… 宋利，刘孝勇，武国庆，朱辰，黄琰，解蓉，张文军（558）
8020 显著性引导的低光照人脸检测 …… 李可夫，钟汇才，高兴宇，翁超群，陈振宇，李勇周，王师峥（572）
8021 基于对抗和迁移学习的灾害天气卫星云图分类 …… 张敏靖，白琮，张敬林，郑建炜（585）
8022 基于多语义线索的跨模态视频检索算法 …… 丁洛，李逸凡，于成龙，刘洋，王轩，漆舒汉（596）
8023 基于注意力机制的跨分辨率行人重识别 …… 廖华年，徐新（605）
8024 基于多尺度联合学习的行人重识别 …… 谢彭宇，徐新（613）
8025 基于块对角投影表示的人脸识别 …… 刘保龙，王勇，李丹萍，王磊（623）
8026 基于噪声柯西分布的社交图像标签优化与标注 …… 练连荣，项欣光（632）
8027 结合颅骨形态特征与神经网络的民族判别 …… 孙慧杰，赵俊莉，郑鑫，热孜万古丽·夏米西丁，李奕，周明全（641）
8028 融合语义信息的视频摘要生成 …… 滑蕊，吴心筱，赵文天（650）

北航学报
赠 阅

8029 基于无监督学习的多模态可变形配准…… 马腾宇，李孜，刘日升，樊鑫，[illegible]（658）
8030 一种结合全局和局部相似性的小样本分割方法 …… 刘宇轩，孟凡满，李宏亮，杨嘉莹，吴庆波，许林峰（665）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 4 期（总第 338 期）

8031 函数调用网络的结构属性及其静态鲁棒性 …… 王尔申，任虹帆，宏晨，孙庆华，刘畅，徐嵩（675）
8032 基于 R-D SSD 模型航空发动机安装工位检测算法 …… 陈科山，郝宇，何泓波，李坤龙（682）
8033 飞机舱门泄压阀机构磨损可靠性与灵敏度分析 …… 周长聪，赵浩东，常琦，吉梦瑶，李琛（690）
8034 电子车钥匙环境下的口令认证密钥交换协议 …… 明悦，邹俊伟，沈婷（698）
8035 压电式高速开关阀控液压缸位置系统 …… 俞军涛，占昊，王丽，焦宗夏（706）
8036 用频装备带内多频电磁辐射阻塞干扰效应预测方法 … 李伟，魏光辉，潘晓东，孙梳清（715）
8037 军航无人机与民航航班侧向碰撞风险评估 …… 李琦，甘旭升，孙静娟，王明华（724）
8038 基于 Frenet 和改进人工势场的在轨规避路径自主规划 …… 刘冰雁，叶雄兵，方胜良，刘怀兴，贾珺（731）
8039 垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计 …… 陈刚，贾玉红，马东立，夏兴禄，张欣（742）
8040 临近空间大气密度扰动对高超声速飞行器气动热环境的影响 …… 程旋，肖存英，杜涛，胡雄，杨钧烽（754）
8041 电动舵机模块化建模及动刚度仿真 …… 卢晋，吴志刚，杨超（765）
8042 一种连翼飞行器气动和飞行力学迭代仿真方法 …… 蔡玉红，刘刚，洪冠新（779）
8043 不可靠测试条件下基于 NSGA-Ⅱ的多目标测试优化选择 …… 翟禹尧，史贤俊，杨帅，秦玉峰（792）
8044 基于 GNSS 测量的天宫二号质心确定 …… 金哲阳，王文彬，刘江凯（802）
8045 基于信息素决策的无人机集群协同搜索算法 …… 吴傲，杨任农，梁晓龙，侯岳奇（814）
8046 环境温度对汽油缸内直喷汽车排放的影响 …… 胡守信，赵耀炜，李兴虎（828）
8047 基于改进 Hopfield 神经网络的对地攻击型无人机自主能力评价 …… 丰雨轩，刘树光，解武杰，茹乐（835）
8048 距离相关系数融合 GPR 模型的卫星异常检测方法 …… 孙宇豪，李国通，张鸽（844）
8049 飞机风扰响应特性的模拟与评定方法 …… 徐王强，王立新，乐挺，张喆（853）
8050 THAAD 增程型拦截弹预测制导方法 …… 张荣升，陈万春（863）
8051 胚胎电子细胞剩余码/berger 码联合编码自检方法 …… 王博，孟亚峰（875）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 5 期（总第 339 期）

8052 复合材料飞机接地回流网络建模与阻抗分析 …… 刘建英，隋政，张起浩，杨占刚（885）
8053 改进自适应人工免疫算法求解函数优化问题 …… 孟亚峰，王涛，李泽西，蔡金燕，朱赛，韩春辉（894）
8054 空域扇区网络结构特性分析及韧性评估 …… 王兴隆，苗尚飞（904）
8055 基于热失控风险指数的锂电池安全评价方法…… 张宇，白伟，史砚磊，张青松，罗星娜（912）
8056 基于结构分区与应变电桥解耦的支柱式主起落架载荷测量 …… 蒋启登（919）
8057 基于角色切换策略的多无人机协同区域搜索…… 朱黔，许诺，黄蓓，李强，周锐（928）
8058 一种基于自动特征学习的陨石坑区域检测算法 …… 陆婷婷，张尧，阎岩，杨利民，杨卫东（939）
8059 超声速栅格舵/弹身干扰特性数值模拟与试验研究 …… 李永红，杨晓娟，陈建中，贾巍（953）
8060 Flash 芯片电流“尖峰”现象的脉冲激光试验 …… 上官士鹏，朱翔，陈睿，马英起，李赛，韩建伟（961）
8061 北斗三号系统广域差分服务精度评估 …… 田秋凝，曹月玲，胡小工，唐成盼，郭睿，杨宇飞（967）

北航学报
赠 阅

8062 基于乙炔基封端酰亚胺和氰酸酯树脂的互穿网络聚合物 …… 梁垠，兰天，郭世峰，王献伟，刁训刚（977）
8063 超高速飞行器平尾大迎角气动弹性特性研究 …… 郝帅，马铁林，王一，张子伦，罗文莉，向锦武（983）
8064 脉冲射流强化喷流混合流动显示实验 …… 孔博，王昌盛，丁文豪，额日其太（994）
8065 软件定义时间触发网络的调度算法优化 …… 鲁俊，何锋，熊华钢，郑重（1004）
8066 表面介质阻挡放电对扩散火焰燃烧特性的影响 …… 陈庆亚，车学科，仝毅恒，陈川，朱杨柱，聂万胜（1015）
8067 飞机波浪水面迫降过程中极限冲击载荷数值研究 …… 赵芸可，刘沛清（1025）
8068 基于 WDPR-8 支撑与弯刀尾支撑的风洞对比试验研究 …… 潘家鑫，林麒，吴惠松，周凡桂，王晓光（1038）
8069 基于方位多假设的单基线干涉仪定位方法 …… 邢怀玺，吴华，陈游，张景轩（1049）
8070 拒止环境下基于“忠诚僚机”的护航策略 …… 田磊，赵启伦，董希旺，李清东，吕金虎，任章（1058）
8071 基于时空图卷积网络的无人机网络入侵检测方法 …… 陈卓，吕娜，陈坤，张彦晖，高维廷（1068）
8072 基于异构网络表示学习的评分预测模型 …… 詹娜娜，刘伟，陈新波，蒲菊华（1077）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 6 期（总第 340 期）

8073 基于区间电流的 SRM 功率变换器短路故障诊断 …… 王熔基，刘勇智，管振水（1085）
8074 过站航班地面保障过程动态预测 …… 王立文，李彪，邢志伟，刘洪恩，罗谦（1095）
8075 基于 DLatLRR 与 VGG Net 的红外与可见光图像融合 …… 沈瑜，陈小朋（1105）
8076 全向移动机器人动态避障方法 …… 张大志，刘万辉，缪存孝，余远金（1115）
8077 倾转旋翼机巡航状态旋翼滑流影响 …… 马铁林，张子伦，刘振臣，王祥胜，郝帅（1124）
8078 基于 NACA0030 的波纹状翼型气动特性探索 …… 张庆，叶正寅（1138）
8079 连续变迎角试验数据自适应分段拟合滤波方法 …… 王南天，王雄，孙鹏，许晓斌，邹琼芬（1145）
8080 微重力下两相控温型储液器内气液界面仿真分析 …… 周振华，孟庆亮，赵振明（1152）
8081 系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化 …… 罗祎喆，丁文锐，雷耀麟，刘春辉（1161）
8082 高速高压宽温域动压密封动环端面微变形及其改善方法 …… 李世聪，钱才富，李双喜，钟建锋，刘兴华（1173）
8083 基于增益调度与光滑切换的倾转旋翼机最优控制 …… 余新，陈仁良（1186）
8084 基于加权全变差最小化的半子外部 CT 重建算法 … 林强，杨民，张晓敏，唐彬，刘斌（1199）
8085 基于起爆概率的无线电引信抗箔条干扰能力的量化表征方法 …… 李冉，郝新红，栗苹（1210）
8086 复合材料层压板低速冲击行为及剩余拉伸强度 …… 管清宇，冯剑飞，夏品奇，吴光辉（1220）
8087 静态随机存储器在轨自检算法 …… 吴洋，王羿，于新宇，许智龙，任放，黄缙（1233）
8088 连续变弯度翼型动态气动特性数值模拟 …… 吴优，戴玉婷，张仁嘉，宋晨，杨超（1241）
8089 基于 SA&M-Relax 的外辐射源雷达目标 DOA 估计方法 …… 陈赓，田波，宫健，冯存前（1254）
8090 高压高剪切率下密封环缝隙流体动态润滑特性 …… 张乐涛，刘志奇，李占龙，徐彦，高宇（1261）
8091 BP 神经网络预测复合材料热压罐成型均匀性 …… 林源，关志东（1271）
8092 三维重建的飞机机动动作库设计与可视化 …… 苏光旭，张登成，魏金鹏，李海泉，张艳华，雷玉昌（1277）
8093 高超声速伸缩式变形飞行器再入制导方法 …… 岳彩红，唐胜景，王肖，郭杰（1288）
8094 鱼骨柔性翼段线性/非线性静气动弹性对比分析 …… 冒森，杨超，谢长川，陈智盈（1299）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 7 期（总第 341 期）

8095 纤维增强复合材料疲劳寿命预测及损伤分析模型研究进展 …… 程小全，杜晓渊（1311）

北航学报
赠 阅

8096 基于 IMU 与 UKF 的船舶升沉运动信息测量方法 …… 卢道华，付怀达，王佳，蔡雅轩，宋世磊（1323）
8097 载人航天器体装太阳电池阵有效发电面积计算方法 …… 杨胜，王曦（1332）
8098 基于导重法的自重载荷下悬臂梁结构拓扑优化 …… 任毅如，向剑辉，何杰，宁克焱，杨玲玲（1338）
8099 基于改进遗传算法的航空集装箱装载问题研究 …… 张长勇，翟一鸣（1345）
8100 航天员出舱可伸缩安全系绳设计与验证 …… 孙启臣，姜坤，王海亮，张子岚，秦俊杰，王露斯（1353）
8101 涂覆吸波材料圆柱的 RCS 预估方法 …… 赵京城，杨宗凯，王健，张扬（1362）
8102 抬升角对食蚜蝇飞行动稳定性的影响 …… 许娜，周帅至，牟晓蕾（1372）
8103 弹性欧拉梁大变形分析的椭圆积分统一形式 …… 安朝，谢长川，杨超（1379）
8104 低信噪比下分组交织器识别 …… 吴昭军，刘凯，钟兆根，但波，周磊砢（1387）
8105 基于深度残差收缩网络的滚动轴承故障诊断 …… 车畅畅，王华伟，倪晓梅，蔺瑞管（1399）
8106 高精度在轨实时轨道机动决策 …… 解树聪，董云峰（1407）
8107 基于中心-对数半长的区间数据主成分分析 …… 赵青，王惠文，王珊珊（1414）
8108 压电周期板中耦合禁带影响规律分析 …… 姜周，李琳，范雨，王文君（1422）
8109 S 弯进气道出口旋流对轴流压气机性能的影响 …… 王加乐，程邦勤，费晓文，尉洋，冯路宁（1438）
8110 脉冲星方位误差估计的两步卡尔曼滤波算法 … 肖永强，王宏力，冯磊，由四海，许强（1446）
8111 面向 BDSBAS 电文认证的 OTAR 播发策略设计 …… 穆盛林，陈颖，刘婷，刘成，陈潇（1453）
8112 一种新的最速下降算法在自适应噪声对消中的应用 …… 王帅，向建军，彭芳，肖冰松（1462）
8113 改进的深度神经网络下遥感机场区域目标检测 …… 韩永赛，马时平，何林远，李承昊，朱明明，许悦雷（1470）
8114 混沌多精英鲸鱼优化算法 …… 汤安迪，韩统，徐登武，谢磊（1481）
8115 带扰动块的细长旋成体背部绕流数值模拟 …… 刘克奇，李国辉，张浩南，张宴嘉（1495）
8116 焊接缺陷对异种铝合金 TIG 对接接头疲劳行为的影响 …… 王池权，石亮，张祥春，刘志毅，邵成伟（1505）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 8 期（总第 342 期）

8117 考虑外包的货运航空公司货流分配问题 …… 柳欣宇，乐美龙，虞沁悦（1515）
8118 基于特征序列的时域 STBC-OFDM 盲识别算法 …… 于柯远，张立民，闫文君，金堃（1524）
8119 基于探鸟雷达的机场周边鸟类目标数量估计 …… 陈唯实，黄毅峰，卢贤锋，张洁，陈小龙（1533）
8120 基于复杂网络的车载自组织网络脆弱性分析 …… 张宏，吕悦晶（1543）
8121 地气光辐射对空间目标成像特性影响分析 …… 张路平，陈盛，胡谋法（1550）
8122 基于相关功率修正的地基 GNSS-R 土壤湿度反演 …… 洪学宝，张波，阮宏梁，汉牟田，杨东凯，宋曙辉（1558）
8123 飞行包线下燃油箱耗氧型催化惰化系统性能研究 …… 彭孝天，冯诗愚，任童，张瑞华，潘俊，王洋洋（1565）
8124 优化 Landweber 迭代快速电磁层析成像图像重建算法 …… 霍继伟，刘泽，王亚东，袁伟，王成飞（1571）
8125 非规则轴承故障的动力学建模与仿真 …… 王震，杨正伟，何浩浩，明安波，张炜（1580）
8126 真空条件下多孔平板发汗冷却试验研究 …… 陈星宇，王丽燕，陈伟华，王振峰，曹占伟，高扬（1594）
8127 基于双层协方差矩阵重构的稳健波束形成算法 …… 曹司磊，曾维贵，王磊（1605）
8128 电动静液作动器的新型变阻尼级联滑模控制 …… 王明康，付永领，赵江澳，杨荣荣（1612）
8129 无人机固定时间路径跟踪容错制导控制 …… 崔正阳，王勇（1619）
8130 考虑多巡航工况的大型飞机气动弹性优化 … 李旭阳，万志强，王晓喆，杨璐嘉，杨超（1628）
8131 基于改进加权响应面的结构可靠度计算方法 …… 吴洁，张建国，游令非，叶楠（1638）

北航学报
赠 阅

8132 基于帝国竞争优化的双目标综合决策选星算法 …… 邱明，严勇杰，孙蕊，…… （1646）
8133 基于稀疏表示和字典学习的地磁基准图构建方法 …… 马啸宇，张金生，李婷，郝亮亮 （1656）
8134 基于 EfficientDet 的无预训练 SAR 图像船舶检测器 …… 包壮壮，赵学军 （1664）
8135 2024 铝合金浸镍层的制备及生长过程研究 …… 高旭，陈海宁，韩东晓，刘慧丛，朱立群，李卫平 （1673）
8136 深海采矿扬矿管的浮力提升方案分析 …… 盖玉新，李敏 （1679）
8137 基于 EMD 和 SVM 的机载燃油泵故障诊断研究 …… 陈俊柏，刘勇智，陈勇，聂恺 （1687）
8138 MSCSG 随机误差测试及误差源分析 …… 耿梦梦，任元，樊亚洪，王丽芬，于春森 （1697）
8139 一种中继无人机快速部署策略 …… 张小孟，杨森，宋晓，胡永江，李文广 （1705）
8140 混沌麻雀搜索优化算法 …… 吕鑫，慕晓冬，张钧，王震 （1712）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 9 期 （总第 343 期）

8141 厚胶层复合材料黏接结构中超声反射/透射特性的有限元仿真 …… 何存富，李永坤，吕炎，宋国荣 （1721）
8142 基于链路预测的未来新增航线发现 …… 冯霞，王尧 （1729）
8143 复杂线束在双 BCI 耦合下的终端响应机理 …… 石旭东，张和茂，赵宏旭，李瑞蒲，王雪飞 （1739）
8144 基于杂波量测集约束的改进 MS-MeMBer 滤波器 …… 陆小科，张志国，孙进平，孙伟 （1748）
8145 基于谓词逻辑的飞机线束工装图版设计 …… 乔晓利，李林，刘贡平，高洁，程佳敏，田春林 （1756）
8146 无人直升机系留气动载荷 CFD 计算分析 …… 龙海斌，吴裕平 （1765）
8147 运载火箭气液组合连接器动态自动对接技术 …… 李泳峄，吴新跃，李道平，张国栋，肖士利 （1774）
8148 吸气式高超声速飞行器耦合运动数值模拟 …… 丛戎飞，叶友达，赵忠良 （1780）
8149 传感器安装对平板气动热测量精度的影响 …… 罗凯，汪球，栗继伟，李进平，赵伟 （1790）
8150 一种适用于高轨空间的 GNSS 矢量跟踪方案设计 …… 杨洁，王新龙，陈鼎 （1799）
8151 多路径效应对 GPS 多普勒测速的影响 …… 程琦，孙蕊，王均晖 （1807）
8152 基于遗传算法的插值 Coons 曲面孔位修正方法 …… 孙新月，田威，胡俊山，廖文和 （1814）
8153 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现 …… 石嘉，裴忠才，唐志勇，胡达达 （1823）
8154 非合作目标安全走廊设计及飞越逼近轨迹优化 …… 王璟贤，师鹏，陈致钧，赵勇，白玉铸 （1832）
8155 基于干扰重构和盲源分离的混合极化抗 SMSP 干扰 …… 周长霖，王春阳，宫健，谭铭，李欣，包磊 （1841）
8156 基于优先级赤字轮询调度的 WAIC 网络延迟分析 …… 杨劲赫，李峭，左沅君，熊华钢 （1849）
8157 基于眼动、位姿及场景视频的人体运动方向预测方法 …… 张卿，王兴坚，苗忆南，王少萍，Alexander I. GAVRILOV （1857）
8158 高碳醇/膨胀石墨复合相变热沉多目标优化 …… 侯煦，邢玉明，郝兆龙，王仕淞，侯天睿 （1866）
8159 红外空空导弹抗干扰效能评估建模 … 牛得清，伍友利，徐洋，吴鑫，张丹旭，杨鹏飞 （1874）
8160 非均匀间距的低副瓣宽带微带阵列天线设计 …… 徐统民，姚敏立，张峰干，王旭健 （1884）
8161 PBGA 封装芯片热环境适应性仿真分析 …… 李永强，吕卫民 （1892）
8162 基于 3D-Winograd 的快速卷积算法设计及 FPGA 实现 …… 林珂玉，姜宏旭，张永华，丛容子 （1900）
8163 环氧树脂基复合材料加筋板结构吸湿行为研究 …… 喻健，何宇廷，冯宇，马斌麟，张腾，杨飞 （1908）
8164 一种基于卷积神经网络的地磁基准图构建方法 …… 马啸宇，张金生，李婷 （1918）
8165 基于 EMD 的 MEMS 陀螺仪随机漂移分析方法 …… 李文华，汪立新，沈强，李成 （1927）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 10 期 （总第 344 期）

8166 函数传递法求解悬链线问题 …… 马艳红，时成龙，洪杰，李超 （1933）

北航学报
赠 阅

8167 基于 TechDemoSat-1 卫星的 GPS 反射信号海面高度反演 …… 张云，马德皓，孟婉婷，郑俏，杨树瑚（1941）
8168 基于残缺图像样本的生成对抗网络图像修复方法 …… 李海燕，黄和富，郭磊，李海江，陈建华，李红松（1949）
8169 基于 IFOA 的 MEMS 加速度计无转台标定 … 戴洪德，郑伟伟，郑百东，戴邵武，王瑞（1959）
8170 基于区域划分与标准时间的手部异常行为检测 …… 梁宇宁，王绍华，金向明，周栋（1969）
8171 含间隙非线性机翼跨声速颤振时滞反馈控制 …… 聂雪媛，郑冠男，杨国伟（1980）
8172 固体火箭冲压发动机设计点性能优化分析 …… 李新田，陈新民，陈世立，许诺，蔡强（1989）
8173 SBAS 电文时序动态编排算法…… 陈姗姗，金彪，赵立谦，夏川茹，王雷雷（1996）
8174 多曝光星敏感器的全运动参数建模及优化设计 …… 于文波，武佩，宣传忠，张春慧，江洁（2006）
8175 山区机场高填方地基变形分析 …… 冯兴，姚仰平，李汝宁，张献民（2013）
8176 疲劳统计学智能化中的高镇同法 …… 徐家进（2024）
8177 风偏差对火箭最大气动载荷精度的影响 …… 程胡华，李娟，肖云清，沈洪标，赵亮（2034）
8178 功率级无刷直流电动机四象限运行模拟器设计 …… 张磊，郭宏，徐金全（2043）
8179 一种基于 SD-ICA 的卫星电池健康状态估计方法 …… 陈景龙，王日新，李玉庆，徐敏强，黄文虎（2058）
8180 一种自适应 GNSS 弱信号载噪比估计方法 …… 孙文杰，王兆瑞，金声震，艾国祥（2068）
8181 引信-超宽带强电磁脉冲效应阈值试验研究…… 付胜华，娄文忠，苏子龙，郑福泉（2075）
8182 轴间气膜密封周向相对滑动判定方法 …… 黄玉辉，苏华，程卓一，侯国强（2081）
8183 基于 GPU 的快速有限元法求解密度场 …… 李果阳，严华，张征宇，陈沁梅，祝福顺（2088）
8184 二维功能梯度壁板热颤振本征问题的精确解…… 付林桐，邢誉峰（2097）
8185 俯冲段高超声速飞行器有限时间协同制导律设计 …… 唐博，席建祥，刘太阳，李冰（2105）
8186 基于 K-FWH 声比拟方法的串列双圆柱气动噪声研究 …… 陈武，周毅（2118）
8187 阵风载荷谱的损伤分散性研究 …… 朱俊贤，贺小帆，李玉海（2129）
8188 环量控制翼型非定常气动力建模 …… 雷玉昌，张登成，张艳华（2138）
8189 一种改进的 ORB 特征匹配算法 …… 廖泓真，王亮，孙宏伟，刘云清（2149）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 11 期（总第 345 期）

8190 低温锂离子电池研究进展 …… 梁君飞，李艳梅，袁浩，王莹毓，吴勇明，王华（2155）
8191 基于 PSO 的多星座 GNSS 垂直保护级优化方法 …… 王尔申，孙彩苗，佟刚，郭婧，王传云，曲萍萍（2175）
8192 基于 MBD 的飞机测试工艺数字化定义方法 …… 邓乐武，黄玉璐，王浩然，于劲松（2181）
8193 沉积环境下涡轮叶片前缘气膜冷却的实验研究 …… 杨晓军，于天浩，胡英琦，常嘉文（2189）
8194 一种基于深度学习的电磁信息泄漏检测方法 …… 茅剑，刘泰康，刘培国（2200）
8195 柔性夹爪收缩与扩张过程的能耗研究 …… 张业明，李东园，许未晴，蔡茂林，虞启辉，李楷敏（2208）
8196 基于事件触发的多机编队目标跟踪控制 …… 张毅，方国伟，杨秀霞，严瑄（2215）
8197 基于多尺度残差卷积网络的 HEVC 视频隐写分析 …… 张敏，李赵红，刘金豆，张珍珍（2226）
8198 绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制 …… 苏子康，李春涛，余跃，徐忠楠，王宏伦（2234）
8199 基于可靠性的 CFRP 螺栓连接优化设计方法 …… 山美娟，赵丽滨（2249）
8200 长周期高精度回归轨道与脉冲轨道控制策略设计…… 何艳超，徐明（2256）
8201 基于贪婪随机自适应搜索法的 TTE 通信调度算法 …… 郑重，何锋，李浩若，熊华钢，卢广山（2268）
8202 基于多元 KELM 的发动机状态在线预测模型 …… 戴金玲，许爱强，于超，吴阳勇（2277）
8203 一种数字电路电磁传导发射多源模型提取方法…… 郝旭春，谢树果（2287）
8204 基于缩比模型的全尺寸飞机纵向Ⅰ类 PIO 预测 …… 左宪帅，王立新，刘杰，胡一繁，柴雪，何倩琳（2297）
8205 翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究 …… 刘东旭，谢长川，洪冠新（2311）

北航学报
赠 阅

8206 分离式飞机应急数据记录跟踪系统设计与试验 …… 张延泰，孙建红，侯斌，（2322）
8207 光滑时变约束转子动力特性分析 …… 刘棣，李超，马艳红，洪杰（2331）
8208 基于 Agent 与元胞自动机的无人机集群混合式控制 …… 肖宗豪，张鹏，迟文升，刘畅（2344）
8209 基于学习的中段反导拦截时间和拦截点预测方法 …… 杨子成，鲜勇，李少朋，任乐亮，张大巧（2360）
8210 轴向通流旋转盘腔流动换热稳态实验与数值模拟 …… 张泽群，罗翔，曹楠（2369）
8211 气冷涡轮导叶流热耦合计算及机理 …… 李心语，刘火星（2378）
8212 基于代价敏感剪枝卷积神经网络的弹道目标识别 …… 向前，王晓丹，宋亚飞，李睿，来杰，张国令（2387）
8213 胶铆混合修补铝合金板的疲劳性能研究 …… 喻健，张腾，何宇廷，陈涛，樊祥洪，周润浩（2399）

北京航空航天大学学报 2021 年第 47 卷第 12 期（总第 346 期）

8214 复杂结构焊缝缺陷双线阵全聚焦超声成像方法 …… 周正干，滕利臣，李洋（2407）
8215 一种面向嵌入式系统的多模型集中存储方法 …… 闫治鹏，蔡兴泉，杨波，吴际（2414）
8216 空中交通 CPS 级联失效与缓解策略 …… 王兴隆，贺敏，刘明学（2426）
8217 基于损伤力学的含预腐蚀损伤铝合金的疲劳寿命预测 …… 詹志新，余洵，胡伟平，孟庆春（2434）
8218 无人集群系统行为决策学习奖励机制 …… 张婷婷，蓝羽石，宋爱国（2442）
8219 基于不确定性的航空装备体系保障性评估 …… 崔利杰，丛继平，丁刚，任博，王毅，黎纪宏（2452）
8220 空域空间网格标识原理及应用 …… 朱永文，蒲钒（2462）
8221 抗控制饱和的鲁棒非线性飞行控制方法 …… 孙冰，陈伟（2475）
8222 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究 …… 江露生，曹亚雄，刘婷，樊枫（2484）
8223 警觉性光环境对飞行认知任务表现的影响 …… 陈彦高，余隋怀，初建杰，寸文哲（2494）
8224 基于一次性突发原则的 TTE 网络实时性能优化 …… 郑重，赵露茜，何锋，熊华钢，卢广山（2503）
8225 高含量卡托辛合成的理论与实验研究 …… 刘晓菊，索奇，冯海涛，张驰，马晓燕（2514）
8226 翼型近波浪水面气动特性研究 …… 胡浩德，马东立，杨穆清，郭阳（2521）
8227 一种迭代聚合的高分辨率网络 Anchor-free 目标检测方法 …… 王新，李喆，张宏立（2533）
8228 基于不完美先验信息的随机系数回归模型剩余寿命预测方法 …… 万昌豪，刘志国，唐圣金，孙晓艳，司小胜（2542）
8229 前体尾流对降落伞工作性能的影响 …… 吴卓恒，余莉，赵晓舜，聂舜臣（2552）
8230 面向狭小空间的起落架收放轨迹智能设计方法 …… 朱林昊，邹泽铧，印寅，刘相阳，蔡新之（2560）
8231 基于 G1-变异系数-KL 改进 TOPSIS 雷达对抗干扰有效性评估 …… 李志军，向建军，盛涛，肖冰松（2571）
8232 一种改进 X-best 引导个体和动态等级更新机制的鸡群算法 …… 张可为，赵晓林，何利，李宗哲（2579）
8233 耐久性分析相对小裂纹扩展速率公式的参数确定方法 …… 左冉东，贺小帆，李玉海（2594）
8234 变体航行器动力学建模与仿真 …… 颜奇民，胡俊华，陈国明，刘安，张强（2602）
8235 转盘轴承集聚效应分析及其对回转性能的影响 … 邓飙，陈渐伟，郭杨，唐圣金，陈威（2611）
8236 基于迭代译码的 LDPC 码稀疏校验矩阵重建 … 钟兆根，刘仁鑫，张立民，但波，刘杰（2623）
8237 多服务器环境下基于动态 ID 的轻量级身份认证协议 …… 齐小晨，黎妹红，杜晔（2632）
8238 双射流环量控制翼型的控制力矩特性研究 …… 何玉娟，雷玉昌，张登成，张艳华，周章文（2641）
8239 双层乳胶气球的高空平漂机理及垂直轨迹模拟 …… 何红，朱华健，谌志鹏，肖迪娥，潘显智，李凡珠（2650）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2021 Vol. 47 Total Contents

(Sum 335 ~ Sum 346)

北航学报 赠阅

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 1 (Sum 335)

7955 Satellite navigation satellite selection algorithm based on improved particle swarm optimization
…… WANG Ershen, SUN Caimiao, HUANG Yufeng, LI Xuan, BIE Yuxia, QU Pingping (1)

7956 Statistical analysis of electromagnetic radiation from random multi-conductor transmission lines
…… YAN Xuezhi, SHI Ce, ZHAO Yu, YANG Jinpeng (7)

7957 Design and research of closed bionic spiral wound soft gripper
…… CAO Yi, GU Suoheng, ZHAI Minghao, WANG Baoxing, DENG Xiaolong (15)

7958 An efficient and accurate visual SLAM loop closure detection algorithm
…… AN Ping, WANG Guoping, YU Jiadong, CHEN Yilei, YOU Zhixiang (24)

7959 FDTD method for periodic structure based on INBC
…… XIONG Ying, LI Xiaojian, WANG Tiannan, ZHAO Xiaofan (31)

7960 A human eye detection algorithm in complex scenarios
…… CUI Jiali, CAO Heng, ZHANG Yaming, LUO Siwu, LI Jintao, WANG Huafeng (38)

7961 Nonlinear moving path following control and its application to carrier landing
…… BI Daoming, HUANG Hui, FAN Jing, ZHOU Haitong, GUAN Zhiyuan, ZHENG Zewei (45)

7962 Remaining useful life prediction of multi-stage aero-engine based on super statistics
…… LIU Junqiang, HU Dongbin, PAN Chunlu, LEI Fan, ZHAO Qianru (56)

7963 Grid scale dependence analysis of scale adaptive simulation
…… ZHENG Weilin, PANG Liyao, XIE Fan, YAN Chao, ZENG Wen (65)

7964 Multidisciplinary design optimization of a lift-type hybrid airship
…… MENG Junhui, LI Moning, MA Nuo, LIU Li (72)

7965 Reliability analysis for systems subject to competing failure processes based on uncertainty theory
…… SHI Haiyan, WEI Chun, WEN Yanqing, ZHANG Zhiqiang, LIU Baoliang (84)

7966 Cooperative multi-task assignment based on DE-DPSO-GT-SA algorithm
…… LI Guiliang, BI Haiyang, HONG Xuejian, JIN Lincheng (90)

7967 Longitudinal maneuver simulation of an X-51A-like aircraft based on numerical virtual flight
…… WANG Sheng, WANG Qiang, LIN Boxi, YAN Chao (97)

7968 Neutron measurement and inversion based on CLYC scintillator
…… HOU Donghui, ZHANG Shenyi, YANG Yigang, WANG Qibiao, ZHANG Binquan, YU Qinglong (106)

7969 Artificial neural network modeling method incorporating spatial structure
…… ZHAO Xianduo, WANG Huiwen, WANG Shanshan (115)

7970 Research on improved damage index for evaluating bolt looseness of flange structures
…… TANG Tao, HUA Mingjun, JIANG Xie, ZHANG Yuxiang, ZHANG Xin (123)

7971 Experimental investigation on micro milling holes of high-strength elastic alloy
…… ZHANG Pu, HUANG Chuanzhen, ZHU Hongtao, WANG Jun, YAO Yang, YAO Peng (132)

7972 System identification of a 2-DOF wing section with freeplay nonlinearity
…… SUN Yukai, YANG Chao, WU Zhigang (140)

7973 High-resolution imaging algorithm of high-speed maneuvering target with Doppler ambiguity removal
…… LIU Fengkai, FENG Cunqian, HUANG Darong, GUO Xinrong, HAN Lixun (150)

7974 An aircraft detection algorithm in SAR image based on improved Faster R-CNN
…… LI Guangshuai, SU Juan, LI Yihong (159)

7975 KBLMS channel compensation multipath mitigation algorithm based on BDS/GPS
…… WANG Xiaoyu, LI Deng'ao, ZHAO Jumin (169)

7976 On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite
…… YU Feng, XU Nana, ZHAO Zhenming (177)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 2 (Sum 336)

7977 Ground- and ship-based guidance approaches for autonomous landing of UAV
…… SHEN Lincheng, KONG Weiwei, NIU Yifeng (187)

7978 A reentry steady glide guidance algorithm based on fuzzy control
…… ZHOU Rui, ZHANG Yuhang, XIONG Wei, SHI Zhiguang (197)

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

7979 Three-dimensional vibration measurement method for lightweight beam based on machine vision
…… PENG Cong, MIAO Weidong, ZENG Cong (207)
7980 Design of underwater-launched controller for small rotor UAV
…… WU Jiang, CHEN Enmin, GAO Yijie, LIU Yipeng, GAO Xin, XIA Jie (213)
7981 Path planning method for spacecraft formation reconfiguration based on CGAPIO
…… HUA Bing, SUN Shenggang, WU Yunhua, CHEN Zhiming (223)
7982 Maneuver trajectory optimization method of multicopter under space-time constraints
…… CAI Zhihao, ZUO Yiming, WANG Yingxun (231)
7983 Performance reliability of multi-state navigation system based on T-S fuzzy fault tree
…… LIU Yong, LUO Delin, SHI Cui, WU Huaxin (240)
7984 High-g maneuver dynamic surface control of fighter plane under input saturation
…… ZHOU Zhangyong, SHAO Shuyi, HU Wei (247)
7985 Guidance law design based on stochastic maneuvering model and impact point predictions
…… YANG Shu (255)
7986 Control strategy and simulation for probe-and-drogue aerial autonomous refueling
…… HUA Yixin, ZOU Quan, TIAN Haiming (262)
7987 Time-varying formation H_∞ control for air unmanned swarm system
…… KANG Yuhang, DAI Hongde, QI Yahui, ZHANG Bangchu, LIU Xuanbing, CHENG Jun (271)
7988 ADRC-based roll-yaw coupling control of underactuated moving mass flight vehicles
…… LIU Zhitao, LI Jianqing, GAO Changsheng (281)
7989 Trajectory control method for unmanned carrier aircraft taxiing
…… LIANG Tianjiao, CHEN Xiaoming, YANG Zhaoxu, WANG Haifeng, LIANG Qing (289)
7990 Weapon-target assignment in UAV cluster based on pheromone heuristic wolf pack algorithm
…… LIU Senqi, WANG Hong, YU Ningyu, HAO Likai (297)
7991 Unmanned vehicle positioning and mapping method based on multi-constraint factor graph optimization
…… NIU Guochen, WANG Yu (306)
7992 Distributed optimal rendezvous of multi-UAV systems in prescribed time based on time-domain mapping
…… DING Chao, WEI Ruixuan, ZHOU Kai (315)
7993 Distributed event-triggered group attitude coordinated control of multi-spacecraft
…… WANG Shuailei, ZHOU Shaolei, DAI Feiyang, LIU Wei, YAN Shi (323)
7994 Satellite time series data classification method based on trend symbolic aggregation approximation
…… RUAN Hui, LIU Lei, HU Xiaoguang (333)
7995 Visualization and noise reduction algorithm based on event camera
…… YAN Changda, WANG Xia, ZUO Yifan, LI Leilei, CHEN Jiabin (342)
7996 A smooth Sun-pointing guidance method for satellites constrained by deviation of Earth-pointing
…… JI Haoran, HUANG Di (351)
7997 Real-time obstacle avoidance algorithm based on pigeon-inspired optimization
…… LI Shuanglin, HE Jiahao, AO Haiyue, LIU Yanbin (359)
7998 Survivability of underwater communication system based on node connectivity
…… WANG Yida, LIANG Qingwei, ZHANG Xin (366)
7999 Maneuvering flight control of QUAV based on bi-directional motor actuation
…… XU Lihao, ZHANG Yu, XU Bin (373)
8000 Event-triggered attitude control of liquid-filled spacecraft
…… DONG Xinlei, QI Ruiyun, LU Shan, WANG Huanjie (382)
8001 Unmanned aerial vehicle swarm formation control based on paired interaction mechanism in jackdaws
…… ZHANG Ling, DUAN Haibin, YONG Ting, DENG Yimin, WEI Chen (391)
8002 An analytical predictor-corrector guidance method designed for spacecraft reentry with short range
…… ZHOU Liang, ZHANG Hongbo (398)
8003 Trajectory planning of unmanned helicopter formation based on improved artificial fish swarm algorithm
…… MA Ziyuan, GONG Huajun, WANG Xinhua (406)
8004 Trajectory tracking control and optimal computation of attraction domain for aircraft in perching maneuvers
…… WANG Wutian, HE Zhen, YUE Cheng (414)
8005 Swarm rounding up method of UAV based on situation cognition
…… WU Zichen, HU Bin (424)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 3 (Sum 337)

8006 Image captioning based on dependency syntax
…… BI Jianqi, LIU Maofu, HU Huijun, DAI Jianhua (431)
8007 Video summary generation based on multi-feature image and visual saliency
…… JIN Haiyan, CAO Tian, XIAO Cong, XIAO Zhaolin (441)

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

8008 Heterogeneous remote sensing image change detection based on hybrid network
…… ZHOU Yuan, LI Xiangrui, YANG Jing (451)
8009 Causal classification method of transmission lines fitting defect combined with deep features
…… ZHAO Zhenbing, ZHANG Wei, QI Yincheng, ZHAI Yongjie, ZHAO Wenqing (461)
8010 Multimodal social sentiment analysis based on semantic correlation
…… HU Huijun, FENG Mengyuan, CAO Mengli, LIU Maofu (469)
8011 Deep multimodal feature fusion for micro-video classification
…… ZHANG Lijuan, CUI Tianshu, JING Peiguang, SU Yuting (478)
8012 Fast, low-power and high-precision 3D reconstruction of UAV images based on FPGA
…… LI Jie, LI Yixuan, WU Tiansheng, WANG Haorong, LIANG Min (486)
8013 Many-to-many voice conversion with sentence embedding based on VAACGAN
…… LI Yanping, CAO Pan, SHI Yang, ZHANG Yan (500)
8014 An underwater coral reef fish detection approach based on aggregation of spatio-temporal features
…… CHEN Zhineng, SHI Cuncun, LI Xuanya, JIA Caiyan, HUANG Lei (509)
8015 Multi-granularity hazard detection method for electrical power system
…… XU Xiaohua, QIAN Ping, WANG Yida, ZHOU Xinyue, XU Hanlin, XU Libing (520)
8016 Topological relation detection technology of substation wiring diagram in electric power system
…… LI Hao, GUAN Ti, WANG Shan, SHI Wei, LIU Zixin, LIU Xiaochuan (531)
8017 Wiring diagram detection and check based on deep learning and graph matching
…… LI Hao, WANG Shan, GENG Yujie, WANG Li, SUN Wenchang, MIAO Chunyuan (539)
8018 Small sample hyperspectral image classification method based on memory association learning
…… WANG Cong, ZHAGN Jinyang, ZHANG Lei, WEI Wei, ZHANG Yanning (549)
8019 Low-latency video coding techniques
…… SONG Li, LIU Xiaoyong, WU Guoqing, ZHU Chen, HUANG Yan, XIE Rong, ZHANG Wenjun (558)
8020 Saliency guided low-light face detection
…… LI Kefu, ZHONG Huicai, GAO Xingyu, WENG Chaoqun, CHEN Zhenyu, LI Yongzhou, WANG Shizheng (572)
8021 Classification of satellite cloud images of disaster weather based on adversarial and transfer learning
…… ZHANG Minjing, BAI Cong, ZHANG Jinglin, ZHENG Jianwei (585)
8022 Cross-modal video retrieval algorithm based on multi-semantic clues
…… DING Luo, LI Yifan, YU Chenglong, LIU Yang, WANG Xuan, QI Shuhan (596)
8023 Cross-resolution person re-identification based on attention mechanism
…… LIAO Huanian, XU Xin (605)
8024 Multi-scale joint learning for person re-identification
…… XIE Pengyu, XU Xin (613)
8025 Block-diagonal projective representation for face recognition
…… LIU Baolong, WANG Yong, LI Danping, WANG Lei (623)
8026 Social image tag refinement and annotation based on noise Cauchy distribution
…… LIAN Lianrong, XIANG Xinguang (632)
8027 Ethnic identification by combining features of skull morphology with neural network
…… SUN Huijie, ZHAO Junli, ZHENG Xin, REZIWANGULI Xiamixiding, LI Yi, ZHOU Mingquan (641)
8028 Video summarization by learning semantic information
…… HUA Rui, WU Xinxiao, ZHAO Wentian (650)
8029 Multimodal deformable registration based on unsupervised learning
…… MA Tengyu, LI Zi, LIU Risheng, FAN Xin, LUO Zhongxuan (658)
8030 A few shot segmentation method combining global and local similarity
…… LIU Yuxuan, MENG Fanman, LI Hongliang, YANG Jiaying, WU Qingbo, XU Linfeng (665)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 4 (Sum 338)

8031 Structural properties and static robustness of function call networks
…… WANG Ershen, REN Hongfan, HONG Chen, SUN Qinghua, LIU Chang, XU Song (675)
8032 Detection algorithm of aeroengine installation station based on R-D SSD model
…… CHEN Keshan, HAO Yu, HE Hongbo, LI Kunlong (682)
8033 Reliability and sensitivity analysis of relief valve mechanism of aircraft door considering wear
…… ZHOU Changcong, ZHAO Haodong, CHANG Qi, JI Mengyao, LI Chen (690)
8034 Password authenticated key exchange protocol in electronic vehicle key environment
…… MING Yue, ZOU Junwei, SHEN Ting (698)
8035 Hydraulic cylinder position system controlled by piezoelectric high-speed on-off valve
…… YU Juntao, ZHAN Hao, WANG Li, JIAO Zongxia (706)
8036 Blocking jamming effect prediction method under multi-frequency in-band radiation environment for spectrum-dependent equipment …… LI Wei, WEI Guanghui, PAN Xiaodong, SUN Shuqing (715)

北航学报
赠 阅

8037 Risk assessment of lateral collision between military UAV and civil aviation flight
…… LI Qi, GAN Xusheng, SUN Jingjuan, WANG Minghua (724)
8038 Autonomous planning of on-orbit evasion path based on Frenet and improved artificial potential field
…… LIU Bingyan, YE Xiongbing, FANG Shengliang, LIU Huaixing, JIA Jun (731)
8039 Optimal design of series-hybrid electric system for unmanned convertiplane
…… CHEN Gang, JIA Yuhong, MA Dongli, XIA Xinglu, ZHANG Xin (742)
8040 Influence of atmospheric density disturbance on aerothermodynamic environment of hypersonic vehicles in near space
…… CHENG Xuan, XIAO Cunying, DU Tao, HU Xiong, YANG Junfeng (754)
8041 Modular modeling and dynamic stiffness simulation of electromechanical actuator
…… LU Jin, WU Zhigang, YANG Chao (765)
8042 Aerodynamic and flight dynamic iterative simulation method of a joined wing aircraft
…… CAI Yuhong, LIU Gang, HONG Guanxin (779)
8043 Multi-objective test optimization selection based on NSGA-Ⅱ under unreliable test conditions
…… ZHAI Yuyao, SHI Xianjun, YANG Shuai, QIN Yufeng (792)
8044 Center of mass estimation of Tiangong-2 spacecraft using GNSS measurement
…… JIN Zheyang, WANG Wenbin, LIU Jiangkai (802)
8045 Cooperative search algorithm based on pheromone decision for UAV swarm
…… WU Ao, YANG Rennong, LIANG Xiaolong, HOU Yueqi (814)
8046 Impact of ambient temperature on GDIV emission
…… HU Shouxin, ZHAO Yaowei, LI Xinghu (828)
8047 Autonomous capability evaluation of ground-attack UAV based on improved Hopfield neural network
…… FENG Yuxuan, LIU Shuguang, XIE Wujie, RU Le (835)
8048 A satellite anomaly detection method based on distance correlation coefficient and GPR model
…… SUN Yuhao, LI Guotong, ZHANG Ge (844)
8049 Simulation and evaluation method of aircraft response characteristics under wind disturbance
…… XU Wangqiang, WANG Lixin, YUE Ting, ZHANG Zhe (853)
8050 Predictive guidance method of THAAD-ER interceptor
…… ZHANG Rongsheng, CHEN Wanchun (863)
8051 A residue codes and berger codes combined coding self-check method for embryonic electronic cell
…… WANG Bo, MENG Yafeng (875)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 5 (Sum 339)

8052 Modeling and impedance analysis of composite material aircraft grounded return network
…… LIU Jianying, SUI Zheng, ZHANG Qihao, YANG Zhangang (885)
8053 Improved adaptive artificial immune algorithm for solving function optimization problems
…… MENG Yafeng, WANG Tao, LI Zexi, CAI Jinyan, ZHU Sai, HAN Chunhui (894)
8054 Structural characteristics analysis and resilience assessment of airspace sector network
…… WANG Xinglong, MIAO Shangfei (904)
8055 Evaluation method of lithium battery safety based on thermal runaway risk index
…… ZHANG Yu, BAI Wei, SHI Yanlei, ZHANG Qingsong, LUO Xingna (912)
8056 Load measurement based on structure partition and strain bridge decoupling for telescopic main landing gear
…… JIANG Qideng (919)
8057 Multi-UAV cooperative surveillance based on role switch strategy
…… ZHU Qian, XU Nuo, HUANG Bei, LI Qiang, ZHOU Rui (928)
8058 A crater region detection algorithm based on automatic feature learning
…… LU Tingting, ZHANG Yao, YAN Yan, YANG Limin, YANG Weidong (939)
8059 Numerical simulation and test investigation on interference characteristics of grid fins with missile body at supersonic speed …… LI Yonghong, YANG Xiaojuan, CHEN Jianzhong, JIA Wei (953)
8060 Experimental results of high current spike in Flash chip by pulsed laser
…… SHANGGUAN Shipeng, ZHU Xiang, CHEN Rui, MA Yingqi, LI Sai, HAN Jianwei (961)
8061 Accuracy evaluation of wide-area differential service for BDS-3
…… TIAN Qiuning, CAO Yueling, HU Xiaogong, TANG Chengpan, GUO Rui, YANG Yufei (967)
8062 Interpenetrating polymer networks derived from ethynyl-terminated imide oligomers and cyanate ester
…… LIANG Yin, LAN Tian, GUO Shifeng, WANG Xianwei, DIAO Xungang (977)
8063 Aeroelastic characteristics of hypersonic vehicle tail at high angle of attack
…… HAO Shuai, MA Tielin, WANG Yi, ZHANG Zilun, LUO Wenli, XIANG Jinwu (983)
8064 Flow visualization experiment of jet mixing enhancement using pulsed jets
…… KONG Bo, WANG Changsheng, DING Wenhao, ERIQITAI (994)
8065 Scheduling algorithms optimization in software defined time-triggered network
…… LU Jun, HE Feng, XIONG Huagang, ZHENG Zhong (1004)

北航学报
赠 阅

8066 Influence of surface dielectric barrier discharge on diffusion flame combustion characteristics
…… CHEN Qingya, CHE Xueke, TONG Yiheng, CHEN Chuan, ZHU Yangzhu, NIE Wansheng (1015)
8067 Numerical study on maximum impact load during aircraft ditching on wave surface
…… ZHAO Yunke, LIU Peiqing (1025)
8068 Comparative experimental study on wind tunnel based on WDPR-8 and machetes tail support
…… PAN Jiaxin, LIN Qi, WU Huisong, ZHOU Fangui, WANG Xiaoguang (1038)
8069 Single-baseline interferometer positioning method based on azimuth multiple hypothesis
…… XING Huaixi, WU Hua, CHEN You, ZHANG Jingxuan (1049)
8070 Escort strategy based on loyal wingman in denial environment
…… TIAN Lei, ZHAO Qilun, DONG Xiwang, LI Qingdong, LYU Jinhu, REN Zhang (1058)
8071 UAV network intrusion detection method based on spatio-temporal graph convolutional network
…… CHEN Zhuo, LYU Na, CHEN Kun, ZHANG Yanhui, GAO Weiting (1068)
8072 Rating prediction model based on heterogeneous network representation learning
…… ZHAN Nana, LIU Wei, CHEN Xinbo, PU Juhua (1077)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 6 (Sum 340)

8073 Short-circuit fault diagnosis of SRM power converter based on interval current
…… WANG Rongji, LIU Yongzhi, GUAN Zhenshui (1085)
8074 Dynamic prediction of ground support process for transit flight
…… WANG Liwen, LI Biao, XING Zhiwei, LIU Hong'en, LUO Qian (1095)
8075 Infrared and visible image fusion based on latent low-rank representation decomposition and VGG Net
…… SHEN Yu, CHEN Xiaopeng (1105)
8076 Dynamic obstacle avoidance method for omnidirectional mobile robots
…… ZHANG Dazhi, LIU Wanhui, MIAO Cunxiao, YU Yuanjin (1115)
8077 Effect of rotor slipstream of tiltrotor aircraft in cruise mode
…… MA Tielin, ZHANG Zilun, LIU Zhenchen, WANG Xiangsheng, HAO Shuai (1124)
8078 Aerodynamic exploration for wavy airfoil based on NACA0030
…… ZHANG Qing, YE Zhengyin (1138)
8079 Self-adaptive piecewise fitting filtering method for test data in continuous sweeping angle of attack
…… WANG Nantian, WANG Xiong, SUN Peng, XU Xiaobin, ZOU Qiongfen (1145)
8080 Numerical analyses of liquid-vapor interface in two-phase thermal-controlled accumulator under microgravity condition
…… ZHOU Zhenhua, MENG Qingliang, ZHAO Zhenming (1152)
8081 Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station
…… LUO Yizhe, DING Wenrui, LEI Yaolin, LIU Chunhui (1161)
8082 Face micro-deformation and its control method of rotating ring of hydrodynamic face seal under high speed, high pressure and wide temperature range …… LI Shicong, QIAN Caifu, LI Shuangxi, ZHONG Jianfeng, LIU Xinghua (1173)
8083 Optimal control of tilt rotor aircraft based on gain scheduling and smooth switching
…… YU Xin, CHEN Renliang (1186)
8084 Neutron exterior CT reconstruction algorithm based on weighted total variation minimization
…… LIN Qiang, YANG Min, ZHANG Xiaomin, TANG Bin, LIU Bin (1199)
8085 Quantitative characterization method for anti-chaff-jamming performance of radio fuze based on probability of ignition
…… LI Ran, HAO Xinhong, LI Ping (1210)
8086 Low-velocity impact behavior and residual tensile strength of composite laminates
…… GUAN Qingyu, FENG Jianfei, XIA Pinqi, WU Guanghui (1220)
8087 Algorithm of in-orbit SRAM for self-inspection
…… WU Yang, WANG Yi, YU Xinyu, XU Zhilong, REN Fang, HUANG Jin (1233)
8088 Numerical simulation of dynamic aerodynamic characteristics of a camber morphing airfoil
…… WU You, DAI Yuting, ZHANG Renjia, SONG Chen, YANG Chao (1241)
8089 SA&M-Relax target DOA estimation method for passive radar
…… CHEN Geng, TIAN Bo, GONG Jian, FENG Cunqian (1254)
8090 Hydrodynamic lubrication characteristics of piston ring gap under high pressure and high shear rate
…… ZHANG Letao, LIU Zhiqi, LI Zhanlong, XU Yan, GAO Yu (1261)
8091 Predicting the formation uniformity of composite autoclave by BP neural network
…… LIN Yuan, GUAN Zhidong (1271)
8092 Design and visualization of 3D reconstruction of aircraft maneuver movements library
…… SU Guangxu, ZHANG Dengcheng, WEI Jinpeng, LI Haiquan, ZHANG Yanhua, LEI Yuchang (1277)
8093 Reentry guidance method of hypersonic telescopic deformable vehicle
…… YUE Caihong, TANG Shengjing, WANG Xiao, GUO Jie (1288)
8094 Comparative analysis of linear/nonlinear static aeroelasticity of fishbone flexible wing
…… MAO Sen, YANG Chao, XIE Changchuan, CHEN Zhiying (1299)

北航学报
赠 阅

8095 Research development of fatigue life prediction and damage analysis model of fiber-reinforced composite
…… CHENG Xiaoquan, DU Xiaoyuan (1311)
8096 Measurement method of ship's heave motion information based on IMU and UKF algorithm
…… LU Daohua, FU Huaida, WANG Jia, CAI Yaxuan, SONG Shilei (1323)
8097 A calculation method for effective power supply area of manned spacecraft with body mounted solar array
…… YANG Sheng, WANG Xi (1332)
8098 Topology optimization of cantilever structure with self-weight load based on guide-weight method
…… REN Yiru, XIANG Jianhui, HE Jie, NING Keyan, YANG Lingling (1338)
8099 Air container loading based on improved genetic algorithm
…… ZHANG Changyong, ZHAI Yiming (1345)
8100 Design and verification of an adjustable length safety tether for astronaut extravehicular activities
…… SUN Qichen, JIANG Kun, WANG Hailiang, ZHANG Zilan, QIN Junjie, WANG Lusi (1353)
8101 RCS prediction method for cylinder containing microwave absorbing material
…… ZHAO Jingcheng, YANG Zongkai, WANG Jian, ZHANG Yang (1362)
8102 Effects of stroke deviation on flight stability of true hoverfly
…… XU Na, ZHOU Shuaizhi, MOU Xiaolei (1372)
8103 Unified form of large deflection analysis of elastic Euler beam based on elliptic integral
…… AN Chao, XIE Changchuan, YANG Chao (1379)
8104 Recognition of packet interleaver at low SNR
…… WU Zhaojun, LIU Kai, ZHONG Zhaogen, DAN Bo, ZHOU Leike (1387)
8105 Fault diagnosis of rolling bearing based on deep residual shrinkage network
…… CHE Changchang, WANG Huawei, NI Xiaomei, LIN Ruiguan (1399)
8106 High-precision on-orbit real-time orbital maneuver decision
…… XIE Shucong, DONG Yunfeng (1407)
8107 A principal component analysis of interval data based on center and log-radius
…… ZHAO Qing, WANG Huiwen, WANG Shanshan (1414)
8108 Influence analysis of coupled band gap in piezoelectric periodic plate
…… JIANG Zhou, LI Lin, FAN Yu, WANG Wenjun (1422)
8109 Effects of swirl at outlet of S-shaped inlet on axial flow compressor performance
…… WANG Jiale, CHENG Bangqin, FEI Xiaowen, YU Yang, FENG Luning (1438)
8110 Two-step Kalman filter algorithm for pulsar position error estimation
…… XIAO Yongqiang, WANG Hongli, FENG Lei, YOU Sihai, XU Qiang (1446)
8111 Design of message authentication and OTAR broadcast strategy for BDSBAS
…… MU Shenglin, CHEN Ying, LIU Ting, LIU Cheng, CHEN Xiao (1453)
8112 Application of a new steepest descent algorithm in adaptive noise cancellation
…… WANG Shuai, XIANG Jianjun, PENG Fang, XIAO Bingsong (1462)
8113 Regional object detection of remote sensing airport based on improved deep neural network
…… HAN Yongsai, MA Shiping, HE Linyuan, LI Chenghao, ZHU Mingming, XU Yuelei (1470)
8114 Chaotic multi-leader whale optimization algorithm
…… TANG Andi, HAN Tong, XU Dengwu, XIE Lei (1481)
8115 Numerical simulation of flow around slender body with disturbing block
…… LIU Keqi, LI Guohui, ZHANG Haonan, ZHANG Yanjia (1495)
8116 Influence of welding defects on fatigue behavior of dissimilar aluminum alloy TIG butt joint
…… WANG Chiquan, SHI Liang, ZHANG Xiangchun, LIU Zhiyi, SHAO Chengwei (1505)

8117 Cargo flow distribution of cargo airlines considering outsourcing
…… LIU Xinyu, LE Meilong, YU Qinyue (1515)
8118 Blind identification algorithm of time-domain STBC-OFDM based on feature sequence
…… YU Keyuan, ZHANG Limin, YAN Wenjun, JIN Kun (1524)
8119 Estimating number of birds around airport based on avian radar
…… CHEN Weishi, HUANG Yifeng, LU Xianfeng, ZHANG Jie, CHEN Xiaolong (1533)
8120 Vulnerability of vehicular ad hoc network based on complex network
…… ZHANG Hong, LYU Yuejing (1543)
8121 Influence of earth-atmosphere radiation on imaging characteristics of space object
…… ZHANG Luping, CHEN Sheng, HU Moufa (1550)
8122 Ground-based GNSS-R soil moisture retrieval based on correlation power correction
…… HONG Xuebao, ZHANG Bo, RUAN Hongliang, HAN Mutian, YANG Dongkai, SONG Shuhui (1558)

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

8123 Performance of oxygen-consuming catalytic inerting system of fuel tank under flight envelope
…… PENG Xiaotian, FENG Shiyu, REN Tong, ZHANG Ruihua, PAN Jun, WANG Yangyang (1565)
8124 Optimized Landweber iterative fast image reconstruction algorithm for electromagnetic tomography
…… HUO Jiwei, LIU Ze, WANG Yadong, YUAN Wei, WANG Chengfei (1571)
8125 Dynamic modeling and simulation of irregular bearing failure
…… WANG Zhen, YANG Zhengwei, HE Haohao, MING Anbo, ZHANG Wei (1580)
8126 Transpiration cooling test of porous plate in vacuum environment
…… CHEN Xingyu, WANG Liyan, CHEN Weihua, WANG Zhenfeng, CAO Zhanwei, GAO Yang (1594)
8127 A robust beamforming algorithm based on double-layer reconstruction of covariance matrix
…… CAO Silei, ZENG Weigui, WANG Lei (1605)
8128 Novel damping-variable sliding mode cascade control for electro-hydrostatic actuator
…… WANG Mingkang, FU Yongling, ZHAO Jiang'ao, YANG Rongrong (1612)
8129 Fault-tolerant fixed-time path following guidance control of UAV
…… CUI Zhengyang, WANG Yong (1619)
8130 Aeroelastic optimization of large aircraft considering multiple cruise conditions
…… LI Xuyang, WAN Zhiqiang, WANG Xiaozhe, YANG Lujia, YANG Chao (1628)
8131 Structural reliability calculation method based on improved weighted response surface
…… WU Jie, ZHANG Jianguo, YOU Lingfei, YE Nan (1638)
8132 Imperialist competitive optimized dual-objective comprehensive decision algorithm for satellite selection
…… QIU Ming, YAN Yongjie, SUN Rui, ZHANG Wenyu (1646)
8133 A geomagnetic reference map reconstruction method based on sparse representation and dictionary learning
…… MA Xiaoyu, ZHANG Jinsheng, LI Ting, HAO Liangliang (1656)
8134 Ship detector in SAR images based on EfficientDet without pre-training
…… BAO Zhuangzhuang, ZHAO Xuejun (1664)
8135 Preparation and growth processes of nickel-immersed coating on 2024 aluminum alloy
…… GAO Xu, CHEN Haining, HAN Dongxiao, LIU Huicong, ZHU Liqun, LI Weiping (1673)
8136 Buoyancy lifting scheme for marine risers in deep-sea mining system
…… CAI Yuxin, LI Min (1679)
8137 Fault diagnosis of airborne fuel pump based on EMD and SVM
…… CHEN Junbai, LIU Yongzhi, CHEN Yong, NIE Kai (1687)
8138 Random error test and error source analysis of MSCSG
…… GENG Mengmeng, REN Yuan, FAN Yalong, WANG Lifen, YU Chunmiao (1697)
8139 A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle
…… ZHANG Xiaomeng, YANG Sen, SONG Xiao, HU Yongjiang, LI Wenguang (1705)
8140 Chaos sparrow search optimization algorithm
…… LYU Xin, MU Xiaodong, ZAHNG Jun, WANG Zhen (1712)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 9 (Sum 343)

8141 Finite element simulation of ultrasonic reflection/transmission characteristics for composite bonded joints with thick adhesive layers …… HE Cunfu, LI Yongkun, LYU Yan, SONG Guorong (1721)
8142 Future air routes discovery based on link prediction
…… FENG Xia, WANG Yao (1729)
8143 Terminal response mechanism of complex wire harness under double BCI coupling
…… SHI Xudong, ZHANG Hemao, ZHAO Hongxu, LI Ruipu, WANG Xuefei (1739)
8144 An improved multi-sensor MeMBer filter based on clutter measurement set constraint
…… LU Xiaoke, ZHANG Zhiguo, SUN Jinping, SUN Wei (1748)
8145 Predicate logic based tooling drawing design of aircraft harness
…… QIAO Xiaoli, LI Lin, LIU Gongping, GAO Jie, CHENG Jiamin, TIAN Chunlin (1756)
8146 CFD calculation and analysis of unmanned helicopter tie-down aerodynamic load
…… LONG Haibin, WU Yuping (1765)
8147 Dynamic automatic docking technology of gas-liquid composite umbilical connector for launch vehicle
…… LI Yongyi, WU Xinyue, LI Daoping, ZHANG Guodong, XIAO Shili (1774)
8148 Numerical simulation of coupling motion of an air-breathing hypersonic vehicle
…… CONG Rongfei, YE Youda, ZHAO Zhongliang (1780)
8149 Influence of sensor installation on accuracy of aerodynamic heating measurement on flat plate
…… LUO Kai, WANG Qiu, LI Jiwei, LI Jinping, ZHAO Wei (1790)
8150 Design of a GNSS vector tracking scheme for high-orbit space
…… YANG Jie, WANG Xinlong, CHEN Ding (1799)
8151 Multipath effects on velocity measurement from GPS Doppler observations
…… CHENG Qi, SUN Rui, WANG Junhui (1807)

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

8152 A hole position correction method of interpolation Coons surface based on genetic algorithm
…… SUN Xinyue, TIAN Wei, HU Junshan, LIAO Wenhe (1814)
8153 Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system
…… SHI Jia, PEI Zhongcai, TANG Zhiyong, HU Dada (1823)
8154 Design of non-cooperative target's safe corridor and optimization of fly-by approach trajectory
…… WANG Jingxian, SHI Peng, CHEN Zhijun, ZHAO Yong, BAI Yuzhu (1832)
8155 Hybrid polarization anti-SMSP jamming based on jamming reconstruction and blind source separation
…… ZHOU Changlin, WANG Chunyang, GONG Jian, TAN Ming, LI Xin, BAO Lei (1841)
8156 Delay analysis of WAIC network based on priority-deficit round robin scheduling
…… YANG Jinhe, LI Qiao, ZUO Yuanjun, XIONG Huagang (1849)
8157 Human motion direction prediction method based on eye tracking, pose and scene video
…… ZHANG Qing, WANG Xingjian, MIAO Yinan, WANG Shaoping, Alexander I. GAVRILOV (1857)
8158 Multi-objective optimization of a high alcohol/expanded graphite composite PCM based heat sink
…… HOU Xu, XING Yuming, HAO Zhaolong, WANG Shisong, HOU Tianrui (1866)
8159 Modeling of anti-jamming effectiveness evaluation of infrared air-to-air missile
…… NIU Deqing, WU Youli, XU Yang, WU Xin, ZHANG Danxu, YANG Pengfei (1874)
8160 Design of low sidelobe broadband microstrip array antenna with non-uniform spacing
…… XU Tongmin, YAO Minli, ZHANG Fenggan, WANG Xujian (1884)
8161 Simulation analysis of PBGA packaged chips' thermal environment adaptability
…… LI Yongqiang, LYU Weimin (1892)
8162 Design and FPGA implementation of fast convolution algorithm based on 3D-Winograd
…… LIN Keyu, JIANG Hongxu, ZHANG Yonghua, CONG Rongzi (1900)
8163 Moisture absorption behavior of epoxy resin matrix composite stiffened panel
…… YU Jian, HE Yuting, FENG Yu, MA Binlin, ZHANG Teng, YANG Fei (1908)
8164 A geomagnetic reference map construction method based on convolutional neural network
…… MA Xiaoyu, ZHANG Jinsheng, LI Ting (1918)
8165 Random drift analysis method of MEMS gyroscope based on EMD
…… LI Wenhua, WANG Lixin, SHEN Qiang, LI Cheng (1927)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 10 (Sum 344)

8166 Solving catenary problem using function transfer method
…… MA Yanhong, SHI Chenglong, HONG Jie, LI Chao (1933)
8167 Sea surface height inversion of GPS reflected signal based on TechDemoSat-1 satellite
…… ZHANG Yun, MA Dehao, MENG Wanting, ZHENG Qiao, YANG Shuhu (1941)
8168 Image inpainting method based on incomplete image samples in generative adversarial network
…… LI Haiyan, HUANG Hefu, GUO Lei, LI Haijiang, CHEN Jianhua, LI Hongsong (1949)
8169 Calibration of MEMS accelerometer without turntable based on IFOA
…… DAI Hongde, ZHENG Weiwei, ZHENG Baidong, DAI Shaowu, WANG Rui (1959)
8170 Abnormal hand behavior detection based on area division and standard time
…… LIANG Yuning, WANG Shaohua, JIN Xiangming, ZHOU Dong (1969)
8171 Time delay feedback control for transonic flutter of airfoil with free-play nonlinearity
…… NIE Xueyuan, ZHENG Guannan, YANG Guowei (1980)
8172 Optimal analysis of design point performance of ducted rocket
…… LI Xintian, CHEN Xinmin, CHEN Shili, XU Nuo, CAI Qiang (1989)
8173 Dynamic SBAS message scheduler algorithm
…… CHEN Shanshan, JIN Biao, ZHAO Liqian, XIA Chuanru, WANG Leilei (1996)
8174 Complete motion parameters modeling and optimization design of multiexposure star tracker
…… YU Wenbo, WU Pei, XUAN Chuanzhong, ZHANG Chunhui, JIANG Jie (2006)
8175 Deformation of high-fill subgrade of airport in mountain areas
…… FENG Xing, YAO Yangping, LI Runing, ZHANG Xianmin (2013)
8176 Gao Zhentong method in intelligentization of statistics in fatigue
…… XU Jiajin (2024)
8177 Influence of wind deviation on rocket maximum aerodynamic load accuracy
…… CHENG Huhua, LI Juan, XIAO Yunqing, SHEN Hongbiao, ZHAO Liang (2034)
8178 Design of four-quadrant power hardware-in-the-loop brushless DC motor emulator
…… ZHANG Lei, GUO Hong, XU Jinquan (2043)
8179 A state of health estimation method for satellite battery based on smooth and discharge applicative increment capacity analysis …… CHEN Jinglong, WANG Rixin, LI Yuqing, XU Minqiang, HUANG Wenhu (2058)
8180 An adaptive carrier-to-noise ratio estimation method for GNSS weak signal
…… SUN Wenjie, WANG Zhaorui, JIN Shengzhen, AI Guoxiang (2068)
8181 Threshold test study of fuze-ultrawideband high electromagnetic pulse effect
…… FU Shenghua, LOU Wenzhong, SU Zilong, ZHENG Fuquan (2075)

北航学报
赠 阅

8182 Judgment method of circumferential relative sliding of air film seal between shafts
…… HUANG Yuhui, SU Hua, CHENG Zhuoyi, HOU Guoqiang (2081)
8183 A fast finite element method based on GPU to solve density field
…… LI Guoyang, YAN Hua, ZHANG Zhengyu, CHEN Qinmei, ZHU Fushun (2088)
8184 Exact solutions of thermal flutter of two-dimensional functionally graded panel
…… DAI Lintong, XING Yufeng (2097)
8185 Design of finite-time cooperative guidance law for hypersonic vehicles in dive phase
…… TANG Bo, XI Jianxiang, LIU Taiyang, LI Bing (2105)
8186 Investigation on aeroacoustic of tandem double cylinders by K-FWH acoustic analogy method
…… CHEN Wu, ZHOU Yi (2118)
8187 Damage variation of gust load spectra
…… ZHU Junxian, HE Xiaofan, LI Yuhai (2129)
8188 Unsteady aerodynamic modeling of circulation control airfoil
…… LEI Yuchang, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua (2138)
8189 An improved ORB feature matching algorithm
…… LIAO Hongzhen, WANG Liang, SUN Hongwei, LIU Yunqing (2149)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 11 (Sum 345)

8190 Research progress of low-temperature lithium-ion battery
…… LIANG Junfei, LI Yanmei, YUAN Hao, WANG Yingyu, WU Yongming, WANG Hua (2155)
8191 Optimization method of multi-constellation GNSS vertical protection level based on particle swarm optimization algorithm
…… WANG Ershen, SUN Caimiao, TONG Gang, GUO Jing, WANG Chuanyun, QU Pingping (2175)
8192 Digital definition method of aircraft test process based on MBD
…… DENG Lewu, HUANG Yulu, WANG Haoran, YU Jinsong (2181)
8193 Experimental study on film cooling of turbine blade leading edge in deposition environment
…… YANG Xiaojun, YU Tianhao, HU Yingqi, CHANG Jiawen (2189)
8194 An electromagnetic information leakage detection method using deep learning
…… MAO Jian, LIU Taikang, LIU Peiguo (2200)
8195 Energy consumption of flexible gripper during contraction and expansion
…… ZHANG Yeming, LI Dongyuan, XU Weiqing, CAI Maolin, YU Qihui, LI Kaimin (2208)
8196 Multi-UAV formation target tracking control based on event-triggered strategy
…… ZHANG Yi, FANG Guowei, YANG Xiuxia, YAN Xuan (2215)
8197 Steganalysis for HEVC video based on multi-scale residual convolution network
…… ZHANG Min, LI Zhaohong, LIU Jindou, ZHANG Zhenzhen (2226)
8198 High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle
…… SU Zikang, LI Chuntao, YU Yue, XU Zhongnan, WANG Honglun (2234)
8199 Reliability-based design optimization method of CFRP bolted joints
…… SHAN Meijuan, ZHAO Libin (2249)
8200 Design of long-duration high-precision repeat ground track orbit and its impulsive orbital control strategy
…… HE Yanchao, XU Ming (2256)
8201 Scheduling algorithm of TTE network based on greedy randomized adaptive search procedure
…… ZHENG Zhong, HE Feng, LI Haoruo, XIONG Huagang, LU Guangshan (2268)
8202 Online prediction model of the state of engine based on multivariate KELM
…… DAI Jinling, XU Aiqiang, YU Chao, WU Yangyong (2277)
8203 A multi-source model extraction method of digital circuit conducted emission
…… HAO Xuchun, XIE Shuguo (2287)
8204 Prediction of longitudinal Category Ⅰ PIO of full-size aircraft based on scaled model
…… ZUO Xianshuai, WANG Lixin, LIU Jie, HU Yifan, CHAI Xue, HE Qianlin (2297)
8205 Dynamic characteristics of wingtip-jointed composite aircraft
…… LIU Dongxu, XIE Changchuan, HONG Guanxin (2311)
8206 Design and test of the ejection emergency flight data recording and tracking system
…… ZHANG Yantai, SUN Jianhong, HOU Bin, WANG Yibo (2322)
8207 Dynamic characteristics of smooth time-varying constrained rotor
…… LIU Di, LI Chao, MA Yanhong, HONG Jie (2331)
8208 Hybrid control for UAV swarms based on Agent and cellular automata
…… XIAO Zonghao, ZHANG Peng, CHI Wensheng, LIU Chang (2344)
8209 Prediction method of intercept time and intercept point based on learning mid-course antimissile
…… YANG Zicheng, XIAN Yong, LI Shaopeng, REN Leliang, ZHANG Daqiao (2360)
8210 Steady-state experiment and numerical simulation on flow and heat transfer of a rotating cavity with axial flow
…… ZHANG Zequn, LUO Xiang, CAO Nan (2369)
8211 Conjugate heat transfer simulation and mechanism of air-cooled turbine guide vanes
…… LI Xinyu, LIU Huoxing (2378)

北航学报
赠阅

8212 Ballistic target recognition based on cost-sensitively pruned convolutional neural network
…… XIANG Qian, WANG Xiaodan, SONG Yafei, LI Rui, LAI Jie, ZHANG Guoling (2387)
8213 Fatigue performance of adhesive-rivet hybrid repair of aluminum alloy plate
…… YU Jian, ZHANG Teng, HE Yuting, CHEN Tao, FAN Xianghong, ZHOU Runhao (2399)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2021 Vol. 47 No. 12 (Sum 346)

8214 Dual-linear-array TFM ultrasonic imaging method for weld defects of complex structure
…… ZHOU Zhenggan, TENG Lichen, LI Yang (2407)
8215 A multi-model centralized storage method for embedded system
…… YAN Zhipeng, CAI Xingquan, YANG Bo, WU Ji (2414)
8216 Air traffic CPS cascading failure and mitigation strategy
…… WANG Xinglong, HE Min, LIU Mingxue (2426)
8217 Fatigue life prediction of aluminum alloy with pre-corrosion damage based on damage mechanics
…… ZHAN Zhixin, YU Xun, HU Weiping, MENG Qingchun (2434)
8218 Behavioral decision learning reward mechanism of unmanned swarm system
…… ZHANG Tingting, LAN Yushi, SONG Aiguo (2442)
8219 Supportability evaluation of aviation equipment system based on uncertainty
…… CUI Lijie, CONG Jiping, DING Gang, REN Bo, WANG Yi, LI Jihong (2452)
8220 Principle and application of airspace spatial grid identification
…… ZHU Yongwen, PU Fan (2462)
8221 Robust nonlinear flight control method against control saturation
…… SUN Bing, CHEN Wei (2475)
8222 Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state
…… JIANG Lusheng, CAO Yaxiong, LIU Ting, FAN Feng (2484)
8223 Effect of alertness light environment on flight cognitive task performance
…… CHEN Yanhao, YU Suihuai, CHU Jianjie, CUN Wenzhe (2494)
8224 Real-time performance optimization of TTE network based on "pay bursts only once" principle
…… ZHENG Zhong, ZHAO Luxi, HE Feng, XIONG Hanqing, LU Guangshan (2503)
8225 Theoretical and experimental study on synthesis of high-content catocene
…… LIU Xiaoju, SUO Qi, FENG Haitao, ZHANG Chi, MA Xiaoyan (2514)
8226 Aerodynamic characteristics of airfoil near wavy water surface
…… HU Haode, MA Dongli, YANG Muqing, GUO Yang (2521)
8227 High-resolution network Anchor-free object detection method based on iterative aggregation
…… WANG Xin, LI Zhe, ZHANG Hongli (2533)
8228 Remaining useful life prediction method based on random coefficient regression model with imperfect prior information
…… WAN Changhao, LIU Zhiguo, TANG Shengjin, SUN Xiaoyan, SI Xiaosheng (2542)
8229 Effects of capsule wake on parachute working performance
…… WU Zhuoheng, YU Li, ZHAO Xiaoshun, NIE Shunchen (2552)
8230 Intelligent design method of landing gear retraction and extension trajectory for narrow space
…… ZHU Linhao, ZOU Zehua, YIN Yin, LIU Xiangyang, CAI Xinzhi (2560)
8231 G1-variation-coefficient-KL based TOPSIS radar jamming effectiveness evaluation
…… LI Zhijun, XIANG Jianjun, SHENG Tao, XIAO Bingsong (2571)
8232 A chicken swarm optimization algorithm based on improved X-best guided individual and dynamic hierarchy update mechanism …… ZHANG Kewei, ZHAO Xiaolin, HE Li, LI Zongzhe (2579)
8233 Parameter determination method of relative small crack growth rate formula in durability analysis
…… ZUO Randong, HE Xiaofan, LI Yuhai (2594)
8234 Dynamic modeling and simulation of morphing vehicle
…… YAN Qimin, HU Junhua, CHEN Guoming, LIU An, ZHANG Qiang (2602)
8235 Analysis of accumulation effect of turntable bearing and its influence on rotary performance
…… DENG Biao, CHEN Jianwei, GUO Yang, TANG Shengjin, CHEN Wei (2611)
8236 Reconstruction of sparse parity-check matrix of LDPC codes based on iterative decoding
…… ZHONG Zhaogen, LIU Renxin, ZHANG Limin, DAN Bo, LIU Jie (2623)
8237 Lightweight identity authentication protocol based on dynamic ID in multi-server environment
…… QI Xiaochen, LI Meihong, DU Ye (2632)
8238 Control moment characteristics of double-jet circulation control airfoil
…… HE Yujuan, LEI Yuchang, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, ZHOU Zhangwen (2641)
8239 High-altitude floating mechanism and vertical trajectory simulation of double-layer latex balloon
…… HE Hong, ZHU Huajian, SHEN Zhipeng, XIAO Di'e, PAN Xianzhi, LI Fanzhu (2650)

北京航空航天大学学报

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956 年创刊）

第 47 卷 第12期　2021 年12月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594 82338922 82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.47 No.12 December 2021

Administrated by Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinping
Edited and Published by Editorial Board of JBUAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922 82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V　　国内定价：50.00 元／期

ISSN 1001-5965

9 771001 596212 12>