



北航学报  
赠阅

ISSN 1001-5965  
CODEN BHHDE8

# 北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



**2020-12**

Vol.46 No.12

目 次

考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效建模 ..... 孙富强, 李艳宏, 程圆圆 (2195)

分体四轮式空气循环制冷系统仿真及试验研究 ..... 杨涵, 张兴娟, 王超, 杨春信 (2203)

多表冗余惯导数据融合算法及在自对准中的应用 ..... 郭建刚, 陈鹏, 郑伟 (2211)

民机客舱布局工效学量化设计模型 ..... 陈浩, 庞丽萍, 完颜笑如, 方玉峰, 郭司南, 闵雨晨 (2217)

一种全球临近空间大气密度建模方法及应用 ..... 程旋, 肖存英, 杨钧烽, 胡雄, 闫召爱, 柳丹 (2227)

考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计 ..... 杨阳, 杨超, 吴志刚, 戴玉婷 (2236)

辐照和 EO 灭菌对 SIS 材料免疫原性的对比研究 .....  
..... 孙磊, 袁源, 牛睿, 李伟峰, 翟晖, 牛旭锋 (2245)

基于 ASTSMO 和 UIO 的故障估计方法 ..... 秦玉峰, 史贤俊, 翟禹尧, 韩露, 龙玉峰 (2253)

复杂系统的选择性维修模型和求解算法 ..... 王海朋, 段富海, 马骏 (2264)

基于 SADRC 的四旋翼姿态解耦控制及稳定性分析 ..... 万慧, 齐晓慧, 李杰 (2274)

半自动驾驶公交车辆编组与调度优化 ..... 代壮, 陈汐, 马晓磊 (2284)

暖机对舰载机滑跃起飞安全影响分析 ..... 钱仁军, 李本威, 徐彦军, 董庆, 张赞 (2293)

基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法 ..... 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 余旺盛, 马素刚 (2302)

空地量子密钥分发网络中数据协调方案 ..... 孙海正, 尚涛, 刘建伟, 耿云霄 (2311)

基于 Hamilton 体系的 Lagrange 方程盒式倾转旋翼无人机建模 ..... 吴翰, 王正平, 周洲, 王睿 (2320)

基于 SMO 的改进型转子位置检测方法 ..... 赵亚辉, 冯明, 李卫文 (2329)

基于复合控制的磁悬浮 CMG 动框架效应抑制 ..... 王舒, 郑世强 (2339)

基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法 ..... 胡耀龙, 冯强, 海星朔, 任羿 (2348)

基于 RS-CRITIC 的空战目标威胁评估 ..... 杨爱武, 李战武, 徐安, 吕跃, 奚之飞 (2357)

极稀疏投影数据的 CT 图像重建 ..... 武丽君, 孙丰荣, 杨江飞, 于倩蕾, 贺芳芳 (2366)

GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨能力分析 ..... 李谨成, 郭德明 (2374)

2020 年第 46 卷总目次

期刊基本参数: CN 11-2625/V \* 1956 \* m \* A4 \* 186 \* zh \* P \* ¥50.00 \* 900 \* 21 \* 2020-12

第 46 卷终

(编辑 张 嵘 张欣蔚 孙 芳 贺 伟 李艳霞 李贵黎)

CONTENTS

Competing failure modeling for degradation-shock dependence systems with shock toughness  
..... SUN Fuqiang, LI Yanhong, CHENG Yuanyuan (2195)

Simulation and test study on split four-wheel air cycle refrigeration system  
..... YANG Han, ZHANG Xingjuan, WANG Chao, YANG Chunxin (2203)

Data fusion algorithm of multi-sensor redundant inertial navigation and its application in self-alignment  
..... GUO Jiangang, CHEN Peng, ZHENG Wei (2211)

Quantitative design model of civil aircraft cabin layout for ergonomics  
..... CHEN Hao, PANG Liping, WANYAN Xiaoru, FANG Yufeng, GUO Sinan, MIN Yuchen (2217)

A modeling method and its application of global atmospheric density in near space  
..... CHENG Xuan, XIAO Cunying, YANG Junfeng, HU Xiong, YAN Zhaoai, LIU Dan (2227)

Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator  
..... YANG Yang, YANG Chao, WU Zhigang, DAI Yuting (2236)

Comparative study on immunoreactions of small intestinal submucosa by irradiation and ethylene oxide sterilization treatments  
..... SUN Lei, YUAN Yuan, NIU Rui, LI Weifeng, ZHAI Hui, NIU Xufeng (2245)

Fault estimation method based on adaptive super-twisting sliding mode observer and unknown input observer  
..... QIN Yufeng, SHI Xianjun, ZHAI Yuyao, HAN Lu, LONG Yufeng (2253)

Selective maintenance model and its solving algorithm for complex system  
..... WANG Haipeng, DUAN Fuhai, MA Jun (2264)

Attitude decoupling control and stability analysis of SADR based quadrotor system  
..... WAN Hui, Qi Xiaohui, LI Jie (2274)

Semi-autonomous driving bus platooning and scheduling optimization  
..... DAI Zhuang, CHEN Xi, MA Xiaolei (2284)

Effect of heating of turbine on the safety of carrier-based aircraft ski jump takeoff  
..... QIAN Renjun, LI Benwei, XU Yanjun, DONG Qing, ZHANG Yun (2293)

Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism  
..... PU Lei, FENG Xinxi, HOU Zhiqiang, YU Wangsheng, MA Sugang (2302)

Data reconciliation scheme for space-ground quantum key distribution network  
..... SUN Haizheng, SHANG Tao, LIU Jianwei, GENG Yunxiao (2311)

Modeling of box-wing tilt-rotor UAV based on Lagrange equation in Hamilton system  
..... WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, WANG Rui (2320)

Improved rotor position detection method based on SMO  
..... ZHAO Yahui, FENG Ming, LI Weiwen (2329)

Composite control method for gimbal excitation effect suppression of magnetically suspended CMGs  
..... WANG Shu, ZHENG Shiqiang (2339)

Improved pigeon-inspired optimization algorithm based on adaptive learning strategy  
..... HU Yaolong, FENG Qiang, HAI Kingshuo, REN Yi (2348)

Threat assessment of air combat target based on RS-CRITIC  
..... YANG Aiwu, LI Zhanwu, XU An, LYU Yue, XI Zhifei (2357)

CT image reconstruction from ultra-sparse projection data  
..... WU Lijun, SUN Fengrong, YANG Jiangfei, YU Qianlei, HE Fangfang (2366)

Two-dimensional resolution ability of GEO-UAV bistatic SAR  
..... LI Jincheng, GUO Deming (2374)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0628

# 考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效建模

孙富强<sup>1,\*</sup>, 李艳宏<sup>1</sup>, 程圆圆<sup>2</sup>

1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 中国电子科技集团第五十二研究所, 杭州 310012)



**摘 要:** 复杂系统的失效通常是退化失效与随机冲击导致的突发失效之间耦合竞争的结果。针对某些具有冲击韧性的系统,提出了一种基于非线性 Wiener 过程的退化-冲击相依竞争失效模型与可靠性评估方法。首先,采用  $m$ - $\delta$  冲击模型考虑了系统抵抗冲击载荷的能力,即只有随机冲击频率高于一定水平才会导致突发失效,其余情况只会对退化过程产生影响。然后,在此基础上,通过修正非线性 Wiener 过程模型来考虑随机冲击对系统退化在退化增量和退化速率两方面的影响。最后,采用某空间用存储芯片案例对所提方法进行验证,并开展了参数敏感性分析,结果表明了所提方法的合理性与有效性。

**关键词:** 冲击韧性; 退化; 随机冲击; 相依; 竞争失效; 非线性 Wiener 过程

**中图分类号:** V57; TB114.3

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2195-08

高可靠、长寿命产品在复杂环境作用下,经常会出现性能随时间发生退化的现象。同时,产品在工作过程中还会不断遭受诸如单粒子效应、温度振动冲击等外部环境和压力流量过载、电压电流突变等工作应力带来的冲击损伤。此类产品的失效可视为性能退化失效与随机冲击导致的突发失效之间竞争的结果<sup>[1-2]</sup>。突发失效与退化失效之间往往是相互影响的,即二者之间存在相依关系<sup>[3]</sup>,具体表现为:一方面,退化会使系统更加脆弱,增加突发失效发生的概率;另一方面,随机冲击可能导致系统退化过程出现阶跃退化增量或退化速率加速的现象。因此,忽略退化与冲击之间的相依性进行系统可靠性评估,往往会得到可信性较低的结果,对决策造成严重的误导。

此外,很多产品对于随机冲击还具有一定的承受能力,本文借鉴材料科学中冲击韧性的概念描述此种现象<sup>[4-5]</sup>。冲击韧性是指材料在

冲击载荷作用下吸收塑性变形功和断裂功的能力,反映材料抵抗冲击载荷的能力。例如,某空间用存储芯片在设计时采用了冗余、限流电路、检错纠错码技术,使得该系统在遭受单粒子效应冲击后,能够自动采取纠正措施恢复正常运行。当然,由于各种限制因素,系统的冲击韧性是有限的,仅能够在一定范围内发挥作用。故而,在退化-冲击竞争失效建模过程中还需要考虑系统的冲击韧性。

退化-冲击竞争失效建模的关键是分别建立退化模型和冲击模型,并在此过程中对二者之间的相依关系进行考虑。目前,国内外研究者大都采用泊松过程建立冲击模型,以描述系统所经受的不同类型的冲击过程<sup>[6-7]</sup>。现有关于退化-冲击竞争失效建模的文献主要使用线性回归模型对系统的退化行为进行描述<sup>[8]</sup>,并在此基础上考虑随机冲击对退化过程的影响<sup>[9-12]</sup>。然而,线性回归模型假定系统退化过程是确定的。但在实际中,

收稿日期: 2019-12-16; 录用日期: 2020-02-03; 网络出版时间: 2020-02-10 10:53

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1046.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1046.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金(61603018); 国家重点研发计划(2018YFB0104504)

\* 通信作者. E-mail: sunfuqiang@buaa.edu.cn

**引用格式:** 孙富强, 李艳宏, 程圆圆. 考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2195-2202. SUN F Q, LI Y H, CHENG Y Y. Competing failure modeling for degradation-shock dependence systems with shock toughness[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2195-2202 (in Chinese).

受产品运行环境的多样性、测量的不确定性、个体退化过程的差异性不确定因素的影响,随机性是工程实际中产品退化的一个普遍现象与重要特点<sup>[13]</sup>。由于随机过程方法在描述退化过程的随机性方面具有天然的优势,采用随机过程建立退化模型是更理想的选择。文献[14-15]采用线性Wiener过程建立退化模型,文献[16]则采用伽马过程对退化过程进行建模,并假设随机冲击服从非齐次泊松过程,该冲击仍造成退化量阶跃式增加,基于这些假设建立竞争失效可靠性模型。但在实际工程中,由于系统结构和失效结构的复杂性,系统退化行为往往存在非线性<sup>[17]</sup>。所以,进行竞争失效系统退化过程建模,还应该考虑系统的非线性退化行为。另外,现有竞争失效研究仅考虑随机冲击对退化过程中退化量的影响,对退化速率的影响尚未涉及。事实上,随机冲击还可能对系统的退化速率造成影响。文献[3,18-19]考虑随机冲击对线性回归退化模型中退化量和退化速率的综合影响,建立了相应的竞争失效模型。针对冲击韧性,目前相关研究非常少。文献[4]针对具有容错特点的竞争失效系统,使用Wiener过程对其退化过程建模,并针对系统的容错设计提出了 $m$ - $\delta$ 冲击模型。

针对上述问题,本文使用非线性Wiener过程构建一种综合考虑退化过程非线性、系统冲击韧性、退化-冲击相依性的竞争失效系统可靠性评估模型,为更准确地分析系统的可靠性提供新的方法,对于指导系统的可靠性设计及制定科学合理的维修质保计划具有重要的参考意义。

## 1 系统总体描述

本文的研究对象是具有退化失效和突发失效竞争特点和冲击韧性的系统。例如,某空间用存储单元在服役过程中会发生性能退化现象,同时还会受到单粒子效应的冲击损伤。因为对系统进行了容错设计,单粒子效应导致的某些逻辑错误可以通过错误检测与纠正(Error Detection and Correction, EDAC)设备检测和纠正,系统具有一定的冲击韧性。但其容错能力受到分配资源的限制,当很短的时间内发生了多次错误,超过系统的容错能力,系统则发生突发失效。令 $m$ 个连续冲击之间的时间间隔为 $B_j = t_{j+m-1} - t_j$ , $t_j$ 表示第 $j$ 次冲击的到达时刻, $W_j$ 表示第 $j$ 次冲击的幅值, $Y_j$ 表示第 $j$ 次冲击造成的阶跃退化增量, $j = 1, 2, \dots, \infty$ , $d$ 为退化失效阈值。则上述冲击现象可表述

为:当 $m$ 个连续冲击之间的时间间隔 $B_j < \delta$ 时(或 $\delta$ 时间内发生的冲击数量大于或等于 $m$ 时),系统发生突发失效,称为 $m$ - $\delta$ 模型<sup>[4]</sup>。其余情形下,因系统具有冲击韧性,冲击不会造成突发失效,但会对退化过程的退化增量和退化速率造成影响。如图1所示,当 $m = 4$ 时, $B_1 > \delta$ 、 $B_2 > \delta$ ,系统出现阶跃退化增量,且退化速率加快; $B_3 < \delta$ ,系统发生突发失效。

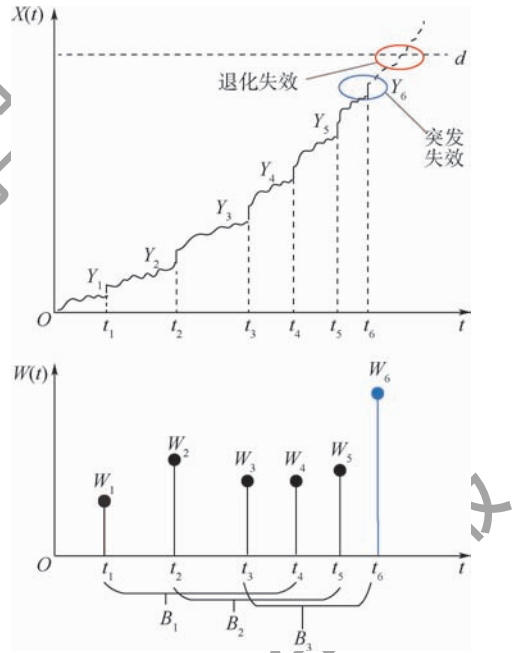


图1 考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效机制  
Fig. 1 Degradation-shock dependence competing failure mechanism considering shock toughness

针对上述具有冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效系统,提出如下假设:

- 1) 系统状态可由一个性能参数表征,若该性能参数的累积退化量 $X(t)$ 超过其临界退化失效阈值 $d$ ,就会导致系统发生退化失效。
- 2) 系统在工作过程中还受到随机冲击的作用,若 $m$ 次连续冲击之间的时间间隔大于阈值 $\delta$ ,即 $B_j > \delta$ ,则每次随机冲击将对退化过程造成2种影响:阶跃退化增量和退化速率增大;若 $m$ 次连续冲击之间的时间间隔小于等于阈值 $\delta$ ,即 $B_j \leq \delta$ ,则系统发生突发失效。
- 3) 随机冲击对退化过程的影响可通过退化速率影响因子和阶跃退化增量来表征,其中退化速率影响因子是与冲击损伤量值有关的函数,阶跃退化增量用复合泊松过程来表示。
- 4) 假设随机冲击到达速率 $\lambda(t)$ 为一个随时间递增的函数,表征退化过程对于系统抵抗随机冲击能力的影响,即随着系统性能退化,其发生突发失效概率会增加。

5) 系统存在 2 种竞争失效机制: $m$ - $\delta$  冲击导致的突发失效,以及系统性能参数的累积退化量超过其临界退化失效阈值导致的退化失效。

## 2 竞争失效可靠性分析

### 2.1 随机冲击模型

现有退化-冲击竞争失效研究中,基本上都是采用泊松过程建立冲击模型,以描述系统所经受的不同类型的冲击过程<sup>[6-7]</sup>。使用泊松过程对随机冲击过程建模主要基于以下几点考虑:①泊松过程是一种重要的点过程,用来表征随机冲击这种单事件效应现象是合理的;②泊松过程具有无记忆属性,换句话说,冲击是随机发生的<sup>[20]</sup>;③泊松过程的到达速率 $\lambda(t)$ 可以是任意形式,如若选取得当,其可以很好地描述随机冲击的出现频次。

假设随机冲击到达次数服从强度为 $\lambda(t) = \lambda_0 + \lambda_1 t$ 的齐次泊松过程 $\{N(t), t > 0\}$ , $\lambda_0$ 表示随机冲击的初始到达速率, $\lambda_1$ 表示随机冲击受时间影响系数, $N(t)$ 表示 $t$ 时刻随机冲击出现的次数,则发生 $m$ 次随机冲击的概率可表示为

$$P\{N(t) = m\} = \frac{\exp\left[-\int_0^t \lambda(u) du\right] \left(\int_0^t \lambda(u) du\right)^m}{m!}$$

$$m = 1, 2, \dots \quad (1)$$

因系统具有冲击韧性,即只有当 $m$ 次连续冲击之间的时间间隔小于等于阈值 $\delta$ ,即 $B_j \leq \delta$ 时,系统才会发生突发失效,因此本文采用 $m$ - $\delta$ 冲击模型<sup>[4]</sup>描述此类冲击过程。

若随机冲击服从齐次泊松过程,则其到达时间服从指数分布。因此, $m$ 个连续冲击之间的时间间隔是独立同分布,且服从形状参数为 $m-1$ 和尺度参数为 $1/(\lambda(t)\delta)$ 的伽马分布。据此,任意 $m$ 个连续随机冲击的时间间隔小于等于 $\delta$ 的概率为<sup>[4]</sup>

$$P(B_j \leq \delta) = P(N(t + \delta) - N(t) \geq m - 1) = \int_0^\delta \lambda(t) \exp\left(-\int_0^t \lambda(u) du\right) \frac{\left(\int_0^t \lambda(u) du\right)^{m-2}}{(m-2)!} dt \quad (2)$$

则在不考虑退化失效的条件下,系统在随机冲击作用下不发生突发失效的概率为

$$R_c(t) = P\left(\bigcap_{j=1}^{N(t)-m+1} \{B_j > \delta\}\right) = (P(B_j > \delta))^{N(t)-m+1} = \left(\int_\delta^\infty \lambda(t) \exp\left(-\int_0^t \lambda(u) du\right) \frac{\left(\int_0^t \lambda(u) du\right)^{m-2}}{(m-2)!} dt\right)^{N(t)-m+1} \quad (3)$$

### 2.2 退化过程模型

目前,大部分竞争失效研究采用线性回归模型 $X(t) = a + bt$ 来描述系统的退化过程<sup>[8-12, 21-22]</sup>。但线性回归模型无法刻画系统退化过程中存在的波动性和非线性特征。本文采用非线性 Wiener 过程对退化过程进行建模,以更加准确地描述系统的退化行为。

基于非线性 Wiener 过程的退化模型 $M_0$ 为

$$X(t) = \int_0^t \mu(t; \theta) dt + \sigma_B B(t) = \mu \Lambda(t; \theta) + \sigma_B B(t) \quad (4)$$

式中: $X(t)$ 表示 $t$ 时刻退化过程的退化量,为了简化此处假设 $X(0) = 0$ ; $\mu$ 为漂移系数,用来表征退化速率, $\mu(t; \theta) = \mu d\Lambda(t; \theta)/dt = \mu \Lambda'(t; \theta)$ , $\Lambda(t; \theta)$ 为非减时间尺度函数,表征退化过程的非线性特征, $\theta$ 为时间尺度参数,如 $\Lambda(t; \theta) = t^\theta$ ; $\sigma_B$ 为扩散系数; $B(\cdot)$ 为标准布朗运动。

退化量 $X(t)$ 首次超过规定的临界退化失效阈值 $d$ ,则判定产品发生退化失效。这个时间 $T$ 被称为首穿时(First Passage Time, FPT),可视为系统发生退化失效的寿命。对于退化模型 $M_0$ ,由于 $\Lambda(t; \theta)$ 的非线性影响,难以得到退化失效分布的概率密度函数(Probability Density Function, PDF)的封闭表达式。为此,文献<sup>[23]</sup>将其转化为标准布朗运动超过时变阈值的首穿时分布求解问题,并基于一个温和的假设,给出了退化失效概率密度函数的近似解析式为

$$f_0(t) \cong \frac{1}{\sqrt{2\pi t}} \left(\frac{S_B(t)}{t} + \frac{\mu(t; \theta)}{\sigma_B}\right) \exp\left(-\frac{S_B^2(t)}{2t}\right) \quad (5)$$

式中:

$$S_B(t) = \frac{d - \mu \Lambda(t; \theta)}{\sigma_B} \quad (6)$$

$$\mu(t; \theta) = \mu \Lambda'(t; \theta) \quad (7)$$

则 $X(t)$ 首穿时分布的累积分布函数(Cumulative Density Function, CDF)的近似计算公式为

$$F_0(t) = P(X(t) \geq d) = P(T_d < t) \cong \int_0^t f_0(u) du \quad (8)$$

### 2.3 冲击对退化过程的影响

当系统未经受随机冲击时,可采用退化模型 $M_0$ 描述其退化轨迹。然而在工程实际中,系统处于复杂的工作环境中,会不断遭受外界环境的随机冲击影响。根据前面的假设,冲击对退化过程有 2 种影响机制:阶跃退化增量和退化速率增大。本文将综合考虑这 2 种影响,通过对退化模型 $M_0$ 进行修正来表征退化与冲击间的相依性。

2.3.1 冲击对退化增量的影响

单个冲击对于退化过程的损伤是不同的,令每次冲击造成退化过程的阶跃退化增量为  $Y_j$ 。假设  $Y_j$  服从正态分布,即  $Y_j \sim N(\mu_A, \sigma_A^2)$ , 将其对退化过程造成的累积退化增量记为  $S(t)$ , 用一个复合泊松过程来表示, 具体形式为

$$S(t) = \sum_{j=0}^{N(t)} Y_j \quad N(t) = 0, 1, 2, \dots, k \quad (9)$$

式中:  $Y_0 = 0$  表示没有冲击作用时的损伤量。

则根据正态分布的可加性,  $S(t)$  同样服从正态分布, 即  $S(t) \sim N(k\mu_A, k\sigma_A^2)$ 。

2.3.2 冲击对退化速率的影响

通常, 冲击在影响系统退化增量的同时, 还可能改变其退化速率。针对系统受到冲击作用之后出现退化速率加速的现象, 本文退化过程模型中引入退化速率影响因子  $Q(t)$  来考虑二者之间存在的相依性。

$$\mu = \mu_0 Q(t) = \mu_0 \left( 1 + r \sum_{j=0}^{N(t)} Y_j \right) \quad N(t) = 0, 1, 2, \dots, k \quad (10)$$

式中:  $\mu$  为漂移系数, 表征  $t$  时刻的退化速率;  $\mu_0$  为初始退化速率;  $r$  表征了冲击对退化速率的加速效应, 取值范围为  $[0, \infty)$ 。

因此, 考虑冲击对退化过程的上述 2 种影响, 在经受  $N(t) = 0, 1, 2, \dots, k$  次冲击后, 系统退化过程可采用如下修正模型  $M_1$  表示:

$$X(t) = \mu_0 Q(t) \Lambda(t; \theta) + \sigma_B B(t) + S(t) = \mu_0 \left( 1 + r \sum_{j=0}^{N(t)} Y_j \right) \Lambda(t; \theta) + \sigma_B B(t) + \sum_{j=0}^{N(t)} Y_j \quad (11)$$

2.4  $M_1$  模型首穿时分布推导

对于修正后的退化模型  $M_1$ , 在给定临界退化失效阈值  $d$  后, 需要进一步推导其首穿时分布。

假设系统承受  $k$  次冲击后, 系统发生退化失效的累积分布函数和概率密度函数分别为  $F_D(t; k)$  和  $f_D(t; k)$ 。令  $\xi = r \sum_{j=0}^{N(t)} Y_j = rS(t)$ , 则根据 2.2 节的结论, 退化失效概率密度函数的近似解析式为

$$f_D(t; k | \xi) \cong \frac{1}{\sqrt{2\pi t}} \left( \frac{S_B(t)}{t} + \frac{1}{\sigma_B} \mu^*(t; \theta) \right) \cdot \exp\left( -\frac{S_B^2(t)}{2t} \right) \quad (12)$$

式中:

$$S_B(t) = \frac{1}{\sigma_B} (d - \xi/r - \mu_0(1 + \xi)\Lambda(t; \theta)) \quad (13)$$

$$\mu^*(t; \theta) = \mu_0(1 + \xi)\Lambda'(t; \theta) \quad (14)$$

由于  $S(t)$  服从正态分布, 即  $S(t) \sim N(k\mu_A, k\sigma_A^2)$ , 则  $\xi$  也是一个服从正态分布的随机变量,  $\xi \sim N(kr\mu_A, kr^2\sigma_A^2)$ 。考虑到参数  $\xi$  的不确定性, 退化失效概率密度函数  $f_D(t; k)$  可由全概率公式得到<sup>[23]</sup>, 即

$$\begin{aligned} f_D(t; k) &= \int_{-\infty}^{\infty} f_D(t; k | \xi) f(\xi) d\xi \cong \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi t}} E_{\xi} \left[ \left( \frac{d - \xi/r - \mu_0(1 + \xi)\Lambda(t; \theta) + \mu_0(1 + \xi)\Lambda'(t; \theta)}{\sigma_B t} \right) \exp\left( -\frac{(d - \xi/r - \mu_0(1 + \xi)\Lambda(t; \theta))^2}{2\sigma_B^2 t} \right) \right] = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_B^2 t^3}} E_{\xi} \left[ (d - \mu_0\Lambda(t; \theta) + \mu_0\Lambda'(t; \theta) - (1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta) - \mu_0\Lambda'(t; \theta))\xi) \exp\left( -\frac{(d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - (1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta))\xi)^2}{2\sigma_B^2 t} \right) \right] = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_B^2 t^3}} \cdot \frac{\mu_0\Lambda'(t; \theta)}{d - \mu_0\Lambda(t; \theta)} E_{\xi} \left[ (d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - 0 \times \xi) \exp\left( -\frac{(d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - (1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta))\xi)^2}{2\sigma_B^2 t} \right) \right] + \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_B^2 t^3}} E_{\xi} \left[ (d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - (1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta) - \mu_0\Lambda'(t; \theta))\xi) \exp\left( -\frac{(d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - (1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta))\xi)^2}{2\sigma_B^2 t} \right) \right] = \\ &= \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma_B^2 t^3}} \left( \frac{\mu_0\Lambda'(t; \theta)}{d - \mu_0\Lambda(t; \theta)} f_{D1}(t; k) + f_{D2}(t; k) \right) \end{aligned} \quad (15)$$

式中: $f(\xi)$ 为以  $\xi$  为自变量的概率密度函数; $E_\xi$  为以  $\xi$  为自变量的期望。

对一个服从正态分布的随机变量  $Z \sim N(\mu, \sigma^2)$ ,文献[23]给出了如下定理:

$$E_Z \left[ (\omega - AZ) \exp \left( - \frac{(\omega - BZ)^2}{2C} \right) \right] = \sqrt{\frac{C}{B^2\sigma^2 + C}} \left( \omega - A \frac{B\sigma^2\omega + \mu C}{B^2\sigma^2 + C} \right) \cdot \exp \left( - \frac{(\omega - B\mu)^2}{2(B^2\sigma^2 + C)} \right) \quad (16)$$

令  $\omega = d - \mu_0\Lambda(t; \theta)$ ,  $A = 0$ ,  $B = 1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta)$ ,  $C = \sigma_b^2 t$ ,则可利用该定理推导出式(15)中  $f_{D1}(t; k)$  的解析表达,即

$$f_{D1}(t; k) = \sqrt{\frac{\sigma_b^2 t}{k(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))^2\sigma_A^2 + \sigma_b^2 t}} (d - \mu_0\Lambda(t; \theta)) \cdot \exp \left( - \frac{(d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - k\mu_A(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta)))^2}{2k(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))^2\sigma_A^2 + 2\sigma_b^2 t} \right) \quad (17)$$

同样,令  $A = 1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta) - \mu_0\Lambda'(t; \theta)t$ ,  $\omega$ 、 $B$ 、 $C$  不变,即可利用该定理推导出  $f_{D2}(t; k)$  的解析表达式,即

$$f_{D2}(t; k) = \sqrt{\frac{\sigma_b^2 t}{k(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))^2\sigma_A^2 + \sigma_b^2 t}} \cdot \left\{ d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - \frac{1/r + \mu_0\Lambda(t; \theta) - \mu_0\Lambda'(t; \theta)t}{k(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))^2\sigma_A^2 + \sigma_b^2 t} \right\} \cdot [kr\sigma_A^2(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))(d - \mu_0\Lambda(t; \theta)) + kr\mu_A\sigma_b^2 t] \cdot \exp \left( - \frac{(d - \mu_0\Lambda(t; \theta) - k\mu_A(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta)))^2}{2k(1 + r\mu_0\Lambda(t; \theta))^2\sigma_A^2 + 2\sigma_b^2 t} \right) \quad (18)$$

将式(17)和式(18)的计算结果代入式(15),即可得到概率密度函数  $f_D(t; k)$  的最终表达式。

则经受  $k$  次冲击后  $X(t)$  首穿时分布的累积分布函数为

$$F_D(t; k) = P(X(t) \geq d | N(t) = k) = P(T_d < t | N(t) = k) \cong \int_0^t f_D(u; k) du \quad (19)$$

### 2.5 竞争失效系统可靠性模型

结合退化模型  $M_1$  和  $m-\delta$  冲击模型,构建退化-冲击相依竞争失效系统的可靠性模型,直接计算比较困难,因此根据随机冲击的出现次数,将该竞争失效过程的可靠度计算分为以下 3 种情况进行:

1)  $t$  时刻没有随机冲击出现时,系统的可靠

性模型为

$$R(t) = P(T_d > t | N(t) = 0)P(N(t) = 0) = R_0(t)P(N(t) = 0) \cong (1 - F_0(t)) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \quad (20)$$

2)  $t$  时刻随机冲击出现的次数  $N(t)$  位于  $[1, m)$  之间时,系统的可靠性模型为

$$R(t) = \sum_{k=1}^{m-1} R_D(t; k)P(N(t) = k) = \sum_{k=1}^{m-1} (1 - F_D(t; k)) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \cdot \frac{\left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^k}{k!} \quad (21)$$

3)  $t$  时刻随机冲击出现的次数大于等于  $m$  时,系统的可靠性模型为

$$R(t) = \sum_{k=m}^{(m-1)[t/\delta] + m - 1} R_D(t; k)P(N(t) = k) = \sum_{k=m}^{(m-1)[t/\delta] + m - 1} P \left( T_d > t, \bigcap_{j=1}^{k-m+1} \{B_j > \delta\} \right) P(N(t) = k) \cong \sum_{k=m}^{(m-1)[t/\delta] + m - 1} (1 - F_D(t; k)) \cdot \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \frac{\left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^k}{k!} \cdot \left( \int_0^\delta \frac{\lambda(t) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^{m-2}}{(m-2)!} dt \right)^{k-m+1} \quad (22)$$

式中: $[t/\delta]$ 为  $t/\delta$  的最大整数,表示到  $t$  时刻发生  $m$  次连续冲击事件的最大次数。因此,到  $t$  时刻最大可允许的冲击次数为  $(m-1)[t/\delta] + m - 1$ 。

综合以上 3 种情况下的可靠度计算结果,考虑冲击韧性的系统可靠性模型可表示为

$$R(t) = (1 - F_0(t)) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) + \sum_{k=1}^{m-1} (1 - F_D(t; k)) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \cdot \frac{\left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^k}{k!} + \sum_{k=m}^{(m-1)[t/\delta] + m - 1} (1 - F_D(t; k)) \cdot \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \frac{\left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^k}{k!} \cdot \left( \int_0^\delta \lambda(t) \exp \left( - \int_0^t \lambda(u) du \right) \frac{\left( \int_0^t \lambda(u) du \right)^{m-2}}{(m-2)!} dt \right)^{k-m+1} \quad (23)$$

该模型全面考虑了竞争失效系统中的退化过

程非线性、退化-冲击相依性、系统冲击韧性等因素,具有一般性和通用性。对于一些对随机冲击具有一定的承受能力的产品来说,该模型更符合其可靠性分析与预测的特点,可以得到更为全面、客观的评估结果。

### 3 算例

某空间用存储芯片在服役过程中会同时经受空间辐射中单粒子翻转效应和总电离剂量效应的影响。单粒子翻转是会导致单元突发失效的事件,如存储器存储逻辑1或逻辑0,当单粒子翻转发生时,存储的逻辑值将变为0或1,该翻转事件可被视为一个冲击。单粒子翻转与总电离剂量密切相关,当重离子线性能量转移大于阈值时,可能会发生单粒子翻转。而当设备吸收大量电离剂量时,线性能量转移阈值通常会降低,设备更易发生单粒子翻转,表现为单粒子翻转的发生率增加。错误检测与纠正设备可在一定程度上防止单粒子翻转的影响,但由于资源限制,当 $m$ 个连续冲击之间的时间间隔小于 $\delta$ ,仍然会发生故障;总电离剂量大于或等于预定值,存储芯片也将失效。

采用本文所提出的竞争失效模型对此类具有冲击韧性的系统进行可靠性建模,相关参数如表1所示,其中退化模型 $M_1$ 中的时间尺度函数假设为 $\Lambda(t; \theta) = t^\theta$ 。

图2给出了考虑冲击韧性情形的 $m-\delta$ 冲击模型的竞争失效可靠度曲线及不考虑随机冲击影响的退化系统可靠度曲线。通过对比可以发现,当考虑随机冲击时,产品的可靠度要明显小于不考虑冲击作用时的可靠度。这表明外界冲击对退化过程的影响较大,不考虑随机冲击的情形过高地估计了产品的可靠性水平,有可能导致较为冒进的结果,对确定产品服役时间造成不利影响。计

表1 竞争失效系统可靠性分析的参数设定

Table 1 Parameter setting for reliability analysis of competing failure system

参数	数值	来源
$\lambda_0$	1.71	Bentoutou <sup>[24]</sup>
$\lambda_1$	$5.3 \times 10^{-5}$	Bentoutou <sup>[24]</sup>
$\mu_0$	$5.44 \times 10^{-8}$	假设
$\sigma_B$	0.004	假设
$\theta$	1.8	假设
$r$	0.5	假设
$\mu_A$	0.04	假设
$\sigma_A$	0.06	假设
$d$	3.00	假设
$\delta$	500	假设

算结果可用于评价空间环境下器件的可靠性水平,帮助设计人员合理确定产品的服役时间,进而为制定设备在轨服务计划与寿命管理提供技术支持。

在此基础上,为了分析竞争失效模型参数对系统可靠度的影响,对模型中的相关参数 $d, m$ 进行了敏感性分析,结果如图3和图4所示。

图3给出了性能参数的临界退化失效阈值 $d$ 不同取值时对应的可靠度曲线。可以看到,临界退化失效阈值 $d$ 对系统可靠度 $R(t)$ 有显著影响,可靠度随着 $d$ 取值增大而逐步增长。因为 $d$ 取值

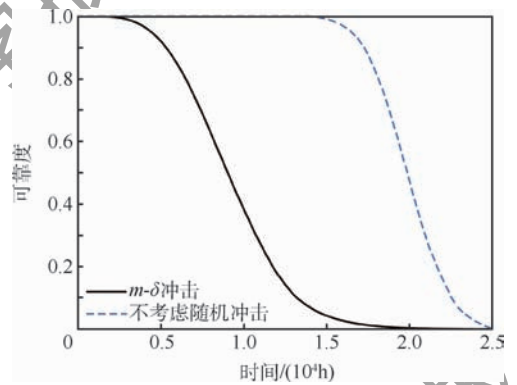


图2 竞争失效系统的可靠度曲线

Fig. 2 Reliability curves of competing failure system

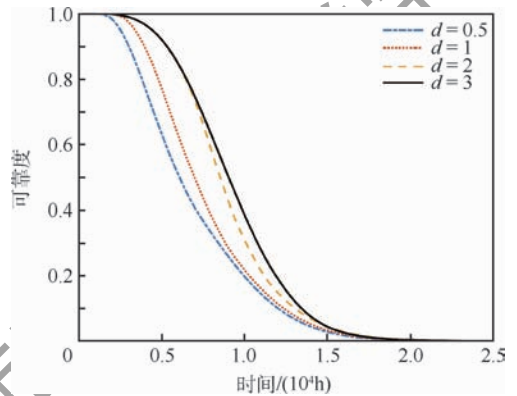


图3 参数 $d$ 的敏感性分析

Fig. 3 Sensitivity analysis of parameter  $d$

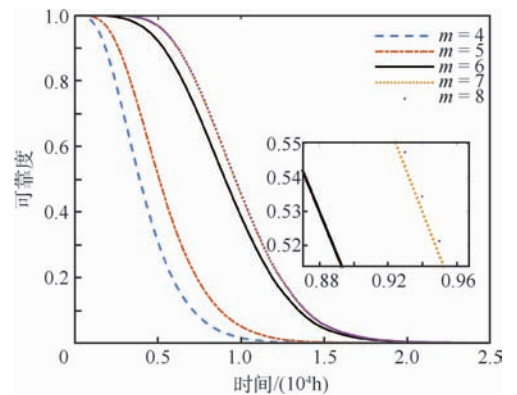


图4 参数 $m$ 的敏感性分析

Fig. 4 Sensitivity analysis of parameter  $m$

越大,说明对退化增量的宽容度越大,可靠度越高。为了延长存储芯片的使用寿命,工程师必须考虑总电离剂量的影响,并进行适当的加固设计。

图 4 对容错模型中的连续冲击次数  $m$  的影响进行了分析。可以看出,系统可靠度  $R(t)$  对  $m/\delta$  的比率比较敏感,通过增加比率( $\delta$  固定为 500,  $m$  从 4 增加到 8),  $R(t)$  的形状变化很大。因为  $m/\delta$  表示单位时间内允许的最大随机冲击次数。具有较大  $m/\delta$  的系统可具有更好的可靠性。另外,  $m=7$  和  $m=8$  ( $\delta$  固定为 500), 可靠度曲线几乎重合,这表示当  $m \geq 7$  时,容错设备可以消除单粒子翻转引起的突发失效。

综上,随机冲击相关参数  $m$  和临界退化失效阈值  $d$  对于系统可靠性均有很大的影响,在设计过程中可以考虑通过控制相关参数进行改善。

## 4 结 论

本文对于具有冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效系统进行了可靠性分析,提出了一种基于非线性 Wiener 过程的竞争失效系统可靠性模型。该模型具有以下优势:

1) 使用非线性 Wiener 过程刻画竞争失效系统的退化行为,与现有的广义轨迹模型和线性 Wiener 过程相比,能够更准确表征系统退化行为中的随机性和非线性。

2) 综合考虑了随机冲击对退化过程的 2 种影响机制:退化量阶跃增加和退化速率加速,更符合工程实际。

3) 采用  $m-\delta$  冲击模型描述了冲击韧性对于竞争失效系统可靠性的影响。

本文仅研究了含有一个退化过程和随机冲击的竞争失效可靠性模型,今后将考虑多性能参数同时退化的产品,如何进行随机冲击与多退化过程的相依竞争失效建模。

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] 蔡忠义,项华春,王攀,等. 竞争失效下多元退化建模的导弹贮存寿命评估 [ J ]. 系统工程与电子技术, 2018, 40 ( 5 ): 1183-1188.  
CAI Z Y, XIANG H C, WANG P, et al. Missile storage lifetime assessment of multivariate degradation modeling under competitive failure [ J ]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40 ( 5 ): 1183-1188 ( in Chinese ).
- [ 2 ] 王浩伟,奚文骏,冯玉光. 基于退化失效与突发失效竞争的导弹剩余寿命预测 [ J ]. 航空学报, 2016, 37 ( 4 ): 1240-1248.  
WANG H W, XI W J, FENG Y G. Remaining life prediction based on competing risks of degeneration failure and traumatic failure for missiles [ J ]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 ( 4 ): 1240-1248 ( in Chinese ).
- [ 3 ] WANG Y, PHAM H. Modeling the dependent competing risks with multiple degradation processes and random shock using time-varying copulas [ J ]. IEEE Transactions on Reliability, 2012, 61 ( 1 ): 13-22.
- [ 4 ] LIU Z, MA X, SHEN L, et al. Degradation shock based reliability models for fault tolerant systems [ J ]. Quality and Reliability Engineering International, 2016, 32 ( 3 ): 949-955.
- [ 5 ] AN Z, SUN D. Reliability modeling for systems subject to multiple dependent competing failure processes with shock loads above a certain level [ J ]. Reliability Engineering & System Safety, 2017, 157: 129-138.
- [ 6 ] CHA J H, FINKELSTEIN M. Point processes for reliability analysis: Shocks and repairable systems [ M ]. Berlin: Springer, 2018.
- [ 7 ] FINKELSTEIN M, CHA J H. Stochastic modeling for reliability: Shocks, burn-in and heterogeneous populations [ M ]. Berlin: Springer, 2013: 9-17.
- [ 8 ] TANG D, YU J, CHEN X, et al. An optimal condition based maintenance policy for a degrading system subject to the competing risks of soft and hard failure [ J ]. Computers & Industrial Engineering, 2015, 83: 100-110.
- [ 9 ] HAO P, FENG Q, COIT D W. Reliability and maintenance modeling for systems subject to multiple dependent competing failure processes [ J ]. IIE Transactions, 2010, 43 ( 1 ): 12-22.
- [ 10 ] RAFIEE K, FENG Q M, COIT D W. Condition-based maintenance for repairable deteriorating systems subject to a generalized mixed shock model [ J ]. IEEE Transactions on Reliability, 2015, 64 ( 4 ): 1164-1174.
- [ 11 ] SONG S, COIT D W, FENG Q. Reliability analysis of multiple-component series systems subject to hard and soft failures with dependent shock effects [ J ]. IIE Transactions, 2016, 48 ( 8 ): 720-735.
- [ 12 ] RAFIEE K, FENG Q, COIT D W. Reliability analysis and condition-based maintenance for failure processes with degradation-dependent hard failure threshold [ J ]. Quality and Reliability Engineering International, 2017, 33 ( 7 ): 1351-1366.
- [ 13 ] 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.
- [ 14 ] KEEDY E, FENG Q. Reliability analysis and customized preventive maintenance policies for stents with stochastic dependent competing risk processes [ J ]. IEEE Transactions on Reliability, 2013, 62 ( 4 ): 887-897.
- [ 15 ] LIU B, XIE M, XU Z, et al. An imperfect maintenance policy for mission-oriented systems subject to degradation and external shocks [ J ]. Computers & Industrial Engineering, 2016, 102: 21-32.
- [ 16 ] GUO C, WANG W, GUO B, et al. Maintenance optimization for systems with dependent competing risks using a copula function [ J ]. Eksploatacja I Niezawodnos-Maintenance and Reliability, 2013, 15 ( 1 ): 9-17.

- [17] SUN F, LIU L, LI X, et al. Stochastic modeling and analysis of multiple nonlinear accelerated degradation processes through information fusion [J]. *Sensors*, 2016, 16(8):1242.
- [18] RAFIEE K, FENG Q M, COIT D W. Reliability modeling for dependent competing failure processes with changing degradation rate [J]. *IEE Transactions*, 2014, 46(5):483-496.
- [19] HAO S, YANG J. Reliability analysis for dependent competing failure processes with changing degradation rate and hard failure threshold levels [J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2018, 118:340-351.
- [20] NAKAGAWA T. *Shock and damage models in reliability theory* [M]. Berlin: Springer, 2007.
- [21] FAN M, ZENG Z, ZIO E, et al. Modeling dependent competing failure processes with degradation-shock dependence [J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2017, 165:422-430.
- [22] JIANG L, FENG Q M, COIT D W. Reliability and maintenance modeling for dependent competing failure processes with shifting failure thresholds [J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2012, 61(4):932-948.
- [23] SI X S, WANG W, HU C H, et al. Remaining useful life estimation based on a nonlinear diffusion degradation process [J]. *IEEE Transactions on Reliability*, 2012, 61(1):50-67.
- [24] BENTOUTOU Y. A real time EDAC system for applications on-board earth observation small satellites [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, 48(1):648-657.

作者简介:

孙富强 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 多退化过程与随机冲击竞争失效系统建模、多元相依加速退化模型等。

李艳宏 女, 硕士研究生。主要研究方向: 加速试验理论与应用、质保政策优化等。

程圆圆 女, 硕士研究生。主要研究方向: 竞争失效建模等。

## Competing failure modeling for degradation-shock dependence systems with shock toughness

SUN Fuqiang<sup>1,\*</sup>, LI Yanhong<sup>1</sup>, CHENG Yuanyuan<sup>2</sup>

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. The 52nd Research Institute, CETC, Hangzhou 310012, China)

**Abstract:** Failure of complex systems is usually the result of dependent competing between degradation failure and sudden failure caused by some random shocks. In this paper, a degradation-shock dependent competing failure model and reliability evaluation method based on nonlinear Wiener process are proposed for some systems with shock toughness. The  $m$ - $\delta$  shock model is used to consider the ability of the system to resist the shock load, that is, only when the random shock frequency is higher than a certain level, a sudden failure will occur, and in other cases, only the degradation process will be affected. On this basis, the nonlinear Wiener process model is modified to consider the effect of random shock on the degradation of the system in both the degradation increment and the degradation rate. Finally, a space memory unit case is used to verify the proposed method, and the parameter sensitivity analysis is carried out.

**Keywords:** shock toughness; degradation; random shock; dependence; competing failure; nonlinear Wiener process

Received: 2019-12-16; Accepted: 2020-02-03; Published online: 2020-02-10 10:53

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1046.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1046.001.html)

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61603018); National Key R & D Program of China (2018YFB0104504)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0633

# 分体四轮式空气循环制冷系统仿真及试验研究

杨涵<sup>1,2</sup>, 张兴娟<sup>1,2</sup>, 王超<sup>1,2</sup>, 杨春信<sup>1,2,\*</sup>

1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 先进无人飞行器北京市高精尖学科中心, 北京 100083



**摘 要:** 为了提高飞机座舱环境控制系统性能,同时降低设计和制造难度,提出了分体四轮式空气循环制冷系统。所提系统采用2个独立的二轮式涡轮冷却器代替一体化四轮式涡轮冷却器。基于焓参数法分析了分体四轮式及四轮式空气循环制冷系统的热力性能,结果显示2个系统热力性能一致。基于实验室现有部件搭建了分体四轮式空气循环制冷系统原理样机,摸底测试表明,系统最大制冷量可达12.0 kW,制冷量理论值与试验值的误差分布在±15%以内,验证了焓参数法的有效性。原理样机的性能系数分布在0.21~1.15之间。所提系统可为国产大飞机环境控制系统的研制提供良好的技术储备。

**关键词:** 环境控制系统; 空气循环制冷系统; 四轮; 焓参数法; 原理样机

**中图分类号:** V228.3; TB617.4

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2203-08

旅客机从地面起飞到10 km巡航,环境温度从40℃下降至-25℃,气压从101.3 kPa下降至26.5 kPa,湿度从19 g/kg(表示每1 kg干空气中有19 g的水蒸气,下同)下降至1 g/kg<sup>[1]</sup>。飞机座舱环境控制系统(Environmental Control System, ECS)是维持舱内压力、温度/湿度及空气品质等参数的重要保障,现役旅客机的ECS多采用空气循环制冷系统(Air Cycle refrigeration System, ACS)<sup>[2]</sup>,包括波音公司的B747~B787、空客公司的A330~A380<sup>[3-7]</sup>、商飞公司的ARJ21及C919等<sup>[8]</sup>。机载ACS经过了近80年的发展<sup>[9-10]</sup>,发展了:①二轮式,包括简单式和升压式,应用于B737、MD-80等机型<sup>[11]</sup>;②三轮升压式,应用于B747、A320等机型;③四轮升压式等系统形式,应用于B777、A380和B787等机型。为了避免湿度对ACS性能、飞行过程的经济性,以及舱壁寿命造成影响<sup>[12-13]</sup>,ECS中还设计了低压除水或者高压除水功能。

目前,代表旅客机最高技术水平的ACS是四轮升压式高压除水ACS(简称四轮式ACS)。四轮式ACS于20世纪90年代研发,将三轮式ACS由一级涡轮膨胀改为两级涡轮膨胀,通过控制一级涡轮出口温度高于零度,有效解决三轮式ACS出现的冷凝器冻堵问题<sup>[14]</sup>;此外,二级涡轮出口温度可以低于零度,实现高效制冷。De-francesco<sup>[15]</sup>对比计算了三轮式ACS和四轮式ACS的热力参数,同时估算了系统质量,结果发现四轮式ACS在除水性能上更好,同时能有效避免冻堵的发生,质量上也轻于三轮式ACS。

四轮式ACS的核心部件是四轮式涡轮冷却器,包括2个涡轮叶片、1个压气机叶片及1个风扇叶片。4个高速旋转部件安装在同一根轴上<sup>[16]</sup>,各部件的流量、效率、功率都要在相同转速下满足设计要求,因此设计和制造难度很大,目前国内尚不具备研制四轮式涡轮冷却器的能力,最新技术为三轮式涡轮冷却器<sup>[17-18]</sup>,即1个涡轮叶

收稿日期: 2019-12-18; 录用日期: 2020-03-15; 网络出版时间: 2020-03-20 16:50

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200320.1426.001.html

基金项目: 国家“973”计划(2012CB72106)

\* 通信作者。E-mail: yangchunxin@sina.com

**引用格式:** 杨涵, 张兴娟, 王超, 等. 分体四轮式空气循环制冷系统仿真及试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2203-2210. YANG H, ZHANG X J, WANG C, et al. Simulation and test study on split four-wheel air cycle refrigeration system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2203-2210 (in Chinese).

片、1个压气机叶片及1个风扇叶片安装在同一根轴上。为解决该问题,尽管有研究者提出将四轮同轴结构改为双轴套筒结构<sup>[19]</sup>,但是未对系统的热力性能进行具体分析。

四轮式 ACS 的关键创新是通过两级膨胀实现高效除湿和制冷。本文立足于国内自主技术,提出将四轮同轴结构变为2个独立两轮式组件的分体四轮式涡轮冷却器,不限制两轴安装的相对位置,形成分体四轮升压式高压除水 ACS (简称分体四轮式 ACS)。另外,还进一步采用焓参数法对比分体四轮式 ACS 和四轮式 ACS 的热力性能,并搭建分体四轮式 ACS 原理样机开展系统性能摸底测试。本文研究成果为国产大飞机 ECS 的研制提供了技术储备。

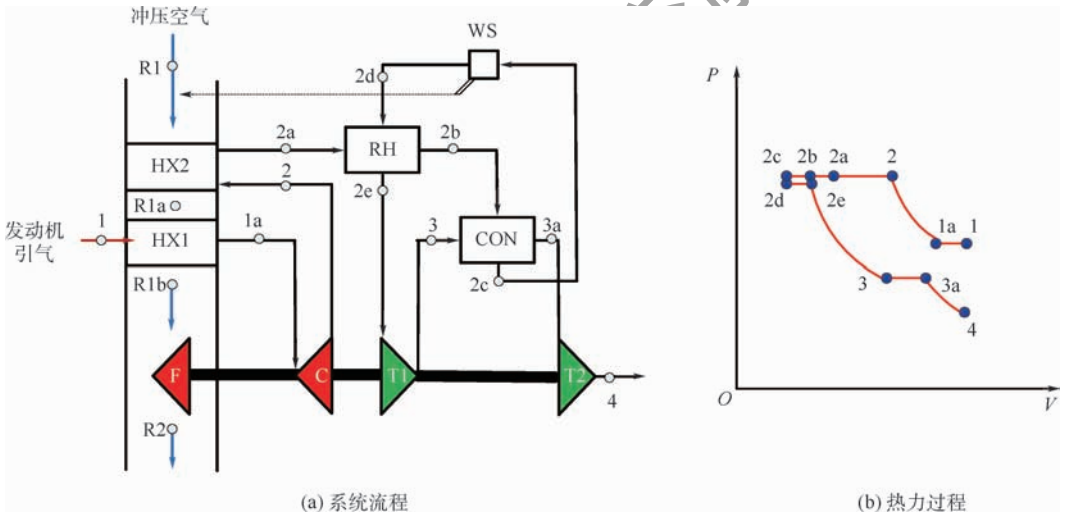
### 1 系统原理

现役飞机采用的四轮式 ACS 流程及热力过程如图1所示。图中: $P$  为各状态点压力,  $kPa$ ;  $V$  为各状态点体积,  $m^3/kg$ 。该系统工作原理是:增压空气(发动机引气或电动增压空气)进入初级散热器 HX1 中冷却,在压气机 C 中进一步被压缩,出口的高温高压气体进入次级散热器 HX2 冷却,然后依次经过回热器 RH 和冷凝器 CON 的热边,空气在流动过程中达到饱和凝出水分,进入水分离器 WS 中分出游离水,出口的干燥空气经过回热器 RH 冷边后在一级涡轮 T1 内膨胀降温,经过冷凝器 CON 冷边后在二级涡轮 T2 中再次膨胀,达到 ACS 出口温度和压力的要求。系统中分

出的水可以喷入次级散热器冷边,增强换热效果。换热器冷边的冲压空气由风扇 F 驱动。风扇及压气机由一级涡轮和二级涡轮共同驱动。从结构上来说,四轮式 ACS 中的2个涡轮叶片、1个压气机叶片、1个风扇叶片等4个高速旋转部件需要在同一转速下保持高性能的工作状态,部件间的流量、效率、功率受到转速的制约,系统设计难度较高。波音公司在新研发的 B787 客机上已经停止使用这种共轴四轮式系统,而是采用单独电机驱动风扇,两级涡轮共同驱动压气机<sup>[20]</sup>。

本文提出的分体四轮式 ACS 流程及热力过程如图2所示。一级涡轮与压气机同轴,对空气进行压缩;二级涡轮与风扇同轴,抽吸换热器冷边冲压空气。空气经历了与四轮式 ACS 相同的热力过程,在涡轮内实现双级膨胀,保证了系统的制冷性能。但是该系统与四轮式 ACS 的不同之处在于:压气机 C 和风扇 F 由一级涡轮 T1 和二级涡轮 T2 分别驱动,解除了4个部件转速一致的限制。分体四轮实际是由一个涡轮-压气机涡轮冷却器和一个涡轮-风扇涡轮冷却器代替了一体化四轮式涡轮冷却器(涡轮-涡轮-压气机-风扇)。

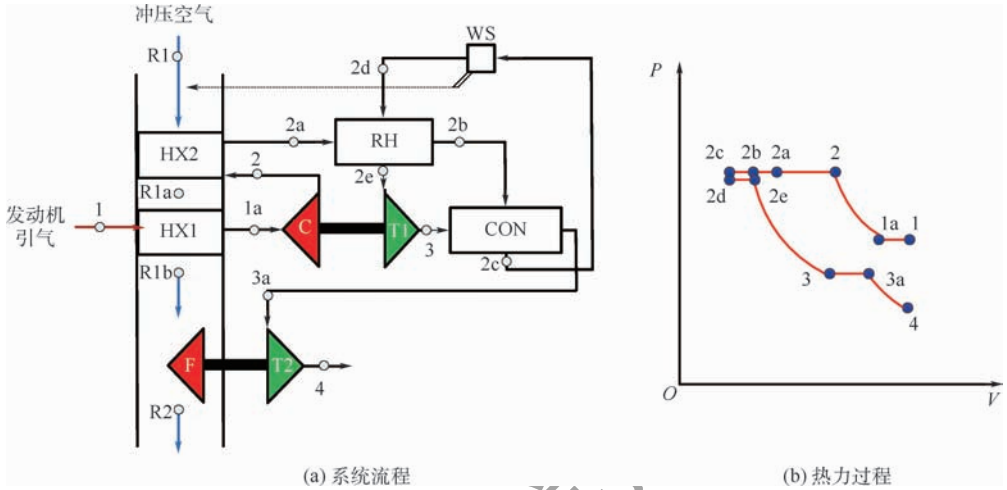
从图1和图2的热力过程可以看出,尽管系统结构存在差异,但空气经历的热力过程一致。分体四轮式 ACS 与四轮式 ACS 一样采用双级膨胀,可解决冷凝器的冻堵问题;不同点在于:分体四轮式 ACS 将涡轮-压气机、涡轮-风扇组件安装在2根轴上,对系统总约束来说增加了一个功率平衡方程,实现了2级涡轮的解耦控制,减弱了部件匹配的难度。



1→1a 表示初级散热器(等压放热); 1a→2 表示压气机(等熵压缩); 2→2a 表示次级散热器(等压放热); 2a→2b 表示回热器热边(等压放热); 2b→2c 表示冷凝器热边(等压放热); 2c→2d 表示水分离器; 2d→2e 表示回热器冷边(等压吸热); 2e→3 表示一级涡轮(等熵膨胀); 3→3a 表示冷凝器冷边(等压吸热); 3a→4 表示二级涡轮(等熵膨胀)。

图1 四轮式 ACS 流程及热力过程

Fig. 1 Schematic diagram of four-wheel ACS flow and thermal process



1→1a 表示初级散热器(等压放热); 1a→2 表示压气机(等熵压缩); 2→2a 表示次级散热器(等压放热); 2a→2b 表示回热器热边(等压放热); 2b→2c 表示冷凝器热边(等压放热); 2c→2d 表示水分离器; 2d→2e 表示回热器冷边(等压吸热); 2e→3 表示一级涡轮(等熵膨胀); 3→3a 表示冷凝器冷边(等压吸热); 3a→4 表示二级涡轮(等熵膨胀)。

图 2 分体四轮式 ACS 流程及热力过程

Fig. 2 Schematic diagram of split four-wheel ACS flow and thermal process

## 2 理论分析

### 2.1 焓参数法

为进一步评估分体四轮式 ACS 与四轮式 ACS 之间的性能差异,利用焓参数法对系统进行数学建模及热力计算。该方法适用于复杂的 ACS 仿真,已在两轮式、三轮式及四轮式 ACS 中得到应用<sup>[21-23]</sup>。焓作为状态参数表征了两相工质热质交换的动力学特征,是对湿空气温度和含湿量的综合描述。以 0℃ 的空气与 0℃ 的液态水为零参考焓值点,湿空气各点焓与温度、含湿量和饱和含湿量有如下函数关系:

$$h = f(t, d, d_{sat}) \quad (1)$$

式中:  $h$  为湿空气的焓, kJ/kg;  $t$  为温度, °C;  $d$  为含湿量, g/kg;  $d_{sat}$  为饱和含湿量, g/kg。

湿空气的饱和含湿量可以按照式(2)、式(3)进行计算:

$$d_{sat} = 622 \frac{P_{sat}}{P - P_{sat}} \quad (2)$$

$$P_{sat} = 602.4 \times 10^{\frac{7.45t}{235+t}} \quad (3)$$

式中:  $P$  为湿空气的压力, kPa;  $P_{sat}$  为  $t$  所对应的饱和水蒸气分压, kPa。

系统中包括初级散热器、次级散热器、回热器、冷凝器等 4 个换热器,冷边流量大于等于热边流量,其焓效率为

$$\eta_{HX} = (h_{h,i} - h_{h,o}) / (h_{h,i} - h_{c,i}) \quad (4)$$

式中:  $\eta_{HX}$  为换热器效率;  $h_{h,i}$  为换热器热边进口焓值, kJ/kg;  $h_{h,o}$  为换热器热边出口焓值, kJ/kg;  $h_{c,i}$  为换热器冷边进口焓值, kJ/kg。

换热器冷热边能量平衡关系为

$$G_h (h_{h,i} - h_{h,o}) = G_c (h_{c,o} - h_{c,i}) \quad (5)$$

式中:  $h_{c,o}$  为换热器冷边出口焓值, kJ/kg;  $G_h$  为换热器热边空气流量, kg/s;  $G_c$  为换热器冷边空气流量, kg/s。

压气机进、出口焓值的关系如式(6)所示(风扇进出口焓值也满足此关系式):

$$\frac{h_{c,o} + 273.15c_p}{h_{c,i} + 273.15c_p} = 1 + \frac{1}{\eta_c} (\pi_c^{0.286} - 1) \quad (6)$$

式中:  $h_{c,i}$ 、 $h_{c,o}$  分别为压气机进、出口焓值, kJ/kg;  $c_p$  为常温下干空气的定压比热, kJ/(kg·K);  $\eta_c$  为压气机效率;  $\pi_c$  为压气机压比。

涡轮进、出口焓值的关系为

$$\frac{h_{T,i} + 273.15c_p}{h_{T,o} + 273.15c_p} = 1 - \eta_T (1 - \pi_T^{-0.286}) \quad (7)$$

式中:  $h_{T,i}$ 、 $h_{T,o}$  分别为涡轮进、出口焓值, kJ/kg;  $\eta_T$  为涡轮效率;  $\pi_T$  为涡轮压比。

液态水的显热量在湿空气焓中所占比例很小,可认为高压水分离器进、出口的湿空气焓近似相等:

$$h_{w,o} = h_{w,i} \quad (8)$$

式中:  $h_{w,i}$ 、 $h_{w,o}$  分别为水分离器进、出口焓值, kJ/kg。

冲压空气入口状态参数采用滞止参数:

$$T_{R1} = T_\infty \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (9)$$

$$P_{R1} = P_\infty \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (10)$$

式中:  $T_{R1}$  为冲压空气滞止温度, K;  $P_{R1}$  为冲压空气滞止压力, kPa;  $T_\infty$  为环境温度, K;  $k$  为等熵指数;  $P_\infty$  为环境压力, kPa;  $Ma$  为飞机飞行马赫数。

分体四轮式 ACS 和四轮式 ACS 系统功率约束分别为

$$\begin{cases} W_{T1} = W_C \\ W_{T2} = W_F \end{cases} \quad (11)$$

$$W_{T1} + W_{T2} = W_C + W_F \quad (12)$$

式中： $W_{T1}$ 为一级涡轮输出功率，kW； $W_C$ 为压气机输入功率，kW； $W_{T2}$ 为二级涡轮输出功率，kW； $W_F$ 为风扇输入功率，kW。

运用焓参数法可以匹配出各点状态参数及关键部件的性能指标，计算流程如图 3 所示。

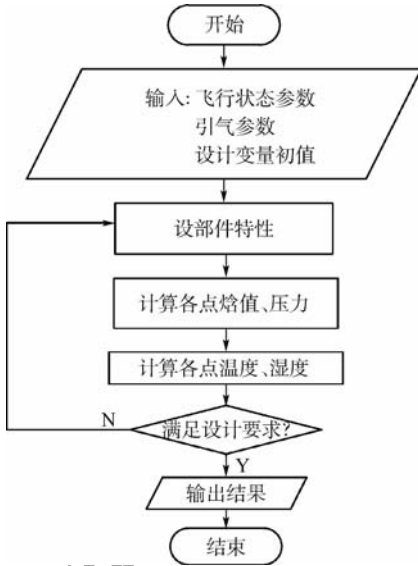


图 3 焓参数法计算流程

Fig. 3 Calculation flow chart of enthalpy parameter method

## 2.2 算例分析

以传统的发动机引气-地面起飞工况为例进行计算，环境参数参照 MIL-STD-210<sup>[1]</sup> 中的热天大气数据，计算工况为地面起飞，环境参数如表 1 所示，关键部件的性能匹配结果如表 2 所示。

图 4 显示了分体四轮式 ACS 与四轮式 ACS 计算结果的  $P-V$  图。可以看出，系统内各状态点在热力图上的分布，2 个系统热力过程基本一致。引气在初级散热器内释放热量，减少了压气机的输入功率。空气经压气机进一步压缩后处于高温

表 1 飞行环境参数

环境参数	数值
飞行高度/km	0
马赫数	0.19
环境温度/°C	40
环境压力/kPa	101.325
环境湿度/(g·kg <sup>-1</sup> )	19
引气温度/°C	180
引气压力/kPa	300
引气湿度/(g·kg <sup>-1</sup> )	19
座舱压力/kPa	101.325

高压状态，增大了次级散热器内的换热温差，同时高压状态下露点温度更高，冷凝器中的空气更容易凝出水分。空气经一级涡轮膨胀后，可以保持温度处于零上，从而避免冷凝器冻堵。冷凝器出口空气二次膨胀，进一步降低空气温度。经过对比，分体四轮式 ACS 系统的热力性能与四轮式 ACS 基本一致，也更加符合国内的技术水平，是大型民机国产化的合适方案。

表 2 关键部件性能匹配结果

Table 2 Matching results of key components

关键部件性能	分体四轮式 ACS 系统	四轮式 ACS 系统
初级散热器效率	0.8	0.8
压气机效率	0.72	0.72
压气机压比	1.36	1.36
次级散热器效率	0.77	0.77
回热器效率	0.51	0.51
冷凝器效率	0.35	0.35
高压水分离器效率	0.8	0.8
一级涡轮效率	0.8	0.8
一级涡轮膨胀比	2.10	2.13
二级涡轮效率	0.77	0.77
二级涡轮膨胀比	1.79	1.77
风扇效率	0.25	0.25
风扇压比	1.05	1.05
系统冷热流路比	1.5	1.5

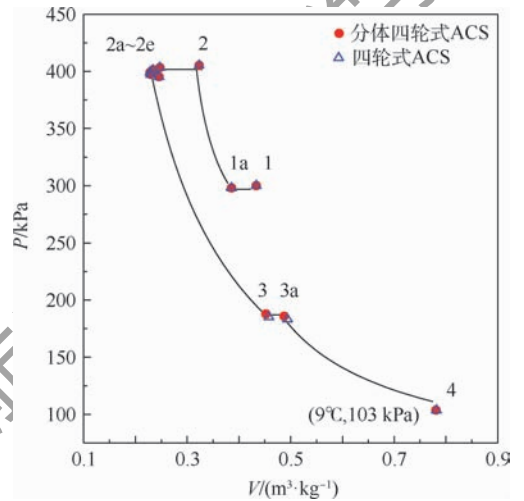


图 4 分体四轮式 ACS 与四轮式 ACS 仿真结果对比

Fig. 4 Comparison of simulation results of split four-wheel ACS and four-wheel ACS

## 3 试验平台

为测试分体四轮式 ACS 的可行性及其性能，集成原理样机如图 5 (a) 所示，系统外形尺寸为 1 200 mm × 770 mm × 320 mm。搭建分体四轮式 ACS 测试平台如图 5 (b) 所示。分体四轮式 ACS 测试平台流程如图 6 所示，试验台由 3 部分组成：发动机引气模拟系统、冲压空气模拟系统及待测

试的 ACS。

发动机引气模拟系统提供驱动 ACS 工作的高温高压空气。来自实验室气源常温干燥的高压气体流经电炉被加热后,供入待测试的 ACS 中。



(a) 原理样机



(b) 测试平台

图 5 分体四轮式 ACS 实物图

Fig.5 Picture of split four-wheel ACS

通过控制电炉的加热功率来模拟发动机引气的温度,通过阀门 V1 ~ V3 调节发动机引气的流量,引气压力由气源压力确定。

冲压空气模拟系统提供初级散热器和次级散热器的冷边空气。利用分体四轮式 ACS 系统中的风扇帮助克服空气流动阻力。在试验过程中,将涡轮出口空气直接通入系统冷边作为热沉,空气流量不足时,可以打开阀门 V4 进行补充。

分体四轮式 ACS 主要由初级散热器,次级散热器、回热器、冷凝器、涡轮-压气机涡轮冷却器,涡轮-风扇涡轮冷却器、高压水分离器等部件构成。样机中各部件均为实验室内现成组件,未按照算例中的部件特性匹配结果进行研制。

试验过程中,测试 ACS 在不同入口温度、压力、流量下的热力性能。利用流量计 G1、G2 分别测量模拟引气和冲压空气的空气流量。利用温度、压力传感器测量各状态点的温度和压力。利用湿度传感器 DS、D1、D2 测量空气相对湿度。利用转速计 N1、N2 分别测量涡轮-压气机和涡轮-风扇组件的转速。试验系统中测量仪器明细如表 3 所示。试验数据通过数据采集系统自动记录和保存。

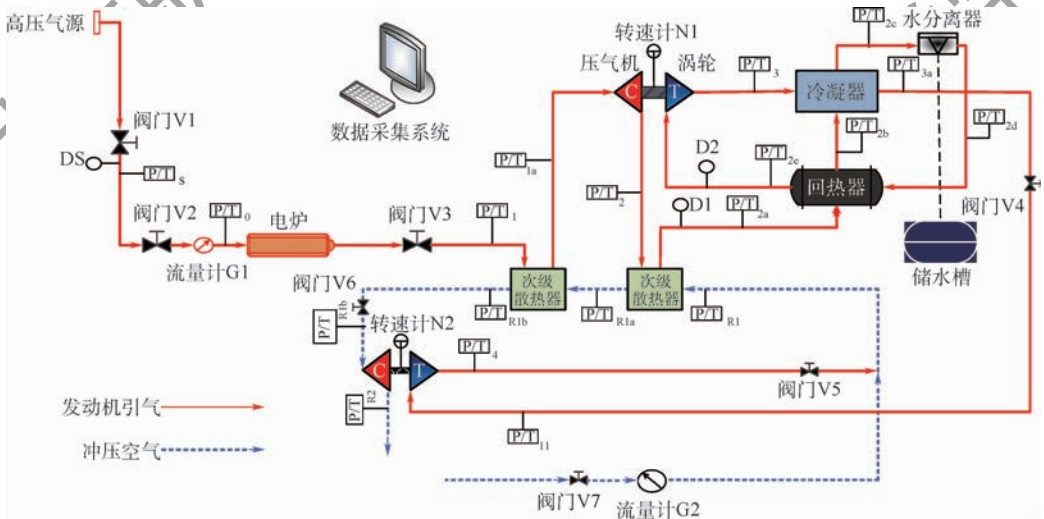


图 6 分体四轮式 ACS 测试平台流程

Fig.6 Flow chart of split four-wheel ACS test bench

表 3 测量仪器性能

Table 3 Performance of measurement instruments

传感器	产品型号	测量范围	测量精度/%	测量参数
质量流量计	艾默生 CMF200M	0 ~ 3 000 kg/h	0.35	发动机引气流量
喷嘴流量计	西安中星博纳 BN-BP-DN100	0 ~ 1 500 kg/h	1.0	冲压空气补充流量
温度传感器	昆仑海岸 JWB	多种量程	0.5	测量各状态点温度
压力传感器	昆仑海岸 JYB-KO-M	多种量程	0.5	测量各状态点压力
湿度仪	维萨拉 HMT-334/罗卓尼克 E-M-HC2	0 ~ 100% RH	1.0/0.5	各点相对湿度

## 4 结果与讨论

测试过程中,模拟发动机引气和冲压空气的入口状态如表4所示,共获得65组数据,其中系统出口温度最低达到 $-34.2^{\circ}\text{C}$ 。系统出口冷空气供入座舱,吸收座舱热载荷及电子设备热载荷,最后排出舱外。座舱排气温度 $t_e$ 一般取 $35^{\circ}\text{C}$ ,根据系统出口温度和引气流量,按照式(13)可以计算出分体四轮式ACS的制冷量:

$$Q = G_t c_p (t_e - t_4) / 3600 \quad (13)$$

式中: $Q$ 为系统制冷量,kW; $G_t$ 为模拟引气流量,kg/h; $c_p$ 为空气比热,kJ/(kg·K); $t_4$ 为分体四轮式ACS系统出口温度, $^{\circ}\text{C}$ ;  $t_e$ 为座舱排气温度, $^{\circ}\text{C}$ 。

除了利用试验测量的系统出口温度外,本文按照焓参数法计算了不同工况下系统出口温度(进气参数及部件性能等输入条件参照试验数据),分别得到制冷量的试验结果和计算结果,两者对比如图7所示。计算结果与试验结果的误差基本在 $\pm 15\%$ 以内,验证了焓参数法预测ECS热力性能的可靠性,这也说明本文对于分体四轮式ACS和四轮式ACS系统的热力性能一致的结论

表4 分体四轮式ACS测试工况

Table 4 Test conditions of split four-wheel ACS

参数	数值
引气压力/kPa	251.8 ~ 708.1
引气温度/ $^{\circ}\text{C}$	42.0 ~ 184.7
引气含湿量/(g·kg $^{-1}$ )	0.31 ~ 6.07
引气流量/(kg·h $^{-1}$ )	201.3 ~ 654.8
冲压空气流量/(kg·h $^{-1}$ )	341.5 ~ 906.6

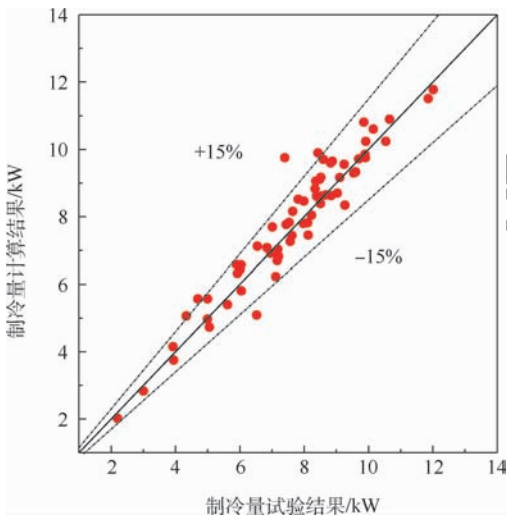


图7 分体四轮式ACS制冷量计算与试验结果对比

Fig.7 Comparison of refrigeration capacity calculation and test results of split four-wheel ACS

是正确的。测试结果显示,系统最大制冷量为12.0 kW,此时引气入口流量为634.0 kg/h,入口温度为 $84.7^{\circ}\text{C}$ 。

定义分体四轮式ACS性能系数(Coefficient of Performance, COP)如式(14)所示,平均误差 $\bar{\varepsilon}$ 定义如式(15)所示。COP随引气无量纲过余温度 $\bar{\theta}_1$ 的变化情况如图8所示,焓参数法的计算结果与试验结果基本一致,平均误差6.3%。系统COP的试验值在0.21~1.15之间,随着 $\bar{\theta}_1$ 的增大呈下降趋势。

$$\text{COP} = \frac{Q}{W_N} = \frac{t_e - t_4}{t_1 - t_{R1}} = \frac{1 - \bar{\theta}_4}{\bar{\theta}_1} \quad (14)$$

式中: $W_N$ 为制冷系统输入净功,kW; $t_1$ 为发动机引气入口温度, $^{\circ}\text{C}$ ;  $t_{R1}$ 为冲压空气入口温度, $^{\circ}\text{C}$ ;  $\bar{\theta}_1$

为发动机引气无量纲过余温度,  $\bar{\theta}_1 = \frac{t_1 - t_{R1}}{t_e - t_{R1}}$ ;  $\bar{\theta}_4$

为制冷系统出口无量纲过余温度,  $\bar{\theta}_4 = \frac{t_4 - t_{R1}}{t_e - t_{R1}}$ 。

$$\bar{\varepsilon} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left| \frac{\text{COP}_{\text{cal},i} - \text{COP}_{\text{exp},i}}{\text{COP}_{\text{exp},i}} \right| \quad (15)$$

式中: $N$ 为工况数; $\text{COP}_{\text{cal},i}$ 为第 $i$ 个工况的COP计算结果; $\text{COP}_{\text{exp},i}$ 为第 $i$ 个工况的COP试验结果。

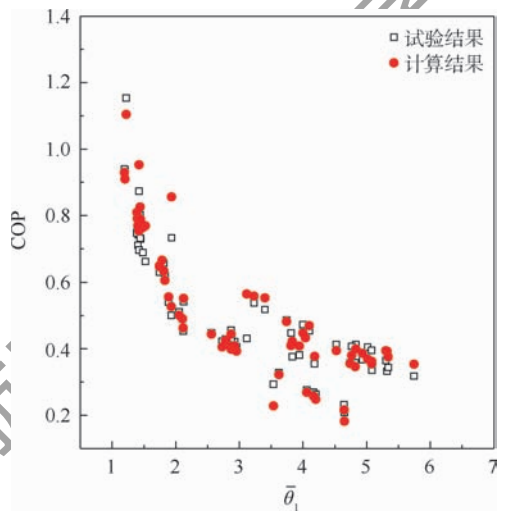


图8 分体四轮式ACS的COP随 $\bar{\theta}_1$ 的变化

Fig.8 Variation of COP with  $\bar{\theta}_1$  of split four-wheel ACS

## 5 结论

1) 本文提出的分体四轮式ACS利用涡轮-风扇、涡轮-压气机2个两轮式涡轮冷却器替代了四轮式涡轮冷却器,实现两级涡轮膨胀,取消4个高速部件转速一致的限制。由于国内两轮式涡轮冷却器研制技术成熟、性能水平高,因此,所提系统可降低现役先进旅客机四轮式ACS的制造难度,有望实现“中国造”的大飞机

环境控制系统。

2) 基于焓参数法分析了分体四轮式与四轮式 ACS 的热力过程,结果显示尽管结构不同,2 个系统的热力性能仍保持一致。

3) 65 组不同工况摸底试验表明,分体四轮式 ACS 原理样机系统出口温度最低为  $-34.2^{\circ}\text{C}$ ,最高制冷量为  $12.0\text{ kW}$ ,系统 COP 最高为 1.15。

需要说明的是,因研制周期和经费约束,本文原理摸底试验中的部件选型未能根据系统性能热力计算获得的参数进行研制,而是基于已有的某型歼击机环境控制系统的成熟部件。

### 参考文献 (References)

- [1] U. S. Department of Defense. The US department non-standard atmospheres; MIL-STD-210[S]. Washington, D. C.; U. S. Department of Defense, 1953.
- [2] LINNETT K, CRABTREE R. What's next in commercial aircraft environmental control systems? [C] // 23rd International Conference on Environmental Systems. Warrendale; SAE International, 1993: 932057.
- [3] HERZOG J. Electrification of the environmental control system [C] // 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006: 4-4.
- [4] HUNT E H, REID H, SPACE D R, et al. Commercial airliner environmental control system (engineering aspects of cabin air quality) [C] // The Aerospace Medical Association Annual Meeting, 1995: 1-8.
- [5] SLINGERLAND R, ZANDSTRA S. Bleed air versus electric power off-takes from a turbofan gas turbine over the flight cycle [C] // 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference. Reston; AIAA, 2007: 18-20.
- [6] BRASSEUR A, LEPPERT W, PRADILLE A. Inside the 747-8 new environmental control system [J]. Aeromagazine, 2012, 1: 19-25.
- [7] ZHOU W. Cabin environment and air quality in civil transport aircraft [D]. Swindon; Cranfield University, 2012.
- [8] 顾仁碗, 焦毅. 浅析民用飞机空调制冷技术 [J]. 科技与创新, 2017(11): 23-24.
- GU R W, JIAO Y. Analysis of civil air conditioning refrigeration technology [J]. Technology and Innovation, 2017(11): 23-24 (in Chinese).
- [9] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 2-3.
- SHOU R Z, HE H S. Aircraft environmental control [M]. Beijing; Beihang University Press, 2006: 2-3 (in Chinese).
- [10] 陈元先. 旅科机环境控制系统的发展 [J]. 航空学报, 1999, 20(S1): 7-9.
- CHEN Y X. Evolution of the environmental control systems for commercial aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(S1): 7-9 (in Chinese).
- [11] 张兴娟, 杨春信, 袁修干. 大飞机座舱制冷系统发展概述 [C] // 中国航空学会 2007 年学术年会. 北京: 中国航空学会, 2007: 1-5.
- ZHANG X J, YANG C X, YUAN X G. Development of cabin refrigeration system for large aircraft [C] // 2007 Academic Annual Meeting of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Beijing; Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1-5 (in Chinese).
- [12] HUBER P, SCHUSTER K, TOWNSEND R. Controlling nuisance moisture in commercial airplanes [EB/OL]. (1999-01-05) [2019-10-17]. [http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero\\_05/textonly/m01txt.html](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_05/textonly/m01txt.html).
- [13] 李国辉. 客机墙体水分解聚规律的探究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2017.
- LI G H. Moisture accumulation in commercial aircraft walls [D]. Dalian; Dalian University of Technology, 2017 (in Chinese).
- [14] WARNER J L. Environmental control system condensing cycle; US Patent; No. 5086622 [P]. 1992-02-17.
- [15] DEFRANCESCO G L. Condensing cycle air conditioning system [C] // 23rd International Conference on Environmental Systems. Warrendale; SAE International, 1993: 932056.
- [16] MAHER J F, CONN E, MERRITT B J, et al. Four wheel air cycle machine; US Patent; No. 5309735 [P]. 1994-05-10.
- [17] 刘建庆, 胡文超. 环控系统发展取得新成果 [J]. 2002(12): 49.
- LIU J Q, HU W C. New achievements in the development of environmental control system [J]. Defence Science & Technology Industry, 2002(12): 49 (in Chinese).
- [18] 党晓民, 成杰, 林丽. 我国大型飞机环境控制系统研制展望 [J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 21-24.
- DANG X M, CHENG J, LIN L. Development of the environmental control system of Chinese large aircraft [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 21-24 (in Chinese).
- [19] 胡芳. 四轮升压式高压除水制冷系统的改进分析 [J]. 江苏航空, 2012(S1): 42-45.
- HU F. Improvement of four-wheel bootstrap air cycle system with high-pressure water separation [J]. Jiangsu Aviation, 2012(S1): 42-45 (in Chinese).
- [20] Boeing. 787 dreamliner airplane systems ebook [M/CD]. [2019-10-17].
- [21] 王安良, 杨春信, 胡创利. 飞机环境控制系统的焓参数匹配方法 [J]. 工程热物理学报, 2003, 24(2): 325-327.
- WANG A L, YANG C X, HU C L. A methodology for matching enthalpy parameters of environmental control system [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(2): 325-327 (in Chinese).
- [22] 张兴娟, 李峰, 杨春信. 三轮升压式高压除水系统焓参数法性能计算 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1938-1941.
- ZHANG X J, LI F, YANG C X. Calculation method for matching enthalpy parameter of three-wheel bootstrap high-pressure water-separated system [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1938-1941 (in Chinese).
- [23] 张兴娟, 李峰, 杨春信. 大飞机四轮升压制冷系统焓参数法匹配计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(9): 1909-

1912.

ZHANG X J, LI F, YANG C X. Calculatin method for matching enthalpy parameter of four-wheel refrigeration system for civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(9): 1909-1912 (in Chinese).

作者简介:

杨涵 女, 博士。主要研究方向: 飞行器环控。

杨春信 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 人机与环境工程。

## Simulation and test study on split four-wheel air cycle refrigeration system

YANG Han<sup>1,2</sup>, ZHANG Xingjuan<sup>1,2</sup>, WANG Chao<sup>1,2</sup>, YANG Chunxin<sup>1,2,\*</sup>

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

2. Beijing Advanced Discipline Center for Unmanned Aircraft System, Beijing 100083, China)

**Abstract:** In order to improve the performance of cabin environmental control system and reduce the difficulty of design and manufacture, the split four-wheel air cycle refrigeration system was proposed. Two split two-wheel turbine coolers were used instead of integral four-wheel cooler. Based on the enthalpy parameter method, the thermal performance of split four-wheel and four-wheel air cycle refrigeration system was analyzed. Results showed that the two systems have the same thermal performance. A prototype of split four-wheel air cycle refrigeration system was built and tested, and the maximum refrigeration capacity was 12.0 kW. The error between theoretical value and test value of refrigeration capacity was within  $\pm 15\%$ , which verified the correctness of enthalpy parameter method. The coefficient of performance of the prototype was between 0.21 and 1.15. The split four-wheel air cycle system can provide research ideas for the development of domestic airliner environmental control system.

**Keywords:** environmental control system; air cycle refrigeration system; four-wheel; enthalpy parameter method; prototype

Received: 2019-12-18; Accepted: 2020-03-15; Published online: 2020-03-20 16:50

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200320.1426.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200320.1426.001.html)

Foundation item: National Basic Research Program of China (2012CB72106)

\* Corresponding author. E-mail: yangchunxin@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0604

# 多表冗余惯导数据融合算法及在自对准中的应用



郭建刚<sup>1,2</sup>, 陈鹏<sup>3</sup>, 郑伟<sup>1,\*</sup>

1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073; 2. 北京航天时代激光导航技术有限责任公司, 北京 100094;

3. 上海航天技术研究院北京研发中心, 北京 100081)

**摘 要:** 针对多表冗余惯导系统的自对准问题, 基于某型三正交两斜置冗余的十表惯导系统, 对仪表数据融合算法进行了研究。通过分析和仿真验证了最小二乘估计的数据融合算法在提高系统自对准精度中的有效性, 并在静态对准试验的基础上, 构造了基于仪表零偏稳定性的加权矩阵。试验结果表明: 相较于只使用正交仪表的数据, 数据融合可以有效提高系统自对准精度, 使斜置冗余仪表的数据得到充分利用, 改进算法精度比马尔可夫估计有所提高。

**关键词:** 多表冗余; 数据融合; 自对准; 最小二乘估计; 惯导系统

**中图分类号:** V249.3

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2211-06

激光陀螺捷联惯导系统(Laser Strapdown Inertial Navigation System, LSINS)具有动态范围广、耐冲击振动、可靠性高等优点, 远征一号、嫦娥探测器等空间飞行器及多数现役火箭均采用LSINS提供姿态、位置等导航信息。多表冗余惯导系统通过仪表冗余设计, 显著提高系统的可靠性, 国外如波音777飞机的FT/ADIRS(Fault-Tolerant/Air Data Inertial Reference System)容错大气数据参考系统和“德尔它”系列火箭的RIFCA(Redundant Inertial Flight Control Assembly)冗余激光捷联惯导系统<sup>[1]</sup>等都采用了多表冗余设计。国内对多表冗余惯导系统进行了多年的研究与探索, 已有多型采用三正交加斜置冗余配置的惯导系统得到工程应用, 其中斜置冗余仪表仅用于故障检测。

空间飞行器等起飞前需要通过初始对准获得姿态初值, 目前普遍使用光学瞄准方案。与光学

瞄准相比, 惯导自对准需要的设备和人力更少, 操作流程大大简化, 更符合当前低成本、快速发射的发展趋势<sup>[2]</sup>。国内外的专家学者对晃动基座上的自对准技术进行了大量研究, 提出了许多更优的自对准方案和自对准算法, 显著提高了对准精度<sup>[3-6]</sup>。

对于多表冗余惯导系统而言, 冗余仪表用于故障检测和隔离, 同时还可通过数据融合技术提高惯导系统的测量和导航精度<sup>[7-10]</sup>。通过多传感器数据融合技术, 充分利用所有的冗余测量数据, 可以得到姿态和速度信息的最优估计值。数据融合技术可以有效抑制测量数据中的随机误差, 为提高惯导系统自对准精度提供了另外一条有效途径。

本文基于某型多表冗余惯导系统, 对数据融合技术在多表冗余惯导系统自对准中的应用及数据融合算法进行了研究。

收稿日期: 2019-11-26; 录用日期: 2019-12-06; 网络出版时间: 2019-12-19 17:51

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191219.1531.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191219.1531.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金(0901010517001)

\*通信作者. E-mail: zhengwei@nudt.edu.cn

**引用格式:** 郭建刚, 陈鹏, 郑伟. 多表冗余惯导数据融合算法及在自对准中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2211-2216. GUO J G, CHEN P, ZHENG W. Data fusion algorithm of multi-sensor redundant inertial navigation and its application in self-alignment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2211-2216 (in Chinese).

# 1 数据融合算法

## 1.1 惯导仪表构型

该型惯导系统采用三正交两斜置的十表(5只激光陀螺,5只石英加速度计)冗余设计,其中斜置仪表只用于判故。惯导系统中,陀螺和加速度计的安装定向方式如图1所示,仪表测量矩阵如式(1)所示。

图1中, $X_1Y_1Z_1$ 为载体坐标系, $OX_1$ 为纵轴, $OY_1$ 为法向轴, $OZ_1$ 为横向轴; $X_sY_sZ_s$ 为惯导坐标系, $OS$ 轴正向与 $OX_s$ 、 $OY_s$ 、 $OZ_s$ 轴正向的夹角分别为 $125.9^\circ$ 、 $46.6^\circ$ 、 $115.4^\circ$ , $OT$ 轴正向与 $OX_s$ 、 $OY_s$ 、 $OZ_s$ 轴正向的夹角分别为 $46.5^\circ$ 、 $56.5^\circ$ 、 $118.0^\circ$ ;向量 $G_i$ 和 $A_i$ 分别为第 $i$ 只陀螺和第 $i$ 只加速度计的测量轴向, $i=x,y,z,s,t$ 。

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \cos 125.9^\circ & \cos 46.6^\circ & \cos 115.4^\circ \\ \cos 46.5^\circ & \cos 56.5^\circ & \cos 118.0^\circ \end{bmatrix} \quad (1)$$

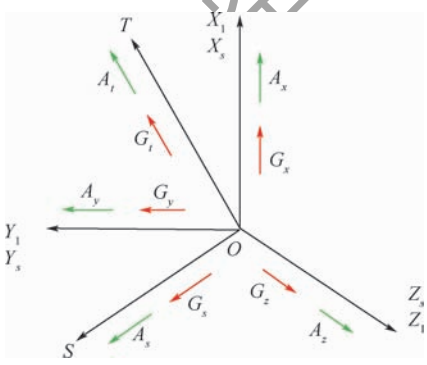


图1 惯性仪表安装定向示意图

Fig.1 Schematic diagram of inertial instrument installation orientation

## 1.2 基于最小二乘的数据融合算法

最小二乘估计(Least Square Estimation, LSE)的特点是算法简单,不必知道与被估计量及量测量有关的任何统计信息<sup>[11]</sup>。NASA的SIRU项目使用加权最小二乘(Weighted Least Squares Estimation, WLSE)算法进行冗余仪表的数据融合<sup>[12]</sup>。

对于测量系统:

$$Z = H \cdot X + V \quad (2)$$

式中: $X$ 为 $n$ 维状态矢量; $Z$ 为 $m$ 维量测量; $H$ 为 $m \times n$ 维量测矩阵, $m > n$ ; $V$ 为 $m$ 维测量噪声,其均值为零,方差阵为 $R$ 。

$X$ 的最小二乘估计为

$$\hat{X} = (H^T H)^{-1} H^T Z \quad (3)$$

当多组测量数据精度并不完全相同时,可根据其精度质量通过加权的方法进行区别对待,能够有效提高估计精度。式(3)中, $X$ 的加权最小二乘估计为

$$\hat{X} = (H^T W H)^{-1} H^T W Z \quad (4)$$

式中: $W$ 为适当取值的正定加权矩阵。

如果取 $W = R^{-1}$ ,则称为马尔可夫估计,马尔可夫估计的均方误差比任何其他加权最小二乘估计的均方误差都要小<sup>[13]</sup>。

惯导系统测量方程可以简化表示为

$$\begin{cases} K_g^{-1} \cdot N_g - D_g \cdot dt = H_g \cdot \Delta\theta + V_g \\ K_a^{-1} \cdot N_a - D_a \cdot dt = H_a \cdot \Delta V + V_a \end{cases} \quad (5)$$

式中: $N_g$ 和 $N_a$ 分别为陀螺和加速度计的测量输出, $m$ 维向量, $m$ 为陀螺或加速度计的数量; $K_g$ 和 $K_a$ 分别为陀螺和加速度计的当量矩阵, $m$ 阶对角阵; $D_g$ 和 $D_a$ 分别为陀螺和加速度计零偏, $m$ 维向量; $dt$ 为系统采样时间间隔; $H_g$ 和 $H_a$ 分别为陀螺和加速度计的一次项系数矩阵,也即测量矩阵, $m \times 3$ 维,当不考虑零部件加工和安装误差时, $H_g = H_a$ ; $\Delta\theta$ 和 $\Delta V$ 分别为载体在 $dt$ 时间内的角增量和速度增量, $3$ 维向量; $V_g$ 和 $V_a$ 分别为陀螺和加速度计的测量噪声, $m$ 维向量,均值为零,其方差阵分别为 $R_g$ 和 $R_a$ 。

$\Delta\theta$ 和 $\Delta V$ 的加权最小二乘估计为

$$\begin{cases} \Delta\hat{\theta} = (H_g^T \cdot W_g \cdot H_g)^{-1} \cdot H_g^T \cdot W_g \cdot (K_g^{-1} \cdot N_g - D_g \cdot dt) \\ \Delta\hat{V} = (H_a^T \cdot W_a \cdot H_a)^{-1} \cdot H_a^T \cdot W_a \cdot (K_a^{-1} \cdot N_a - D_a \cdot dt) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $W_g$ 和 $W_a$ 分别为陀螺和加速度计输出的加权矩阵。

$\Delta\theta$ 和 $\Delta V$ 的马尔可夫估计为

$$\begin{cases} \Delta\hat{\theta} = (H_g^T \cdot R_g^{-1} \cdot H_g)^{-1} \cdot H_g^T \cdot R_g^{-1} \cdot (K_g^{-1} \cdot N_g - D_g \cdot dt) \\ \Delta\hat{V} = (H_a^T \cdot R_a^{-1} \cdot H_a)^{-1} \cdot H_a^T \cdot R_a^{-1} \cdot (K_a^{-1} \cdot N_a - D_a \cdot dt) \end{cases} \quad (7)$$

## 1.3 算法精度分析

不考虑零部件加工和安装误差,陀螺和加速度计系统的测量矩阵均如式(1)所示,假设5只仪表(陀螺或者加速度计)的测量精度相同,输出标准差均为 $1\sigma$ 。

1) 只使用正交仪表数据

3个轴向的输出标准差为

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 1\sigma$$

3 个轴合成输出的标准差为

$$\sigma_{\Sigma} = \sqrt{3}\sigma$$

2) 同时使用 5 只仪表数据

根据式(3)所示的融合算法,可以计算出 3 个轴向的输出标准差分别为

$$\begin{cases} \sigma_x = 0.74\sigma \\ \sigma_y = 0.80\sigma \\ \sigma_z = 0.90\sigma \end{cases}$$

3 个轴合成输出的标准差为

$$\sigma_{\Sigma} = 1.42\sigma$$

由上可以看出,相较于只使用 3 个正交轴向仪表数据,通过数据融合同时使用 5 只仪表数据,可以有效降低惯导系统各个轴向及 3 个轴合成输出的噪声水平,3 个轴合成标准差由  $\sqrt{3}\sigma$  降低到  $1.42\sigma$ ,降低了 18.2%。由于式(1)所示的系统测量矩阵在 3 个轴向并不对等,数据融合后对 3 个轴向输出噪声的改善也并不相同,其中 X 轴向提升最显著,噪声标准差由  $1\sigma$  降低到  $0.74\sigma$ ,降低了 26%。

## 2 Monte Carlo 仿真

编写了 MATLAB 仿真计算程序,对静基座上

的自对准进行仿真,仿真中惯导坐标系与地理坐标系(东北天坐标系)重合。工程上通常挑选精度较好的仪表安装在正交轴向,斜置方向仪表精度略差,如正交仪表精度为  $0.01(^{\circ})/h$  左右,而斜置仪表精度范围为  $0.015 \sim 0.02(^{\circ})/h$ 。因此,仿真中假设斜置仪表噪声标准差比正交仪表高 50%,并使用马尔可夫估计进行数据融合。为对算法在不同仪表精度下的融合效果进行对比,共进行了 4 组不同精度的仿真,每组进行 500 次 Monte Carlo 打靶。分别通过:①只使用 3 只正交仪表数据直接解算;②通过式(7)进行 5 只仪表的数据融合,2 种方法得到的自对准结果进行对比,偏航角的统计结果如表 1 所示。

结果表明,相较于只使用正交仪表数据,通过数据融合同时使用 5 只仪表数据,可以有效提高惯导偏航角自对准精度,其中误差均值降低了 11%,对准结果统计标准差降低了 14%。这表明对于如式(1)所示的三正交两斜置惯导系统,即便斜置仪表精度显著低于正交仪表,通过数据融合,仍然能够显著提高惯导的自对准精度,使斜置冗余仪表数据得到充分利用。

表 1 偏航角误差的 Monte Carlo 仿真结果对比

Table 1 Comparison of Monte Carlo simulation results of yaw angle error

序号	噪声标准差	三表解算		五表数据融合		比值	
		均值/ $(10^{-5}(^{\circ}))$	方差/ $(10^{-4}(^{\circ}))$	均值/ $(10^{-5}(^{\circ}))$	方差/ $(10^{-4}(^{\circ}))$	均值	方差
1 组	$\sigma_g = 0.03$	1.21	0.095	1.12	0.079	0.93	0.83
	$\sigma_a = 0.001$						
2 组	$\sigma_g = 0.06$	2.39	0.18	1.83	0.15	0.77	0.83
	$\sigma_a = 0.002$						
3 组	$\sigma_g = 0.09$	3.47	0.27	3.30	0.24	0.95	0.89
	$\sigma_a = 0.003$						
4 组	$\sigma_g = 0.12$	4.79	0.36	4.37	0.32	0.91	0.89
	$\sigma_a = 0.004$						
均值						0.89	0.86

## 3 自对准试验和算法改进

### 3.1 静态自对准试验

为验证本文中数据融合算法的有效性,利用该型惯导系统在大理石平板上进行了静态自对准试验。5 只激光陀螺的零偏稳定性在  $0.01(^{\circ})/h$  左右。试验时,将惯组固联在六面体工装上,惯导按照地理坐标系(东北天坐标系)放置,工装靠紧大理石平板靠块,如图 2 所示,对准时间 5 min,共进行 12 组试验。

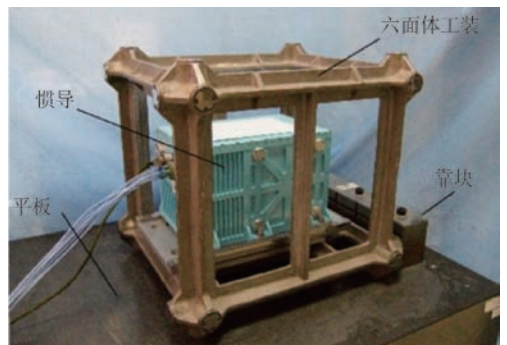


图 2 激光陀螺捷联惯导自对准试验

Fig. 2 Self-alignment experiment of LSINS

考虑试验现场条件无法获取惯导系统真实的航向基准,为了评估算法的有效性,采用在同一方位下进行多次对准,以多次对准结果的标准差的方法间接进行评估<sup>[14]</sup>。每组试验数据分别通过3只正交仪表直接解算和5只仪表数据融合2种方法进行处理,得到 $\Delta\theta$ 和 $\Delta V$ ,然后进行自对准。

试验中使用如式(7)所示的马尔可夫估计进行数据融合,对2种方法的自对准结果进行对比,如表2所示。只使用正交仪表直接解算时,偏航角的统计标准差为 $2.8'(1\sigma)$ ,同时使用5只仪表数据进行数据融合时,偏航角的统计标准差为 $2.4'(1\sigma)$ ,精度提高了14%。

表2 偏航角自对准结果对比

**Table 2 Self-alignment result comparison of yaw angles**

序号	偏航角/(°)	
	三表解算	五表数据融合
1	-7.5	-4.4
2	1.5	0.9
3	-3.9	-5.8
4	-2.1	-3.9
5	-5.7	-3.7
6	-7.5	-5.8
7	-0.3	-0.3
8	-0.3	-1.4
9	-0.2	-2.1
10	-2.1	0.1
11	-2.1	-3.6
12	-3.9	1.0
标准差	2.8	2.4

3.2 加权矩阵的优化

该型惯导系统各仪表原始输出均为脉冲形式,间隔20ms,输出脉冲数对应惯导在惯性坐标系下的角增量和速度增量。静态自对准试验时,由于地球自转角速度和重力加速度较小,导致仪表输出的量化误差明显。试验中仪表的一段输出数据如表3所示,其中 $A_i$ 和 $G_i(i=x,y,z,s,t)$ 分别为第 $i$ 只陀螺和加速度计的脉冲输出。同时,仪表输出噪声非白噪声形式,尤其是激光陀螺。因此,对仪表输出直接取方差不能反映仪表精度状况,影响了基于数据方差的马尔可夫估计的数据融合算法的效果。

惯性仪表的零偏稳定性是衡量仪表精度、影响导航误差的重要参数,同时仪表零偏稳定性也比较容易准确获得。因此,选择各仪表的零偏稳定性作为加权系数,构造如式(8)所示的加权矩阵,其中 $\Omega_i(i=x,y,z,s,t)$ 为第 $i$ 只陀螺和加速度计的零偏稳定性。

$$W = \text{diag}\left(\frac{1}{\Omega_x}, \frac{1}{\Omega_y}, \frac{1}{\Omega_z}, \frac{1}{\Omega_s}, \frac{1}{\Omega_t}\right) \quad (8)$$

使用如式(8)所示的加权矩阵和加权最小二乘估计的数据融合算法,对试验数据重新进行处理,结果如表4所示,偏航角的统计标准差为 $2.1'(1\sigma)$ 。相较于马尔可夫估计,通过加权最小二乘算法和式(8)所示的加权矩阵进行数据融合,自对准精度进一步提高。

多表冗余惯导系统在实际工程应用中需要先经故障诊断技术对故障仪表进行诊断隔离,再使用正常仪表完成系统重构。惯导系统自对准过程中,火箭受发射场阵风等干扰因素的影响,箭体产生顺风向和横风向晃动<sup>[15]</sup>,但晃动频率较低、量级较小;同时可以通过地测对载荷和火箭惯导系统的输出进行地面判读。因此,初始对准过程中不用担心惯导系统冗余仪表的判故问题,上述数据融合算法有一定的工程实用价值。

表3 仪表20ms脉冲增量输出

**Table 3 Incremental pulse output of sensors with 20 ms interval**

序号	$A_x$	$A_y$	$A_z$	$A_s$	$A_t$	$G_x$	$G_y$	$G_z$	$G_s$	$G_t$
1	0	0	49	-21	-23	0	0	0	0	0
2	0	-1	48	-21	-23	0	0	0	0	0
3	0	0	49	-21	-23	0	0	0	0	0
4	0	0	49	-20	-23	0	0	0	0	0
5	0	0	48	-21	-23	0	0	0	0	0
6	0	0	48	-21	-24	0	1	1	0	0
7	0	0	49	-21	-22	0	0	0	0	0
8	0	0	49	-21	-23	0	0	0	0	0
9	0	0	48	-21	-23	0	0	0	0	0
10	0	0	49	-21	-23	0	0	0	0	1

表4 五表数据融合的偏航角自对准结果

**Table 4 Self-alignment results of yaw angles by data fusion of five instruments**

序号	偏航角/(°)
1	-4.3
2	1.0
3	-4.6
4	-3.0
5	-3.4
6	-5.1
7	-0.1
8	-0.9
9	-1.5
10	-0.2
11	-2.7
12	0.2
标准差	2.1

4 结论

基于某型三正交两斜置冗余的十表惯导系

统,针对其自对准过程中的数据融合问题:

1) 通过分析和仿真,证明数据融合技术可以有效提高多表冗余惯导系统的自对准精度。

2) 开展惯导静态自对准试验,结果表明,相较于只使用正交仪表的数据,数据融合可以使斜置冗余仪表的数据得到充分利用,系统自对准精度提高了 16%。

3) 在静态自对准试验的基础上,构造了基于仪表零偏稳定性的加权矩阵,改进后的算法比马尔可夫估计的略有提高。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] SABLINSKI R, PORDON R. A report on the flight of Delta II's redundant inertial flight control assembly (RIFCA) [ C ] // IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium, 1998, 98CH36153.
- [ 2 ] 彭蓉, 严恭敏, 秦永元. 箭载捷联惯导系统水平自对准的两种实用方法 [ J ]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(4): 428-435. PENG R, YAN G M, QIN Y Y. Two practical methods of autonomous leveling alignment for launch vehicle SINS [ J ]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(4): 428-435 (in Chinese).
- [ 3 ] 崔潇, 秦永元, 严恭敏, 等. 基于矩阵卡尔曼滤波的捷联惯导初始对准算法 [ J ]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(5): 585-590. CUI X, QIN Y Y, YAN G M, et al. Initial alignment algorithm for SINS based on state matrix Kalman filter [ J ]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2018, 26(5): 585-590 (in Chinese).
- [ 4 ] 郭泽, 缪玲娟, 赵洪松. 一种改进的强跟踪 UKF 算法及其在大方位失准角初始对准中的应用 [ J ]. 航空学报, 2014, 35(1): 203-214. GUO Z, MIAO L J, ZHAO H S. An improved strong tracking UKF algorithm and its application in SINS initial alignment under large azimuth misalignment angles [ J ]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 203-214 (in Chinese).
- [ 5 ] HE H Y, XU J N, LI J S, et al. Improved fast backtracking alignment approach for strapdown inertial navigation system [ J ]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(2): 179-183.
- [ 6 ] 郭士萃, 许江宁, 李峰. 强跟踪 CKF 及其在惯导系统初始对准中的应用 [ J ]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(4): 436-441. GUO S L, XU J N, LI F. Strong tracking cubature Kalman filter for initial alignment of inertial navigation system [ J ]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(4): 436-441 (in Chinese).
- [ 7 ] BAR-ITZHACK I Y, HARMAN R R. In-space calibration of a skewed gyro quadruplet [ J ]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(5): 852-859.
- [ 8 ] PITTELKAU M E. Calibration and attitude determination with redundant inertial measurement units [ J ]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 743-752.
- [ 9 ] PITTELKAU M E. Cascaded and decoupled RIMU calibration filters [ J ]. The Journal of the Astronautical Sciences, 2006, 54: 449-466.
- [ 10 ] YUKSEL Y, EL-SHEIMY N. An optimal fusion method for skew-redundant inertial measurement units [ J ]. Journal of Applied Geodesy, 2011, 5(2): 99-115.
- [ 11 ] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [ M ]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015: 63-68. QIN Y Y, ZHANG H Y, WANG S H. Theory of Kalman filter and integrated navigation [ M ]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015: 63-68 (in Chinese).
- [ 12 ] GILMORE J P. SIRU development final report [ R ]. Washington, D. C.: NASA, 1973: 11-16.
- [ 13 ] 秦永元. 惯性导航 [ M ]. 北京: 科学出版社, 2006: 240-241. QIN Y Y. Inertial navigation [ M ]. Beijing: Science Press, 2006: 240-241 (in Chinese).
- [ 14 ] 梅春波, 秦永元, 游金川. SINS 在大失准角条件下的非线性量测初始对准算法 [ J ]. 宇航学报, 2016, 37(3): 1-7. MEI C B, QIN Y Y, YOU J C. Nonlinear measurement based SINS initial alignment for large misalignment angles [ J ]. Journal of Astronautics, 2016, 37(3): 1-7 (in Chinese).
- [ 15 ] 夏益霖, 吴家驹. 航天发射的低频振动环境及其模拟 [ J ]. 强度与环境, 1998(1): 1-8. XIA Y L, WU J J. Low-frequency vibration environment and its simulation for aerospace launch [ J ]. Structure & Environment Engineering, 1998(1): 1-8 (in Chinese).

### 作者简介:

郭建刚 男, 博士研究生, 高级工程师。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

郑伟 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行动力学与控制。

# Data fusion algorithm of multi-sensor redundant inertial navigation and its application in self-alignment

GUO Jiangang<sup>1,2</sup>, CHEN Peng<sup>3</sup>, ZHENG Wei<sup>1,\*</sup>

- (1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;  
2. Beijing Aerospace Times Laser Inertial Technology Company, Ltd., Beijing 100094, China;  
3. Shanghai Academy of Spaceflight Technology Beijing R & D Center, Beijing 100081, China)

**Abstract:** For the self-alignment problem of the multi-sensor redundant inertial navigation system, the data fusion algorithm of the inertial navigation system is studied based on ten-sensor inertial navigation system which consists of three-orthogonal and two-skew sensors. The validity of the least square estimation data fusion algorithm in improving the self-alignment accuracy of the system is verified through analysis and simulation. Then, a static alignment experiment is conducted and a weighted matrix based on the bias stability is established. The results of the experiment show that, compared with using the data of orthogonal instruments only, the data fusion can effectively improve the self-alignment accuracy of the system and make full use of the data of the skew redundant instruments. The accuracy of the improved algorithm is slightly better than that of Markov estimation.

**Keywords:** multi-sensor redundant; data fusion; self-alignment; least square estimation; inertial navigation system

**Received:** 2019-11-26; **Accepted:** 2019-12-06; **Published online:** 2019-12-19 17:51

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191219.1531.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20191219.1531.001.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (0901010517001)

\* **Corresponding author.** E-mail: zhengwei@nudt.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0623



# 民机客舱布局工效学量化设计模型

陈浩<sup>1</sup>, 庞丽萍<sup>1</sup>, 完颜笑如<sup>1,\*</sup>, 方玉峰<sup>1,2</sup>, 郭司南<sup>1</sup>, 闵雨晨<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国航空工业集团有限公司, 北京 100028)

**摘 要:** 为提升客舱布局设计效率及面向民机客舱快速仿真设计系统提供技术支持,提出了一种民机客舱布局量化设计模型。该模型面向工效学设计需求,以座椅排距、座椅排数、各级客舱舱段长度等作为设计变量,构造了舒适性、安全性、经济性三类目标函数,实现了客舱边界限制、人机空间耦合关系、适航安全性要求等约束条件的量化描述。分别以双通道宽体干线客机、单通道窄体干线客机和支线客机为应用算例,对所提模型的可用性进行了计算验证。结果表明:所提模型可适用于多种机型的客舱布局设计,能够提供多个满足舒适性、安全性、经济性等多样化工效学设计指标的量化设计方案,并可给出各类指标进一步的优化途径。所提模型在一定程度上实现了民机客舱布局量化设计,为概念设计阶段客舱布局快速设计和多方案比较提供了一种新的方法,同时也可作为航空公司客舱布局选型的定量化辅助决策工具。

**关键词:** 民机客舱; 布局设计; 人机工效; 数学建模; 多目标优化

**中图分类号:** V223+.2; TB18

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2217-10

一直以来,人机工效在民机客舱总体设计中占据重要位置,特别是在面向系列化发展的民机客舱快速仿真设计系统研发过程中,满足多机种客舱布局选型需求的客舱布局设计技术,与客舱轻量化建模<sup>[1]</sup>、虚拟仿真验证<sup>[2]</sup>、客舱人机工效综合评价<sup>[3]</sup>等共同构成了关键性支撑技术。客舱布局选型需要统筹乘客舒适度、安全管理、市场运营等涉及不同设计需求方的差异化诉求<sup>[4]</sup>,因此客舱布局设计应同时考虑舒适性、安全性和经济性等工效学要求<sup>[5]</sup>。

对于舒适性,客舱布局应满足乘客体验舒适度要求。为此,Ahmadpour等<sup>[6]</sup>基于心理体验、生理体验、空间感体验等8项心理特征对客舱布局与乘客体验舒适度之间的关系进行了研究。Abbasov和Orekhov<sup>[7]</sup>讨论了水陆两栖飞机客舱设计

中的人体工程学概念,指出有限空间下的乘客舒适性是最重要的客舱设计指标。Vink<sup>[8-9]</sup>、da Silva Menegon<sup>[10]</sup>及许松林<sup>[11]</sup>等的研究指出,客舱舒适性与客舱尺寸、客舱拥挤程度、座位个人空间、乘坐姿势、座椅生物力学支撑、客舱美学及噪声等因素密切相关。对于安全性,客舱布局需满足适航条款<sup>[12]</sup>强制性规定,适航符合性要求在客舱布局设计中应得到满足。祝雯生和余雄庆<sup>[13]</sup>将客舱布局设计知识与规范融入客舱布局设计几何模型,开发了可自动生成布局方案的快速设计系统。廖慧君和张曙光<sup>[14]</sup>在利用参数化设计方法对翼身融合客机客舱进行设计时,将适航条款中关于应急出口、出口通道、舱内过道及厨房、盥洗室等的布置准则取为设计参数。潘立军等<sup>[15]</sup>将过道宽度、最大并排座椅数、应急出口布置、应

收稿日期: 2019-12-10; 录用日期: 2019-12-29; 网络出版时间: 2020-02-14 14:55

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1340.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1340.003.html)

基金项目: 工业和信息化部民用飞机专项科研(MJ-2015-F-018)

\*通信作者。E-mail: wanyanxiaoru@buaa.edu.cn

**引用格式:** 陈浩, 庞丽萍, 完颜笑如, 等. 民机客舱布局工效学量化设计模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2217-2226. CHEN H, PANG L P, WANYAN X R, et al. Quantitative design model of civil aircraft cabin layout for ergonomics[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2217-2226 (in Chinese).

急撤离等作为客舱设计指标。此外,对于经济性,则需考虑客舱布局与市场需求(如旅客周转量)的适配性和航空公司的运营收益<sup>[16-17]</sup>。

综上所述,现有研究明确了客舱设计的基本要求,指出了影响客舱工效学设计水平特别是舒适性水平的关键因素或指标,并且围绕舒适性和适航安全性,利用仿真工具对部分种类机型开展了布局设计,取得了积极成效。另外,现有客舱布局设计研究多基于适航规范、设计手册的描述性要求及设计人员的主观经验,系统性的量化表征计算方法应用较少<sup>[18]</sup>,对于平衡舒适、安全、经济等各项竞争性要求的考虑也相对有限,从而制约了设计效率。此外,目前客舱布局研究多只针对特定机型<sup>[1,7]</sup>或特定市场定位<sup>[17,14-15]</sup>,少有适用多种机型和市场定位的具有一定通用度的布局模型研究。为满足系列化、多样化、通用灵活的设计需求,本文面向工效学设计需求,开展了民机客舱布局量化设计模型研究。通过提取客舱舒适性设计特征参数、量化描述各特征参数之间的相互关系,同时兼顾适航安全性对应急出口布置及航班经济收益等多方面要求,实现对客舱布局设计的数学建模,并基于多目标优化计算方法进行求解,以使模型可适用双通道宽体干线客机、单通道窄体干线客机、支线客机等不同机种的布局计算。通过对比模型计算结果和现有成熟民机客舱布局方案,对模型的合理性进行了一定程度的验证。本文模型研究有助于在概念设计阶段为客舱布局的快速设计和多方案比较提供一种新的方法,同时也可为航空公司客舱布局选型提供定量化的辅助决策工具。

## 1 民机客舱布局工效设计因素提取

为使民机客舱布局设计能为乘客提供舒适的飞行体验、符合适航安全性要求,并为航空公司带来良性市场收益,应对客机种类、市场定位(旅客服务定位)、执飞航线特点等布局设计影响因素<sup>[19-20]</sup>进行分析提取。

客机种类一般包括双通道宽体干线客机、单通道窄体干线客机和支线客机,客机种类会对客舱尺寸、最大客座数、客舱截面布置、应急出口数量与布置等方面产生约束或限制。市场定位一般包括高端市场型、大众市场型及二者兼顾型,市场定位决定了客舱分级方式(头等舱、商务舱、高级经济舱及经济舱),影响到各级客舱座椅布置数量和密度。执飞航线特征一般包括飞行距离、飞行时长、客流量、上座率等,这些特征会影响航班收入、座椅密度及座椅排距。

结合上述分析,本文基于客机种类、市场定位、执飞航线特征,提出了民机客舱布局工效学量化设计模型关键设计参数(含模型常量与变量),构建了客舱边界、人机空间耦合、适航安全性等约束条件,确定了舒适性、经济性和安全性目标函数,经多目标优化遗传算法(Multi-Objectives Genetic Algorithm, MOGA-II)计算获得 Pareto 解,并筛选出最优布局方案。需要说明的是,本文所涉民机客舱为常规桶状机身<sup>[15]</sup>,暂不涉及翼身融合等新概念客机客舱布局。

## 2 民机客舱布局量化设计模型构建

### 2.1 确定模型常量和变量

民机客舱一般依据市场需求进行分级布置<sup>[21]</sup>,其分级结构示意图如图1所示。通常客舱最多可按四级分舱布置,即头等舱、商务舱、高级经济舱和经济舱,此外客舱还包括由厨房、盥洗室、舱门出口、通道及相应活动区域组成的空间,该空间可定义为活动舱段。各机种依据自身尺寸大小、市场定位、执飞任务等因素选择客舱分级方案。为完整描述民机客舱布局工效学量化设计模型,还需定义相关的常量,如表1所示,该组常数值可根据机型号确定。

本文基于适航规章<sup>[12]</sup>、飞机设计手册<sup>[16]</sup>及市场既有布局选型用例,从人机工效学角度出发,根据客舱布局影响因素分析,同时考虑客舱空间设计的自适应性<sup>[22]</sup>(即设计方案具有可调性),提

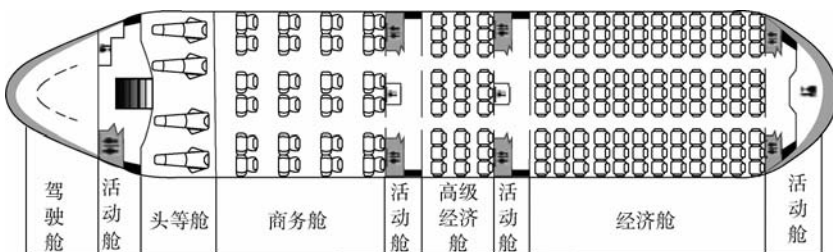


图1 民机客舱分级结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of civil aircraft cabin classified structure

**表 1 民机客舱布局量化设计模型常量**  
**Table 1 Constants of civil aircraft cabin layout quantitative design model**

符号	含义
$L$	舱段长度
$W$	舱段宽度
$H$	舱段高度
$L_0$	厨房盥洗室典型尺寸
$L_p$	旅客过道宽度
$l_0$	人体身高
$l_{ft}$	人体足长
$l_{ba}$	婴儿摇篮空间长度
$\varphi_{max}$	椅背最大后倾角
$\theta$	座椅与纵轴线夹角
$l_{th}$	椅背后倾尺寸
$l_r$	座椅椅背长度
$l_w$	座宽
$l_{ch}$	座深
$l_{rm}$	座椅腿部空间长度
$W_{ar}$	座椅扶手宽度
$n_1$	头等舱每排座椅数
$n_2$	商务舱每排座椅数
$n_3$	高级经济舱每排座椅数
$n_4$	经济舱每排座椅数
$N$	客舱过道数量
$u$	平均客座率
$P$	平均票价
$Q$	应急舱门对数

取了 4 类关键设计特征参数并定义为模型设计变量,包括舱段长度  $L$ 、座椅排距  $X$ 、座椅排数  $r$  和活动舱段长度  $L_e$ 。其中,  $L$ 、 $X$  和  $r$  随客舱等级作相应标记,如自头等舱至经济舱的舱段长度依次记为  $L_1 \sim L_4$ ; 活动舱段长度  $L_e$  则随其布置位置作相应标记,如机首处记为  $L_{e1}$ , 机尾处记为  $L_{e2}$ 。

## 2.2 建立目标函数

客舱舒适性与座椅空间大小<sup>[9-11]</sup>密切相关,故本文采用座椅空间特征尺寸与人体特征尺寸的比值作为衡量各级客舱舒适性的量化指标,并将该比值定义为客舱舒适性系数。不同等级客舱的舒适性设计要求存在差异。其中,头等舱和商务舱要求座椅空间允许座椅椅背能够放平(或至少接近放平)以使乘客可平躺休息,即能够提供充分的卧姿空间;高级经济舱和经济舱则要求座椅空间应能提供较充分的乘客腿部空间,即坐姿空间。为体现上述差异化设计要求,采用座椅排距  $X$ /人体身高  $l_0$  作为头等舱和商务舱舒适性的量化指标,采用座椅腿部空间长度  $l_{rm}$ /人体足长  $l_{ft}$  作为高级经济舱和经济舱舒适性的量化指标。各级客舱的舒适性系数  $C_i$  如下:

$$C_i = X_i/l_0 \quad i = 1, 2 \quad (1)$$

$$C_i = l_{rm}/l_{ft} \quad i = 3, 4 \quad (2)$$

客舱整体舒适性系数可由各级客舱舒适性系数按座位数(客舱每排座椅数  $n_i$  乘座椅排数  $r_i$ ) 比例进行加权求和,要求客舱整体舒适性系数的优化方向为最大化,如下:

$$\max C = \sum_{i=1}^4 n_i r_i C_i / \sum_{i=1}^4 n_i r_i \quad (3)$$

航班的经济性可用单次航班收入<sup>[17]</sup>进行衡量,单次航班收入  $M$  可表示为各级客舱收入之和,该收入受各级客舱的座位数、票价  $P_i$  及客座率  $u_i$  影响,要求单次航班收入的优化方向为最大化,如下:

$$\max C = \sum_{i=1}^4 n_i r_i u_i P_i \quad (4)$$

客舱安全性应符合适航规章对应急出口的类型、数量和布置的要求,并应进行 90 s 撤离的应急逃生仿真或试验验证。考虑到民机客舱概念设计与快速轻量化仿真系统对设计效率的要求,本文选择更便于量化描述的应急逃生距离作为衡量客舱安全性的指标。所有应急出口布置(包括机身舱门)确定后,便可计算各级座舱的逃生距离。可采用头等舱乘客从其专属的机首舱门逃生,而其他各级客舱乘客从距其最近的机身舱门或应急舱门逃生的方式进行计算。即机首机尾出口只需为一个方向的乘客提供逃生功能,而位于其他位置的出口则均需为其前后 2 个方向的乘客提供逃生功能。

以双通道宽体干线客机为例,各级客舱出口对应的乘客总逃生距离如式(5)和式(6)所示,要求双通道宽体干线客机总逃生距离的优化方向为最小化,如式(7)所示。

$$S_i = n_i \left( r_i L_{pi} + X_i \sum_{k=1}^{r_i} k \right) \quad i = 1, 2 \quad (5)$$

$$S_i = n_i \left[ r_i L_{pi} + X_i \left( \sum_{k=1}^{[r_i/2]} k + \sum_{k=1}^{r_i-[r_i/2]} k \right) \right] \quad i = 3, 4 \quad (6)$$

$$\min S = \sum_{i=1}^4 S_i \quad (7)$$

式中:  $L_{pi}$  为各级客舱的旅客过道宽度;  $[r_i/2]$  为不超过各级客舱座椅排数一半的最大整数。

单通道窄体干线客机和支线客机的客舱应急逃生距离也可按类似方式计算。

## 2.3 建立约束条件

### 2.3.1 边界约束

边界约束条件包括舱段总和约束、活动舱段长度约束和舱段座椅布置约束。

舱段总和约束要求各舱段及活动舱段长度总和恰等于客舱总长度,如下:

$$\sum_{i=1}^4 (L_i + L_{ei}) = L \quad (8)$$

活动舱段长度约束对各活动舱段长度的上下限作出限制,要求活动舱段空间既能满足通过性的基本使用需求,又可尽量节省空间,如下:

$$L_0 + L_{pi} \leq L_{ei} \leq \min\{L_i\} \quad i = 1, 2 \quad (9)$$

$$0 \leq L_{ei} \leq \min\{L_i\} \quad i = 3, 4 \quad (10)$$

采用舱段座椅布置约束对舱段座椅布置(座椅排距和座椅排数)进行约束,要求座椅布置排数既不超出舱段长度限制,又能最大化利用客舱空间,如下:

$$r_i X_i \leq L_i \leq (r_i + 1) X_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (11)$$

### 2.3.2 人机空间耦合约束

本文中,人机空间耦合约束指座椅排距与人体尺寸、客舱空间尺寸的耦合关系,包括座椅排距约束、舱段长度与座椅排距适配关系约束2类,根据客舱分级和座椅布置方式不同,相关约束也有所区别。

头等舱、高级经济舱和经济舱的座椅布置通常按传统直列式布置(见图1),因此座椅排距约束、舱段长度与座椅排距适配关系约束也一致,要求座椅腿部空间不得低于乘客足长,客舱前排预留婴儿摇篮空间,故座椅排距约束、舱段长度与座椅排距适配关系约束分别为

$$l_{ft} + l_{chi} \leq X_i \leq L_{pi} + l_{chi} \quad i = 1, 3, 4 \quad (12)$$

$$l_{ba} + l_{chi} + (r_i - 1) X_i \leq L_i \leq (r_i + 1) X_i \quad i = 1, 3, 4 \quad (13)$$

商务舱座椅通常有3种布置方式,包括传统直列式布置、蛇形交错式布置和鱼骨交叉式布置(见图2),布置方式不同,座椅排距约束、舱段长度与座椅排距适配关系也需做出相应修正。

当商务舱座椅采用传统直列式布置时,与经济舱类似,座椅腿部空间长度应能容纳前排座椅椅背最大后倾位置,座椅排距应接近第50百分位

人体身高,从而使乘客可 $160^\circ \sim 180^\circ$ 平躺休息。当采用蛇形交错式布置时,座椅腿部空间长度与座深之和为人体身高,且前后交错对齐的座椅之间的间距不应低于适航规章规定的应急通道最小宽度<sup>[12,14]</sup>,即对于大于20座的客机,旅客过道宽度在任何一处不得小于380 mm(约15 in,离地板小于635 mm处)或510 mm(约20 in,离地板等于或大于635 mm处)。当采用鱼骨交叉式布置时,座椅与飞机纵轴线之间产生夹角 $\theta$ ,布置时需考虑该夹角的影响。

结合上述分析,传统直列式、蛇形交错式、鱼骨交叉式布置的商务舱座椅对应的座椅排距约束依次为

$$l_{ri} \sin \varphi_{imax} + l_{chi} \leq X_i \leq l_0 \quad (14)$$

$$(L_0 + L_{pmin})/2 \leq X_i \leq l_0 \quad (15)$$

$$l_0 \leq X_i \leq l_0 / \cos \theta \quad (16)$$

式中: $i=2$ ;  $\varphi_{imax}$ 为椅背最大后倾角; $L_{pmin}$ 为旅客过道最小宽度。

对于传统直列式和鱼骨交叉式布置,舱段长度与座椅排距适配关系约束同式(11),而对于蛇形交错式布置,该约束为

$$l_0 + (r_i - 1) X_i \leq L_i \leq (r_i + 1) X_i \quad i = 2 \quad (17)$$

此外,各级客舱座椅排距应与其客舱等级相适配,即自经济舱至头等舱座椅排距逐步增加,如下:

$$X_{i+1} - X_i > 0 \quad i = 1, 2, 3 \quad (18)$$

### 2.3.3 适航安全性约束

适航规章不仅对旅客过道最小宽度作了规定,且对客舱应急舱门的布置数量和应急舱门处座椅排距也提出了要求<sup>[12]</sup>。双通道宽体干线客机所有登机门均可作为应急舱门,单通道窄体干线客机除登机门外还会在经济舱专设1或2对应急舱门,支线客机将客舱前(或后)部登机门和行李舱门作为应急舱门。各级客舱的旅客过道宽度应满足:

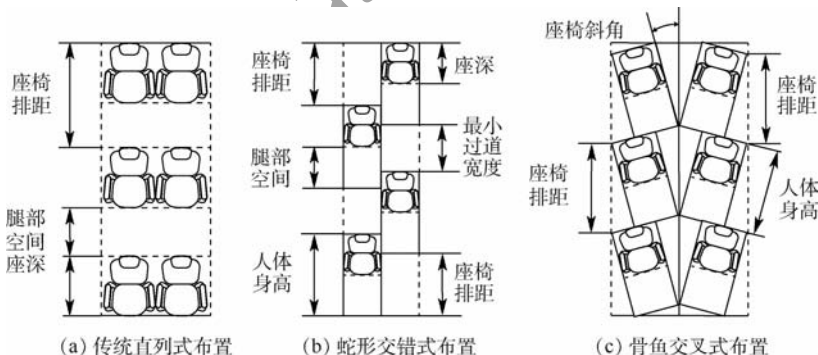


图2 民航商务舱座椅常见3种布置

Fig.2 Three common layouts of business-class seats in civil aircraft

$$NL_{pi} = W - n_i W_i - (n_i + N + 1) W_{ari} \quad (19)$$

$$L_{pmin} \leq L_{pi} \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (20)$$

式中:  $N$  为客舱过道数量,一般取  $N = 1$  或  $2$ ;  $W_{ari}$  为各级座椅扶手宽度;  $W_i$  为各级舱段座椅在客舱截面上所占宽度,其计算式为

$$W_i = l_0 \sin \theta + l_{wi} \cos \theta \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (21)$$

式中:  $l_{wi}$  为各级座宽。

对于单通道窄体干线客机,因应急舱门处的特殊通过性要求,经济舱舱段长度与座椅排距适配关系约束应修正为

$$l_{ba} + L_{pmin} + l_{chi} Q + (r_i - Q - 1) X_i \leq L_i \leq (r_i + 1) X_i \quad i = 4 \quad (22)$$

式中:  $Q$  为单通道窄体干线客机经济舱应急舱门对数,一般取  $Q$  为  $1$  或  $2$ 。

### 3 民机客舱布局量化设计模型计算

#### 3.1 算例选取与模型参数设置

以执飞不同类别航线的机型为参照,分别选取 B777-300ER、B737-800 和新舟 700 (MA700) 作为远程航线、中程航线和短程航线的对照机型。

设定 3 种参照机型的客舱均依据市场较常见的两舱布局方式分为商务舱-经济舱,且商务舱和

经济舱座椅均采用传统直列式布置,应急舱门按适航规章要求布置。算例对照机型客舱布置基本信息如表 2 所示,表中剖面布置如“2-3-2”表示客舱设 2 条旅客过道,两侧靠舷窗位置各设 2 列座椅,中间设 3 列座椅;双通道宽体干线客机所有机身舱门均可作为应急出口,无专设应急舱门。

对于模型常量取值,人体身高和足长采用 GB/T 10000—1988<sup>[23]</sup> 并取 50 百分位,以满足尽可能多的乘客群体的舒适性需求;选定客机座椅型号尺寸;设定平均客座率与平均票价。民机客舱布局量化设计模型涉及的参数及其参考取值如表 3 所示。需要说明的是,本文中的模型常量取值采用开放化设计,可依据实际设计需求进行调整。

表 2 三种算例对照机型客舱布置基本信息

Table 2 Basic information of cabin layout for airliner types of three examples

基本信息	双通道宽体	单通道窄体	支线客机
	干线客机 B777-300ER	干线客机 B737-800	MA700
客舱座级	380	180	70
剖面布置	商务舱	2-3-2	2-1
	经济舱	3-4-3	2-2
应急舱门(对)		2	1

表 3 三种算例的模型常量及其取值

Table 3 Model constants and their values for three examples

常量参数	双通道宽体干线客机 B777-300ER	单通道窄体干线客机 B737-800	支线客机 MA700
客舱长度 $L$ /mm	60 000	35 000	21 820
客舱宽度 $W$ /mm	5 860	3 750	2 681
客舱高度 $H$ /mm	2 591	2 591	1 970
厨房盥洗室典型尺寸 $L_0$ /mm	1 016	1 016	1 016
人体身高 $l_0$ /mm	1 678	1 678	1 678
人体足长 $l_r$ /mm	247	247	247
婴儿摇篮空间长度 $l_{ba}$ /mm	850	850	850
商务椅背最大后倾尺寸 $l_{rh,2}$ /mm	177.8	177.8	177.8
经济椅背最大后倾尺寸 $l_{rh,4}$ /mm	127	127	127
商务座椅座深 $l_{ch,2}$ /mm	508	508	508
商务座椅座宽 $l_{w,2}$ /mm	533.4	510	510
经济座椅座深 $l_{ch,4}$ /mm	431.8	431.8	431.8
经济座椅座宽 $l_{w,4}$ /mm	431.8	440	440
商务座椅扶手宽度 $W_{ar,2}$ /mm	101.6	101.6	101.6
经济座椅扶手宽度 $W_{ar,4}$ /mm	50.8	50.8	50.8
商务舱每排座椅数 $n_2$	7	4	3
经济舱每排座椅数 $n_4$	10	6	4
客舱过道数量 $N$	2	1	1
商务舱平均客座率 $u_2$ /%	100	100	100
经济舱平均客座率 $u_4$ /%	100	100	100
商务舱平均票价 $P_2$ /元	2 000	2 000	1 000
经济舱平均票价 $P_4$ /元	1 000	1 000	500

### 3.2 多目标优化计算结果

多目标优化或多学科优化 (Multi-Discipline Optimization, MDO) 方法是飞行器设计中常用的建模计算方法<sup>[24]</sup>。本文基于 modeFRONTIER 软件平台,采用多目标优化遗传算法 (MOGA-II) 开展模型计算,设置迭代代数 为 100,定向交叉率为 0.5,选择率为 0.05,变异率为 0.1,DNA 串变异率为 0.05。

由 3 个目标函数构成正交向量集,则 3 个算例求解得到的 Pareto 前沿均沿三维曲面分布,如图 3 所示,每一个设计点(即图中绿色圆点)代表

一个设计方案。

## 4 讨论

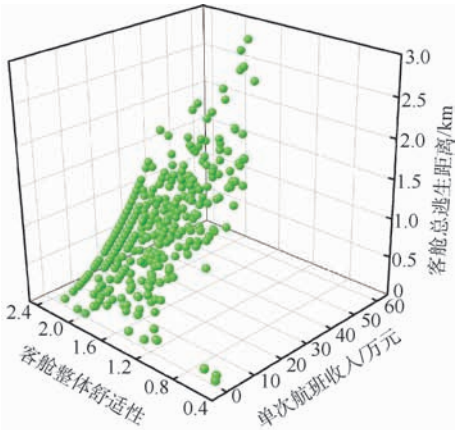
### 4.1 设计方案优选与模型验证

依据 Pareto 法则<sup>[25-26]</sup>,对算例所有可行设计方案进行统计分析,给出设计变量座椅排数和座椅排距的最优备选方案,进而筛选出客舱布局最优设计方案。

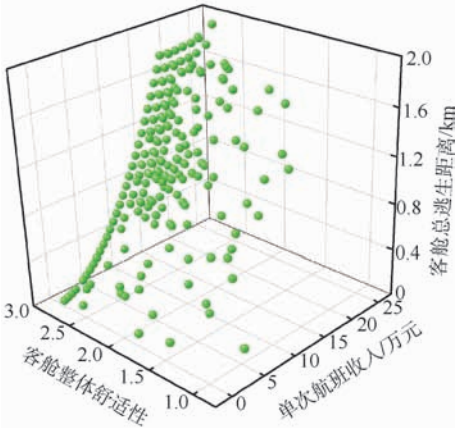
以双通道宽体干线客机商务舱座椅排数为例,如图 4 所示,在所有可行设计方案中占比最高的商务舱座椅排数设计方案依次为 0 排、2 排、3 排、1 排、7 排(分别对应座椅数量 0 个、14 个、21 个、7 个、49 个),共占比 79.29%,依照 Pareto 法则,上述 5 种方案可作为商务舱座椅排数最优备选方案。同理,可给出双通道宽体干线客机商务舱座椅排距、经济舱座椅布置数量和经济舱座椅排距的最优备选方案,以及单通道窄体干线客机和支线客机算例的设计变量最优备选方案,详见表 4。

按照表 4 对各算例所有可行设计方案进行筛选。双通道宽体干线客机算例筛选出 103 个最优设计方案,占双通道宽体干线客机算例所有设计方案的 18.43%;单通道窄体干线客机和支线客机算例分别筛选出 173 个(占比 21.65%)和 51 个(占比 6.82%)最优设计方案。3 种机型算例的最优设计方案(座椅排数和座椅排距)分布如图 5 所示。

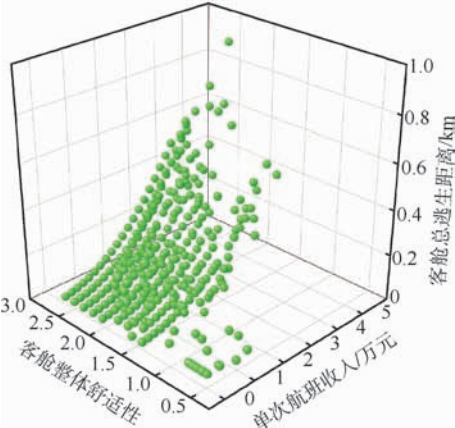
结合市场成熟布局方案,对最优设计方案进行验证。以双通道宽体干线客机为例,某航空公司执飞北京至洛杉矶的 B777-300ER 两舱布局方案为:商务舱座椅排数 8 排(对应 50 座)、座椅排距 60 in,经济舱座椅排数 30 排(对应 261 座)、座



(a) 双通道宽体干线客机



(b) 单通道窄体干线客机



(c) 支线客机

图 3 三种算例 Pareto 前沿

Fig. 3 Pareto front of three examples

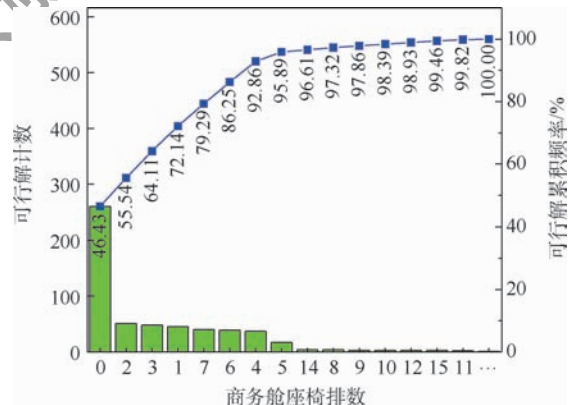


图 4 Pareto 图:双通道宽体干线客机商务舱座椅排数最优备选方案

Fig.4 Pareto chart: optimal alternatives of business-class seat row number for dual-aisle wide-body airliner

表 4 三种算例对照机型客舱布局最优备选方案

Table 4 Optimal alternatives of cabin layout for airliner types of three examples

座椅布置	双通道宽体干线客机	单通道窄体干线客机	支线客机 MA700
	B777-300ER	B737-800	
商务舱座椅排数	0,2,3,1,7	2,0,3,1	0,1
商务舱座椅排距/in	41,40,50,42,47,43,46,52,51	51,66,55,53,52,54,59,49,44,50, 48,42,57,60,47,46,40	46,45,48,55,47,44,49,50,66,41, 40,57,51,43,65,59,53
经济舱座椅排数	23,30,22,34,29,21,26,27,40,24, 25,33,28,20,32	25,20,27,24,26,30,21,23,22,29, 28,17	11,15,14,12,13
经济舱座椅排距/in	36,37,39,38	45,44	36

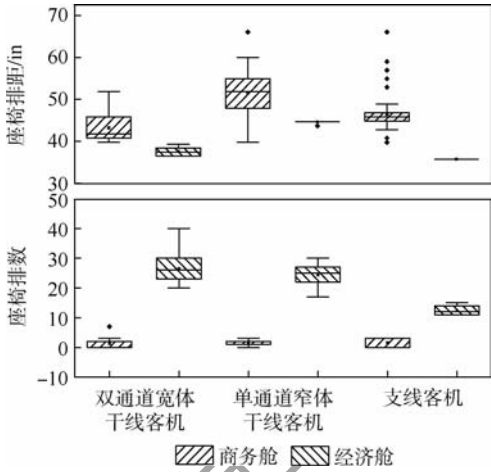


图 5 三种算例客舱布局最优设计方案

Fig. 5 Optimal design schemes of cabin layout for three examples

椅排距 32 in。该方案中,商务舱和经济舱座椅数量均在模型双通道宽体干线客机算例的最优设计方案范围内,而商务舱座椅排距仅超出最优设计方案范围(最大 52 in)4 in,经济舱座椅排距仅低于最优设计方案范围(最小 36 in)4 in。此外,将该市场方案的各目标函数值与算例最优设计方案对比,发现市场方案的舒适性、安全性和经济性均处于最优设计范围的中位水平。上述分析表明,民机客舱布局工效学量化设计模型可为双通道宽体干线客机机型提供较可行的一组客舱布局最优方案,且其中近半数方案较现有市场成熟方案具有一定设计优势,并可能产出更佳的设计效益。同理,结合单通道窄体干线客机和支线客机市场成熟布局方案对模型开展验证,可得到相似结论。

#### 4.2 设计优化途径

基于各算例 Pareto 解,分别研究各算例设计变量对目标函数的重要度,从而可进一步获得各类机型客舱布局设计的优化途径。

仍以双通道宽体干线客机为例,如图 6 所示,对于经济性指标的优化,商务舱座椅排数重要度

最高(35.1%),表明双通道宽体干线客机客舱经济性优化途径应优先考虑增加商务舱的座椅排数。对于舒适性指标的优化,经济舱座椅排距重要度最高(49.9%),即表明客舱舒适性优化途径应优先考虑增大经济舱座椅排距。对于安全性指标的优化,同样有商务舱座椅排数重要度最高(40.7%)、经济舱座椅排数其次(30.1%),表明客舱适航安全性优化需考虑减少各级客舱的座椅排数。

同理,可给出单通道窄体干线客机和支线客机经济性、安全性、舒适性指标的优先优化途径,即对各设计目标最重要的设计变量。3 种机型客舱布局设计优先优化途径汇总如表 5 所示(括号中数值为各项最重要设计变量的重要度)。对于民机客舱布局工效学设计,舒适性指标的优化主要取决于经济舱座椅排距;经济性(或安全性)指标的优化主要取决于座椅排数,其中双通道宽体干线客机对应商务舱座椅排数,单通道窄体干线客机和支线客机对应经济舱座椅排数;经济性指标优化与安全性指标优化存在较明显的冲突性。

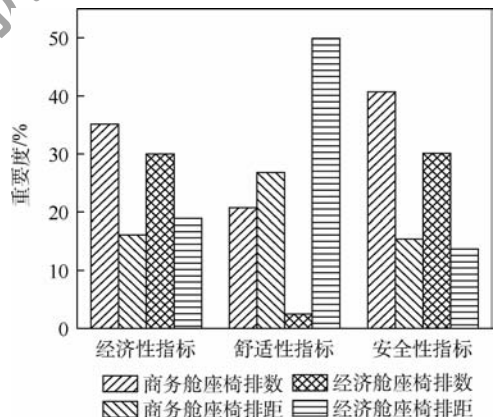


图 6 双通道宽体干线客机算例设计变量对设计目标重要度分析

Fig. 6 Analysis of variables importance to design objectives for dual-aisle wide-body airliner example

表5 三种算例对照机型客舱布局设计优先优化途径

Table 5 Prior optimization approach of cabin layout design for airliner types of three examples

设计指标	双通道宽体干线客机	单通道窄体干线客机	支线客机
	B777-300ER	B737-800	MA700
经济性	商务舱座椅排数(35.1%)	经济舱座椅排数(67.1%)	经济舱座椅排数(34.4%)
舒适性	经济舱座椅排距(49.9%)	经济舱座椅排距(60.9%)	经济舱座椅排距(49.6%)
安全性	商务舱座椅排数(40.7%)	经济舱座椅排数(80.6%)	经济舱座椅排数(36.7%)

## 5 结论

本文对早期概念设计阶段的民机客舱布局量化设计方法开展了研究,构建了民机客舱布局工效学量化设计模型,得出结论如下:

1) 与传统的基于适航规范、设计手册等描述性要求及设计人员主观经验所开展布局设计的方法相比,民机客舱布局工效学量化设计模型有助于快速提供多种满足客舱舒适性、安全性、经济性等多样化工效学指标的量化设计方案,并给出各指标的进一步优化途径,从而有利于节省客舱设计时间、提高设计效率。

2) 民机客舱布局工效学量化设计模型的常量参数(如客舱尺寸、座椅型号与尺寸、人体尺寸等)均采取开放化设计,可根据设计要求灵活调整,使得客舱布局设计更具自适应性,从而有助于满足民机型号系列化发展的市场需求。

3) 民机客舱布局工效学量化设计模型能够为多种机型的客舱设计与选型提供量化决策支持,为改善决策支持质量,仍需结合深度市场调研和具体工程需求,进一步优化模型参数设置,从而获得更为精确的计算结果。

## 参考文献 (References)

- [1] ABBASOV I B, OREKHOV, V IACHESLAV V. Computational modeling of passenger amphibian aircraft Be-200 cabin interior [J]. *Advances in Engineering Software*, 2014, 76: 154-160.
- [2] LI D, GUOHUA W, BO C. Operating comfort prediction model of human-machine interface layout for cabin based on GEP[J]. *Computational Intelligence and Neuroscience*, 2015, 2015: 1-13.
- [3] 丁松滨, 章程, 王华伟, 等. 基于效用理论的飞机客舱布局选型研究[J]. *武汉理工大学学报(交通科学与工程版)*, 2015, 39(3): 463-468.  
DING S B, ZHANG C, WANG H W, et al. Research on aircraft cabin layout selection based on utility theory [J]. *Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering)*, 2015, 39(3): 463-468 (in Chinese).
- [4] HALL A, MAYER T, WUGGETZER I, et al. Future aircraft cabins and design thinking: Optimisation vs. win-win scenarios [J]. *Propulsion and Power Research*, 2013, 2(2): 85-95.
- [5] SFORZA P M. *Commercial airplane design principles* [M]. Amsterdam: Elsevier, 2014.
- [6] AHMADPOUR N, LINDGAARD G, ROBERT J M, et al. The thematic structure of passenger comfort experience and its relationship to the context features in the aircraft cabin [J]. *Ergonomics*, 2014, 57(6): 801-815.
- [7] ABBASOV I B, OREKHOV V V. Computational modeling of the cabin interior of the conceptual model of amphibian aircraft "Lapwing" [J]. *Advances in Engineering Software*, 2017, 114: 227-234.
- [8] VINK P, BAZLEY C, KAMP I, et al. Possibilities to improve the aircraft interior comfort experience [J]. *Applied Ergonomics*, 2012, 43(2): 354-359.
- [9] VINK P, BRAUER K. *Aircraft interior comfort and design* [M]. Boca Raton: CRC Press, 2011.
- [10] DA SILVA MENEGON L, VINCENZI S L, DE ANDRADE D F, et al. Design and validation of an aircraft seat comfort scale using item response theory [J]. *Applied Ergonomics*, 2017, 62: 216-226.
- [11] 许松林, 周健, 樊彦予. 民用支线飞机客舱空间舒适性评价研究 [J]. *航空科学技术*, 2014, 25(7): 17-22.  
XU S L, ZHOU J, FAN Y Y. Research on space comfort evaluation of cabin for regional aircraft [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2014, 25(7): 17-22 (in Chinese).
- [12] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R4 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011: 80-90.  
CAAC. China civil aviation regulations Part 25: Transport airplane airworthiness criterion; CCAR-25-R4 [S]. Beijing: CAAC, 2011: 80-90 (in Chinese).
- [13] 祝雯生, 余雄庆. 翼身融合布局客机客舱布置快速生成原型系统 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(3): 515-523.  
ZHU W S, YU X Q. Rapid prototyping system for BWB civil aircraft cabin layout [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(3): 515-523 (in Chinese).
- [14] 廖慧君, 张曙光. 翼身融合布局客机的客舱设计 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(8): 986-989.  
LIAO H J, ZHANG S G. Design of cabin layout for blended wing body passenger transports [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(8): 986-989 (in Chinese).
- [15] 潘立军, 吴大卫, 谭兆光, 等. 基于适航符合性的翼身融合布局客机客舱布置设计 [J]. *航空学报*, 2019, 40(9): 623044.  
PAN L J, WU D W, TAN Z G, et al. Cabin layout design for

- BWB civil aircraft based on airworthiness compliance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(9): 623044 (in Chinese).
- [16] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 7 册: 民机构型初步设计与推进系统一体化设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.  
Chief Editorial Board. *Aircraft design manual book 7: Preliminary design of civil aircraft configuration and integrated design of propulsion system*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006 (in Chinese).
- [17] 樊彦予. 航空公司宽体客机客舱布局选型方法浅析[J]. 科技创新导报, 2016(24): 7-13.  
FAN Y Y. Analytical method of product customization for airline wide-body airliner cabin layout[J]. *Science and Technology Innovation Herald*, 2016(24): 7-13 (in Chinese).
- [18] 刘永明, 韩晓建. 飞行器仪器舱自动布局方法研究[J]. 机械工程与自动化, 2008(3): 62-64.  
LIU Y M, HAN X J. Research on automatic layout of apparatus cabin of an aircraft[J]. *Mechanical Engineering & Automation*, 2008(3): 62-64 (in Chinese).
- [19] PAI V. On the factors that affect airline flight frequency and aircraft size[J]. *Journal of Air Transport Management*, 2009, 16(4): 169-177.
- [20] 梁晶. 客舱布局改造的经济性分析[J]. 空运商务, 2019(5): 47-48.  
LIANG J. Economic analysis of cabin layout reconstruction[J]. *Air Transport & Business*, 2019(5): 47-48 (in Chinese).
- [21] 陆兆伦, 吴通, 王小平. 基于效用函数的民机客舱布局概念设计方法[J]. 装备制造技术, 2018(4): 48-52.  
LU Z L, WU T, WANG X P. Civil aircraft cabin layout conceptual design based on utility function[J]. *Equipment Manufacturing Technology*, 2018(4): 48-52 (in Chinese).
- [22] CHEN T Y. Aircraft interior for 777X: An adaptive entry interior that optimize the business class passenger and cabin crew in-flight experience[J]. *Estuaries and Coasts*, 2015, 38(3): 1-15.
- [23] 中国标准化与信息分类编码所. 中国成年人人体尺寸: GB/T 10000—1988[S]. 北京: 中国标准出版社, 1989.  
China National Institute of Standardization & Information Classification and Encoding. *Human dimensions of Chinese adults; GB/T 10000—1988*[S]. Beijing: China Standard Press, 1989 (in Chinese).
- [24] YOON J, NGUYEN N, CHOI S M, et al. Multidisciplinary general aviation aircraft design optimizations incorporating airworthiness constraints; AIAA-2010-9304[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [25] TAIFA I W R, DESAI D A, BULSARA N M. The development of an ergonomically designed product through an integrated product team approach[J]. *International Journal of Occupational Safety and Ergonomics*, 2018(10): 1-19.
- [26] TANABE K. Pareto's 80/20 rule and the Gaussian distribution [J]. *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, 2018, 510: 635-640.

## 作者简介:

陈浩 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空人机工效。

庞丽萍 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器环境控制、航空人机工效。

完颜笑如 女, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 航空人机工效。

# Quantitative design model of civil aircraft cabin layout for ergonomics

CHEN Hao<sup>1</sup>, PANG Liping<sup>1</sup>, WANYAN Xiaoru<sup>1,\*</sup>, FANG Yufeng<sup>1,2</sup>, GUO Sinan<sup>1</sup>, MIN Yuchen<sup>1</sup>

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

2. Aviation Industry Corporation of China, Ltd., Beijing 100028, China)

**Abstract:** To improve layout design efficiency and provide technical support for the rapid simulation design system of civil aircraft cabin, a quantitative design model for civil aircraft cabin layout is proposed. The ergonomic demand-oriented model took seat row distance, seat row number and cabin section length as design variables, and constructed three objective functions, which are comfort, economy and safety. The constraints were quantitatively represented in the model, including cabin boundary restriction, man-machine space coupling relationship, and airworthiness safety requirements. Model applicability was verified by taking the dual-aisle wide-body, single-aisle narrow-body, and regional airliner as analytical examples. The results show that the model can be applied to various types of cabin layout design by providing multiple quantitative design schemes meeting ergonomic design requirements. Optimization approaches for various types of indices can also be revealed in the model. It indicates that the quantitative design model could be a new adaptive method for the rapid design and the schemes comparison in the conceptual design stage and a quantitative assistant decision-making tool for the selection of airline passenger cabin layout.

**Keywords:** civil aircraft cabin; layout design; man-machine ergonomics; mathematical modeling; multi-objective optimization

**Received:** 2019-12-10; **Accepted:** 2019-12-29; **Published online:** 2020-02-14 14:55

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1340.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1340.003.html)

**Foundation item:** Special Research for Civil Aircraft (MJ-2015-F-018)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0614

# 一种全球临近空间大气密度建模方法及应用



程旋<sup>1,2</sup>, 肖存英<sup>3,\*</sup>, 杨钧烽<sup>1</sup>, 胡雄<sup>1</sup>, 闫召爱<sup>1</sup>, 柳丹<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院国家空间科学中心 空间环境态势感知技术重点实验室, 北京 100190;

2. 北京师范大学 天文系, 北京 100875; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘 要:** 基于 TIMED/SABER 卫星 2002—2018 年观测的 20~100 km 大气密度数据, 统计获得多年月平均值和标准偏差的全球网格数据。利用网格数据, 分析了大气密度的变化特征。以网格数据为基准, 计算了 USSA76 的相对偏差, 分析了 USSA76 相对偏差的分布特征。以网格数据为驱动, 将大气密度表征为平均值与大尺度扰动量和小尺度扰动量的加和, 大尺度扰动和小尺度扰动分别采用余弦函数和一阶自回归模型表征, 初步建立了全球临近空间大气密度模型。通过对比模型仿真值与激光雷达观测值, 表明模型仿真值与观测值具有较好的吻合度, 验证了建模方法的可行性。利用蒙特卡罗方法可再现给定轨迹上所有可能的大气状态。

**关键词:** 临近空间; 大气密度; 建模; 仿真; 应用

**中图分类号:** V419; V219; P351; P421

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2227-09

临近空间大气变化非常复杂, 真实大气中包含复杂的大气波动信息, 这也是真实大气偏离气候平均状态的主要原因。往往大气模型不能很好地表征这部分波动信息。为了避免模型不准确对实际飞行的影响, 在工程上通过增加设计裕度的方式来避免。但是, 设计裕度的增大是以牺牲其他方面的设计为代价的, 如有效载荷质量和尺寸的减小。因此, 一些学者开展了大气参数对高超声速飞行器影响的研究。例如, 陈闽慷等<sup>[1]</sup>通过研究 85 km 北半球几个典型纬度和典型月份大气波动对驻点热流的影响, 发现在极端情况下, SABER 观测的包含大气波动的大气参数预测的热流比 USSA76 高 40% 以上。李健等<sup>[2]</sup>利用地球扰动大气模型对再入飞行器的弹道进行仿真, 结果表明, 大气扰动条件下, 大气扰动对飞行器的落

点、过载和气动热有很大影响。黄华等<sup>[3]</sup>利用美国 Cape Canaveral 靶场上空的气象资料建立了大气环境样本集, 并利用样本集数据对再入飞行器的弹道进行了仿真, 研究发现, 大气热力学参量的扰动能够引起落点在射向的散布, 风场的扰动对射向和横向落点的散布均有较大的影响。因此, 真实大气中的扰动对临近空间飞行器的影响是不可忽略的。此外, 大气扰动的分布存在时空差异, 飞行过程中, 飞行器在不同高度受到大气扰动的影响是不同的, 还需要满足不同约束条件, 使得狭窄的飞行器气动布局设计对气动误差的容忍能力较弱, 提升飞行器气动力和气动热的预测准确性对气动设计精细化是非常重要的<sup>[4]</sup>。飞行器的气动特性对大气密度非常敏感, 获得可靠的大气密度数据是提升气动热环境预测准确性、减少设

收稿日期: 2019-12-05; 录用日期: 2020-03-06; 网络出版时间: 2020-04-16 15:16

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1503.004.html

基金项目: 中国科学院 A 类战略性先导科技专项 (XDA17010301); 国家自然科学基金 (11872128, 91952111); 国家空间科学中心“青年科技创新”课题 (Y9211FAF3S)

\* 通信作者. E-mail: xiaocunying@bnu.edu.cn

**引用格式:** 程旋, 肖存英, 杨钧烽, 等. 一种全球临近空间大气密度建模方法及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2227-2235. CHENG X, XIAO C Y, YANG J F, et al. A modeling method and its application of global atmospheric density in near space[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2227-2235 (in Chinese).

计冗余的一种有效途径。

大气模型是获取大气密度数据的重要来源。在航空航天领域,国际上常用的大气模型主要有美国标准大气(USSA76)<sup>[5]</sup>、COSPAR 国际参考大气系列模型(CIRA)<sup>[6]</sup>、质谱仪和非相干散射雷达系列模型(MSIS)<sup>[7-8]</sup>和水平风系列模型(HWM)<sup>[9]</sup>等,但这些模型存在一定的局限性,均不能给出大气的扰动信息。GRAM 系列模型<sup>[10]</sup>可以给出不同经纬度和月度下的温度、密度、气压和风场等参量的平均值,还可以模拟相对于平均状态的扰动剖面,但该模型代码未公开。相比国外,中国大气模型的发展水平比较落后,先后发布了国军标模型,如 GJB 365.1—87、GJB 366.1—87、GJB 544—88 和 GJB 5601—2006 等。除了 GJB 5601—2006 外,其余都是国际标准的引进。这些模型只能提供大气的气候平均状态,不能提供大气的扰动状态。大气模型未包含偏离平均值的大气扰动是大气模型与真实大气存在偏差的主要原因<sup>[11]</sup>。

近年来,中国学者开展了一些大气模型修正及建模方法的探索。刘一博等<sup>[12]</sup>利用酒泉 2010—2011 年的探空数据,对 GRAM 模型在酒泉上空的大气密度月均值和标准偏差进行修正,改善了酒泉上空 GRAM 模型的精度。肖存英等<sup>[13]</sup>利用 TIMED/SABER 统计获得的 11 年月平均值和标准偏差,将临近空间大气密度表征为气候平均量与扰动量的加和,建立了北纬 38°N 大气密度扰动模型,并利用激光雷达观测数据验证了建模方法的可行性。肖存英等<sup>[13]</sup>的建模方法中采用一阶自回归模型对总扰动量的表征,未对不同尺度的扰动进行区分。实际大气中的潮汐波和行星波均具有一定的周期性,这些波动不是随机的,具有一定的规律,采用基于随机过程的一阶自回归模型对整体扰动进行表征还存在一些改进空间。

本文在文献[13]建模方法的基础上,将大气扰动分别用大尺度扰动和小尺度扰动代替,大尺度扰动采用周期性的余弦函数表征,小尺度扰动采用一阶自回归模型表征,初步建立临近空间参考大气模型,并对大气模型开展测试验证。

## 1 数据来源与处理方法

TIMED 卫星于 2001 年发射,至今已连续积累长达 18 年的观测数据。卫星以 74.1°的轨道倾角在约 625 km 的太阳同步轨道运行,轨道周期约为 97 min。TIMED 卫星上搭载 4 个有效载荷,即 SABER、TIDI (TIMED Doppler Interferometer)、

GUVI (Global Ultraviolet Imager) 和 SEE (Solar ultraviolet Experiment)。其中,SABER 探测器通过测量大气中 15 μm 和 4.3 μm 的 CO<sub>2</sub> 临边红外辐射来反演大气温度和成分等参量<sup>[14]</sup>。卫星每天大约测量 15 轨数据,相邻轨道的经向间距约为 24°。由于卫星进动缓慢,覆盖全球 24 h 地方时需要约 60 天。卫星每 60 天进行一次机动以防止卫星指向太阳,这就导致在正午无卫星数据覆盖,卫星的纬度覆盖范围从一个半球 52°到另一个半球 83°每 60 天交替变换一次。本文采用 TIMED/SABER 数据的时间范围为 2002 年 1 月至 2018 年 12 月。卫星数据最新版本为 V2.0 版本,相比 V1.07 版本,改进了反演算法,提升了产品精度。本文采用的数据版本为 V2.0 版本。在中间层及以下高度,SABER 的最大观测误差在 ±2 K<sup>[15]</sup>。与激光雷达观测结果相比,SABER 温度与激光雷达温度的偏差在 3 K 以内。与 COSMIC 掩星数据相比,在 38~60 km,最大温度偏差约为 5 K<sup>[16]</sup>。SABER 卫星数据以其较高的数据精度,在科学研究和工程技术等领域已广泛应用<sup>[1,17-20]</sup>。

采用与文献[13,21]相同的处理方法,将卫星数据通过信息范围检查、极值检查、垂直一致性检查和统计学检查等质量控制,对错误信息进行订正或野值剔除。利用式(1)和式(2),按月份统计计算每个网格内大气密度的月平均值和标准偏差。网格数据的高度间隔为 1 km,纬度间隔为 4°,经度间隔为 5°。网格内月平均值和标准偏差的计算公式如下:

$$\bar{\rho} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \rho_i \quad (1)$$

$$\sigma_{\rho} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\rho_i - \bar{\rho})^2} \quad (2)$$

式中: $N$  为该网格内的数据量; $\rho_i$  为第  $i$  次大气密度观测值。

## 2 大气密度的变化特征

利用统计获得的大气密度网格化数据,对大气密度的气候平均状态和扰动状态进行分析,获得大气密度的定量变化特征,结果如图 1 和图 2 所示。

图 1 给出了 1 月份和 7 月份 120°E 大气密度多年月平均统计结果相对于年平均密度的变化量,可以看出大气密度在南北半球不同的分布特征。在 1 月份 90 km 以下,大气密度呈现出从南半球向北半球逐渐递减的趋势。在南半球,大气密度在高纬地区约 82°S 80 km 高度处存在大气密

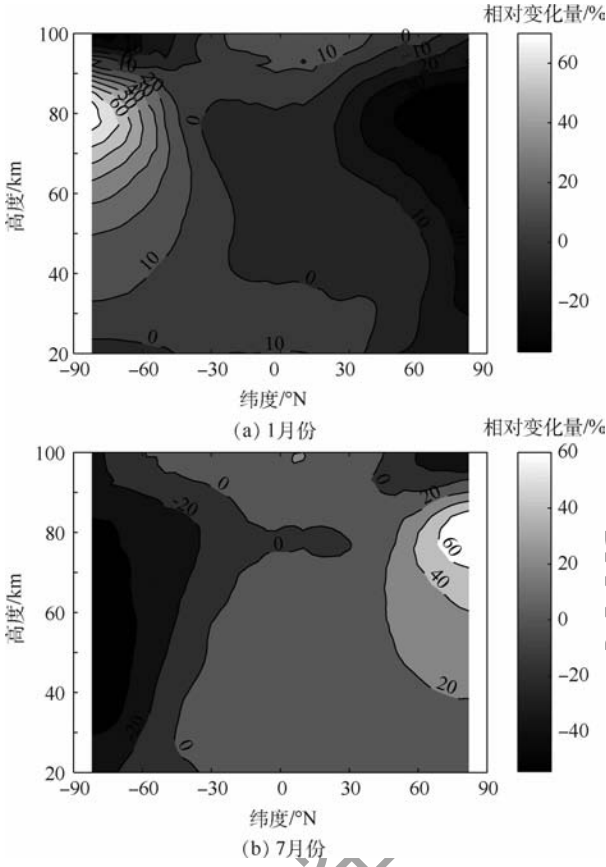


图 1 1 月份和 7 月份大气密度月平均值相对于年平均值的 变化量在 120°E 随纬度和高度的分布

Fig. 1 Latitude-altitude distribution of variation of atmospheric density relative to annual average density on 120°E in January and July

度的极大值,最大值高于年平均值的 74.8%。在北半球,大气密度在中高纬地区 80 km 附近存在大气密度的极小值,大气密度低于年平均值的 36.9%。在 90 km 以上,大气密度呈现出从低纬地区向两极地区递减的趋势。7 月份的变化规律与 1 月份的相反。在 90 km 以下,大气密度从北半球高纬地区逐渐向南半球高纬地区递减。在北半球高纬地区约 80 km 高度存在大气密度的极大值,最大值高于年平均值的 77.9%,在南半球高纬地区存在大气密度的极小值,最小值低于年平均值的 54.3%。在 90 km 以上,大气密度也呈现出从低纬地区向高纬地区递减的趋势。

图 2 给出了 1 月份和 7 月份 120°E 大气密度多年月平均扰动量相对于年平均密度值的变化。可以看出,在 1 月份,大气密度的相对扰动量在 80 km 以下,北半球中高纬地区大气密度的扰动量较大,尤其在高纬地区,大气密度相对扰动量在平流层顶附近 (~ 45 km) 存在极大值,最大值为 17.9%。在低纬地区和南半球中高纬地区,60 km

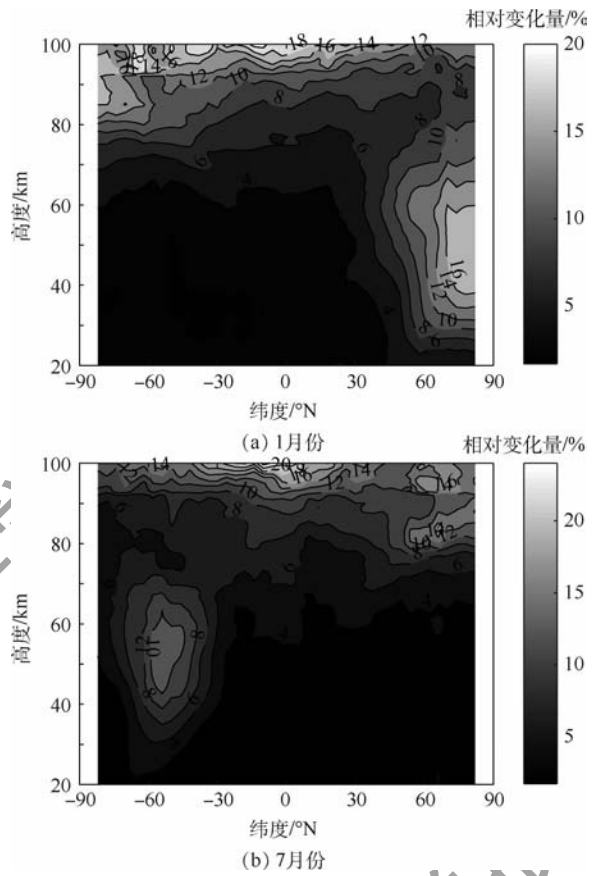


图 2 1 月份和 7 月份大气密度标准偏差相对于年平均值的 变化量在 120°E 随纬度和高度的分布

Fig. 2 Latitude-altitude distribution of variation of atmospheric density standard deviations relative to annual average density on 120°E in January and July

以下,大气密度相对扰动量较小,基本在 4% 以内。在 60 ~ 80 km,大气密度相对扰动量随高度逐渐增大,因为大气潮汐波的贡献逐渐显著。在 80 km 以上,从南半球到北半球大气密度的扰动均较强,相对扰动的最大值可达 19.9%,在相同高度层,南半球的大气密度扰动量高于北半球。在 7 月份,大气密度扰动量随纬度和高度的变化规律与 1 月份相反。在 80 km 以下,南半球中高纬地区大气密度扰动较大,最大值为 15.0%。在 20 ~ 60 km,低纬地区和北半球中高纬地区,大气密度扰动较小。在 60 ~ 80 km,大气密度扰动量随高度逐渐增强。在 80 km 以上,大气密度扰动在南北半球均较强。在同一高度层,北半球的大气密度扰动量高于南半球。从 1 月份和 7 月份大气密度扰动的变化规律可以看出,在 80 km 以下,冬季半球的中高纬地区大气密度扰动较大。在 80 km 以上,夏季半球的大气密度扰动量高于冬季半球。

美国标准大气模型 (USSA76) 是飞行器设计和仿真常用的模型, USSA76 模型与观测数据之

间的差异是实际应用中非常关心的问题。利用大气密度网格化数据,对USSA76模型相对于SABER大气密度随纬度和高度的偏差进行了评估,结果如图3所示。在1月份,90 km以下,从北半球到南半球USSA76大气密度的相对偏差从正偏差逐渐向负偏差过渡。在北半球,高纬地区80 km附近存在正相对偏差的极大值,约为76.7%。在南半球,高纬地区80 km附近存在负相对偏差的极大值,约为38.5%。在90 km以上,USSA76大气密度的相对偏差均为正偏差,且高纬地区的偏差高于低纬地区。在7月份90 km以下,从南半球到北半球,USSA76大气密度的相对偏差从正偏差逐渐向负偏差转变。在南半球高纬地区存在正相对偏差的极大值,为132.2%,在北半球高纬地区80 km附近存在负相对偏差的极大值,为36.1%。在90 km以上,USSA76大气密度相对偏差为正偏差。

从以上结果可以看出,在90 km以下,大气密度的相对偏差逐渐从冬季半球正偏差向夏季半球负偏差过渡,且冬季半球正偏差的最大值高于夏季半球负偏差的最大值。在90 km以上为正偏差。

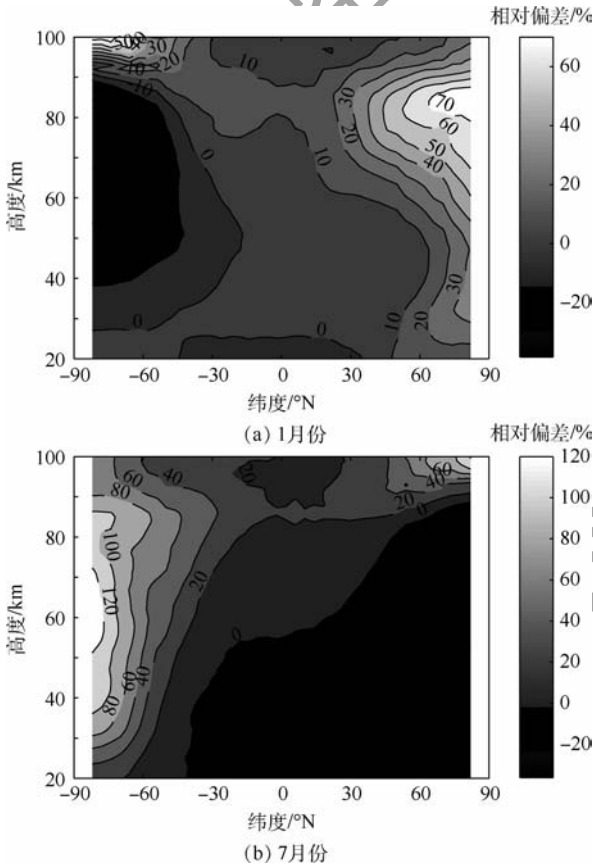


图3 1月份和7月份USSA76相对于TIMED/SABER

大气密度的偏差在120°E随纬度和高度的分布

Fig.3 Latitude-altitude distribution of relative error between USSA76 and TIMED/SABER atmospheric density on 120°E in January and July

### 3 大气密度建模方法

将临近空间大气密度表征为气候平均量与大气扰动量之和:

$$\rho_{\text{total}} = \bar{\rho} + \rho' \quad (3)$$

式中: $\rho_{\text{total}}$ 为总大气密度; $\bar{\rho}$ 为月平均大气密度; $\rho'$ 为大气密度扰动量。

对给定轨迹而言,沿轨迹的气候平均量和扰动量分别由网格化的月平均值和标准偏差通过对数插值获得。根据空间尺度,将大气扰动划分为大尺度扰动和小尺度扰动。大尺度扰动包括大气潮汐波和大气行星波,具有行星尺度的波长。小尺度扰动包含大气重力波和湍流,重力波的波长由几百到几十公里,湍流的空间尺度更小。大气密度扰动量表征为大尺度扰动量 $\rho'_L$ 与小尺度扰动量 $\rho'_S$ 之和:

$$\rho' = \rho'_L + \rho'_S \quad (4)$$

将大气扰动进行划分的优点在于:对不同尺度的大气波动的表征会更加准确,有利于后续将温度、密度和气压协同建模时,将彼此之间满足的物理规律和相关性考虑进去。大气重力波由于重力波的分布、变化不规则及大气湍流的波动尺度更小,随机性更强,对其准确建模非常困难。对于小尺度扰动,采用一阶自回归模型进行表征。连续位置 $x_1$ 和 $x_2$ 处的小尺度大气密度扰动满足:

$$\frac{\rho'_S(x_2)}{\sigma_S(x_2)} = r \frac{\rho'_S(x_1)}{\sigma_S(x_1)} + q(x_1) \sqrt{1-r^2} \quad (5)$$

$$r(\delta x) = \exp\left(-\frac{\delta h}{L_h} - \frac{\delta z}{L_z} - \frac{\delta t}{\tau}\right) \quad (6)$$

式中; $r$ 为 $\rho'_S(x_2)/\sigma_S(x_2)$ 和 $\rho'_S(x_1)/\sigma_S(x_1)$ 之间的自相关,相关系数随着时间和空间尺度呈指数衰减; $\delta h$ 和 $\delta z$ 分别为相邻轨迹点之间位移的水平分量和垂直分量; $q$ 为高斯分布随机数; $L_h$ 和 $L_z$ 分别为与小尺度扰动有关的水平和垂直尺度, $L_h$ 的取值范围为7.8~840 km, $L_z$ 的取值范围为0.53~24.03 km; $\tau$ 为与背景风速有关的时间尺度<sup>[22]</sup>。

大尺度扰动量是由于大气潮汐和行星波引起的扰动,具有一定的周期性。因此,将大尺度扰动量表征为余弦函数的形式:

$$\rho'_L = \sigma_L A \cos\left(\omega t + m\phi + n\theta + \frac{2\pi z}{\lambda} + \beta\right) \quad (7)$$

式中: $\rho'_L$ 为大尺度扰动量; $\sigma_L$ 为大尺度扰动的标准偏差; $A$ 为振幅因子; $\omega = 2\pi/T$ 为随机波动周期为 $T$ 的角速度; $m$ 和 $n$ 分别为纬向波数和经向波数; $\phi$ 和 $\theta$ 分别为经度和纬度; $z$ 为高度; $\lambda$ 为与高

度有关的垂直波长; $\beta$ 为  $0 \sim 2\pi$  均匀分布的随机相位。

模型的初始扰动值可以是初始位置实际观测数据计算得到的扰动值,或是从全球网格化标准偏差数据中利用插值方法得到的扰动值。

#### 4 模型测试

为检验大气模型的仿真效果,以 2019 年中国科学院国家空间科学中心敦煌临近空间激光雷达观测试验的数据为基准,利用建立的大气模型仿真敦煌上空  $20 \sim 100$  km 的大气密度,并将观测结果与仿真结果进行对比。假设给定轨迹仅随高度变化,不随时间和经纬度变化,初始高度为 20 km,终点高度为 100 km。为方便与激光雷达观测数据对比,将仿真时刻均设置为 2019 年 4 月 18 日 21:30,仿真轨迹的高度间隔为 1 km,模型仿真结果如图 4 所示。图中: $\rho_{mean}$ 为密度月均值。左图给出的是  $20 \sim 100$  km 高度大气密度 100 次蒙特卡罗仿真值相对于沿轨迹的大气密度月平均值的变化量,右图给出的是沿轨迹的大气密度月平均值。可以看出,大气密度的仿真结果沿月平均值基本呈对称分布,仿真值基本在 3 倍标准偏差范围内。仿真的扰动量随高度逐渐增大,仿真结果展现的规律与现有的研究结果相符。这些扰动主要由不同来源的静态行星波、传播性行星波、潮汐波、重力波和湍流等贡献。此外,较高高度上波流相互作用、波与波之间的非线性相互作用等导致了大气密度偏离气候平均态产生复杂的变化,展现了大气的整体扰动水平。

图 5 给出了大气模型在 2019 年 4 月 18 日 21:30 激光雷达观测结果与单次仿真结果的对比。图中: $\rho/\rho_{US76}$ 为大气密度与标准大气的比值。蓝色实线表示模型仿真值,红色实线表示激光雷达观测值,观测的高度范围为  $38 \sim 80$  km。可以看出,在激光雷达观测高度范围内,仿真值与观测值吻合程度较好,两者随高度变化具有相同的变化趋势。单次仿真的结果存在偶然性,因此,对 100 次蒙特卡罗仿真结果进行统计分析。

将 100 次蒙特卡罗仿真结果与激光雷达观测结果进行相关系数计算,定量地展现模型仿真值与激光雷达观测值之间的吻合程度。图 6 给出了 100 次蒙特卡罗仿真值与激光雷达观测值相关性检验的结果。可以看出,100 次仿真结果与激光雷达观测结果之间存在显著的线性相关,回归斜率在  $0.987\ 33 \sim 1.105\ 9$  之间,表明每次的仿真结果均与观测结果在高度上具有相同的变化趋势。

对 100 次蒙特卡罗仿真结果与激光雷达观测结果之间相对偏差进行统计,结果如表 1 所示。在 65 km 以下,模型仿真结果为负偏差,模型仿真值相对激光雷达观测值偏小,在 65 km 处存在负

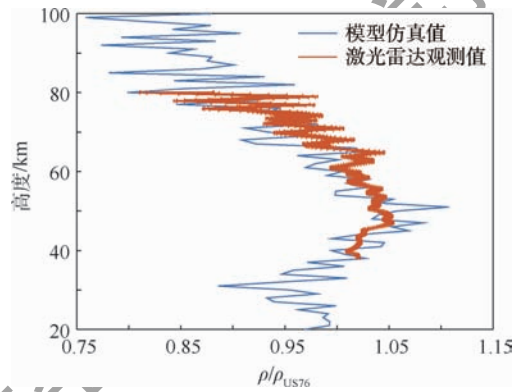


图 5 一次仿真结果与激光雷达观测值的比较  
Fig. 5 Comparison between one-time simulation result and lidar observation values

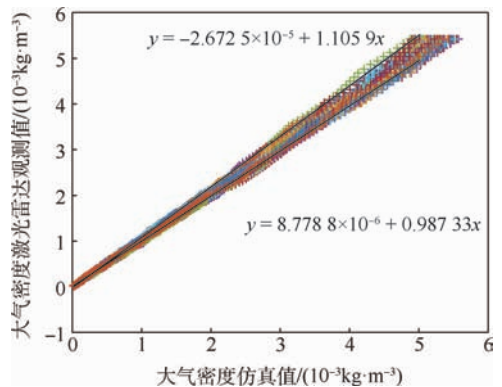


图 6 100 次蒙特卡罗仿真试验大气密度相关性检验  
Fig. 6 Atmospheric density correlation test of 100 Monte Carlo simulation

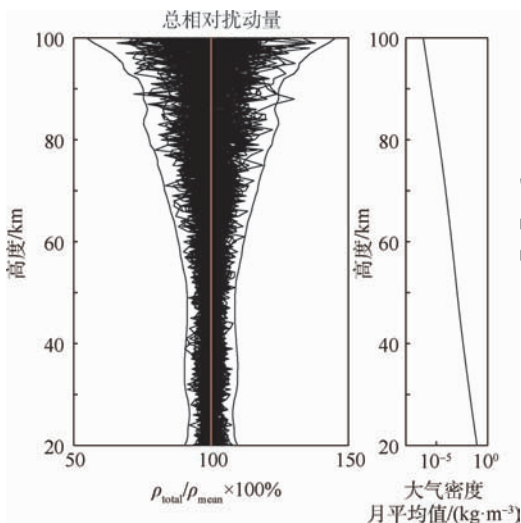


图 4 100 次蒙特卡罗仿真的大气密度相对于月平均值的变化量随高度的变化

Fig. 4 Variation of atmospheric density of 100 Monte Carlo simulations relative to monthly mean density with height

表1 100次蒙特卡罗仿真结果与激光雷达观测结果之间的平均相对偏差

Table 1 Mean relative error between 100 Monte Carlo simulation and lidar observation results

高度/km	相对偏差/%
40	-1.85
45	-1.83
50	-2.26
55	-2.44
60	-3.90
65	-5.09
70	0.31
75	-0.39
80	7.18

偏差的极大值,相对偏差可达-5.09%。在70 km和75 km模型的相对偏差较小,在±1%之间。在80 km,模型偏差较大,为7.18%。后续需要采用其他观测数据,进一步对40 km以下和80 km以上模型的可靠性进行评估。

### 5 模型应用

假设飞行器某次再入飞行的轨迹如图7所示,飞行器再入的初始时间为2019年11月24日10:00,初始再入的高度为100 km,经纬度为(116.0°E,40.0°N),终端高度为20 km,经纬度为(90.7°E,36.7°N),轨迹点之间的时间步长为1 s。初始位置大气密度的平均值由统计获得的网格化月平均值经对数插值计算获得。

图8再现了沿飞行轨迹大气密度的可能状态。可以看出,大气密度的仿真值均在3倍的标准偏差范围内。因为随高度大气密度呈指数减小,在飞行器每次跳跃运动的最高点时对应大气密度仿真结果的最低点,在图8中能够清晰地展现飞行器在飞行的不同阶段大气密度的变化特征。

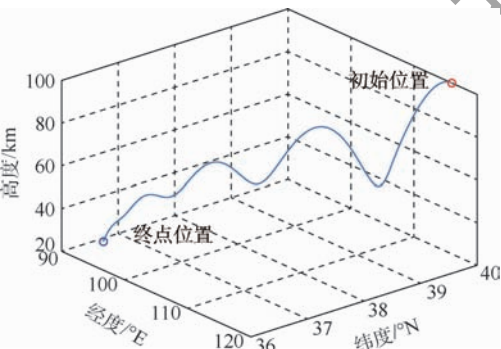


图7 假设的飞行器再入轨迹

Fig. 7 An assumed trajectory of a reentry vehicle

图9分别给出了飞行轨迹上大气密度不同尺度的扰动量和总扰动量。可以看出,大气密度大、小尺度扰动量和总扰动量的仿真结果基本呈对称分布,且均未超出3倍标准偏差范围,结果表明,大气模型能够很好地表征飞行轨迹上不同尺度大气密度的扰动量。

为分析仿真结果中大尺度扰动和小尺度扰动对总大气扰动的贡献程度,分别统计计算了大尺度扰动和小尺度扰动占总扰动的比例,如图10所示

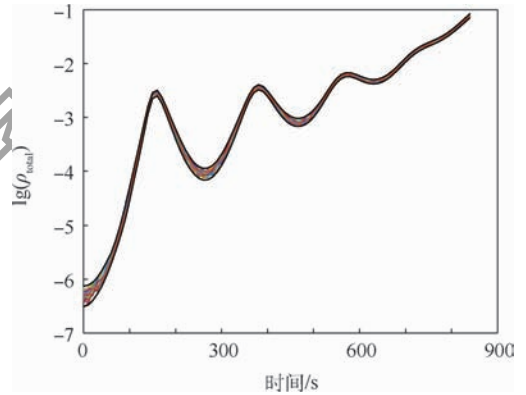
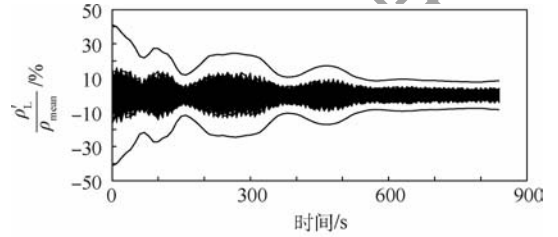
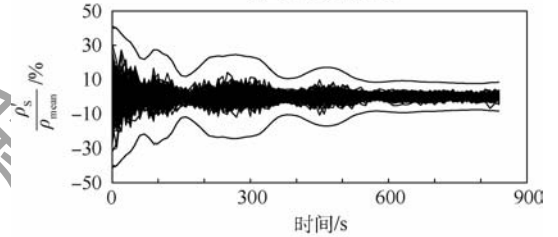


图8 沿轨迹的大气密度仿真结果

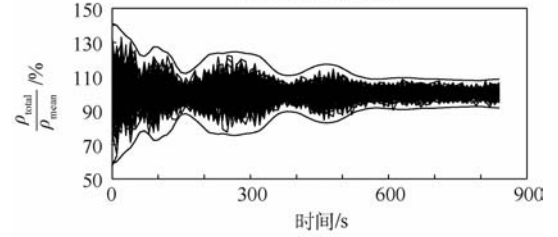
Fig. 8 Simulation result of atmospheric density along trajectory



(a) 大尺度扰动量



(b) 小尺度扰动量



(c) 总扰动量

图9 沿轨迹大气密度小尺度扰动量、大尺度扰动量和总扰动量的仿真结果

Fig. 9 Simulation result of small-scale perturbances, large-scale perturbances and total perturbances of atmospheric density along trajectory

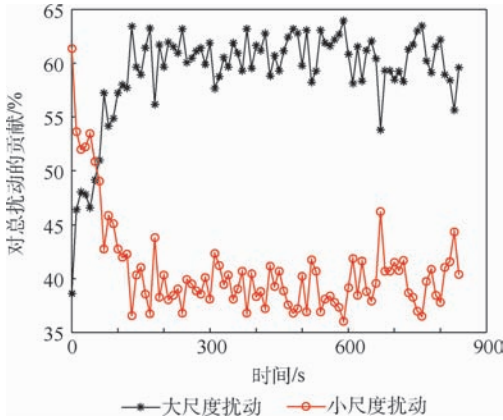


图 10 大尺度扰动和小尺度扰动对总扰动的贡献  
Fig. 10 Contribution of large-scale and small-scale perturbances to total perturbances

示。在 60 s 以内,飞行高度在 90 km 以上,小尺度扰动占主导地位,60 s 以后,随着高度的降低,总扰动逐渐以大尺度扰动为主导。这一规律与文献[21]的研究结果具有较好的一致性,符合大气的物理规律。在中间层顶和低热层高度,小尺度扰动的贡献占主导地位,主要贡献来自湍流、重力波及其他随机性的小尺度扰动。在 70 km 以上,大气潮汐波的贡献逐渐显著,在 70 km 以下,大气扰动的贡献主要来自于行星波和重力波。

## 6 结 论

基于 2002—2018 年 TIMED/SABER 卫星观测的大气密度数据,统计获得大气密度多年月平均值和标准偏差。基于网格化的密度数据,对大气密度的变化规律进行了分析,并对大气密度建模方法进行探索。根据大气波动的特征,将波动特征显著的大尺度波动(行星波和潮汐波)以三角函数的形式进行表征,将更具随机性的小尺度扰动(重力波和湍流)用一阶自回归方法进行表征,初步建立了全球临近空间大气密度模型。得到以下结论:

- 1) 通过分析大气密度在不同纬度的垂直分布,结果表明,在 90 km 以下,大气密度从夏季半球向冬季半球递减;在 90 km 以上,大气密度从低纬向高纬递减。在 80 km 以下,冬季半球的中高纬地区大气密度扰动较大。在 80 km 以上,夏季半球的大气密度扰动量高于冬季半球。
- 2) 通过计算 USSA76 与 SABER 大气密度之间的相对偏差,结果表明,在 90 km 以下,大气密度的相对偏差逐渐从冬季半球正偏差向夏季半球负偏差过渡,且冬季半球正偏差的最大值高于夏季半球负偏差的最大值,最大值可达 132.2%。

- 在 90 km 以上为正偏差。
- 3) 通过对敦煌上空 20 ~ 100 km 大气密度进行 100 次蒙特卡罗仿真,并与激光雷达观测结果进行对比,结果表明,本文的建模方法是可行的,观测值与仿真值具有较好的吻合度。
- 4) 通过采用蒙特卡罗方法对给定再入轨迹上的大气密度进行仿真,结果表明,模型可以再现飞行轨迹上大气密度可能的状态。

建立的大气密度模型主要优点在于:数据来源采用最近 17 年的观测数据,数据量大且数据全球覆盖性较好,有利于建立全球模型;建模方法更符合物理规律,不仅可以给出飞行轨迹上大气密度的平均态和总的扰动状态,还可以分别给出大尺度扰动量和小尺度扰动量。该模型可以作为初步工具,为临近空间飞行器气动设计、控制设计和飞行仿真等提供数据输入。后续将在建模方法中以温度、密度和气压满足的物理规律为约束,考虑不同尺度不同参量之间满足的相关性,对多物理参量进行协同建模,提升模型的可靠性和实用性。

**致谢** 感谢 TIMED / SABER 工作组提供的探测数据 ([http://saber.gats-inc.com/data\\_services.php](http://saber.gats-inc.com/data_services.php))。

## 参考文献 (References)

- [1] 陈国慷,杜涛,胡雄,等.北半球高空大气参数波动对临近空间飞行热环境的影响[J].科学通报,2017,62(13):1402-1409.  
CHEN M K, DU T, HU X, et al. Effect of atmosphere parameter oscillation at high altitude in the northern hemisphere for near space hypersonic flight aerothermodynamic prediction[J]. Chinese Science Bulletin, 2017, 62(13): 1402-1409 (in Chinese).
- [2] 李健,侯中喜,刘新建,等.基于扰动大气模型的乘波构型飞行器再入弹道仿真[J].系统仿真学报,2007,19(4):3283-3285.  
LI J, HOU Z X, LIU X J, et al. Reentry trajectories simulations for waverider configuration hypersonic vehicle based on perturbation atmosphere model[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(4): 3283-3285 (in Chinese).
- [3] 黄华,徐幼平,邓志武.靶区大气环境对再入体落点精度影响仿真研究[J].系统仿真学报,2009,21(13):3910-3913.  
HUANG H, XU Y P, DENG Z W. Simulation of influence of range atmosphere on RV placement accuracy[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(13): 3910-3913 (in Chinese).
- [4] 叶友达,张涵信,蒋勤学,等.近空间高超声速飞行器气动特性研究的若干关键问题[J].力学学报,2018,50(6):1292-1310.  
YE Y D, ZHANG H X, JIANG Q X, et al. Some key problems in the study of aerodynamic characteristics of near-space hypersonic vehicles[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied

- Mechanics, 2018, 50(6):1292-1310 (in Chinese).
- [5] COESA. U. S. standard atmosphere (1976) [S]. Washington, D. C.: U. S. Government Printing Office, 1976.
- [6] CIRA Working Group, REES D. COSPAR international reference atmosphere: Thermosphere (1986) [J]. Planetary and Space Science, 1992, 40(4):555.
- [7] HEDIN A E. Msis-86 thermospheric model [J]. Journal of Geophysical Research-Space Physics, 1987, 92(A5):4649-4662.
- [8] PICONE J M, HEDIN A E, DROB D P, et al. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues [J]. Journal of Geophysical Research-Space Physics, 2002, 107(A12):15-16.
- [9] DROB D, EMMERT J, CROWLEY G, et al. An empirical model of the Earth's horizontal wind fields: HWM07 [J]. Journal of Geophysical Research-Space Physics, 2008, 113(A12):A12304.
- [10] JUSTUS C G, JEFFRIES III W R, YUNG S P, et al. The NASA/MSFC global reference atmospheric model: 1995 version (GRAM-95): NASA-TM-4715 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1995.
- [11] 程旋, 肖存英, 胡雄, 等. 基于 TIMED/SABER 卫星温度数据对大气经验模型的评估 [J]. 中国科学: 物理学、力学、天文学, 2018, 48(10):79-93.  
CHENG X, XIAO C Y, HU X, et al. Evaluation of atmospheric empirical model based on TIMED/SABER satellite temperature data [J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2018, 48(10):79-93 (in Chinese).
- [12] 刘一博, 沈作军, 张向宇. 一种区域参考大气密度的建模与应用方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(10):2079-2088.  
LIU Y B, SHEN Z J, ZHANG X Y. A method for range reference density modeling and application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(10):2079-2088 (in Chinese).
- [13] 肖存英, 胡雄, 杨钧烽, 等. 临近空间 38°N 大气密度特性及建模技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(9):1757-1765.  
XIAO C Y, HU X, YANG J F, et al. Characteristics of atmospheric density at 38°N in near space and its modeling technique [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(9):1757-1765 (in Chinese).
- [14] ESPLIN R, ZOLLINGER L, BATTY C, et al. SABER instrument design update [J]. Infrared Spaceborne Remote Sensing III, 1995, 2553:253-263.
- [15] REMSBERG E E, MARSHALL B T, GARCIA-COMAS M, et al. Assessment of the quality of the version 1.07 temperature-versus-pressure profiles of the middle atmosphere from TIMED/SABER [J]. Journal of Geophysical Research-Atmospheres, 2008, 113(D17):D17101.
- [16] 宫晓艳, 胡雄, 吴小成, 等. COSMIC 大气掩星与 SABER/TIMED 探测温度数据比较 [J]. 地球物理学报, 2013, 56(7):2152-2162.  
GONG X Y, HU X, WU X C, et al. Comparison of temperature measurements between COSMIC atmospheric radio occultation and SABER/TIMED [J]. Chinese Journal of Geophysics, 2013, 56(7):2152-2162 (in Chinese).
- [17] GU S Y, LI T, DOU X K, et al. Observations of quasi-two-day wave by TIMED/SABER and TIMED/TIDI [J]. Journal of Geophysical Research-Atmospheres, 2013, 118(4):1624-1639.
- [18] LI X, WAN W X, REN Z P, et al. The variability of SE2 tide extracted from TIMED/SABER observations [J]. Journal of Geophysical Research-Space Physics, 2017, 122(2):2136-2150.
- [19] XU J Y, SMITH A K, YUAN W, et al. Global structure and long-term variations of zonal mean temperature observed by TIMED/SABER [J]. Journal of Geophysical Research-Atmospheres, 2007, 112:D24106.
- [20] 万田, 刘洪伟, 樊菁. 100 km 附近大气密度模型的误差带和置信度 [J]. 中国科学: 物理学、力学、天文学, 2015, 45(12):66-72.  
WAN T, LIU H W, FAN J. Error band and confidence coefficient of atmospheric density models around altitude 100 km [J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2015, 45(12):66-72 (in Chinese).
- [21] 肖存英, 胡雄, 王博, 等. 临近空间大气扰动变化特性的定量研究 [J]. 地球物理学报, 2016, 59(4):1211-1221.  
XIAO C Y, HU X, WANG B, et al. Quantitative studies on the variations of near space atmospheric fluctuation [J]. Chinese Journal of Geophysics, 2016, 59(4):1211-1221 (in Chinese).
- [22] JUSTUS C G, JOHNSON D L. The NASA/MSFC global reference atmospheric model: 1999 version (GRAM-99): NASA/TM-1999-209630 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1999.

#### 作者简介:

程旋 男, 博士研究生。主要研究方向: 临近空间大气建模及应用。

肖存英 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 临近空间大气环境。

## A modeling method and its application of global atmospheric density in near space

CHENG Xuan<sup>1,2</sup>, XIAO Cunying<sup>3,\*</sup>, YANG Junfeng<sup>1</sup>, HU Xiong<sup>1</sup>, YAN Zhaoai<sup>1</sup>, LIU Dan<sup>1,2</sup>

(1. Key Laboratory of Science and Technology on Environmental Space Situation Awareness, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Department of Astronomy, Beijing Normal University, Beijing 100875, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Based on the 20 – 100 km atmospheric density data observed by TIMED/SABER satellite from year 2002 to 2018, the global grid data of monthly average and standard deviation are calculated statistically. Based on the grid data, the characteristics of atmospheric density variation are analyzed. The relative errors of USSA76 are calculated and the distribution characteristics of relative errors of USSA76 are analyzed. In addition, driven by the grid data, the atmospheric density is characterized as the sum of the monthly average and the large-scale disturbances and small-scale disturbances. The large-scale perturbations and small-scale perturbations are characterized by cosine functions and first-order autoregressive models, respectively. And a global near-space atmospheric density model is initially established. By comparing the simulated values of the model with the observed values of the lidar, the results show that the model values have a good agreement with the observed values, which verifies that the modeling method is feasible. Finally, Monte Carlo method can be used to reproduce all possible states of atmospheric density on a given trajectory.

**Keywords:** near space; atmospheric density; modeling; simulation; application

**Received:** 2019-12-05; **Accepted:** 2020-03-06; **Published online:** 2020-04-16 15:16

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1503.004.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1503.004.html)

**Foundation items:** Strategic Priority Research Program of the Chinese Academy of Sciences (XDA17010301); National Natural Science Foundation of China (11872128,91952111); Youth Science and Technology Innovation Foundation of NSSC (Y9211FAF3S)

\* **Corresponding author.** E-mail: xiaocunying@bnu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0635

# 考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计

杨阳, 杨超, 吴志刚\*, 戴玉婷

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



**摘 要:** 针对存在舵机时滞环节的气动伺服弹性系统, 提出基于 Padé 近似和线性二次高斯(LQG)控制的阵风减缓主动控制律设计方法。利用 Padé 近似将舵机中的时滞环节线性化为一个高阶传递函数并引入气动弹性模型, 建立线性的阵风减缓受控模型; 利用 LQG 控制方法对线性化模型设计阵风减缓主动控制系统, 并采用平衡截断法对所设计的控制系统进行降阶; 利用 Simulink 将所设计的控制系统引入非线性模型中, 得到 von Karman 连续阵风激励情况下系统的开/闭环响应情况。计算结果表明: 根据所提方法设计的阵风减缓主动控制律能有效降低原气动伺服弹性系统的阵风响应, 对研究对象机身过载的抑制在 15% 左右, 而对翼根弯矩的抑制达到 25% 以上。

**关键词:** 气动伺服弹性; 阵风减缓主动控制; 时间延迟; Padé 近似; 最优控制

**中图分类号:** V215.3

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2236-09

阵风会改变飞机的有效迎角, 引起升力的突然变化, 从而产生涉及刚性运动和弹性变形的阵风响应<sup>[1]</sup>。阵风响应会降低飞机的飞行品质, 而其所产生的内载荷会影响飞机的疲劳寿命, 甚至飞行安全<sup>[2]</sup>。对于近年来迅速发展的大展弦比柔性飞机而言, 其大柔性、低翼载的特点使得阵风响应的影响尤为严重<sup>[3]</sup>。而阵风减缓主动控制系统能有效降低飞机的阵风响应, 保证飞机的飞行安全。

近年来, 阵风减缓主动控制技术得到很大程度的发展。杨俊斌等<sup>[4]</sup>利用经典 PID 控制减缓飞翼布局飞机的阵风响应, 并通过风洞试验进行验证。Liu 等<sup>[5]</sup>利用基于模型预测的线性二次高斯(Linear Quadratic Gaussian, LQG)控制来减缓飞机的阵风载荷。Cook 等<sup>[6]</sup>利用  $H_{\infty}$  控制来降低飞机的翼根弯矩。Alam 等<sup>[7]</sup>利用具有反馈补偿的前馈控制来减缓飞机的翼根弯矩。Zhao 等<sup>[8]</sup>利用飞机上安装迎角传感器信号采集阵风信息,

设计自适应前馈控制器来减缓大型运输机的翼根弯矩。这些控制方法均通过舵机驱动控制面偏转来抑制飞机飞行过程中的阵风响应。动态的控制过程要求舵机具有良好的频响特性。

然而, 对于一些小型无人机而言, 由于质量、空间及成本的限制, 所采用的小型伺服舵机多缺乏频响特性指标。利用所设计的舵机测试平台测试舵机<sup>[9]</sup>的频响特性, 发现此种舵机多存在时滞环节。控制系统的时滞环节会降低系统的阵风响应减缓效果, 甚至影响系统的稳定性<sup>[10]</sup>。因此, 在阵风减缓主动控制系统设计过程中必须考虑舵机时滞环节的影响。

目前, 针对时滞系统的控制方法通常采用 Smith 预测控制<sup>[11]</sup>及相应的改进控制结构。然而此种方法要求一个精确的过程模型, 且对受控对象的参数变化敏感。唐功友<sup>[12]</sup>所设计的时滞系统降维状态预测观测器和控制器也能将时滞项移至系统闭环结构之外, 然而要求受控对象可观可

收稿日期: 2019-12-18; 录用日期: 2020-01-21; 网络出版时间: 2020-02-14 15:03

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1145.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200214.1145.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金(11672018)

\* 通信作者. E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

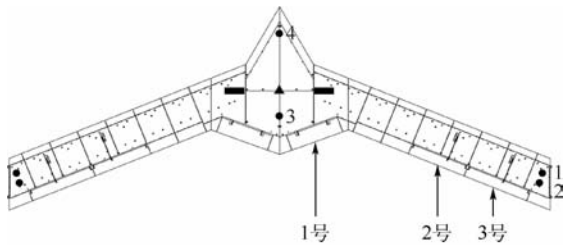
**引用格式:** 杨阳, 杨超, 吴志刚, 等. 考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2236-2244. YANG Y, YANG C, WU Z G, et al. Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2236-2244 (in Chinese).

控。记忆控制和前馈补偿器<sup>[13]</sup>能有效降低时滞和扰动对系统的影响,却需要扰动已知。而 Padé 近似<sup>[14-18]</sup>可将时滞环节线性化,得到线性受控对象,并与各种控制系统设计方法相结合设计满足需求的控制系统。

本文将试验所得舵机传递函数中的时滞环节利用 Padé 近似进行线性化,将线性化后的舵机模型引入气动弹性系统中,利用 LQG 控制方法<sup>[19-21]</sup>设计阵风减缓主动控制系统,并利用平衡截断法<sup>[22-23]</sup>对控制系统进行降阶。利用 Simulink 将所设计的控制系统引入原非线性模型中进行仿真计算,以验证所设计的阵风减缓主动控制系统的有效性。

## 1 阵风减缓研究对象

本文的研究对象为一个带有 6 个后缘舵面及多个传感器的飞翼布局飞机模型(见图 1),每个舵面由一个作动器(Hitec-7954SH 舵机,该舵机的最大速率为 150 (°)/s)驱动。取飞机半模进行计算分析,其舵面及传感器编号如图 1 所示。利用 NASTRAN 软件对结构有限元模型进行动力学仿真,包括沉浮和俯仰两阶刚体模态及机翼一弯(4.59 Hz)、二弯(16.95 Hz)、一扭(26.42 Hz)及三弯(45.88 Hz)四阶弹性模态,并利用 ZAERO 计算速度 20 m/s、空气密度 1.225 kg/m<sup>3</sup> 情况下的非定常气动力,分析此飞行状态下的阵风响应并设计相应的阵风减缓主动控制系统。



▲角速率计/角位移计/线位移计 • 加速度计 — 应变片

图 1 飞翼布局飞机结构模型及传感器舵机布置

Fig. 1 Structural model of flying-wing aircraft and arrangement of sensors and actuators

## 2 舵机系统的 Padé 近似

### 2.1 舵机的动态特性

利用所设计舵机频响特性测试平台测量模型中所用的伺服舵机 Hitec-7954SH 带负载(惯性载荷和气动载荷)情况下的动态特性,并根据试验数据利用 Levy 法<sup>[24]</sup>对舵机系统进行辨识,得到舵机的传递函数如式(1)所示。舵机的传递函数中存在的时滞环节( $e^{-0.1s}$ )表示舵机的输出信号

与输入信号之间存在 0.1 s 的延迟。

$$G_a(s) = e^{-0.1s} G_1(s) = \frac{e^{-0.1s}}{s^3 + 31.62s^2 + 1984s + 34100} \quad (1)$$

式中: $G_a(s)$ 和 $G_1(s)$ 分别为舵机的传递函数和舵机传递函数的线性环节。

### 2.2 舵机系统中时滞环节的 Padé 近似

Padé 近似可将时滞环节( $e^{-\lambda s}$ )线性化为一个有理函数连续系统,其近似公式<sup>[18]</sup>为

$$e^{-\lambda s} \approx \frac{1 - \frac{1}{2}(\lambda s) + \frac{5}{44}(\lambda s)^2 - \frac{1}{66}(\lambda s)^3 + \dots}{1 + \frac{1}{2}(\lambda s) + \frac{5}{44}(\lambda s)^2 + \frac{1}{66}(\lambda s)^3 + \dots} \quad (2)$$

根据 Padé 近似公式,可将舵机的时滞环节拟合成一个高阶传递函数的形式。经过 Padé 近似线性化后的舵机传递函数为

$$G_p(s) = \frac{1 - \frac{1}{2}(0.1s) + \frac{5}{44}(0.1s)^2 - \frac{1}{66}(0.1s)^3 + \dots}{1 + \frac{1}{2}(0.1s) + \frac{5}{44}(0.1s)^2 + \frac{1}{66}(0.1s)^3 + \dots} G_1(s) \quad (3)$$

图 2 为将舵机的时滞环节( $e^{-0.1s}$ )拟合为一个 2~6 阶传递函数后舵机的阶跃响应和频率响应。由图 2(a)所示,时滞环节使得舵机的阶跃响应发生 0.1 s 的延迟,而经过 Padé 近似所得线性化舵机模型的阶跃响应在 0~0.1 s 内存在微小振动,0.1 s 之后二者响应保持一致。同时随着 Padé 近似阶数的升高,其振动的幅值降低,对时滞环节的近似效果更好。

由图 2(b)所示,经过 Padé 近似线性化后系统的幅频特性与包含时滞环节的舵机系统相一致,即 Padé 近似并不会改变系统的幅频特性。同时,Padé 近似能有效近似时滞环节所引起的相位滞后,但不同的近似阶数影响着一定频率范围内的近似精度。对于图 1 中所示飞翼布局飞机模型而言,阵风主要影响飞机的短周期模态(1.23 Hz)和机翼一弯模态(4.59 Hz)。由图 2(b)可知,4 阶以上的 Padé 近似所得线性系统的相频特性在 0~10 Hz 频率范围与时滞系统保持较好的一致性,而此频率范围满足阵风减缓主动控制系统的设计需求。因此,在满足阵风减缓主动控制系统设计频响需求的基础上,为了保证所建立受控对象的阶数不会过高,本文选用 4 阶 Padé 近似所得到的传递函数代替舵机中的时滞环节,建立线性化舵机模型,进行阵风减缓主动控制系统设计。

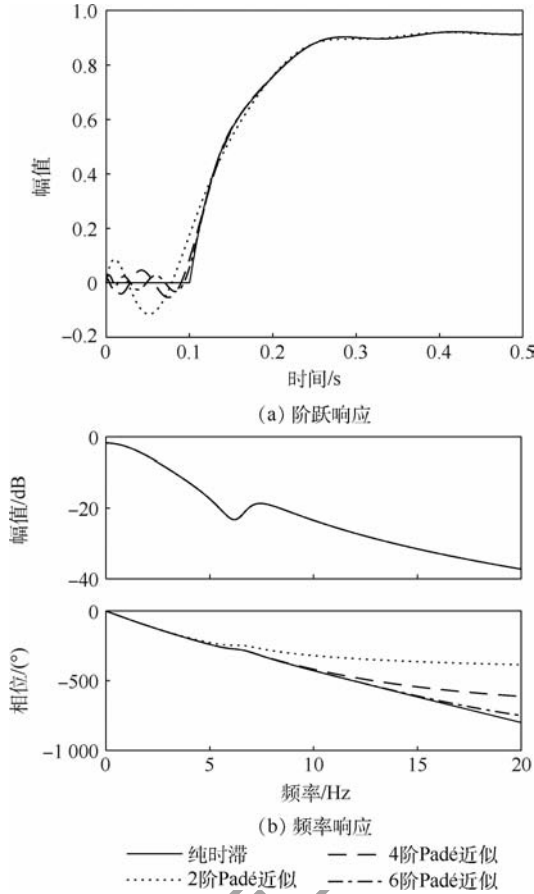


图2 包含纯时滞模型及2~6阶Padé近似模型的舵机阶跃和频率响应  
 Fig.2 Step and frequency responses of actuator with pure time-delay model and 2~6 order Padé approximation models

### 3 气动伺服弹性系统建模流程

#### 3.1 气动弹性系统建模

气动弹性系统的运动方程一般为

$$M_{\xi\xi}\ddot{\xi} + M_{\xi\delta}\ddot{\delta} + C_{\xi\xi}\dot{\xi} + K_{\xi\xi}\xi = F_{\xi\xi} + F_{\xi\delta} + F_{\xi w} \quad (4)$$

式中： $\xi$ 为飞机刚体和弹性模态坐标； $\delta$ 为飞机舵面的偏转模态坐标； $M_{\xi\xi}$ 、 $C_{\xi\xi}$ 和 $K_{\xi\xi}$ 分别为广义质量、广义阻尼和广义刚度矩阵； $M_{\xi\delta}$ 为广义控制耦合质量矩阵； $F_{\xi\xi}$ 为飞机模态引起的非定常气动力； $F_{\xi\delta}$ 为舵面偏转引起的非定常气动力； $F_{\xi w}$ 为阵风引起的非定常气动力。

采用亚声速偶极子格网法<sup>[25]</sup>计算得到不同减缩频率下的广义非定常气动力矩阵，利用最小状态法<sup>[25]</sup>进行有理函数拟合，得到时域下的气动力系数矩阵，再经过整理可得到气动弹性系统的状态空间方程：

$$\begin{cases} \dot{x}_{ae} = A_{ae}x_{ae} + B_{ae}\delta_{ae} + E_{ae}w_{ae} \\ y_{ae} = C_{ae}x_{ae} + D_{ae}\delta_{ae} + F_{ae}w_{ae} \end{cases} \quad (5)$$

式中： $x_{ae}$ 为气动弹性系统的状态向量； $\delta_{ae}$ 为舵面偏转输入向量； $w_{ae}$ 为阵风扰动输入向量； $y_{ae}$ 为气动弹性系统的输出向量； $A_{ae}$ 、 $B_{ae}$ 、 $C_{ae}$ 、 $D_{ae}$ 、 $E_{ae}$ 和 $F_{ae}$ 分别为气动弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。对于图1所示飞翼布局飞机其输出向量包括翼尖加速度(1号和2号)、机身加速度(3号和4号)、位移、角速率和角位移信号。

#### 3.2 舵机系统建模

根据式(3)可以得到舵机系统的状态空间方程。单个舵机的状态空间方程如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_{ac} = A_{ac}x_{ac} + B_{ac}u_{ac} \\ \delta_{ac} = C_{ac}x_{ac} + D_{ac}u_{ac} \end{cases} \quad (6)$$

式中： $x_{ac}$ 为舵机的状态向量； $\delta_{ac}$ 为舵机的偏转角； $u_{ac}$ 为舵机的输入信号； $A_{ac}$ 、 $B_{ac}$ 、 $C_{ac}$ 和 $D_{ac}$ 分别为单个舵机的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

若气动弹性系统中包含 $n$ 个舵机，则舵机系统的状态空间方程如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_{as} = A_{as}x_{as} + B_{as}u_{as} \\ \delta_{as} = C_{as}x_{as} + D_{as}u_{as} \end{cases} \quad (7)$$

式中： $x_{as}$ 为舵机系统的状态向量； $\delta_{as}$ 为舵面偏角度向量； $u_{as}$ 为舵机系统的输入向量； $v_{as} = [v_{ac}^1 \ v_{ac}^2 \ \dots \ v_{ac}^n]$ ， $v_{as} = x_{as}$ ， $u_{as}$ 、 $\delta_{as}$ ，且 $\delta_{as} = \delta_{ac}$ ； $M_{as} = \text{diag}[M_{ac}^1 \ M_{ac}^2 \ \dots \ M_{ac}^n]$ ， $M_{as} = A_{as}$ ， $B_{as}$ 、 $C_{as}$ 、 $D_{as}$ 、 $A_{as}$ 、 $B_{as}$ 、 $C_{as}$ 和 $D_{as}$ 分别为舵机系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

#### 3.3 增稳控制系统建模

阵风减缓主动控制系统设计的对象为包含增稳控制的气动伺服弹性系统。对于图1所示飞翼布局飞机其增稳系统采用PID控制，控制结构如图3所示。设置的参考信号( $r$ )与模型的位移传感器信号( $Z$ )之差作为增稳控制系统输入，输出信号( $u_{ac}^1$ )驱动1号舵面的舵机进行偏转，其传递函数 $G_s(s)$ 为

$$G_s(s) = 9 + \frac{1}{2s} + 23 \frac{s}{\frac{1}{100}s + 1} \quad (8)$$

将式(8)中的传递函数形式化为状态空间方程形式：

$$\begin{cases} \dot{x}_{st} = A_{st}x_{st} + B_{st}y_{ae} \\ u_{ac}^1 = C_{st}x_{st} + D_{st}y_{ae} \end{cases} \quad (9)$$

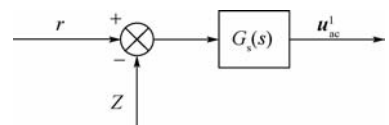


图3 增稳控制系统结构

Fig.3 Stability augment control system

式中:  $\mathbf{x}_{st}$  为增稳控制系统的状态向量;  $\mathbf{y}_{ac}$  为增稳控制系统的输入向量;  $\mathbf{u}_{ac}^1$  为增稳控制系统的输出向量;  $\mathbf{A}_{st}$ 、 $\mathbf{B}_{st}$ 、 $\mathbf{C}_{st}$  和  $\mathbf{D}_{st}$  分别为增稳控制系统的状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵和前馈矩阵。

### 3.4 气动伺服弹性系统建模

根据式(5)和式(7)可得到开环情况下气动伺服弹性系统建模,如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{op} = \mathbf{A}_{op}\mathbf{x}_{op} + \mathbf{B}_{op}\mathbf{u}_{as} + \mathbf{E}_{op}\mathbf{w}_{ac} \\ \mathbf{y}_{ac} = \mathbf{C}_{op}\mathbf{x}_{op} + \mathbf{D}_{op}\mathbf{u}_{as} + \mathbf{F}_{op}\mathbf{w}_{ac} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\mathbf{x}_{op} = [\mathbf{x}_{ac} \ \mathbf{x}_{as}]^T$ ;  $\mathbf{A}_{op}$ 、 $\mathbf{B}_{op}$ 、 $\mathbf{C}_{op}$ 、 $\mathbf{D}_{op}$ 、 $\mathbf{E}_{op}$  和  $\mathbf{F}_{op}$  分别为开环气动伺服弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。

在式(10)中引入式(9)所述的增稳控制系统,则阵风减缓主动控制系统的设计对象如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{cl} = \mathbf{A}_{cl}\mathbf{x}_{cl} + \mathbf{B}_{cl}\mathbf{u}_{cl} + \mathbf{E}_{cl}\mathbf{w}_{ac} \\ \mathbf{y}_{ac} = \mathbf{C}_{cl}\mathbf{x}_{cl} + \mathbf{D}_{cl}\mathbf{u}_{cl} + \mathbf{F}_{cl}\mathbf{w}_{ac} \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $\mathbf{x}_{cl} = [\mathbf{x}_{op} \ \mathbf{x}_{st}]^T$ ;  $\mathbf{u}_{cl} = [\mathbf{u}_{ac}^2 \ \mathbf{u}_{ac}^1]^T$ ;  $\mathbf{A}_{cl}$ 、 $\mathbf{B}_{cl}$ 、 $\mathbf{C}_{cl}$ 、 $\mathbf{D}_{cl}$ 、 $\mathbf{E}_{cl}$  和  $\mathbf{F}_{cl}$  分别为闭环气动伺服弹性系统的状态矩阵、舵机输入矩阵、阵风输入矩阵、输出矩阵、舵机前馈矩阵和阵风前馈矩阵。

## 4 阵风减缓主动控制系统设计

利用 LQG 控制方法<sup>[14-15]</sup>对式(11)所示气动伺服弹性模型设计阵风减缓主动控制系统,其由 Kalman 状态估计观测器和状态反馈控制器 2 个部分组成<sup>[21]</sup>。Kalman 状态估计观测器根据传感器所测系统输出估计气动伺服弹性系统的状态,估计的状态量经过所设计的状态反馈控制器生成控制信号,驱动 2 号舵面和 3 号舵面进行偏转。

所设计的阵风减缓主动控制系统如图 4 所示。其中 Kalman 状态估计观测器的参数  $\mathbf{K}_k$  和阵风减缓最优控制器反馈参数  $\mathbf{K}_L$  可通过求解黎卡提方程<sup>[14-15]</sup>获得。在控制器反馈参数的设计过程中选取合适的输出输入加权矩阵,以达到阵风响应减缓效果。

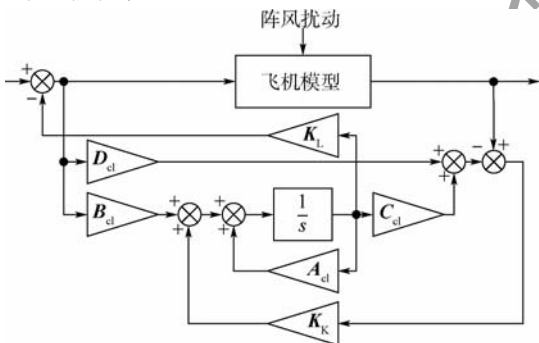


图 4 阵风减缓主动控制系统

Fig. 4 Gust alleviation active control system

对图 1 所示飞翼布局飞机而言,其输出为翼尖加速度(1 号和 2 号)、机身加速度(3 号和 4 号)、位移、角速率和角位移信号,输入为 2 号和 3 号舵面的舵机输入信号。而所设计的阵风减缓主动控制系统目的为减缓飞机机身处的过载和翼根弯矩,同时保证整个控制过程中,舵面的偏角不大于舵机的可用偏角,即  $\pm 20^\circ$ ,以及舵机的偏转速率不大于  $150^\circ/\text{s}$ ,因此选取输入和输出的加权矩阵为

$$\begin{cases} \mathbf{Q} = \text{diag}[50 \ 200 \ 5000 \ 9000 \ 50 \ 50 \ 50] \\ \mathbf{R} = \text{diag}[90 \ 90] \end{cases} \quad (12)$$

然而,基于 LQG 控制方法所设计的阵风减缓主动控制系统会与受控对象保持相同的阶数。对于气动伺服弹性系统而言,阶数往往较高,较高的控制律不利于物理实现。因此,采用平衡截断法对所设计的阵风减缓主动控制律进行降阶(14 阶)。

## 5 阵风减缓主动控制系统仿真分析

### 5.1 阵风减缓主动控制仿真

利用 Simulink 将第 4 节中所设计的经过降阶的控制系统引入到包含时滞环节的气动伺服弹性模型中进行仿真,分别计算开环和闭环情况下模型在 von Karman 连续阵风(阵风速度均方根为  $1 \text{ m/s}$ ,阵风尺度为  $760 \text{ m}$ )激励下的响应,并根据力的叠加法计算图 1 所示应变片位置的翼根弯矩响应,从而验证根据线性化气动伺服弹性模型所设计的阵风减缓主动控制方案对于非线性模型的有效性。其仿真模型如图 5 所示,包括气动伺服弹性模型、增稳控制系统、阵风减缓主动控制系统及阵风成型滤波器。其中,阵风成型滤波器将输入的高斯白噪声生成与 von Karman 功率谱密度相吻合的时域连续阵风<sup>[26]</sup>。图 6 为包含时滞环节的舵机仿真模型。

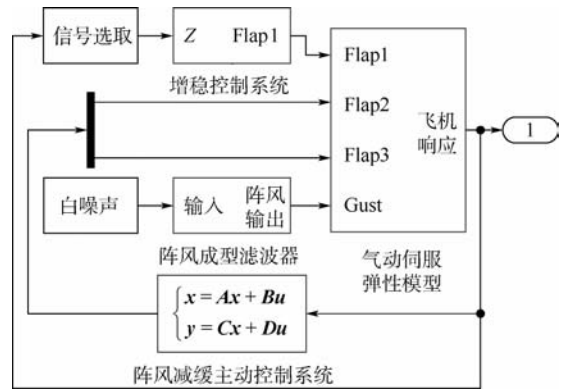


图 5 阵风减缓主动控制系统仿真模型

Fig. 5 Simulation model of gust alleviation active control system

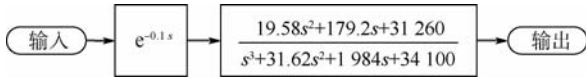


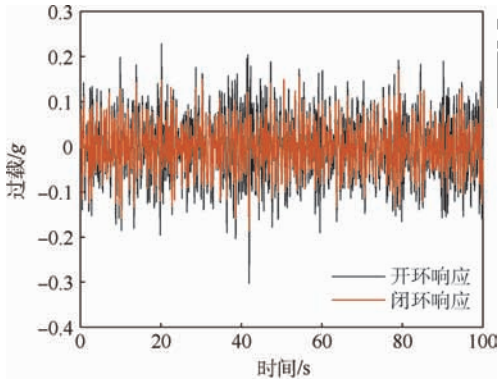
图6 舵机的仿真模型

Fig. 6 Simulation model of actuator

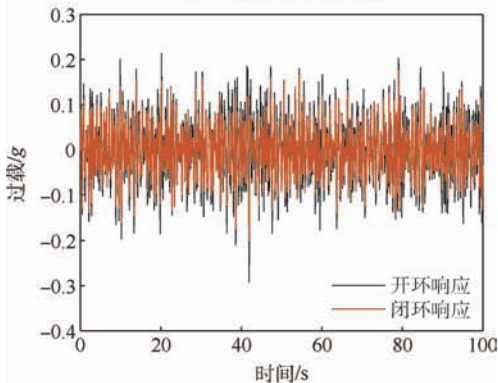
## 5.2 阵风减缓效果分析

根据式(2)将舵机的延迟后环节近似化为一个4阶的传递函数,构建式(11)所示的气动伺服弹性系统模型,并采用式(12)所示的加权矩阵利用LQG控制方法设计阵风减缓主动控制系统,并将所设计的控制系统进行降阶,计算3号、4号加速度计处的过载和翼根处的弯矩,如图7所示。并计算开/闭环状态下阵风响应的均方根值,如表1所示。

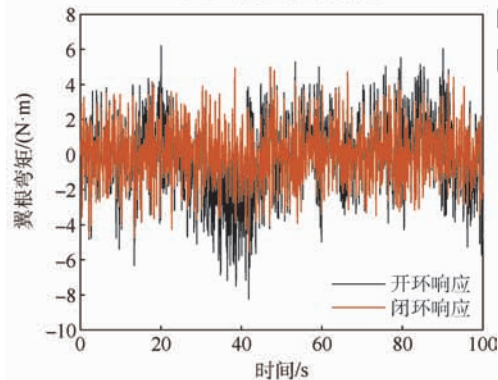
如图7所示,所设计的阵风减缓主动控制系统



(a) 3号加速度计处过载



(b) 4号加速度计处过载



(c) 翼根弯矩

图7 气动伺服弹性模型的阵风响应

Fig. 7 Gust responses of aeroservoelastic model

统可以有效减缓机身加速度计处的过载响应,减缓效率均在15%左右,而对于翼根弯矩具有较好的减缓效果,效果达到25%以上。

表2中列出了所设计的阵风减缓主动控制系统对Padé近似化后的线性气动伺服弹性系统和包含时滞环节的非线性气动伺服弹性系统的阵风减缓情况。2种情况下的阵风减缓主动控制效果基本相同且所设计的阵风减缓主动控制系统对线性模型的减缓效果略大于非线性模型,说明Padé近似能有效模拟舵机中的时滞环节,并且所得结果较非线性模型而言并不保守。

由此可见,利用Padé近似将舵机中所存在的非线性时滞环节进行线性化,根据线性模型所设计的阵风减缓主动控制系统能有效减缓原模型的阵风响应。

表1 阵风响应的均方根及减缓效果

Table 1 Root-mean-square of gust responses and effects of gust alleviation

均方根	3号加速度计处过载/g	4号加速度计处过载/g	翼根弯矩/(N·m)
开环响应	0.0712	0.0717	2.2948
闭环响应	0.0581	0.0623	1.6458
减缓效率/%	18.39	13.11	28.28

表2 线性模型和非线性模型的阵风减缓效果

Table 2 Gust alleviation effects of linear model and nonlinear model

阵风响应	减缓效率/%	
	线性模型	非线性模型
3号加速度计处过载	18.40	18.39
4号加速度计处过载	13.16	13.11
翼根弯矩	28.30	28.28

## 5.3 Padé近似阶数对阵风减缓效果的影响

选取不同的Padé近似阶数替代舵机中的时滞环节,进行LQG阵风减缓主动控制系统设计。所设计的控制系统对包含时滞环节的气动伺服弹性系统的阵风响应减缓效率如表3所示。

表3 不同Padé近似阶数下所设计控制系统的阵风减缓效果

Table 3 Gust alleviation effects of designed control system based on different Padé approximation orders

近似阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
2	8.57	-0.28	29.73
4	19.24	13.95	29.46
6	19.66	14.64	27.67
8	19.38	14.37	28.86
10	19.38	14.37	28.39

如图 2 所示,过低的 Padé 近似阶数(2 阶)无法在主要气动弹性振动频率范围内准确描述舵机中所存在的时滞环节,从而影响所建立的线性受控对象的准确性,进而导致所设计的控制系统对于包含时滞环节控制对象的作用效果并不明显,甚至会加剧某些响应。同时,较高阶(4~10 阶)的 Padé 近似保证所建立的线性模型在主要气动弹性振动频率范围内与原时滞模型的频响特性具有较好的一致性,从而保证所设计的阵风减缓主动控制系统均能较好地减缓原气动伺服弹性模型的阵风响应,且其减缓效果相差并不大。因此,在满足阵风减缓主动控制系统设计需求的条件下,为了降低所建立受控对象的阶数,从而降低所设计控制系统的阶数,建议选取较低的 Padé 近似阶数进行控制系统设计。

#### 5.4 控制律降阶对阵风减缓效果的影响

采用 LQG 控制方法所设计的阵风减缓主动控制系统具有较高的阶数,对于 5.1 节中所述气动伺服弹性模型而言,在选取 4 阶 Padé 近似的情况下,控制系统高达 44 阶,物理实现较为困难。因此采用平衡截断法对所设计的控制方案进行降阶。

对比控制系统降阶前后的频率响应,选取输入为俯仰角扰动,输出为 Flap2 舵机控制信号和输入为位移扰动,输出为 Flap3 舵机控制信号的传递函数绘制 Bode 图,如图 8 所示。在高于 14 阶的情况下,在重要的弹性频率范围(0~10 Hz)内,降阶系统与满阶系统具有较好的一致性,而在低于 14 阶的情况下,降阶后系统的幅值和相位与满阶系统相差较大。因而,对于本文所设计的控制系统,可利用平衡截断法将高阶的控制律降低到 14 阶。

表 4 列出了 4 阶 Padé 近似的情况下不同阶数控制系统对阵风响应的减缓效果。由此可见,控制律的降阶会导致所设计控制系统的效果降低,即导致阵风减缓效率降低。在控制律小于 14 阶的情况下,由于降阶后控制系统与原系统的频响特性相差较大,从而导致系统失稳,即机身加速度计(3 号和 4 号)处的过载及翼根弯矩均产生发散。因此,在阵风减缓主动控制系统设计过程中需要选择合适的降阶阶数,在保证系统稳定和减缓效果的基础上,选取较低的降阶阶数。

表 5 和表 6 列出了 6 阶和 8 阶 Padé 近似情况下,控制律降阶对阵风减缓控制系统的影响。对比表 4~表 6 可知,在不同的 Padé 近似阶数情况下,降阶均会降低所设计控制系统的阵风减缓

控制效果。而对本文所设计的控制系统而言,在选用较高阶 Padé 近似的情况下,未在控制系统降至 12 阶时出现如表 4 所示的系统失稳,但其对翼根过载的减缓效果出现了明显的下降。由此可见,

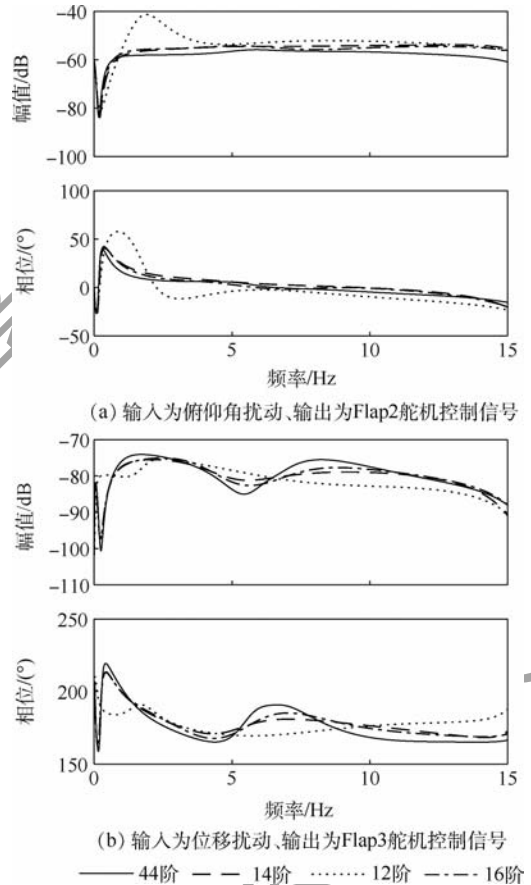


图 8 降阶前后控制系统的频率响应

Fig. 8 Frequency responses of control system before and after order reduction

表 4 控制律降阶对阵风减缓效果的影响

Table 4 Effect of order-reduction on gust alleviation

降阶阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
12	—	—	—
14	18.39	13.10	28.28
16	18.40	13.11	28.76
44	19.24	13.95	29.46

注:—表示不稳定。

表 5 6 阶 Padé 近似情况下控制律降阶对阵风减缓效果的影响

Table 5 Effect of order-reduction on gust alleviation in case of 6-order Padé approximation

降阶阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
12	7.56	0.50	24.13
14	11.25	5.43	24.72
16	19.31	14.22	27.22
50	19.66	14.64	27.67

表6 8阶 Padé 近似情况下控制律降阶对  
阵风减缓效果的影响

Table 6 Effect of order-reduction on gust alleviation in  
case of 8-order Padé approximation

降阶 阶数	减缓效率/%		
	3号加速度计处过载	4号加速度计处过载	翼根弯矩
12	7.37	12.00	25.04
14	10.70	4.35	26.09
16	19.31	14.06	28.22
56	19.38	14.37	28.86

Padé 近似阶数对控制系统的降阶存在影响。对本文所述模型而言,选用4阶 Padé 近似在保证阵风减缓效果的前提下,使得降阶后所得控制律的阶数(14阶)小于6阶和8阶 Padé 近似的情况(16阶)。

### 5.5 阵风减缓主动控制系统鲁棒性分析

采用闭环回差矩阵的最小奇异值方法<sup>[47]</sup>对降阶前/后所设计的阵风减缓主动控制系统进行鲁棒性分析,如图9所示。控制律降阶会影响低频处的最小奇异值,但在高频部分二者基本保持一致。

在全频率范围内,降阶前系统的最小奇异值为0.309,降阶后系统的最小奇异值为0.389。若取 $\sigma_m=0.3$ 为系统鲁棒性能约束,则所设计的阵风减缓主动控制系统在全频率段均具有较好的鲁棒性,且降阶并不会导致系统的鲁棒性变差。

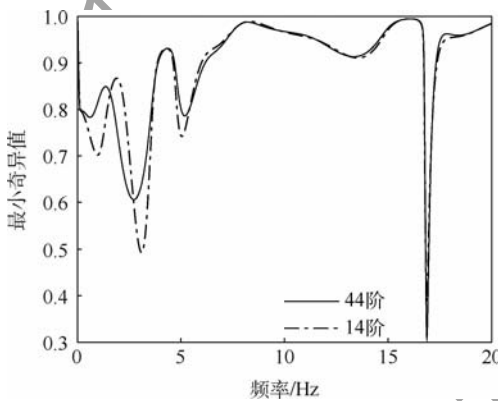


图9 降阶前后系统回差矩阵的最小奇异值

Fig.9 Minimum singular value of closed-loop  
system before and after order reduction

## 6 结论

将基于舵机时滞环节线性化后得到的气动伺服弹性系统利用线性二次高斯控制方法所设计的阵风减缓主动控制律引入原包含舵机时滞环节的非线性气动伺服弹性系统中进行仿真计算,计算结果表明:

1) 所设计的阵风减缓主动控制系统能有效减缓包含时滞环节的气动伺服弹性模型的阵风响应(机身过载和翼根弯矩)。

2) Padé 近似阶数对阵风减缓主动控制系统的设计存在影响。较低的近似阶数无法准确描述时滞环节在高频处所产生的相位滞后,从而导致所设计的控制系统对包含时滞环节受控对象的阵风响应减缓效果不明显,甚至可能加剧某些响应。因此,在控制系统设计过程中,所选择的 Padé 近似阶数需要保证线性化模型的频响特性在主要的气动弹性频率范围内与原模型保持较好的一致性。在此基础上选取较低的近似阶数保证所建立的受控对象及所设计的控制系统的阶数不会过高。

3) 控制律降阶会导致所设计的控制系统效果下降,甚至可能造成系统失稳。通过对比控制系统降阶前后的频响特性,选择合适的降阶阶数,使得降阶前后控制系统在重要的气动弹性频率范围内保持较好的一致性,从而保证降阶后阵风减缓主动控制系统仍有良好的控制效果。

### 参考文献 (References)

- [1] WRIGHT J R, COOPER J E. 飞机气动弹性力学及载荷导论 [M]. 姚一龙, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010: 281-313.  
WRIGHT J R, COOPER J E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads [M]. YAO Y L, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010: 281-313 (in Chinese).
- [2] 毕莹. 大展弦比飞机阵风减缓设计与试验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017: 1-10.  
BI Y. Control law and wind tunnel test about gust alleviation of high-aspect-ratio aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2017: 1-10 (in Chinese).
- [3] FULLER J R. Evolution of airplane gust loads design requirements [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(2): 235-246.
- [4] 杨俊斌, 吴志刚, 戴玉婷, 等. 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(1): 184-191.  
YANG J B, WU Z G, DAI Y T, et al. Wind tunnel test of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1): 184-191 (in Chinese).
- [5] LIU X, SUN Q, COOPER J E. LQG based model predictive control for gust alleviation [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 499-509.
- [6] COOK R G, PALACIOS R, GOULART P. Robust gust alleviation and stabilization of very flexible aircraft [J]. AIAA Journal, 2013, 51(2): 330-340.
- [7] ALAM M, HRONCIK M, HANIS T. Active gust load alleviation system for flexible aircraft; Mixed feedforward/feedback ap-

- proach[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 41: 122-133.
- [ 8 ] ZHAO Y H, YUE C Y, HU H Y. Gust load alleviation on a large transport airplane[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(6): 1932-1946.
- [ 9 ] 孙玉凯, 张仁嘉, 吴志刚, 等. 航模舵机的动态特性测试与系统辨识[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(2): 294-303. SUN Y K, ZHANG R J, WU Z G, et al. Dynamical tests and system identification of small UAV actuators[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(2): 294-303 (in Chinese).
- [ 10 ] 杨建忠, 徐丹, 杨士斌, 等. 考虑非线性因素的阵风减缓系统建模与仿真[J]. *飞行力学*, 2018, 36(4): 48-52. YANG J Z, XU D, YANG S B, et al. Modeling and simulation of gust alleviation system with system nonlinearity[J]. *Flight Dynamics*, 2018, 36(4): 48-52 (in Chinese).
- [ 11 ] 黄伟, 李芹, 王志萍. 增益和相位补偿的双模 Smith 预估控制算法[J]. *上海电力学院学报*, 2011, 27(6): 603-607. HUANG W, LI Q, WANG Z P. Research on dual-model Smith predictive control with gain and phase compensation[J]. *Journal of Shanghai University of Electric Power*, 2011, 27(6): 603-607 (in Chinese).
- [ 12 ] 唐功友. 时滞系统的降维状态预测器及预测控制器设计[J]. *控制理论与应用*, 2004, 21(2): 295-298. TANG G Y. Design of reduced-order predictive state observer and predictive controller for systems with time-delay[J]. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(2): 295-298 (in Chinese).
- [ 13 ] 唐功友, 雷靖, 孙亮. 控制时滞系统基于观测器的最优扰动抑制[J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(2): 209-214. TANG G Y, LEI J, SUN L. Observer-based optimal disturbance-rejection for linear systems with time-delay in control action[J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(2): 209-214 (in Chinese).
- [ 14 ] MATEJICKOVA K, BAKOSOVA M. Robust PI controller desing for a time-delay process[C]//*Proceedings of 2013 International Conference on Process Control*. Piscataway: IEEE Press, 2013: 480-485.
- [ 15 ] KIM I H, JEONG G J, SON Y I. An adaptive output feedback control for time-delay systems with input disturbance[C]//*Proceedings of ICROS-SICE International Joint Coferenece 2009*. Piscataway: IEEE Press, 2009: 1742-1746.
- [ 16 ] NATORI K. A design method of time-delay systems with communication disturbance observer by using Padé approximation [C]//*Proceedings of 2012 12th IEEE International Workshop on Advanced Motion*. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-6.
- [ 17 ] QIAN W M, HUANG R, HU H Y, et al. Active flutter suppression of a multiple-actuated-wing wind tunnel model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(6): 1451-1460.
- [ 18 ] 吕志民, 周茂林. 使用 Padé 近似式处理数字控制系统中的纯滞后[J]. *中山大学学报*, 2001, 40(1): 114-115. LÜ Z M, ZHOU M L. Manipulation of the pure time delay in digital control system applying Padé approximation [J]. *Acta Scientiarum Naturalium University Sunyatseni*, 2001, 40(1): 114-115 (in Chinese).
- [ 19 ] DORF R C, BISHOP R H. *Modern control systems* [M]. 12th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2010: 835-908.
- [ 20 ] OGATA K. *Modern control engineering* [M]. 5th ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2010: 751-805.
- [ 21 ] 黄超. 柔性飞翼飞机颤振主动抑制系统建模、设计与验证 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018: 95-99. HUANG C. Modeling, design, and verification of active flutter suppression system acting on flexible flying-wing aircraft [D]. Beijing: Beihang University, 2018: 95-99 (in Chinese).
- [ 22 ] 熊纳, 杨超. 平衡截断法在气动伺服弹性系统模型降阶中的应用 [J]. *航空学报*, 2001, 22(2): 168-170. XIONG N, YANG C. Application of balanced truncation method on aeroservoelastic model reduction [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(2): 168-170 (in Chinese).
- [ 23 ] 尤明, 宗群, 曾凡琳, 等. 基于平衡截断方法的高超声速飞行器模型降阶 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(6): 795-800. YOU M, ZONG Q, ZENG F L, et al. Model order reduction for hypersonic vehicle based on balanced truncate method [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(6): 795-800 (in Chinese).
- [ 24 ] 朱盟, 曹国武, 张志伟, 等. 基于 Levy 法的气动舵机系统辨识 [J]. *弹箭与制导学报*, 2011, 31(6): 69-72. ZHU M, CAO G W, ZHANG Z W, et al. The system identification of pneumatic actuator based on Levy method [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2011, 31(6): 69-72 (in Chinese).
- [ 25 ] KARPEL M, MOULIN B. Dynamic response of aeroservoelastic systems to gust excitation [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1264-1272.
- [ 26 ] 肖叶伦, 金长江. *大气扰动中的飞行原理* [M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 116-181. XIAO Y L, JIN C J. *Flight principle in atmosphere disturbance* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 116-181 (in Chinese).
- [ 27 ] LEHTOMAKI N, SANDELL N, ATHANS M. Robustness results in linear-quadratic Gaussian based multivariable control designs [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1981, 26(2): 75-93.

## 作者简介:

杨阳 男, 博士研究生。主要研究方向: 气动弹性力学及主动控制。

杨超 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

吴志刚 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

戴玉婷 女, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 气动弹性力学与控制。

## Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator

YANG Yang, YANG Chao, WU Zhigang<sup>\*</sup>, DAI Yuting

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** For the aerservoelastic model including servo actuators with time-delay segment, the design method of gust alleviation control system is proposed based on Padé approximation and Linear Quadratic Gaussian (LQG) control method. Padé approximation was used to linearize the time-delay segment to a high-order transfer function, and then this function was introduced to an aeroelastic model to establish a linear controlled model of gust alleviation. The LQG method was applied to design a gust alleviation control system based on the linear model, and the order of control system was reduced by the balance truncation method. By using Simulink, the designed control system was introduced to the nonlinear model to calculate the gust responses of open/closed systems under von Karman continuous gust model. The results showed that the gust alleviation control system based on the proposed method could effectively reduce the gust responses of the original model with time-delay. The overloads of the airplane were reduced by around 15% and the root bend moment was reduced by more than 25%.

**Keywords:** aeroservoelasticity; gust alleviation active control; time delay; Padé approximation; optimal control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0621

# 辐照和 EO 灭菌对 SIS 材料免疫原性的对比研究



孙磊<sup>1</sup>, 袁源<sup>2</sup>, 牛睿<sup>2</sup>, 李伟峰<sup>2</sup>, 翟晖<sup>2</sup>, 牛旭锋<sup>1,3,\*</sup>

1. 北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100083; 2. 北京大清生物技术股份有限公司, 北京 100085;  
3. 北京航空航天大学 生物医学工程高精尖创新中心, 北京 100083

**摘 要:** 免疫反应大小是决定可植入生物材料能否开展临床应用的关键因素之一。研究评估了辐照和环氧乙烷(EO)两种灭菌方式处理后的小肠黏膜下层(SIS)脱细胞外基质材料在体内的免疫反应,旨在为其临床试验的开展提供可行依据。将两种灭菌方式处理的 SIS 脱细胞外基质材料皮下植入到 BALB/c 小鼠,第 14 和 28 天取样后,系统性地评估了其免疫反应。与仅手术不植入材料的阴性对照组相比,免疫器官(脾和淋巴结)的形态、质量、细胞数、淋巴细胞的体外增殖及酶联免疫吸附检测结果均无显著性差异,证明两种灭菌方式处理后的 SIS 脱细胞外基质材料都不会对小鼠引起明显的免疫排斥反应。流式细胞术分析及局部 H&E 染色结果表明,经 EO 灭菌处理的 SIS 脱细胞外基质材料对小鼠的免疫刺激更小,是更适用于此材料的灭菌方法。研究结果为 SIS 脱细胞外基质材料的灭菌程序及其临床应用提供了支持。

**关键词:** 小肠黏膜下层(SIS); 免疫反应; 炎症; 环氧乙烷(EO)灭菌; 辐照灭菌

**中图分类号:** R318.06

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2245-08

近年来,生物材料广泛应用于修复组织缺损或辅助临床手术,如应用于皮肤移植手术的人造皮肤<sup>[1]</sup>及应用于外科手术的止血海绵<sup>[2]</sup>等。然而,通过外科手术植入生物材料后,可能会引发异物反应,导致材料植入失败<sup>[3]</sup>,从而限制生物材料的进一步应用<sup>[4]</sup>。目前,临床上应用的组织修复材料主要为天然材料和人工合成材料。天然材料生物相容性较好<sup>[5]</sup>,但未经脱细胞处理的天然材料易引起炎症反应等并发症<sup>[6-10]</sup>。人工合成材料结构稳定性好,但往往存在细胞亲和力和差的

问题。机体是由细胞和细胞外基质构成的共同体,通过二者的相互作用,可以维持机体组织和器官

的正常运转,而细胞外基质则为细胞提供适宜的微环境。目前,生物材料的一个重要研究方向即是对天然的细胞外基质进行模拟<sup>[11-12]</sup>。小肠黏膜下层(Small Intestinal Submucosa, SIS)就是一种天然的细胞外基质材料,其不仅具有良好的力学性能,还具有较低的免疫原性,是用于组织修复的良好材料。SIS 材料自 1966 年首次应用于血管修复后,即成为组织修复领域的研究热点,并逐步应用于修复机体不同部位与类型的组织缺损,应用包括创面敷料、神经保护膜等<sup>[13]</sup>。

SIS 的处理工艺一般包括材料的选取、消毒、化学处理、干燥及灭菌,旨在有效降低残留的异种细胞成分,将病原微生物杀灭,降低免疫原

收稿日期: 2019-12-10; 录用日期: 2019-12-29; 网络出版时间: 2020-02-12 14:57

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200212.1156.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200212.1156.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金(11872097); 北京市自然科学基金-海淀原始创新联合基金(L182017)

\* 通信作者. E-mail: [nxf@buaa.edu.cn](mailto:nxf@buaa.edu.cn)

**引用格式:** 孙磊, 袁源, 牛睿, 等. 辐照和 EO 灭菌对 SIS 材料免疫原性的对比研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2245-2252. SUN L, YUAN Y, NIU R, et al. Comparative study on immunoreactions of small intestinal submucosa by irradiation and ethylene oxide sterilization treatments[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2245-2252 (in Chinese).

性<sup>[13-14]</sup>,其灭菌质量受暴露时间、灭菌方式及保存时间等多个因素影响。由于环氧乙烷(Ethylene Oxide, EO)灭菌和辐照灭菌的方式均具有较好的灭菌效果,目前这2种灭菌方法已在植介入医疗器械的灭菌处理中广泛使用<sup>[15-16]</sup>。

因此,本文旨在通过一系列免疫反应评价手段,比较不同灭菌方式对同一种生物材料的灭菌效果,进而给生物材料选择适宜的灭菌方式提供支持。

## 1 实验

### 1.1 动物与材料

本项动物实验获得北京大学生物医学伦理委员会批准,动物饲养严格按照其规定执行。实验选用6~8周、体重(20±2)g的雌性BALB/c小鼠进行。40只小鼠被分为4组,每组10只,试验组(S1和S2)分别植入经辐照和EO灭菌后的SIS脱细胞外基质材料(简称SIS材料),阳性对照组(PC)植入未经脱细胞处理的SIS原材料,阴性对照组(NC)只做手术,不植入材料。所有SIS材料均为猪小肠黏膜下层,由北京大清生物技术股份有限公司提供。

### 1.2 皮下植入

手术前需先使用0.5%(w/v)的戊巴比妥钠的生理盐水溶液麻醉小鼠,该溶液通过腹腔注射,比例为50mg/kg。待小鼠昏迷后,使用动物电推剪配合脱毛膏对其背部脊柱两侧的皮肤进行脱毛处理,再经过75%(v/v)的酒精消毒后,使用无菌手术剪剪开并撑开皮肤,将材料植入后缝合。NC组注入同体积磷酸盐缓冲液(Phosphate Buffer Solution, PBS)后直接缝合。本实验持续4周,取样时间分别为第14和28天,每次取样前记录小鼠体重。

### 1.3 取样

#### 1.3.1 脏器处理

小鼠分别于植入后的第14和28天通过颈椎脱臼处死,后使用75%(v/v)的酒精浸泡消毒,置无菌台上取出其脾脏和腋下淋巴结,随即观察并记录免疫器官(脾、淋巴结)的形态、大小及质量,后分别将脾和淋巴结研磨,加入一定体积的PBS,使用离心机以800r/min的速度离心,10min后除去上清并加入1mL红细胞裂解液(脾),重悬后在室温下静置1min,后加入适量PBS,再次离心后除去上清,加入10mL PBS重悬后分别制得脾和淋巴结细胞悬液,稀释至适当浓度后,使用血球计数板分别计数。

#### 1.3.2 局部组织处理

分别于植入后的第14和28天取小鼠皮下植入手术处的皮肤和材料,固定在4%(w/v)的多聚甲醛中以进行组织学分析。

#### 1.3.3 免疫球蛋白测试取血

于植入后的第7天,剪去约1cm长的尾尖取血,用1.5mL EP管收集,静置待血清析出,以3000r/min的速度离心10min,吸出上清液至1.5mL EP管,标记、封口,后置入-20℃冰箱保存,待测。当植入时间分别到第14和28天时,直接摘除小鼠的一只眼球取血,后续处理方法同上。

#### 1.4 脾淋巴细胞流式细胞术分析

根据之前的研究,荧光单克隆抗体 anti-TCR APC、anti-CD4 FITC 和 anti-CD8 PerCP 的表达能在一定程度上反映植入引起的免疫应答<sup>[17]</sup>。因此,本文将细胞表面的这些标记物进行流式细胞术分析,用来筛选和识别脾细胞的表型,进而反映植入物对小鼠免疫系统正常机能的影响,详细实验过程与笔者之前的研究类似。

#### 1.5 淋巴细胞体外增殖

取200μL含10%(v/v)胎牛血清和1%(v/v)双抗的RPMI-1640完全培养基,将来自同一个样品的约 $2 \times 10^5$ 个细胞混悬,并加入一定比例的佛波酯和离子霉素,以促进细胞体外增殖。将样品加入至96孔板,放入细胞培养箱孵育。2天后,小心去除上层培养基,并向每孔中加入10μL CCK-8溶液和90μL RPMI-1640完全培养基,继续置细胞培养箱孵育4h后,在450nm处测量吸光度,得到细胞增殖结果。

#### 1.6 酶联免疫吸附检测免疫球蛋白

本实验采用“双抗体夹心法”检测IgG和IgM的浓度。所有孔均用PBST(含0.05%吐温20的PBS溶液)洗涤,且在加入其他溶液前充分干燥。包被抗体用包被缓冲液以1:1000的比例稀释后加入到96孔酶标板中,每个孔100μL,4℃条件下包被过夜。次日除去包被液后洗涤3次,以除去孔中多余抗体。向每孔中加入PBSB(含1%牛血清白蛋白的PBS溶液)封闭液,室温孵育2h,以阻断非特异性结合。将100μL待测样品(IgM、IgG分别以1:10000和1:100000的比例稀释)、空白对照和标准品(IgM、IgG分别以1:5000和1:25000的比例稀释)加入孔中,室温孵育2h。洗涤后向每孔加入100μL辣根过氧化物酶标记的一抗(使用PBSB以1:1000的比例稀释),室温孵育2h。洗涤后加入100μL的3,3',5,5'四甲基

联苯胺以引发显色反应,后加入2 M 硫酸溶液终止反应,并于450 nm处读取吸光度。

### 1.7 H&E染色

先将待测皮肤样品固定,经水洗后脱水过夜,包埋在石蜡中。接着将石蜡块切成3~5 μm的切片,并安装在载玻片上。最后根据常规加工方法进行脱石蜡处理,并用苏木精和伊红(H&E)染色,以评估总细胞浸润。

### 1.8 数据处理

所有实验至少重复3次,数据显示为 mean ± SD(均值 ± 标准差),所有数据分析均在 Graphpad Prism 7 软件中进行,统计分析采用 T 检验。与 NC 组相比,当 \* $p < 0.05$ , \*\* $p < 0.01$  时,差异被视为具有统计学意义。

## 2 结果与讨论

### 2.1 免疫器官形态、质量和细胞数

淋巴细胞是机体免疫应答功能的重要细胞成分,主要存在于脾和淋巴结,因此,脾和淋巴结的大小、质量及其中的免疫细胞数量能在一定程度上反映出免疫应答的强弱。图1为手术或植入后第14天和28天时小鼠的脾和淋巴结的形态。可知,与正常的脾和淋巴结对比,S1组和S2组的相应免疫器官均未表现出明显的大小变化。而PC组的脾和淋巴结较其他组均出现了明显膨大,约为NC组的1.5倍。从图2(a)、(b)中可以看出,4组小鼠的体重分别在第14天和28天时间组间比较无显著性差异,而根据图2(c)、(d)的结果可知,PC组的脾质量明显高于其他组,而S1和S2组的脾质量与NC组相比无统计学差异,这和免疫器官的形态结果相一致。不同取样点的淋巴结免疫细胞计数结果如图2(e)、(f)所示,在第14天和28天

时,2个试验组的淋巴结细胞数约为  $2 \times 10^6$ ,均与 NC 组无统计学差异,而 PC 组细胞数目同拥有较大形态和较重质量的淋巴结一样,远远高于 NC 组,分别约为  $4 \times 10^6$ (第14天)和  $5 \times 10^6$ (第28天)。第14天和28天的脾细胞数目如图2(g)、(h)所示,其趋势与淋巴结细胞数目一致,特别是在第14天,PC组的脾细胞数约为  $12 \times 10^7$ ,约为 NC 组的2倍。无论是免疫器官的形态、质量还是其中的免疫细胞数目,其结果都基本一致,S1、S2组和NC组相比无明显差异,即采用EO或辐照处理后的SIS材料均未对小鼠产生强烈的免疫刺激。

### 2.2 脾淋巴细胞表型

T细胞和B细胞分别约占正常脾淋巴细胞的40%和60%, $CD4^+$ T细胞与 $CD8^+$ T细胞的比值约为2:1。因此,通过分析脾淋巴细胞的表型变化(CD4/CD8),也能在一定程度上反映机体的免疫功能状态。本实验分析了脾淋巴细胞的表型,每组实验至少重复3次,规律类似,各组脾淋巴细胞中 $CD4^+$ T细胞、 $CD8^+$ T细胞及B细胞的百分含量见代表性流式细胞图(见图3)。结果显示,在第14天时,S2组的脾细胞组成比例正常,与NC组相比无明显差异。S1组中脾内T细胞的比例增加了约15%,B细胞的比例轻微增多,但整体变化较PC组小。第28天时,各组较NC组的T细胞比例均有一定程度的增加。经对比正常T细胞亚群CD4/CD8比例可知(NC组约为1.7),在第14天和28天时,S1和S2组的CD4/CD8比例均正常;而PC组的CD4/CD8比值偏低(第14天约为0.6,第28天约为1.2)。综上所述,S1和S2组SIS材料的植入对小鼠免疫系统的正常机能影响很小,且经EO灭菌的SIS材料对小鼠的影响更小。

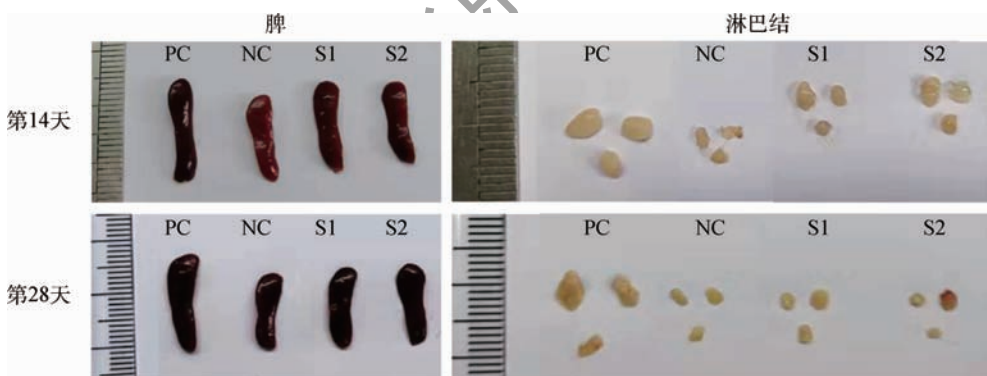


图1 不同取样点代表性脾和淋巴结形态

Fig. 1 Representative images of spleen and lymph nodes at different harvesting time points

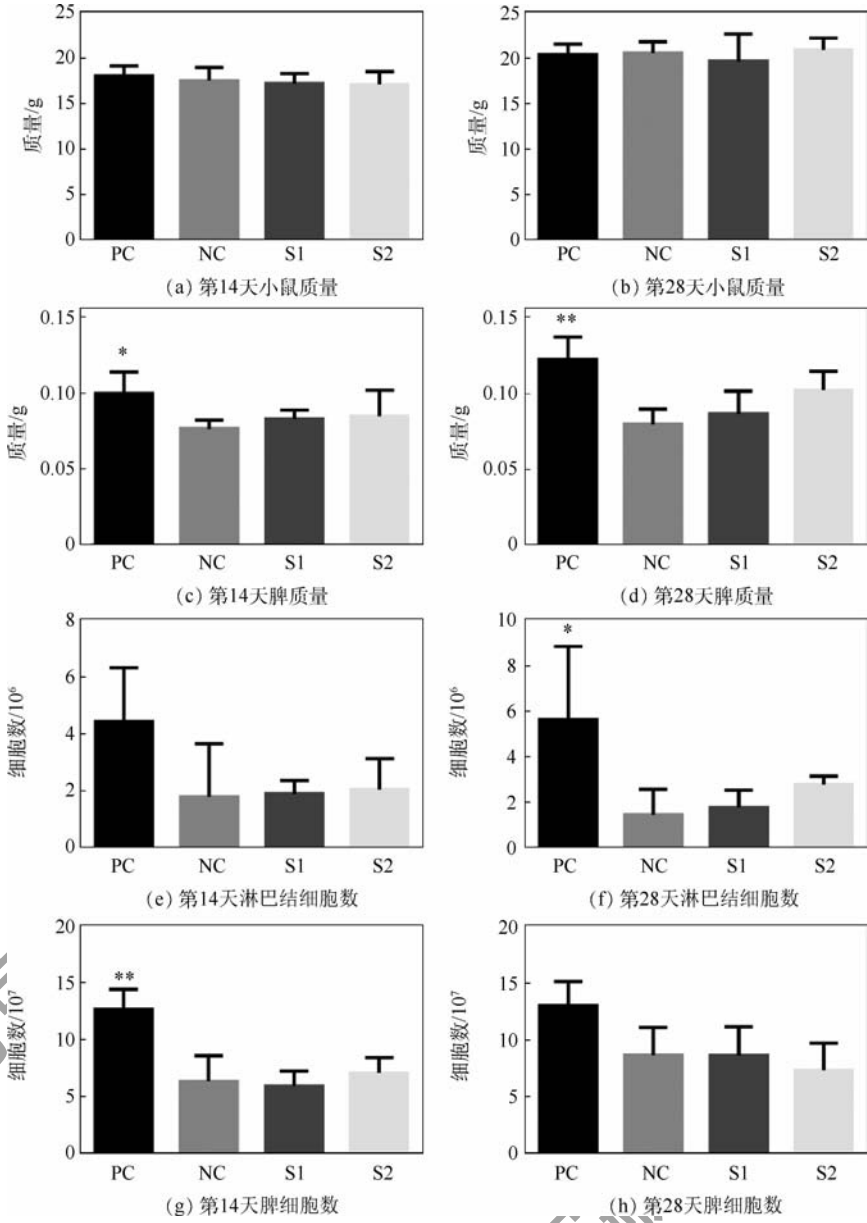


图2 不同取样点的免疫器官质量及其细胞数 (\*  $p < 0.05$ , \*\*  $p < 0.01$ )

Fig. 2 Weight of immune organ as well as its cell population at different harvesting time points (\*  $p < 0.05$ , \*\*  $p < 0.01$ )

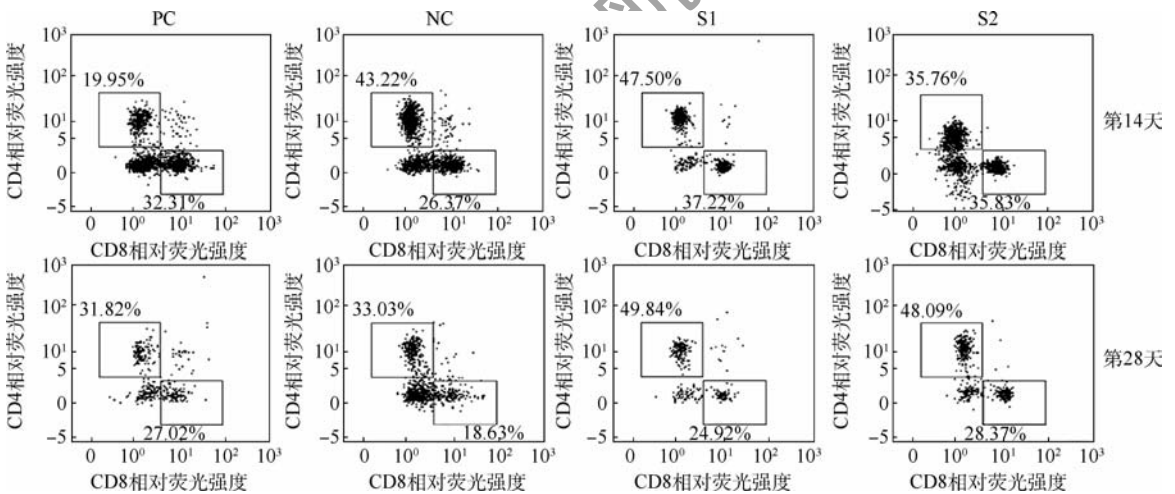


图3 不同取样点的脾淋巴细胞的流式细胞图

Fig. 3 Flow cytometric plots of splenic lymphocyte at different harvesting time points

### 2.3 淋巴细胞增殖

CCK-8 是基于 WST-8 法检测细胞的活性和增殖。在电子耦合试剂存在的情况下, WST-8 可以被线粒体内的脱氢酶还原生成水溶性的橙黄色甲臞产物,其颜色的深浅与活细胞的数量成正比,通过测定吸光度,可以间接检测出活细胞的数量,继而反映细胞的活化情况。淋巴细胞的增殖情况如图 4 所示。在手术或材料植入后的第 14 和 28 天, S1 和 S2 组的小鼠淋巴细胞均没有表现出显著高于 NC 组淋巴细胞增殖的能力,其吸光度分别在 0.4 和 0.6 左右,与 NC 组相比无统计学差异。第 28 天, PC 组的增殖能力显著高于 NC 组。以上结果表明,分别植入 2 种灭菌方法处理的 SIS 材料,不会刺激大量的免疫细胞活化,即免疫反应微弱。

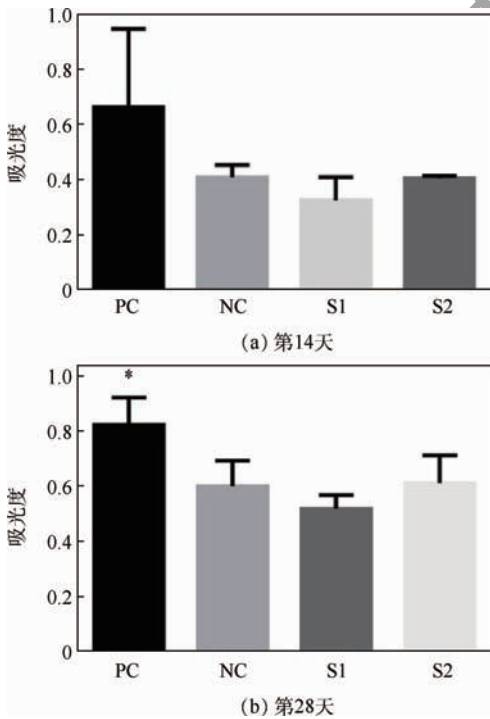


图 4 淋巴细胞体外增殖情况 (\*  $p < 0.05$ )

Fig. 4 Proliferation of lymphocyte in vitro (\*  $p < 0.05$ )

### 2.4 系统性反应

本文的系统性免疫反应主要通过酶联免疫吸附检测血清中的 IgM 和 IgG 浓度进行。在体液免疫中,浆细胞通过分泌抗体来识别和中和外来抗原, IgM 和 IgG 这 2 种抗体分别在初次免疫应答和再次免疫应答中起重要作用。图 5 为各时间点小鼠血清中 IgM 和 IgG 浓度均值和变化趋势。IgM 浓度的检测结果如图 5(a) 所示,第 7 天时 PC 组的 IgM 浓度与 NC 组有显著性差异,这可能是由于第 7 天时机体免疫主要为初次免疫应答,因此 PC 组的 IgM 水平较高,但随着后续增强免疫

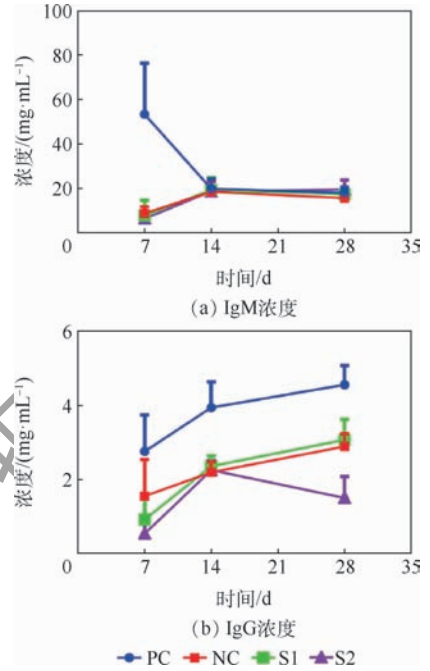


图 5 小鼠在不同时间点对植入物的体液免疫反应

Fig. 5 Humoral immune response of mice to implants at different harvesting time points

的进行,初次免疫应答水平逐渐减弱,而再次免疫应答逐渐变为机体免疫应答的主要方式,因此在第 14 和 28 天时,机体初次应答水平已经处于较弱阶段, IgM 浓度整体水平均偏低, 4 组小鼠组间无明显差异。IgG 浓度的检测结果如图 5(b) 所示,第 7 天时, 4 组小鼠组间无显著性差异,第 14 和 28 天, PC 组血清 IgG 水平与 NC 组呈显著性差异且明显高于 2 个试验组,而 S1 和 S2 组在各时间点均与 NC 组无显著性差异。结果表明,未经脱细胞处理的 SIS 原材料对小鼠产生了刺激作用,导致小鼠体内产生了适当的 IgG 抗体,以中和此外来抗原,而经过辐照或 EO 灭菌处理后, SIS 材料均不会引起明显的免疫反应。

### 2.5 局部反应

炎症细胞浸润是局部炎症反应的一个重要特征,通过观察各组植入部位皮肤切片样本的淋巴细胞浸润情况可以评估小鼠的免疫反应强度,因此本文采用 H&E 染色来检测植入局部的炎症情况。图 6 为代表性 H&E 染色结果。其中, M 为植入材料,分别于不同放大倍数(4 倍和 10 倍)下观察了 4 组实验小鼠在术后或植入后的第 14 和 28 天时局部炎症发生情况。PC 组植入第 14 天时,有大量的免疫细胞聚集在材料周围,而到了第 28 天,大量的免疫细胞几乎浸润到整个材料中,炎症反应剧烈。与只做手术而不植入材料的 NC 组相比, S1 和 S2 组周围有稍多的细胞浸润,但都只是围绕在材料周围,并且浸润细胞的数量未随

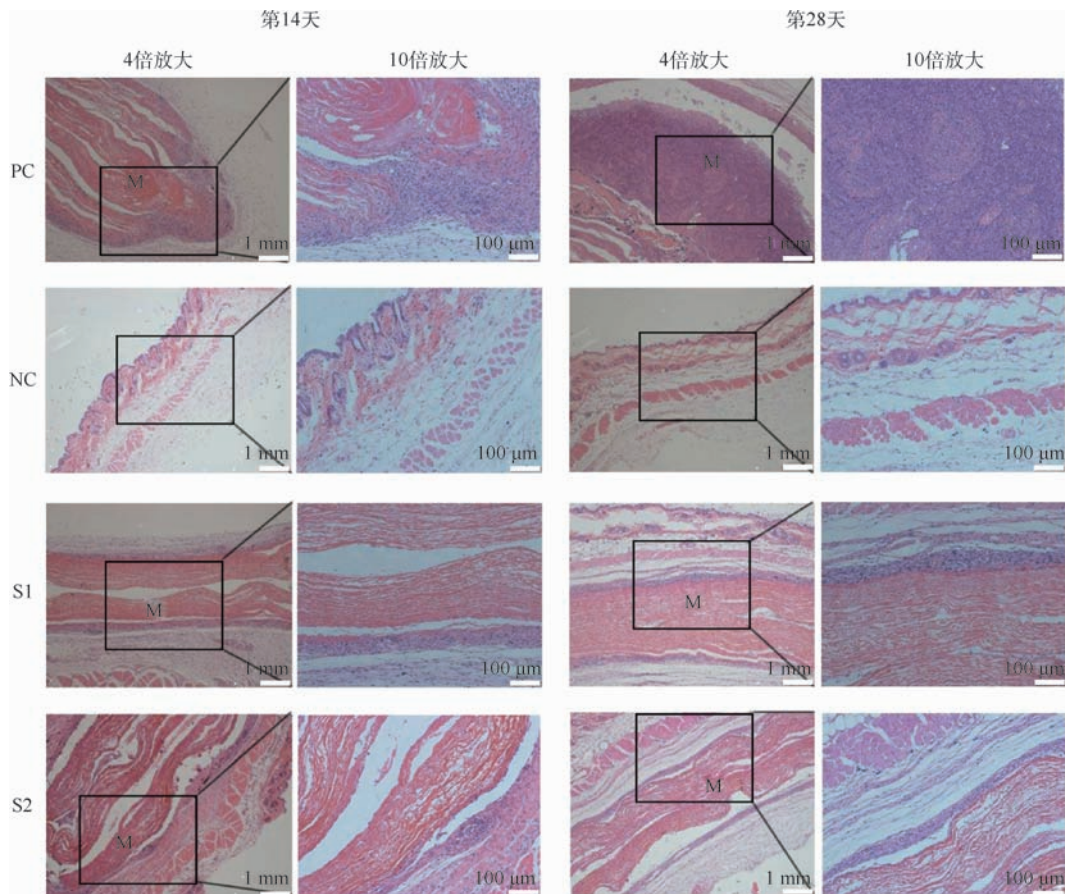


图6 植入部位的代表性 H&amp;E 染色

Fig. 6 Representative images of H&amp;E staining at implantation sites

植入时间的增加而显著增加。这种现象与上述系统性反应的结果相一致,这可能是由于所植入材料本身的免疫原性比较低,导致浸润的细胞少且细胞浸润的速度慢。值得注意的是,在同一取样时间,经 EO 灭菌处理的 SIS 材料周围的细胞数量略少于经辐照灭菌处理的材料。由此可见,S1 和 S2 组植入材料引起的局部免疫刺激均很小,且经 EO 灭菌后的 SIS 材料对小鼠的影响更接近于 NC 组。张林等<sup>[17]</sup>的研究也表明,在植入后的第 14 天,细胞浸润现象只发生在胶原材料周围,而没有侵入其内部,这与本文结果相一致。

本实验中,试验组 S1 和 S2 的唯一区别在于植入前的灭菌处理方法不同,S1 通过辐照灭菌处理,而 S2 通过 EO 灭菌处理。辐照灭菌是一种耗能低且无毒无残留的灭菌方式,其主要通过原子能射线的能量,如电子加速器产生的电子束或钴-60 产生的  $\gamma$  射线的强烈穿透作用,促使微生物死亡,其杀菌消毒彻底<sup>[18]</sup>。EO 则是一种广谱低温的气体灭菌方式,通过 EO 与蛋白质上的氨基、羟基等基团发生烷基化作用,使微生物蛋白质、脱氧核糖核酸及核糖核酸失去反应基,阻碍其正常化学反应和新陈代谢,以抑制微生物活性。

2 种灭菌方法现已广泛应用于生物医药领域。在本实验中,从脾细胞的组成比例和局部反应结果来看,经 EO 灭菌处理的 SIS 材料在 BALB/c 小鼠中引起的免疫反应更接近于阴性对照组,这可能是由于 SIS 作为天然材料残留的异种细胞成分较多,辐照未完全封闭细胞外基质中的残存抗原或被灭活物抗原残留,而 EO 抗菌谱比较广,其通过改变这些抗原的表面活性基团使可能引起免疫原性的蛋白失活更多,以杀灭细菌、病毒、芽孢、繁殖体等<sup>[19]</sup>,且 EO 作为气体更易渗透进入材料深部进行灭菌,成本低,更适用于不耐热、不耐湿医疗器械的灭菌<sup>[20]</sup>,因此在本实验中,EO 更适用于 SIS 材料的灭菌。但是,EO 灭菌也存在环氧乙烷残留、刺激性强及灭菌时存在体扩散而导致消毒不彻底等问题<sup>[21]</sup>。因此,灭菌方式的选择需要综合考虑灭菌效果、对植入材料的影响等多方面的因素,新的灭菌技术也有待进一步研究,以便为无源医疗器械的临床应用奠定基础。

### 3 结论

1) 未经脱细胞处理的 SIS 材料会引起剧烈的免疫反应,且与植入时间呈正相关性。而经辐

照或 EO 灭菌的 SIS 材料对 BALB/c 小鼠的免疫刺激均很小,不会引起明显的炎症反应。因此,这 2 种灭菌方式均可被确定为安全可靠的方法。

2) 从绝对值上看,通过 EO 灭菌的 SIS 材料对小鼠免疫系统的正常机能影响更小,更接近于阴性对照组,体现于更加平衡的 T、B 细胞组成和植入后更少的局部细胞浸润。因此,尽管辐照灭菌后 SIS 材料的检测数据都在小鼠的正常生理数值范围内,但 EO 处理方法更适用于 SIS 生物材料的灭菌。

本文为可植入生物材料的免疫原性检测提供了一套可靠的方案,适用于评价其免疫反应强度,从而为无源医疗器械的生物安全性检测方法提供依据。

**致谢** 感谢北京大学基础医学院的王巍副教授在实验中给予的帮助和指导,感谢北京大清生物技术股份有限公司给予的技术支持。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] WANG W, ZHANG L, SUN L, et al. Biocompatibility and immunotoxicology of the preclinical implantation of a collagen-based artificial dermal regeneration matrix[J]. *Biomedical and Environmental Sciences*, 2018, 31(11): 829-842.
- [ 2 ] ZHANG L, NIU X, SUN L, et al. Immune response of bovine sourced cross-linked collagen sponge for hemostasis[J]. *Journal of Biomaterials Applications*, 2017, 32(7): 920-931.
- [ 3 ] BRYERS J D, GIACHELLI C M, RATNER B D. Engineering biomaterials to integrate and heal: The biocompatibility paradigm shifts[J]. *Biotechnology and Bioengineering*, 2012, 109(8): 1898-1911.
- [ 4 ] FRANZ S, RAMMELT S, SCHARNWEBER D, et al. Immune responses to implants - A review of the implications for the design of immunomodulatory biomaterials[J]. *Biomaterials*, 2011, 32(28): 6692-6709.
- [ 5 ] PEREZ R A, KIM H W. Core-shell designed scaffolds for drug delivery and tissue engineering[J]. *Acta Biomaterialia*, 2015, 21: 2-19.
- [ 6 ] 张炜炜, 刘瑾, 陈伟. 犬肾脏脱细胞基质凝胶的制备及生物相容性实验研究[J]. *第三军医大学学报*, 2015, 37(19): 1942-1945.  
ZHANG W W, LIU J, CHEN W. Preparation and biocompatibility of canine kidney acellular matrix gel[J]. *Journal of Third Military Medical University*, 2015, 37(19): 1942-1945 (in Chinese).
- [ 7 ] ZHAI Y, GHOBRIAL R M, BUSUTTIL R W, et al. Th1 and Th2 cytokines in organ transplantation: Paradigm lost? [J]. *Critical Reviews in Immunology*, 1999, 19(2): 155-172.
- [ 8 ] SANDRIN M S, MCKENZIE I F. Gal alpha (1,3)Gal, the major xenoantigen(s) recognised in pigs by human natural antibodies[J]. *Immunological Reviews*, 1994, 141: 169-190.
- [ 9 ] DALY K A, STEWART-AKERS A M, HARA H, et al. Effect of the alphaGal epitope on the response to small intestinal submucosa extracellular matrix in a nonhuman primate model[J]. *Tissue Engineering Part A*, 2009, 15(12): 3877-3888.
- [ 10 ] ANSALONI L, CAMBRINI P, CATENA F, et al. Immune response to small intestinal submucosa (Surgisis) implant in humans: Preliminary observations[J]. *Journal of Investigative Surgery*, 2009, 20(4): 237-241.
- [ 11 ] BADYLAK S F. The extracellular matrix as a biologic scaffold material[J]. *Biomaterials*, 2007, 28(25): 3587-3593.
- [ 12 ] 粟香, 葛良鹏, 李前勇. 猪小肠黏膜下层作为组织修复材料的研究进展[J]. *中国比较医学杂志*, 2019, 29(8): 122-128.  
SU X, GE L P, LI Q Y. Research advances in the preparation and application of porcine small intestinal submucosa as a tissue-repair material[J]. *Chinese Journal of Comparative Medicine*, 2019, 29(8): 122-128 (in Chinese).
- [ 13 ] 杨凯, 张育敏, 张乃丽, 等. 小肠黏膜下层在组织修复重建中的应用研究进展[J]. *中国修复重建外科杂志*, 2013, 27(9): 1138-1143.  
YANG K, ZHANG Y M, ZHANG N L, et al. Recent progress of small intestinal submucosa in application research of tissue repair and reconstruction[J]. *Chinese Journal of Reparative and Reconstructive Surgery*, 2013, 27(9): 1138-1143 (in Chinese).
- [ 14 ] 董教明, 莫秀梅, 李雨, 等. 天然组织去细胞技术的研究进展[J]. *生物医学工程学杂志*, 2012, 29(5): 1007-1013.  
DONG J M, MO X M, LI Y, et al. Recent research progress of decellularization of native tissues[J]. *Journal of Biomedical Engineering*, 2012, 29(5): 1007-1013 (in Chinese).
- [ 15 ] POPE S, TOMARELLI R M, GYÖRGY P. Bifidus factor. Isolation of ethyl N - acetyl-B-d-glucosaminide from *Aspergillus* fermentations[J]. *Archives of Biochemistry and Biophysics*, 1957, 68(2): 362-366.
- [ 16 ] 冯少俊, 伍振峰, 王雅琪, 等. 中药灭菌工艺研究现状及问题分析[J]. *中草药*, 2015, 46(18): 2667-2673.  
FENG S J, WU Z F, WANG Y Q, et al. Current situation and problem analysis on sterilization process for Chinese materia medica[J]. *Chinese Traditional and Herbal Drugs*, 2015, 46(18): 2667-2673 (in Chinese).
- [ 17 ] 张林, 孙磊, 徐梦滢, 等. 可吸收胶原膜的体内免疫反应评价[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(4): 879-886.  
ZHANG L, SUN L, XU M H, et al. Immunological response evaluation of absorbable collagen membrane in vivo[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(4): 879-886 (in Chinese).
- [ 18 ] 李计萍.  $\gamma$ 射线辐照灭菌法在中药及其制剂中应用现状和相关问题讨论[J]. *中国中药杂志*, 2007, 32(19): 2078-2081.  
LI J P. Application status and related discussions of  $\gamma$ -ray irradiation sterilization method in Chinese medicine and its preparations[J]. *China Journal of Chinese Materia Medica*, 2007, 32(19): 2078-2081 (in Chinese).
- [ 19 ] 王广芬, 朱梦捷, 廖丹, 等. 十二指肠镜清洗消毒及监测研究新进展[J]. *中华医院感染学杂志*, 2017, 27(24): 5751-5755.

WANG G F, ZHU M J, LIAO D, et al. New development of the study about cleaning, disinfection and monitoring of duodenoscopy[J]. Chinese Journal of Nosocomiology, 2017, 27(24): 5751-5755 (in Chinese).

[20] 尹广桂, 刘白云. 环氧乙烷低温灭菌技术的进展及使用安全管理[J]. 世界最新医学信息文摘, 2016, 16(32): 43-44.

YIN G G, LIU B Y. Recent advances and safety management of ethylene oxide low-temperature sterilization technology [J]. World Latest Medicine Information, 2016, 16(32): 43-44 (in Chinese).

[21] 赵香玉, 李晓霞. 环氧乙烷低温灭菌器使用中存在的问题及

对策[J]. 中国消毒学杂志, 2013, 30(6): 574-575.

ZHAO X Y, LI X X. Problems and solutions in the use of ethylene oxide low-temperature sterilizer[J]. Chinese Journal of Disinfection, 2013, 30(6): 574-575 (in Chinese).

#### 作者简介:

孙磊 男, 博士研究生。主要研究方向: 生物医用材料。

牛旭锋 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 生物医用材料。

## Comparative study on immunoreactions of small intestinal submucosa by irradiation and ethylene oxide sterilization treatments

SUN Lei<sup>1</sup>, YUAN Yuan<sup>2</sup>, NIU Rui<sup>2</sup>, LI Weifeng<sup>2</sup>, ZHAI Hui<sup>2</sup>, NIU Xufeng<sup>1,3,\*</sup>

(1. School of Biological Science and Medical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Beijing Datsing Bio-Tech Co., Ltd., Beijing 100085, China;

3. Beijing Advanced Innovation Center for Biomedical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Foreign body reaction is one of the key factors limiting the application of implantable biomaterials. This study evaluates the *in vivo* immune response of acellular Small Intestinal Submucosa (SIS) materials treated with irradiation and Ethylene Oxide (EO) sterilization technology for providing a basis for clinical trials. The sterilized materials are subcutaneously implanted into BALB/c mice for 14 or 28 days. Compared with negative control group, there is no difference in the size, weight, cell numbers, lymphocytes proliferation and enzyme-linked immunosorbent assay of the immune organs for two sterilized materials on mice. These results prove that the SIS materials treated by two sterilization methods do not cause obvious inflammatory reaction. Flow cytometry analysis and H&E staining results show that the materials sterilized by EO have less immune stimulation to mice. It means that EO treatment is a safer and more reliable sterilization method for SIS material, providing a prospect for sterilization procedure and clinical application of acellular SIS materials.

**Keywords:** Small Intestinal Submucosa (SIS); immune response; inflammation; Ethylene Oxide (EO) sterilization; radiation sterilization

Received: 2019-12-10; Accepted: 2019-12-29; Published online: 2020-02-12 14:57

URL: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200212.1156.002.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200212.1156.002.html)

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872097); Beijing Natural Science Foundation (L182017)

\* Corresponding author. E-mail: [nxf@buaa.edu.cn](mailto:nxf@buaa.edu.cn)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0631

# 基于 ASTSMO 和 UIO 的故障估计方法



秦玉峰, 史贤俊\*, 翟禹尧, 韩露, 龙玉峰

(海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001)

**摘 要:** 针对系统在有未知干扰情况下的故障估计问题, 提出一种基于自适应 Super-Twisting 滑模观测器 (ASTSMO) 和未知输入观测器 (UIO) 的故障估计方法。不需要已知故障导数的上界, 避免了现有自适应算法存在的滑模增益过估计问题, 并且能够处理多执行器同时发生故障的情况。首先, 通过非奇异变换将原系统降阶为两个子系统, 其中一个子系统只受故障的影响, 另一个子系统同时含有故障和不确定干扰。对两个子系统分别设计 ASTSMO 观测器和 UIO 观测器, 并对误差系统有限时间内收敛的条件进行了证明, 同时给出了滑模增益初始值和时变增益的设计方法。然后, 基于等效控制的概念对故障进行检测和估计。最后, 通过仿真算例验证了所提故障估计方法的有效性。

**关键词:** 故障估计; Super-Twisting 算法; 滑模观测器 (SMO); 未知输入观测器 (UIO); 等效控制

**中图分类号:** TP273.2

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2253-11

随着科学技术的发展, 自动控制系统已被越来越广泛地应用于各个领域。由于系统的外部工作环境存在各类干扰, 内部元件存在性能退化等情况, 导致了各类故障时常发生。因此, 为了避免因故障引发的严重后果, 需要及时地进行故障检测和诊断<sup>[1-2]</sup>。

基于模型的故障诊断一直是故障诊断技术的研究重点。相比于基于残差阈值的故障检测方法, 基于观测器的故障估计方法能够直接获得故障的幅值, 从而对系统内部发生的故障有更直观的了解; 此外, 还可以根据故障估计的信息对系统进行容错控制<sup>[3-5]</sup>。因此, 基于观测器的故障估计方法受到了各类研究人员的高度重视, 并取得了丰富的研究成果<sup>[6-8]</sup>。文献[9]基于滑模观测器对微电网系统的传感器进行了故障估计, 并设计了容错控制策略; 文献[10]提出了一类综合自适应滑模观测器的微小故障估计方法, 对四旋翼

直升机的微小故障进行了检测和估计, 但该观测器需要已知故障及扰动的上界; 文献[11]针对一类 Lipschitz 非线性系统提出了一种具有  $H_\infty$  性能的鲁棒滑模观测器, 并讨论了故障估计的等效控制概念, 但是状态估计结果存在比较明显的抖振现象。事实上, 滑模观测器虽然具有鲁棒性强、对扰动不敏感等优点, 但是当抖振程度过大时, 会激起系统中的未建模动态, 导致系统失稳, 从而无法对系统中的故障进行估计。

为了抑制滑模观测器的抖振现象, 部分研究者对滑模项进行了改进。文献[12]将原系统分解为 2 个子系统, 并分别设计了 Luenberger 观测器和 Super-Twisting 滑模观测器 (STSMO), 在忽略了外部干扰的条件下进行故障估计, 有效地削弱了滑模观测器的抖振现象; 文献[13]提出了一种基于 STSMO 观测器的电池荷电状态估计方法, 通过仿真实验验证了 STSMO 观测器所引发的抖振

收稿日期: 2019-12-17; 录用日期: 2020-04-10; 网络出版时间: 2020-05-06 17:17

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1430.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1430.006.html)

\* 通信作者。E-mail: sxjaa@sina.com

**引用格式:** 秦玉峰, 史贤俊, 翟禹尧, 等. 基于 ASTSMO 和 UIO 的故障估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2253-2263. QIN Y F, SHI X J, ZHAI Y Y, et al. Fault estimation method based on adaptive super-twisting sliding mode observer and unknown input observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2253-2263 (in Chinese).

幅度更小;文献[14]设计了基于 STSMO 观测器的干扰补偿器,实现了对未知干扰的观测和补偿。为了保证所设计观测器的稳定性,上述文献需要假设故障是可导的且导数上界已知,然而在实际中许多情况并不能确定这个上界的具体数值。为使 Super-Twisting 算法能够用于故障导数上界未知的情况,文献[15-18]提出了一类自适应 Super-Twisting 算法,即当系统未进入滑动模态时,持续增大滑模增益以确保滑模的可达性,当系统进行滑模运动时,滑模增益保持当前数值不变,这种方法能够处理故障导数上界未知的情况,但是当该上界减小时,滑模增益却仍然保持着较大的状态,存在增益过估计的现象<sup>[19]</sup>。

在文献[12]的基础上,本文提出了一种基于自适应 Super-Twisting 滑模观测器 (ASTSMO) 和未知输入观测器 (UIO) 的故障估计方法,考虑了多执行器同时发生故障的情况,解决了文献[12]在建模时忽略不确定干扰且需要已知故障导数上界的不足,同时所设计的滑模增益能够跟踪故障导数的变化来进行自适应调整,不存在过估计现象。

## 1 问题描述

考虑如下系统:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Df(t) + Ed(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $x(t) \in \mathbf{R}^n$  为系统状态变量;  $u(t) \in \mathbf{R}^m$  为系统输入变量;  $y(t) \in \mathbf{R}^p$  为系统输出变量;  $d(t) \in \mathbf{R}^q$  为系统的不确定干扰部分(包括建模误差、未知扰动等);  $f(t) \in \mathbf{R}^r$  为执行器故障,且满足  $\|f(t)\| \leq \eta_1, \|\dot{f}(t)\| \leq \eta_2, \eta_1, \eta_2$  大小未知;  $A, B, C, D, E$  为已知的适维矩阵,矩阵  $C, D, E$  列满秩。

假设 1<sup>[20]</sup> 矩阵对  $(A, E, C)$  是强可观测的,即矩阵对  $(A, E, C)$  满足:

$$\text{rank} \begin{bmatrix} sI_n - A & -E \\ C & 0 \end{bmatrix} = n + q \quad \text{Re}(s) \geq 0 \quad (2)$$

假设 2 矩阵  $CE$  为列满秩,即矩阵  $CE$  满足:

$$\text{rank}(CE) = \text{rank}(E) = q \quad (3)$$

如果系统(1)满足以上假设,则存在如下非奇异变换矩阵:

$$T = \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} E^\perp \\ (CE)^+ C \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$S = \begin{bmatrix} S_1 \\ S_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (CE)^\perp \\ (CE)^+ \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中:对于任一矩阵  $W, W^+$  表示矩阵  $W$  的 Penrose-Moore 广义逆矩阵,  $W^\perp$  表示矩阵  $W$  的正交补矩阵,满足:  $W^\perp W = 0$ 。

矩阵  $T, S$  的逆矩阵分别为

$$T^{-1} = [[I_n - E(CE)^+ C] (E^\perp)^\perp \quad E] \quad (6)$$

$$S^{-1} = [[(CE)^\perp]^\perp \quad CE] \quad (7)$$

由此可得:  $TE = \begin{bmatrix} 0 \\ I_q \end{bmatrix}, SCT^{-1} = \begin{bmatrix} C_1 & \\ & I_q \end{bmatrix}$ 。

$$\text{令: } TAT^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, TB = \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix}, TD = \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \end{bmatrix},$$

$Tx = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}, Sy = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix}$ , 则系统(1)可以变为如下

2个降阶的子系统:

子系统 1:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = A_{11}x_1(t) + A_{12}x_2(t) + B_1u(t) + D_1f(t) \\ y_1(t) = C_1x_1(t) \end{cases} \quad (8)$$

子系统 2:

$$\begin{cases} \dot{x}_2(t) = A_{21}x_1(t) + A_{22}x_2(t) + B_2u(t) + D_2f(t) + d(t) \\ y_2(t) = x_2(t) \end{cases} \quad (9)$$

## 2 观测器设计

由第 1 节所得的 2 个降阶子系统可知,子系统(8)只受故障影响,因此对子系统(8)设计 ASTSMO 观测器进行故障估计。对于子系统(9),将状态  $x_1(t)$ 、故障  $f(t)$ 、干扰  $d(t)$  全部视为状态  $x_2(t)$  的干扰,则子系统(9)等价于如下系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_2(t) = A_{22}x_2(t) + B_2u(t) + \bar{E}d(t) \\ y_2(t) = x_2(t) \end{cases} \quad (10)$$

式中:

$$\bar{E} = [A_{21} \quad D_2 \quad I_q]$$

$$\bar{d}(t) = [x_1(t) \quad f(t) \quad d(t)]^T$$

为子系统(8)和(10)分别设计 ASTSMO 观测器和 UIO 观测器如下:

$$\dot{\hat{x}}_1(t) = A_{11}\hat{x}_1(t) + A_{12}\hat{x}_2(t) + B_1u(t) + v \quad (11)$$

$$\begin{cases} \dot{z}(t) = Fz(t) + RB_2u(t) + Ky_2(t) \\ \hat{x}_2(t) = z(t) + Hy_2(t) \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $\hat{x}_1, \hat{x}_2$  分别为状态  $x_1, x_2$  的估计值;  $F, R, K, H$  为待设计矩阵。

令  $e_1 = \hat{x}_1 - x_1, e_2 = \hat{x}_2 - x_2, v$  为基于自适应 Super-Twisting 算法设计的滑模项:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{v}_1 + \mathbf{v}_2 + \Delta \\ \mathbf{v}_1 = -\mathbf{k}_1 * (|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + |\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + k\mathbf{e}_1) \\ \dot{\mathbf{v}}_2 = -\mathbf{k}_2 * \left( \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 3k|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + \right. \\ \quad \left. 5|\mathbf{e}_1|^{\frac{3}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 6k|\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + \right. \\ \quad \left. 4|\mathbf{e}_1|^3 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 2k^2\mathbf{e}_1 \right) \\ \Delta = -\frac{\dot{L}(t)}{L(t)} * \left( \frac{|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + |\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + k\mathbf{e}_1}{|\mathbf{e}_1|^{-\frac{1}{2}} + 4\mathbf{e}_1 + 2k} \right) \end{cases} \quad (13)$$

式中：“\*”为矩阵的 Hadamard 积，表示矩阵对应元素相乘； $k > 0$  为待设计常数； $L(t) \in \mathbf{R}^{n-q}$  为时变增益； $\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2 \in \mathbf{R}^{n-q}$  为自适应滑模增益，满足：

$$\begin{cases} \mathbf{k}_1 = \mathbf{k}_1(0) * L(t)^{\frac{1}{2}} \\ \mathbf{k}_2 = \mathbf{k}_2(0) * L(t) \end{cases} \quad (14)$$

其中： $\mathbf{k}_1(0), \mathbf{k}_2(0)$  分别为  $\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2$  的初始值。

由式(8)、式(10)~式(12)可得

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{A}_{12}\mathbf{e}_2 + \mathbf{v} - \mathbf{D}_1\mathbf{f}(t) \\ \dot{\mathbf{e}}_2 = (\mathbf{A}_{22} - \mathbf{H}\mathbf{A}_{22} - \mathbf{K}_1)\mathbf{e}_2 + \\ \quad [\mathbf{F} - (\mathbf{A}_{22} - \mathbf{H}\mathbf{A}_{22} - \mathbf{K}_1)]\mathbf{z}(t) + \\ \quad [\mathbf{K}_2 - (\mathbf{A}_{22} - \mathbf{H}\mathbf{A}_{22} - \mathbf{K}_1)\mathbf{H}]\mathbf{y}_2(t) + \\ \quad (\mathbf{R} + \mathbf{H} - \mathbf{I}_q)\mathbf{B}_2\mathbf{u}(t) + (\mathbf{H} - \mathbf{I}_q)\bar{\mathbf{E}}\mathbf{d}(t) \end{cases} \quad (15)$$

**注 1** 采用式(4)、式(5)的系统解耦方法能够使子系统 2 中  $\mathbf{y}_2(t) = \mathbf{x}_2(t)$ ，即子系统(9)的输出矩阵为单位阵，保证了子系统(9)是全状态可测的，这样能够使 UIO 观测器的存在条件始终成立。

针对误差系统(16)，若矩阵  $\mathbf{F}, \mathbf{R}, \mathbf{K}, \mathbf{H}$  满足：

$$(\mathbf{H} - \mathbf{I}_q)\bar{\mathbf{E}} = \mathbf{0} \quad (17)$$

$$\mathbf{R} = \mathbf{I}_q - \mathbf{H} \quad (18)$$

$$\mathbf{F} = \mathbf{A}_{22} - \mathbf{H}\mathbf{A}_{22} - \mathbf{K}_1 \quad (19)$$

$$\mathbf{K}_2 = \mathbf{F}\mathbf{H} \quad (20)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2 \quad (21)$$

$$\text{则} \quad \dot{\mathbf{e}}_2 = \mathbf{F}\mathbf{e}_2 \quad (22)$$

式(17)的特解为

$$\mathbf{H}^* = \bar{\mathbf{E}}(\bar{\mathbf{E}}^T\bar{\mathbf{E}})^{-1}\bar{\mathbf{E}}^T \quad (23)$$

将式(23)代入式(19)中可得

$$\mathbf{F} = \mathbf{A}_{22} - \mathbf{H}\mathbf{A}_{22} - \mathbf{K}_1 = \mathbf{A}_1 - \mathbf{K}_1 \quad (24)$$

式中： $\mathbf{A}_1 = \mathbf{A}_{22} - \bar{\mathbf{E}}(\bar{\mathbf{E}}^T\bar{\mathbf{E}})^{-1}\bar{\mathbf{E}}^T\mathbf{A}_{22}$ 。

因此，只要通过选择增益矩阵  $\mathbf{K}_1$  使  $\mathbf{F}$  的特征值全部具有负实部，则在有限时间内有  $\mathbf{e}_2 \rightarrow \mathbf{0}$ ， $\dot{\mathbf{e}}_2 \rightarrow \mathbf{0}$ ，即误差系统(16)是渐进稳定的。下面证明误差系统(15)是稳定的。

记  $\boldsymbol{\varsigma} = \mathbf{A}_{12}\mathbf{e}_2 - \mathbf{D}_1\mathbf{f}(t)$ ， $\boldsymbol{\phi} = \boldsymbol{\varsigma} + \int_0^t \dot{\mathbf{v}}_2 d\tau$ ，则误差系统(15)可转化为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_1 = -\mathbf{k}_1 * (|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + |\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + k\mathbf{e}_1) + \boldsymbol{\phi} + \Delta \\ \dot{\boldsymbol{\phi}} = -\mathbf{k}_2 * \left( \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 3k|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + \right. \\ \quad \left. 5|\mathbf{e}_1|^{\frac{3}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 6k|\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + \right. \\ \quad \left. 4|\mathbf{e}_1|^3 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + 2k^2\mathbf{e}_1 \right) + \dot{\boldsymbol{\varsigma}} \end{cases} \quad (25)$$

进行如下坐标变换：

$$\boldsymbol{\xi} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\xi}_1 \\ \boldsymbol{\xi}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L(t)^{\frac{1}{2}} * (|\mathbf{e}_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + |\mathbf{e}_1|^2 * \text{sign}(\mathbf{e}_1) + k\mathbf{e}_1) \\ \boldsymbol{\phi} \end{bmatrix} \quad (26)$$

为便于分析，将  $\boldsymbol{\xi}$  表示为  $i$  个元素的分量形式： $\bar{\boldsymbol{\xi}}_i = [\xi_{1i}, \xi_{2i}]^T$ ， $\xi_{1i}$  为  $\boldsymbol{\xi}_1$  内第  $i$  个元素， $\xi_{2i}$  为  $\boldsymbol{\xi}_2$  内第  $i$  个元素， $i = 1, 2, \dots, n - q$ 。定义矩阵：

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{A}}_i = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}k_{1i}(0) & \frac{1}{2} \\ -k_{2i}(0) & 0 \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{C}} = [1 \quad 0] \end{cases} \quad (27)$$

式中： $k_{1i}(0), k_{2i}(0)$  分别为  $\mathbf{k}_1(0), \mathbf{k}_2(0)$  内的第  $i$  个元素。

**定理 1** 假设  $L_i(t)$  满足  $L_i(t) > |\dot{\boldsymbol{\varsigma}}_i|$ ， $L_i(t), \boldsymbol{\varsigma}_i$  分别为  $L(t), \boldsymbol{\varsigma}$  内的第  $i$  个元素。若选择合适的  $k_{1i}(0), k_{2i}(0)$ ，使得对于每个  $\bar{\mathbf{A}}_i$ ，都存在正定对称矩阵  $\mathbf{P}_i$  满足如下不等式条件：

$$\mathbf{P}_i\bar{\mathbf{A}}_i + \bar{\mathbf{A}}_i^T\mathbf{P}_i + \mathbf{P}_i\bar{\mathbf{B}}\bar{\mathbf{B}}^T\mathbf{P}_i + \bar{\mathbf{C}}^T\bar{\mathbf{C}} + \varepsilon_i\mathbf{P}_i < \mathbf{0} \quad (28)$$

式中： $\varepsilon_i > 0$  为任意正标量。则误差系统(25)是有限时间稳定的。

**证明** 由式(26)可得

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_{1i} &= \frac{L_i(t)^{-\frac{1}{2}}\dot{L}_i(t)}{2} (|\mathbf{e}_{1i}|^{\frac{1}{2}}\text{sign}(\mathbf{e}_{1i}) + |\mathbf{e}_{1i}|^2\text{sign}(\mathbf{e}_{1i}) + k\mathbf{e}_{1i}) + \\ & \quad |\mathbf{e}_{1i}|^2\text{sign}(\mathbf{e}_{1i}) + k\mathbf{e}_{1i}) + \\ & L_i(t)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{1}{2}|\mathbf{e}_{1i}|^{-\frac{1}{2}} + 2|\mathbf{e}_{1i}| + k \right) [-k_{1i}(|\mathbf{e}_{1i}|^{\frac{1}{2}} \cdot \\ & \quad \text{sign}(\mathbf{e}_{1i}) + |\mathbf{e}_{1i}|^2\text{sign}(\mathbf{e}_{1i}) + k\mathbf{e}_{1i}) + \boldsymbol{\phi}_i + \Delta_i] \end{aligned} \quad (29)$$

将式(13)代入式(29)中，经计算可得

$$\begin{cases} \dot{\xi}_{1i} = \sqrt{L_i(t)} (|\mathbf{e}_{1i}|^{-\frac{1}{2}} + 4|\mathbf{e}_{1i}| + 2k) \cdot \\ \quad \left( -\frac{k_{1i}}{2\sqrt{L_i(t)}}\xi_{1i} + \frac{1}{2}\bar{\boldsymbol{\varsigma}}_{2i} \right) \\ \dot{\xi}_{2i} = \boldsymbol{\phi}_i = \\ \quad \sqrt{L_i(t)} (|\mathbf{e}_{1i}|^{-\frac{1}{2}} + 4|\mathbf{e}_{1i}| + 2k) \left( -\frac{k_{2i}}{L_i(t)}\xi_{1i} + \bar{\boldsymbol{\varsigma}}_i \right) \end{cases} \quad (30)$$

式中:

$$\bar{\zeta}_i = \frac{\dot{\zeta}_i |e_{1i}|^{\frac{1}{2}}}{\sqrt{L_i(t)} (1 + 4|e_{1i}|^{\frac{3}{2}} + 2k|e_{1i}|^{\frac{1}{2}})} \quad (31)$$

注意到:

$$\begin{cases} |\xi_{1i}| = \sqrt{L_i(t)} |e_{1i}|^{\frac{1}{2}} \omega_i \\ \omega_i = \left| \text{sign}(e_{1i}) + |e_{1i}|^{\frac{3}{2}} \text{sign}(e_{1i}) + k|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(e_{1i}) \right| > 1 \end{cases} \quad (32)$$

由此可得

$$\begin{aligned} |\bar{\zeta}_i| &= \frac{|\dot{\zeta}_i| \cdot |e_{1i}|^{\frac{1}{2}}}{\sqrt{L_i(t)} (1 + 4|e_{1i}|^{\frac{3}{2}} + 2k|e_{1i}|^{\frac{1}{2}})} = \\ &= \frac{|\dot{\zeta}_i| \cdot |\xi_{1i}|}{L_i(t) (1 + 4|e_{1i}|^{\frac{3}{2}} + 2k|e_{1i}|^{\frac{1}{2}}) \omega_i} \leq \frac{|\dot{\zeta}_i| \cdot |\xi_{1i}|}{L_i(t)} \end{aligned} \quad (33)$$

考虑自适应参数  $k_1, k_2$  的具体形式(14), 系统方程(30)的矩阵形式可表示为

$$\begin{cases} \dot{\xi}_i = \Phi(L_i, e_{1i}) (\bar{A}_i \xi_i + \bar{B} \bar{\zeta}_i) \\ \Phi(L_i, e_{1i}) = \sqrt{L_i(t)} (|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} + 4|e_{1i}| + 2k) \end{cases} \quad (34)$$

选择 Lyapunov 函数  $V_i = \xi_i^T P_i \xi_i$ , 则

$$\dot{V}_i = \Phi(L_i, e_{1i}) (\xi_i^T (\bar{A}_i^T P_i + P_i \bar{A}_i + 2\xi_i^T P_i \bar{B} \bar{\zeta}_i)) \quad (35)$$

根据 Young 不等式:

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &\leq \Phi(L_i, e_{1i}) (\xi_i^T (\bar{A}_i^T P_i + P_i \bar{A}_i + P_i \bar{B} \bar{B} P_i) \xi_i + |\bar{\zeta}_i|^2) \leq \\ &\Phi(L_i, e_{1i}) \left( \xi_i^T (\bar{A}_i^T P_i + P_i \bar{A}_i + P_i \bar{B} \bar{B} P_i) \xi_i + \frac{|\dot{\zeta}_i|^2 \cdot |\xi_{1i}|^2}{L_i(t)^2} \right) \leq \\ &\Phi(L_i, e_{1i}) (\xi_i^T (\bar{A}_i^T P_i + P_i \bar{A}_i + P_i \bar{B} \bar{B} P_i) \xi_i + |\xi_{1i}|^2) = \\ &\Phi(L_i, e_{1i}) \xi_i^T (\bar{A}_i^T P_i + P_i \bar{A}_i + P_i \bar{B} \bar{B} P_i + \bar{C}^T \bar{C}) \xi_i \leq \\ &-\varepsilon_i \Phi(L_i, e_{1i}) \xi_i^T P_i \xi_i = -\Phi(L_i, e_{1i}) \varepsilon_i V_i \end{aligned} \quad (36)$$

由  $\xi_i$  的表示形式可知

$$\sqrt{L_i(t)} |e_{1i}|^{\frac{1}{2}} < |\xi_{1i}| \leq \|\xi_i\| \quad (37)$$

注意到:  $V_i \geq \lambda_{\min}(P_i) \|\xi_i\|^2 \geq \lambda_{\min}(P_i) |\xi_{1i}|^2$ ,

$\lambda_{\min}$  表示矩阵的最小特征值, 因此:

$$|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} \leq \sqrt{\frac{V_i}{\lambda_{\min}(P_i) L_i(t)}} \quad (38)$$

将式(38)代入式(36)中可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &\leq -\Phi(L_i, e_{1i}) \varepsilon_i V_i \leq -\sqrt{L_i(t)} (|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} + 2k) \varepsilon_i V_i \leq \\ &-L_i(t) [\lambda_{\min}(P_i)]^{\frac{1}{2}} V_i^{\frac{1}{2}} - 2k \varepsilon_i L_i(t)^{\frac{1}{2}} V_i \end{aligned} \quad (39)$$

根据  $\xi$  的定义(26)可知, 在有限时间内有  $e_{1i} \rightarrow 0$  和  $\phi \rightarrow 0$  成立, 再根据式(13)、式(25)可知,  $\dot{e}_{1i} \rightarrow 0$  也成立, 即误差动态系统(15)是稳定的。 证毕

### 3 参数选取

先分析滑模增益初始值  $k_{1i}(0), k_{2i}(0)$  的选取方法。根据有界实定理, 不等式(28)等价于频率约束  $\|G_i(s)\|_{\infty} < 1$ 。

$$G_i(s) = \bar{C}(sI - \bar{A}_i)^{-1} \bar{B} = \frac{1}{2s^2 + k_{1i}(0)s + k_{2i}(0)} \quad (40)$$

由式(40)可知, 频率约束  $\|G_i(s)\|_{\infty} < 1$  的充分条件为  $k_{2i}(0) > 1$ , 因此可以始终选择正标量  $k_{1i}(0)$  和  $k_{2i}(0) > 1$ , 使得  $\|G_i(s)\|_{\infty} < 1$ 。另外, 容易验证当  $k_{1i}(0) = 2\sqrt{2k_{2i}(0)}$  时, 能够满足  $\|G_i(s)\|_{\infty} < 1$  成立并且使  $G_i(s)$  具有 2 个相同的极点:  $s_1 = s_2 = -k_{1i}(0)/4$ 。

定理 1 中的假设条件要求  $L_i(t)$  大于  $\bar{\zeta}_i$  的上界。文献[21]基于等效控制的概念提出了一种双层自适应率, 为使得该自适应率适用于第 2 节提出的自适应 Super-Twisting 算法, 在前文分析的基础上, 对该双层自适应率进行修正。

当系统(25)在进行滑模运动时, 不连续项必须对  $\dot{\zeta}$  进行补偿:

$$\begin{aligned} u_{eq} &= k_2 * (\text{sign}(e_1) + 3k|e_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(e_1) + \\ &5|e_1|^{\frac{3}{2}} * \text{sign}(e_1) + 6k|e_1|^2 * \text{sign}(e_1) + \\ &4|e_1|^3 * \text{sign}(e_1) + 2k^2 e_1) |_{eq} = \dot{\zeta} \end{aligned} \quad (41)$$

等效控制表示不连续项为保持滑动过程所取的平均值。等效控制不是一个具有实际意义的物理量, 但是可以通过低通滤波实时逼近  $u_{eq}$  的真实值:

$$\begin{aligned} \dot{u}_{eq} &= \frac{1}{\tau} (k_2 * (\text{sign}(e_1) + 3k|e_1|^{\frac{1}{2}} * \text{sign}(e_1) + \\ &5|e_1|^{\frac{3}{2}} * \text{sign}(e_1) + 6k|e_1|^2 * \text{sign}(e_1) + \\ &4|e_1|^3 * \text{sign}(e_1) + 2k^2 e_1) - \bar{u}_{eq}) \end{aligned} \quad (42)$$

式中:  $\tau$  为一个较小的正常数。

定义变量  $\delta_i$ :

$$\delta_i = L_i(t) - \frac{|\zeta_i|}{a_i k_{2i}(0)} - \zeta \quad (43)$$

式中:  $a_i$  满足  $0 < a_i < 1/k_{2i}(0) < 1; \zeta > 0$  且满足:

$$\frac{|\zeta_i|}{a_i k_{2i}(0)} + \frac{\zeta}{2} > |\bar{u}_{eq}| \quad (44)$$

下面给出  $L_i(t)$  的计算方法<sup>[21]</sup>:

$$L_i(t) = l_0 + l_i(t) \quad (45)$$

式中:  $l_0 > 0$  为待设计常数;  $l_i(t)$  满足:

$$\dot{l}_i(t) = -\rho_i(t) \text{sign}(\delta_i) \quad (46)$$

其中: 时变增益  $\rho_i(t)$  满足:

$$\rho_i(t) = r_0 + r_i(t) \quad (47)$$

式中:  $r_0 > 0$  为待设计常数;  $r_i(t)$  的导数定义为

$$\dot{r}_i(t) = \gamma |\delta_i| \quad (48)$$

其中:  $\gamma > 0$  为待设计常数。

**定理 2** 根据式(43)~式(48)所设计的增益  $L_i(t)$  在有限时间内能够满足  $L_i(t) > |\dot{\varsigma}_i|$ 。

**证明** 已知  $\varsigma = A_{12}e_2 - D_1f(t)$ , 则

$$\|\varsigma\| = \|A_{12}e_2 - D_1f(t)\| \leq \|A_{12}e_2\| + \|D_1f(t)\| \leq \|A_{12}\| \|e_2\| + \|D_1\| \|f(t)\| \quad (49)$$

因为在有限时间内有  $e_2 \rightarrow 0, \dot{e}_2 \rightarrow 0$ , 则  $\varsigma_i$  满足:  $|\varsigma_i| \leq b_1, |\dot{\varsigma}_i| \leq b_2, b_1, b_2$  为未知正标量。

定义变量:

$$\mu_i(t) = \frac{b_2}{a_i k_{2i}(0)} - r_i(t) \quad (50)$$

则

$$\dot{\mu}_i(t) = -\dot{r}_i(t) = -\gamma |\delta_i| \quad (51)$$

由式(43)可得

$$\dot{\delta}_i = -\left(r_0 + \frac{b_2}{a_i k_{2i}(0)} - \mu_i\right) \text{sign}(\delta_i) - \frac{1}{a_i k_{2i}(0)} \cdot \frac{d}{dt} |\varsigma_i| \quad (52)$$

且

$$\delta_i \dot{\delta}_i = \delta_i \dot{l}_i(t) - \frac{\delta_i}{a_i k_{2i}(0)} \cdot \frac{d}{dt} |\varsigma_i| \leq -r_0 |\delta_i| - r_i(t) |\delta_i| + \frac{b_2}{a_i k_{2i}(0)} |\delta_i| \quad (53)$$

选择 Lyapunov 函数  $V_i = \frac{1}{2} \delta_i^2 + \frac{1}{2\gamma} \mu_i^2$ , 对其求导可得

$$\dot{V}_i = \delta_i \dot{\delta}_i + \frac{1}{\gamma} \mu_i \dot{\mu}_i \leq \left(\frac{b_2}{a_i k_{2i}(0)} - r_0 - r_i(t) - \mu_i\right) |\delta_i| = -r_0 |\delta_i| \quad (54)$$

因为  $\dot{V}_i \leq 0$ , 并且  $V_i(\delta_i, \mu_i)$  径向无界, 所以  $\delta_i$  和  $\mu_i$  都是有界的, 则  $r_i(t) = b_2/(a_i k_{2i}(0)) - \mu_i(t)$ ,  $L_i(t) \leq |\delta_i| + b_1/(a_i k_{2i}(0)) + \zeta$  都是有界的。由

于  $\delta_i$  和  $\mu_i$  保持有界, 由式(52)可知,  $\dot{\delta}_i$  保持有界且  $\delta_i$  绝对连续。由式(54)可得

$$r_0 \int_0^t |\delta_i| d\tau \leq V_i(0) \quad (55)$$

根据 Barbalat 引理可得<sup>[22]</sup>: 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\delta_i \rightarrow 0$ 。因此, 一定存在某一时刻  $t_0$ , 当  $t > t_0$  时, 使得  $|\delta_i| < \zeta/2$ 。结合式(43)可得

$$L_i(t) > \frac{\zeta}{2} + \frac{|\varsigma_i|}{a_i k_{2i}(0)} > |\bar{u}_{eq_i}| = |\dot{\varsigma}_i| \quad (56)$$

证毕

## 4 故障估计

**定理 3** 若系统(1)满足假设 1 和假设 2, 参数  $k_{1i}(0)$  和  $k_{2i}(0)$  满足  $k_{1i}(0) = 2\sqrt{2k_{2i}(0)}$ ,  $k_{2i}(0) > 1$ , 增益  $L_i(t)$  满足式(43)~式(48), 则可以得到故障  $f(t)$  的估计值为

$$\hat{f}(t) = -D_1^+ \cdot \int \bar{u}_{eq} dt \quad (57)$$

**证明** 由式(41)可知

$$\varsigma = \int \dot{\varsigma} dt = \int u_{eq} dt = \int \bar{u}_{eq} dt \quad (58)$$

即

$$A_{12}e_2 - D_1f(t) = \int \bar{u}_{eq} dt \quad (59)$$

由于在有限时间内,  $e_2 \rightarrow 0$ , 则

$$-D_1f(t) = \int \bar{u}_{eq} dt \rightarrow \hat{f}(t) = -D_1^+ \cdot \int \bar{u}_{eq} dt \quad (60)$$

证毕

**注 2** 结构(13)与文献[21]方法的不同之处在于: 采用了快速双幂次趋近率 ( $|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(e_{1i}) + |e_{1i}|^2 \text{sign}(e_{1i}) + ke_{1i}$ ) 取代了文献[21]中传统的幂次趋近率  $|e_{1i}|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(e_{1i})$ 。与传统的幂次趋近率相比, 新的趋近率在  $|e_{1i}| > 1$  时能够通过  $|e_{1i}|^2 \text{sign}(e_{1i})$  项来加快系统状态的趋近速度, 保证了系统在整个趋近滑动模态过程的运动速度; 同时引入了比例项  $ke_{1i}$ , 以此来加快滑模的收敛速度。

## 5 仿真分析

以文献[23]中的飞控系统模型为例, 其系统矩阵如下:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1540 & -0.0042 & 1.5400 & 0 \\ 0 & 0.2490 & -1.0000 & -5.2000 & 0 \\ 0.0386 & -0.9960 & -0.0003 & -0.1170 & 0 \\ 0 & 0.5000 & 0 & 0 & -0.5000 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -0.7440 & -0.0320 \\ 0.3370 & -1.1200 \\ 0.0200 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

系统状态变量  $x = [\alpha \ r \ p \ \beta \ \sigma]^T$ , 各个状态变量分别表示倾斜角、偏航角速度、滚转角速度、侧滑角和洗出滤波状态; 系统输入变量  $u = [\theta, \theta_\alpha]^T$ , 各个输入变量分别表示方向舵偏转角和副翼偏转角; 系统输出变量  $y = [r_{wo} \ p \ \beta$

$\alpha]^T, r_{wo}$  为洗出偏航角速度。

考虑系统中存在不确定干扰:

$$E = \begin{bmatrix} 0.2 & 1 \\ 0.5 & 0.2 \\ 0.3 & 0 \\ 0 & 0.8 \\ 1 & 1 \end{bmatrix}$$

$$d(t) = \begin{bmatrix} 0.2\sin(3t + 3.7) \\ 0.6\cos(2t) \cdot \sin(1.5t) \end{bmatrix}$$

考虑执行器故障发生在控制输入通道, 因此  $D=B$ 。通过计算可知, 矩阵对  $(A, E, C)$  是强可观测的, 且  $\text{rank}(CE) = \text{rank}(E) = 2$ , 从而满足假设 1 和假设 2 的条件, 求得非奇异变换矩阵  $T, S$ :

$$T = \begin{bmatrix} 0.0295 & -0.3703 & 0.9076 & 0.1720 & -0.0930 \\ -0.4957 & 0.4828 & 0.0638 & 0.7007 & -0.1614 \\ -0.5214 & -0.6309 & -0.2282 & 0.1992 & 0.4882 \\ -0.2844 & -1.3033 & 1.3570 & -0.9479 & 1.3033 \\ 0.5134 & -0.0079 & -0.3555 & 0.6003 & 0.0079 \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} 0.2432 & 0.6277 & -0.6601 & -0.3335 \\ 0.5319 & 0.4481 & -0.2899 & 0.6574 \\ -1.3033 & 1.3507 & -0.9479 & -0.2844 \\ -0.0079 & -0.3555 & 0.6003 & 0.5134 \end{bmatrix}$$

通过选择矩阵  $K_1$  将矩阵  $F$  的特征值配置在  $[-4 + j, -4 - j]$ , 使误差系统(16)渐进稳定。根据第 3 节的方法, 将滑模增益初始值设为:  $k_1(0) = [2.97 \ 3.69 \ 4]^T, k_2(0) = [1.1 \ 1.7 \ 2]^T$ 。令:  $a_i k_{2i}(0) = 0.95, l_0 = 0.1, \gamma = 8, r_0 = 0.1, \tau = 0.001, \zeta = 0.8, k = 1$ 。

将系统(1)的初始值设为:  $[3.3489^\circ \ 3.0872(^\circ)/s \ 3.5233(^\circ)/s \ 3.0698^\circ \ 3.0215(^\circ)/s]^T$ , 观测器系统的初始值分别设为:  $[0 \ 0 \ 0]^T, [0 \ 0]^T$ , 仿真步长为  $0.001 \text{ s}$ 。根据式(57)对故障  $f(t)$  进行估计。

先考虑仅有一个执行器发生故障。假设第 1 个执行器发生的缓变故障如下:

$$f(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t < 3 \\ \sin(3.3(t-3)) - \sin(t-3) & 3 \leq t \leq 10 \end{cases} \quad (61)$$

仿真结果如图 1 ~ 图 5 所示。

由于在初始时刻 2 个子系统的状态估计误差不为 0, 使得初始时刻  $\hat{u}_{eq} \neq 0$ , 因此图 1 中的故障估计值在初始阶段有一定的抖动; 在故障发生后, 故障的估计值能较为精确地跟踪真实值; 在图 2、

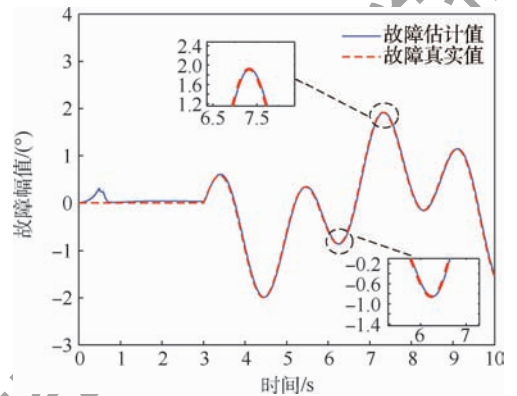


图 1 缓变故障的估计值与真实值  
Fig. 1 Estimated and true values of slow-varying fault

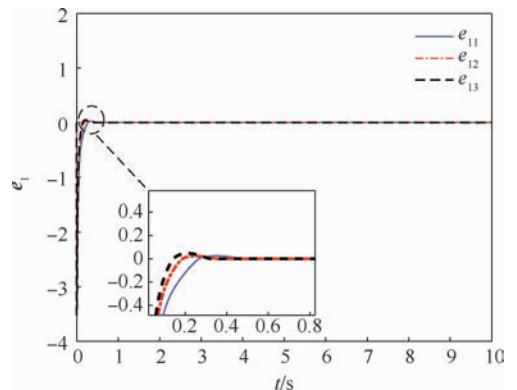


图 2 发生缓变故障时的子系统 1 状态观测误差  
Fig. 2 State observation error of subsystem 1 when slow-varying fault occurs

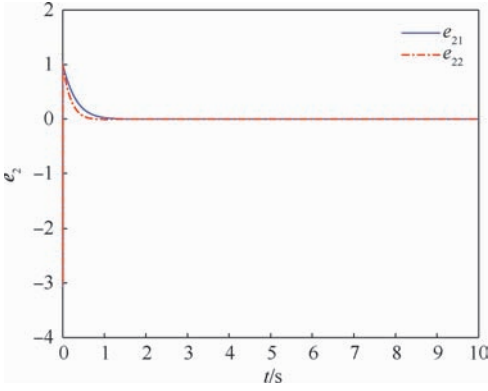


图 3 子系统 2 状态观测误差

Fig.3 State observation error of subsystem 2

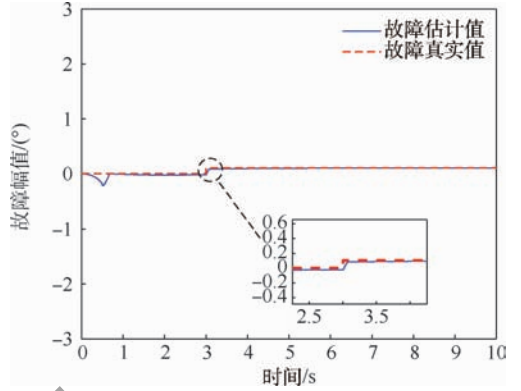


图 6 突变故障的估计值与真实值

Fig.6 Estimated and true values of sudden fault

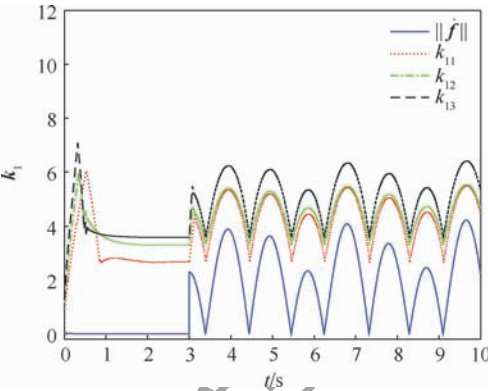


图 4 发生缓变故障时的  $k_1$  自适应变化曲线

Fig.4 Adaptive change curves of  $k_1$  when slow-varying fault occurs

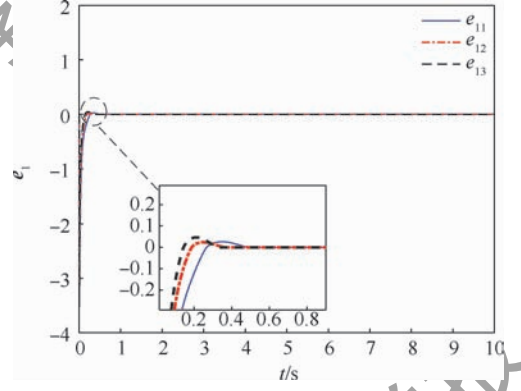


图 7 发生突变故障时的子系统 1 状态观测误差

Fig.7 State observation error of subsystem 1 when sudden fault occurs

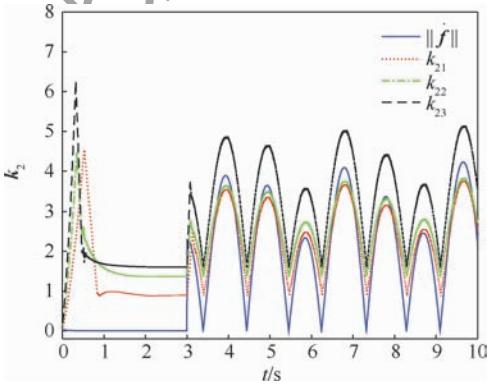


图 5 发生缓变故障时的  $k_2$  自适应变化曲线

Fig.5 Adaptive change curves of  $k_2$  when slow-varying fault occurs

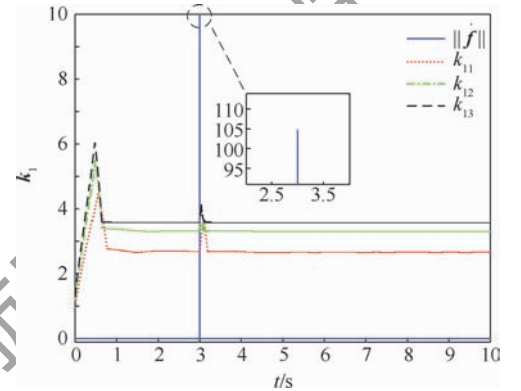


图 8 发生突变故障时的  $k_1$  自适应变化曲线

Fig.8 Adaptive change curves of  $k_1$  when sudden fault occurs

图 3 中,  $e_1$  和  $e_2$  能够在有限时间内收敛到 0; 在图 4、图 5 中,  $k_1$  和  $k_2$  的变化过程表明,  $k_1$  和  $k_2$  能够针对  $\|f(t)\|$  的变化自适应地进行调整, 而无需已知  $\|f(t)\|$  的上界。

假设第 2 个执行器发生的突变故障如下:

$$f(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leq t < 3 \\ \pi/30 & 3 \leq t \leq 10 \end{cases} \quad (62)$$

仿真结果如图 6 ~ 图 9 所示。

对于执行器发生突变故障的情况, 从图 6 中

可以看出, 突变故障的估计值能够较好地跟踪真实值。在图 8、图 9 中,  $k_1$  和  $k_2$  能够进行自适应地进行调整, 说明了本文故障估计方法的有效性。为突出该方法的优点, 将其与文献[15-18]的方法进行对比。当第 1 个执行器发生缓变故障(61)时, 采用文献[15-18]方法所得  $k_1$ 、 $k_2$  自适应变化曲线如图 10、图 11 所示。

当第 2 个执行器发生突变故障(62)时, 采用文献[15-18]方法所得  $k_1$ 、 $k_2$  自适应变化曲线如图 12、图 13 所示。

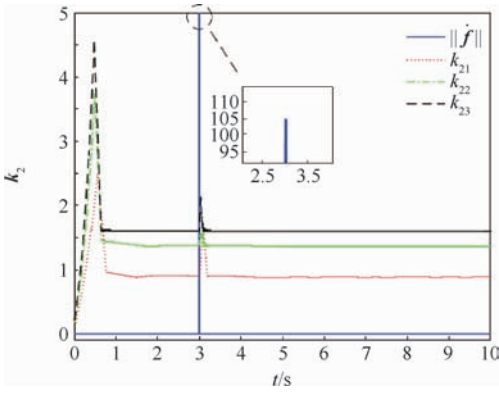


图9 发生突变故障时的  $k_2$  自适应变化曲线

Fig.9 Adaptive change curves of  $k_2$

when sudden fault occurs

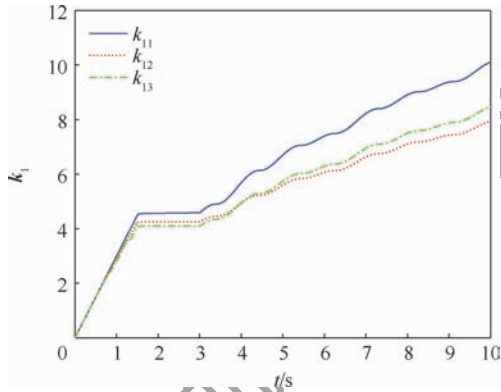


图10 发生缓变故障时采用文献[15-18]方法的  $k_1$  自适应变化曲线

Fig.10 Adaptive change curves of  $k_1$  of method in Refs. [15-18] when slow-varying fault occurs

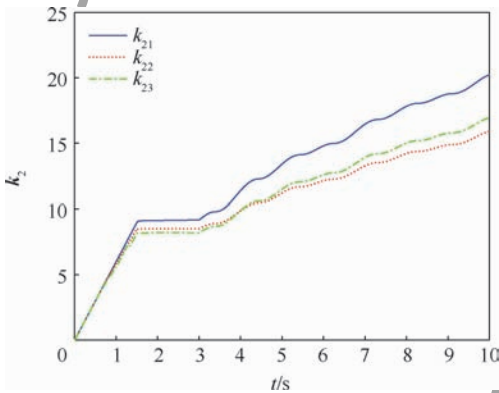


图11 发生缓变故障时采用文献[15-18]方法的  $k_2$  自适应变化曲线

Fig.11 Adaptive change curves of  $k_2$  of method in Refs. [15-18] when slow-varying fault occurs

由图10~图13可知,文献[15-18]方法中,滑模增益  $k_1$ 、 $k_2$  与  $\|f(t)\|$  无关,当初始阶段系统进行滑模运动时,滑模增益保持当前数值不变;但在第3s系统出现故障后,系统的状态发生变化,此时需要增大滑模增益以保证滑模的可达性。而采用双层自适应率所得到的滑模增益  $k_1$ 、 $k_2$  能够

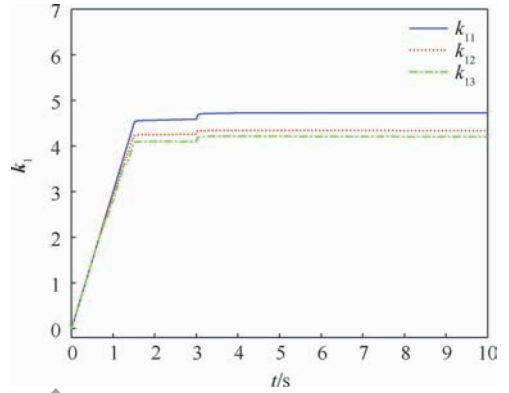


图12 发生突变故障时采用文献[15-18]方法的  $k_1$  自适应变化曲线

Fig.12 Adaptive change curves of  $k_1$  of method in Refs. [15-18] when sudden fault occurs

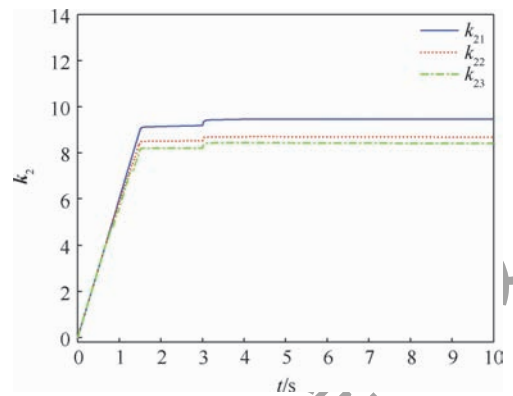


图13 发生突变故障时采用文献[15-18]方法的  $k_2$  自适应变化曲线

Fig.13 Adaptive change curves of  $k_2$  of method in Refs. [15-18] when sudden fault occurs

追踪  $\|f(t)\|$  的变化,滑模增益不需要始终保持在数值较大的状态,有效地避免了滑模增益过估计的现象。

考虑多执行器同时发生故障的情况,假设2个执行器同时发生故障如下:

$$f(t) = \begin{cases} [0 \ 0]^T & 0 \leq t < 3 \\ [1 - e^{-(t-3)} \ -\pi/30]^T & 3 \leq t < 5 \\ [1 - e^{-(t-3)} \ -\pi/10]^T & 5 \leq t < 7 \\ [1 - e^{-(t-3)} \ -\pi/30]^T & 7 \leq t \leq 10 \end{cases}$$

故障估计结果如图14所示。可知,本文故障估计方法实现了同时对2个执行器发生的故障进行检测和估计,说明该方法能够用于多执行器同时发生故障的情况。

为说明快速双幂次趋近率相比于传统的幂次趋近率具有更快的收敛速度,将本文故障估计方法与文献[21]中故障估计方法进行对比。当第1个执行器发生缓变故障(61)时,仿真结果如图15、图16所示。

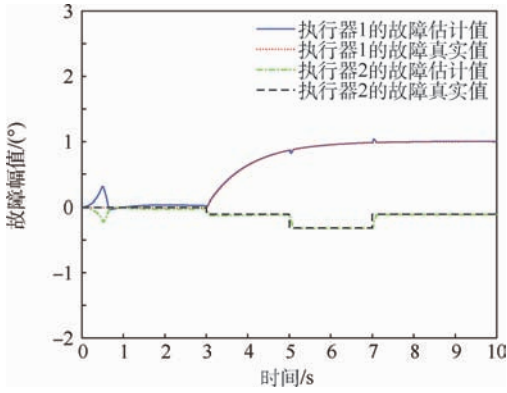


图 14 执行器同时发生故障时的故障估计结果  
Fig. 14 Fault estimations results for simultaneous actuator failures

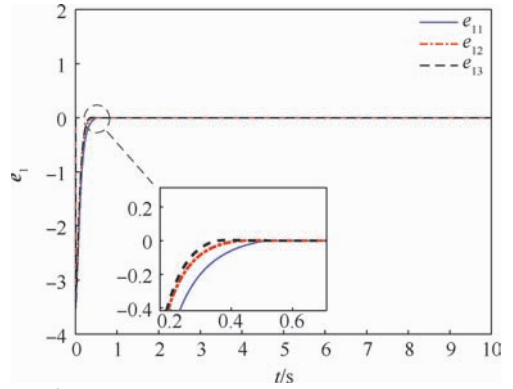


图 17 文献[21]方法的子系统 1 突变故障状态观测误差  
Fig. 17 Subsystem 1 state observation error of method in Ref. [21] with sudden fault

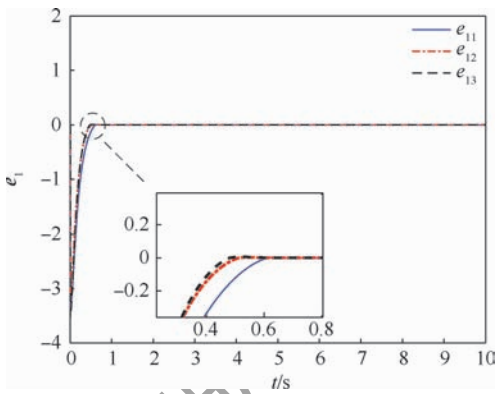


图 15 文献[21]方法的子系统 1 缓变故障状态观测误差  
Fig. 15 Subsystem 1 state observation error of method in Ref. [21] with slow-varying fault

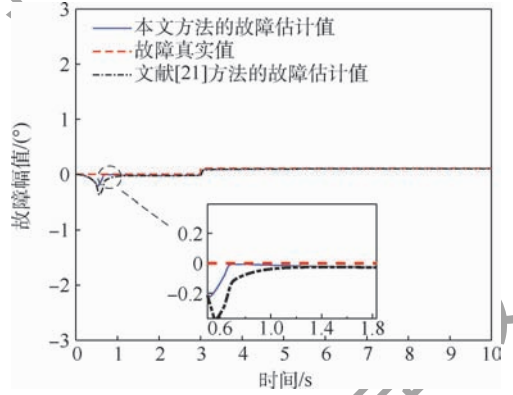


图 18 两种方法的突变故障估计结果  
Fig. 18 Sudden fault estimation results of two methods

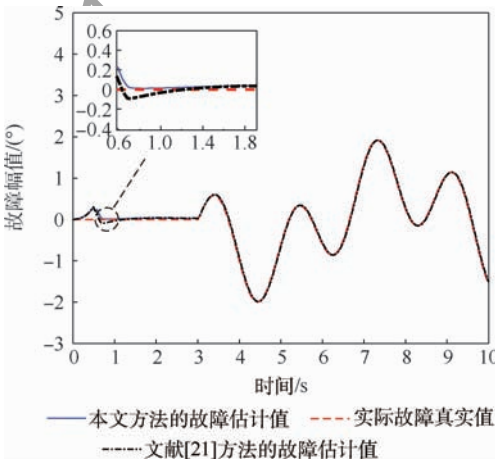


图 16 两种方法的缓变故障估计结果  
Fig. 16 Slow-varying fault estimation results of two methods

当第 2 个执行器发生突变故障(62)时,仿真结果如图 17、图 18 所示。

比较图 2、图 15 与图 7、图 17 可知,相比于传统的幂次趋近率,采用快速双幂次趋近率的系统状态估计误差收敛速度更快;由图 16、图 18 可知,文献[21]中的方法约在 1.1 s 能够实现故障的跟踪,而本文故障估计方法约在 0.7 s 能够实

现对故障的跟踪,说明该方法能够更快地对故障进行跟踪。

## 6 结 论

针对系统存在未知干扰下的故障估计问题,本文提出了一种基于 ASTSMO 观测器和 UIO 观测器的故障估计方法,总结如下:

1) 相比于文献[12],在建模时考虑了未知干扰,且不需要已知故障导数的上界;另外,本文中滑模增益能够跟踪故障导数的变化进行自适应调整,避免了滑模增益过估计的现象。

2) 本文方法能够对多执行器同时发生故障的情况进行检测和估计。

3) 本文方法相比于采用传统幂次趋近率的故障估计方法,误差收敛速度更快,能够更快地对故障进行估计。

进一步提高故障估计的效果并将其推广应用到非线性随机系统,将是下一步的重点研究内容。

## 参考文献 (References)

[ 1 ] PATTON R J, JIE C. Robust model-based fault diagnosis for dy-

- dynamic systems [M]. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1999:1-8.
- [2] TAN C P, EDWARDS C. Sliding mode observers for detection and reconstruction of sensor faults [J]. *Automatica*, 2002, 38(10):1815-1821.
- [3] HE J, ZHANG C. Fault reconstruction based on sliding mode observer for nonlinear systems [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2012, 2012:1-22.
- [4] EDWARDS C, ALWI H, TAN C. Sliding mode methods for fault detection and fault tolerant control with application to aerospace systems [J]. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2012, 22(1):109-124.
- [5] ALWI H, EDWARDS C, TAN C P. Sliding mode estimation schemes for incipient sensor faults [J]. *Automatica*, 2009, 45(7):1679-1685.
- [6] WANG L, CAI M, ZHANG H, et al. Active fault-tolerant control for wind turbine with simultaneous actuator and sensor faults [J]. *Complexity*, 2017, 2017:1-11.
- [7] BEN B A, DHAHRI S, BEN H F, et al. Simultaneous actuator and sensor faults reconstruction based on robust sliding mode observer for a class of nonlinear systems [J]. *Asian Journal of Control*, 2017, 19(1):362-371.
- [8] HAMDI H, RODRIGUES M, MECHMECHE C, et al. Fault diagnosis based on sliding mode observer for LPV descriptor systems [J]. *Asian Journal of Control*, 2019, 21(1):89-98.
- [9] GHOLAMI S, SAHA S, ALDEEN M. Fault tolerant control of electronically coupled distributed energy resources in microgrid systems [J]. *International Journal of Electrical Power and Energy Systems*, 2018, 95:327-340.
- [10] 柳春, 姜斌, 张柯, 等. 带扰动的线性系统微小故障早期诊断方法 [J]. *上海交通大学学报*, 2015, 49(6):889-896.
- LIU C, JIANG B, ZHANG K, et al. Incipient fault detection of linear system with disturbance [J]. *Journal of Shang Hai Jiao Tong University*, 2015, 49(6):889-896 (in Chinese).
- [11] RAOUFI R, MARQUEZ H J, ZINOBER A S I.  $H_\infty$  sliding mode observers for uncertain nonlinear lipschitz systems with fault estimation synthesis [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2010, 20(16):1785-1801.
- [12] 胡正高, 赵国荣, 黄婧丽, 等. 基于二阶滑模观测器的连续系统故障估计 [J]. *控制与决策*, 2014, 29(12):2271-2276.
- HU Z G, ZHAO G R, HUANG J L, et al. Fault estimation of continuous-time systems based on second order sliding mode observation [J]. *Control and Decision*, 2014, 29(12):2271-2276 (in Chinese).
- [13] HUANGFU Y G, XU J, ZHAO D, et al. A novel battery state of charge estimation method based on a super-twisting sliding mode observer [J]. *Energies*, 2018, 11(5):1211.
- [14] 陈诚, 韦常柱, 琚啸哲, 等. 基于滑模观测补偿的四旋翼飞行器鲁棒动态逆控制 [J]. *系统工程与电子技术*, 2018, 40(1):119-126.
- CHEN C, WEI C Z, JU X Z, et al. Robust dynamic inversion control for quad-rotors unmanned vehicle based on sliding mode disturbance observation and compensation [J]. *System Engineering and Electronics*, 2018, 40(1):119-126 (in Chinese).
- [15] MOHAMED G, SOFIANE A A, NICOLAS L. Adaptive super twisting extended state observer based sliding mode control for diesel engine air path subject to matched and unmatched disturbance [J]. *Mathematics and Computers in Simulation*, 2018, 151:111-130.
- [16] ZHANG M, GUAN Y, ZHAO W. Adaptive super-twisting sliding mode control for stabilization platform of laser seeker based on extended state observer [J]. *Optik*, 2019, 199:163337.
- [17] HENDEL R, KHABER F, ESSOUNBOULI N. Adaptive high order sliding mode controller/observer based terminal sliding mode for MIMO uncertain nonlinear system [J/OL]. *International Journal of Control*, 2019(2019-03-21) [2019-12-15]. <https://doi.org/10.1080/00207179.2019.1598580>.
- [18] MALEKZADEH M, KARIMPOUR H. Adaptive super twisting vibration control of a flexible spacecraft with state rate estimation [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 422:300-317.
- [19] 杨雅君, 廖琛, 尹大伟, 等. 双层自适应快速 super-twisting 控制算法 [J]. *控制理论与应用*, 2016, 33(8):1119-1127.
- YANG Y J, LIAO Y, YIN D W, et al. Adaptive dual layer fast super twisting control algorithm [J]. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(8):1119-1127 (in Chinese).
- [20] HAUTUS M L J. Strong detectability and observers [J]. *Linear Algebra and its Applications*, 1983, 50:353-368.
- [21] EDWARDS C, SHTESSEL Y. Adaptive dual-layer super-twisting control and observation [J]. *International Journal of Control*, 2016, 89(9):1759-1766.
- [22] KHALIL H K. *Nonlinear systems* [M]. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 2002:323.
- [23] EDWARDS C, SPURGEON S K. On the development of discontinuous observers [J]. *International Journal of Control*, 1994, 59(5):1211-1229.

#### 作者简介:

秦玉峰 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器检测与故障诊断技术。

史贤俊 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器测试性设计、故障检测与诊断。

翟禹尧 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器检测与故障诊断技术。

## Fault estimation method based on adaptive super-twisting sliding mode observer and unknown input observer

QIN Yufeng, SHI Xianjun<sup>\*</sup>, ZHAI Yuyao, HAN Lu, LONG Yufeng

(Coast Guard Academy, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** For the problem of fault estimation with unknown disturbance, a fault estimation method based on Adaptive Super-Twisting Sliding Mode Observer (ASTSMO) and Unknown Input Observer (UIO) is proposed. This method does not require that the upper bound of fault derivative is known, which avoids the problem of sliding-mode gain overestimation in the existing adaptive algorithms, and is able to handle simultaneous faults of multiple actuators. First, the original system is degraded to two subsystems by non-singular transformation, one of which is only affected by the fault, and the other subsystem contains both fault and uncertain interference. ASTSMO and UIO are designed for two subsystems respectively, and the error of the system of finite time convergence condition has been carried on the proof. At the same time, the initial value of sliding-mode gain and the design method of time-varying gain are given. Then, based on the concept of equivalent control, the fault is detected and estimated. Finally, a simulation example is given to verify the effectiveness of the proposed fault estimation method.

**Keywords:** fault estimation; Super-Twisting algorithm; Sliding Mode Observer (SMO); Unknown Input Observer (UIO); equivalent control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0619

# 复杂系统的选择性维修模型和求解算法



王海朋, 段富海\*, 马骏

(大连理工大学 机械工程学院, 大连 116024)

**摘 要:** 考虑不修、最小维修、换件维修和多中间维修水平, 提出了一种基于粒子群优化(PSO)算法和多员维修的复杂系统选择性维修模型, 将组件维修前状态、组件有效役龄和维修费用等因素引入不完全维修模型, 更符合工程实际。提出了一种基于多员维修的系统组件维修分配算法, 解决了如何将多维修任务分配给多维修人员, 使得系统维修时间最小的问题, 并将所提算法引入到 PSO 算法中, 求解考虑多维修人员和不完全维修条件的复杂系统选择性维修模型。案例表明: 所提模型和求解算法有效, 能够为复杂系统提供切实有效的维修决策方案。

**关键词:** 复杂系统; 选择性维修; 多维修人员; 不完全维修; 粒子群优化(PSO)算法

**中图分类号:** V241.07; E92

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2264-10

飞机等复杂系统是先进技术的高度融合体, 具有环境适应性强、可靠性要求高等特点<sup>[1]</sup>, 其在执行任务时, 需要在任务间隙内对系统进行维修, 以满足系统后续任务可靠性要求。由于任务间隙、维修费用等维修资源限制, 不可能对所有组件维修。如何在有限维修资源内选择性维修, 是值得研究的热门问题。

1998年, Rice等<sup>[2]</sup>首次提出选择性维修, 目前已经成为重要研究课题并取得一系列成果。Liu和Huang<sup>[3]</sup>考虑基于Kijima type II模型的不完全维修, 提出了一种多态系统选择性维修模型; Pandey等<sup>[4]</sup>考虑组件役龄和维修费用对不完全维修模型的影响, 研究了一种新选择性维修模型; Pandey等<sup>[5]</sup>考虑组件役龄对回退因子的影响, 以维修费用和任务间隙为约束, 建立了以系统可靠度为目标函数的选择性维修模型, 并给出了求解算法; 王少华等<sup>[6]</sup>以最小维修、不完全维修和换件维修为维修策略, 任务间隙为约束, 系统可靠度最大化为目标, 建立了选择性维修模型, 并给出了

相应的求解算法; Cao等<sup>[7]</sup>研究了在数据不足、环境因素不确定条件下的模糊多态系统维修性问题; Djelloul等<sup>[8]</sup>将任务周期假设为服从已知分布的随机变量, 研究了一种以任务间隙和维修费用为约束, 系统可靠度最小化为目标函数的选择性维修决策方法; Liu等<sup>[9]</sup>考虑任务间隙和维修水平的不确定性, 研究了一种含有序列规划的选择性维修模型; Dao和Zuo<sup>[10]</sup>考虑系统组件的随机相关性, 提出了一种以任务间隙和系统可靠度为约束, 系统利润最大化为目标函数的选择性维修模型; Diallo等<sup>[11]</sup>提出了一种将多维修任务分配给多维修人员的选择性维修模型; Khatab<sup>[12]</sup>和Diallo<sup>[13]</sup>等提出的选择性维修模型考虑了组件的不完全维修策略, 能够将多维修任务分配给多维修人员。上述研究虽然取得了较好的成果, 但针对多维修人员研究仍需加强, 如文献[11]提出的维修模型只考虑组件换件维修, 文献[12-13]虽然考虑了不完全维修策略, 但没有建立组件维修前状态、有效役龄、维修费用和役龄回退因子的关

收稿日期: 2019-12-09; 录用日期: 2020-02-14; 网络出版时间: 2020-03-13 14:39

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200312.2023.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200312.2023.001.html)

基金项目: 航空科学基金(20150863003)

\* 通信作者. E-mail: duanf@dlut.edu.cn

**引用格式:** 王海朋, 段富海, 马骏. 复杂系统的选择性维修模型和求解算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2264-2273.  
WANG H P, DUAN F H, MA J. Selective maintenance model and its solving algorithm for complex system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2264-2273 (in Chinese).

系,只将役龄回退因子视为常数,忽略了维修对组件故障率的影响。

为弥补这些欠缺,本文考虑多维修人员提出一种基于粒子群优化(PSO)算法的复杂系统选择性维修模型。首先,考虑役龄回退因子和故障率函数修正因子对选择性维修的影响,以及不修、最小维修、换件维修和多中间维修水平,引入混合不完全维修模型;其次,提出多员维修系统组件维修分配算法,解决了如何将多维修任务分配给多维修人员,使得系统维修时间最小,并将所提算法引入到 PSO 算法中,求解考虑多维修人员和不完全维修条件下复杂系统选择性维修模型;最后,通过案例验证了所提模型和算法的有效性和优势。

## 1 复杂系统选择性维修模型

考虑不完全维修和多员维修的选择性维修模型,主要解决以下问题:①当有 2 个或多个维修人员时,确定哪些组件需要维修;②当有 2 个或多个维修人员时,确定被维修组件的维修水平;③确定各维修人员对应的维修任务和任务完成时间。技术路线如图 1 所示。

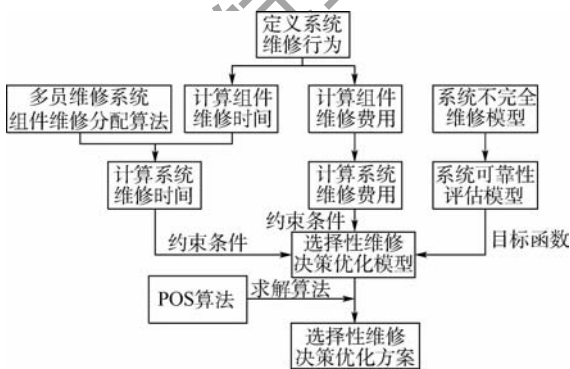


图 1 选择性维修模型技术路线

Fig. 1 Selective maintenance model technology roadmap

步骤如下:

**步骤 1** 定义系统维修行为,计算组件维修费用和时间;提出系统组件维修分配算法,由维修人员数量  $q$ 、需要维修组件数量  $w$  和组件维修时间计算系统维修时间,详见 1.1 节。

**步骤 2** 引入系统不完全维修模型,并建立系统可靠性评估模型,详见 1.2 节和 1.3 节。

**步骤 3** 以步骤 2 得出的系统可靠性评估模型为目标函数,以步骤 1 得出的维修费用和时间作为约束条件,构建维修决策优化模型,详见 1.4.1 节。

**步骤 4** 采用 MATLAB 软件,用 PSO 算法求解维修决策优化模型,给出选择性维修决策优化方案,详见 1.4.2 节。

### 1.1 系统维修行为、费用和时间

#### 1.1.1 系统维修行为

复杂系统由众多子系统和组件构成,内部不仅含串并联系统,还可能含桥路系统、 $k/n(G)$  表决系统等复杂结构。可根据结构和功能间的关系,利用特殊方法,如全概率分解法、最小路法等,将复杂系统结构转化为串并联结构。不失一般性,设系统由  $m$  个相互独立的子系统 ( $i = 1, 2, \dots, m$ ) 串联,子系统  $i$  由  $n_j$  ( $j = 1, 2, \dots, n_i$ ) 个相互独立的组件并联,且执行第  $k$  ( $k = 1, 2, \dots, n$ ) 次任务周期  $U_k$  后,都有一个任务间隙  $M_k$  对系统组件进行选择性维修。假设组件只有正常或故障 2 种状态,以 0-1 决策变量来定义组件  $E_{ij}$  的状态。

$$Y_{ij}(k) = \begin{cases} 1 & \text{第 } k \text{ 次任务周期开始时正常状态} \\ 0 & \text{第 } k \text{ 次任务周期开始时故障状态} \end{cases} \quad (1)$$

设第  $k$  次任务周期结束后,在任务间隙  $M_k$  内组件  $E_{ij}$  有  $L_{ij}(k)$  个维修水平  $\{1, 2, \dots, l_{ij}(k), \dots, L_{ij}(k)\}$ ,表 1 为  $l_{ij}(k)$  赋值对应的选择性维修水平。可知, $l_{ij}(k)$  值越大,组件  $E_{ij}$  维修效果越好。不修和最小维修在执行前后并不改变组件役龄;最小维修只针对故障组件通过维修达到排除故障的目的,并不改变组件故障率;更换使组件役龄归零。

表 1 组件  $E_{ij}$  维修水平赋值

Table 1 Maintenance level assignment for component  $E_{ij}$

维修水平	赋值
不修	1
最小维修	2
⋮	⋮
故障组件	不完全修复性维修
	$l_{ij}(k)$
	⋮
	不完全修复性维修
	$L_{ij}(k) - 1$
	更换
	$L_{ij}(k)$
	⋮
	不修
	1
	不完全预防性维修
	2
	⋮
正常组件	不完全预防性维修
	$l_{ij}(k)$
	⋮
	不完全预防性维修
	$L_{ij}(k) - 1$
	更换
	$L_{ij}(k)$

#### 1.1.2 系统维修费用

在任务间隙  $M_k$  内,当组件  $E_{ij}$  被维修 ( $l_{ij}(k) \geq 2$ ),对应组件维修费用为

$$C_{ij}^k(l_{ij}(k)) = c_{ij}^{\text{fix}} + c_{ij,l_{ij}}^k \quad (2)$$

式中: $c_{ij}^{\text{fix}}$  为组件  $E_{ij}$  固定维修费用; $c_{ij,l_{ij}}^k$  为组件  $E_{ij}$  维修水平为  $l_{ij}(k)$  的可变维修费用。组件  $E_{ij}$  可变维修费用  $c_{ij,l_{ij}}^k$  与其维修前状态  $Y_{ij}(k)$  和维修水平  $l_{ij}(k)$  有关,如表 2 所示。表 2 中: $c_{ij,1}^k = 0$  表示组

表2 可变维修费用  $c_{ij,l_{ij}}^k$  与维修水平  $l_{ij}(k)$  对应关系

Table 2 Corresponding relationship between variable maintenance cost  $c_{ij,l_{ij}}^k$  and maintenance level  $l_{ij}(k)$

可变维修费用	赋值	
故障组件	$c_{ij,1}^k = 0$	1
	$c_{ij,2}^k = c_{ij}^{MR}$	2
	$\vdots$	$\vdots$
	$c_{ij,l_{ij}}^k$	$l_{ij}(k)$
	$\vdots$	$\vdots$
正常组件	$c_{ij,l_{ij}}^k = c_{ij}^R$	$L_{ij}(k)$
	$c_{ij,1}^k = 0$	1
	$c_{ij,2}^k$	2
	$\vdots$	$\vdots$
	$c_{ij,l_{ij}}^k$	$l_{ij}(k)$
$\vdots$	$\vdots$	
$c_{ij,l_{ij}}^k = c_{ij}^R$	$L_{ij}(k)$	

件  $E_{ij}$  不修,其值为 0;  $c_{ij,l_{ij}}^k = c_{ij}^R$  表示组件  $E_{ij}$  更换费用为  $c_{ij}^R$ ;  $c_{ij,2}^k = c_{ij}^{MR}$  表示故障组件最小维修费用为  $c_{ij}^{MR}$ 。

故在任务间隙  $M_k$  内系统维修费用为

$$C(k) = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^{n_i} C_{ij}^k(l_{ij}(k)) \quad (3)$$

1.1.3 组件维修时间

在任务间隙  $M_k$  内,当组件  $E_{ij}$  被维修( $l_{ij}(k) \geq 2$ ),对应组件维修时间为

$$T_{ij}^k(l_{ij}(k)) = t_{ij}^{fix} + t_{ij,l_{ij}}^k \quad (4)$$

式中:  $t_{ij}^{fix}$  为组件  $E_{ij}$  固定维修时间;  $t_{ij,l_{ij}}^k$  为组件  $E_{ij}$  在任务间隙  $M_k$  内维修水平为  $l_{ij}(k)$  的可变维修时间。组件  $E_{ij}$  可变维修时间  $t_{ij,l_{ij}}^k$  与其维修前状态  $Y_{ij}(k)$  和维修水平  $l_{ij}(k)$  有关,如表 3 所示。表中:  $t_{ij,1}^k = 0$  表示组件  $E_{ij}$  不修;  $t_{ij,l_{ij}}^k = t_{ij}^R$  表示组件  $E_{ij}$  更换时间为  $t_{ij}^R$ ;  $t_{ij,2}^k = t_{ij}^{MR}$  表示故障组件最小维修时间为  $t_{ij}^{MR}$ ; 其他中间维修水平对应维修时间。

表3 可变维修时间  $t_{ij,l_{ij}}^k$  与维修水平  $l_{ij}(k)$  对应关系

Table 3 Corresponding relationship between variable maintenance time  $t_{ij,l_{ij}}^k$  and maintenance level  $l_{ij}(k)$

可变维修时间	赋值	
故障组件	$t_{ij,1}^k = 0$	1
	$t_{ij,2}^k = t_{ij}^{MR}$	2
	$\vdots$	$\vdots$
	$t_{ij,l_{ij}}^k$	$l_{ij}(k)$
	$\vdots$	$\vdots$
正常组件	$t_{ij,l_{ij}}^k = t_{ij}^R$	$L_{ij}(k)$
	$t_{ij,1}^k = 0$	1
	$t_{ij,2}^k$	2
	$\vdots$	$\vdots$
	$t_{ij,l_{ij}}^k$	$l_{ij}(k)$
$\vdots$	$\vdots$	
$t_{ij,l_{ij}}^k = t_{ij}^R$	$L_{ij}(k)$	

1.1.4 系统维修时间和组件维修分配算法

在选择性维修中,系统维修时间由维修人员数量  $q$ 、需要维修组件数量  $w$  和组件维修时间决定,分为以下 3 种情况:

1)  $q = 1$ 。系统需要维修的组件只能被一个维修人员维修,因此系统维修时间为所有需要维修组件的维修时间总和。若选择性维修方案  $L$  有  $w$  个组件需要维修,各组件对应维修时间为  $T = (t_1, t_2, \dots, t_{i'}, \dots, t_w)$ , 则系统维修时间为

$$t = \sum_{i'=1}^w t_{i'} \quad (5)$$

2)  $q = w$  且  $q > 1$ 。当维修人员数量和需要维修组件数量相等时,系统维修时间为所有需要维修组件维修时间的最大值:

$$t = \max(t_{i'}) \quad i' = 1, 2, \dots, w, q > 1 \text{ 且 } q = w \quad (6)$$

3)  $q \neq w$  且  $q > 1$ 。当维修人员数量与需要维修组件数量不相等时,选择性维修方案  $L$  有  $w$  个组件需要维修,对需要维修组件进行编号,即维修任务  $\text{Task} = [1, 2, \dots, w]$ , 对应各组件维修时间为  $T = (t_1, t_2, \dots, t_{i'}, \dots, t_w)$ , 维修人员用  $s, s = 1, 2, \dots, q$  表示,组件维修分配算法如下:

**步骤 1** 对维修任务  $\text{Task}$  按照维修时间大小进行排序,相应组件维修时间为  $T' = (t'_1, t'_2, \dots, t'_w)$ 。

**步骤 2** 将前  $q$  个维修任务分别分配给  $q$  个维修人员,删掉  $\text{Task}$  中已分配任务,并更新  $\text{Task}$ 。

**步骤 3** 计算各维修人员的维修完成时间  $t_s$ , 找到最小  $t_s$  对应的维修人员  $s_{\min}$ , 将  $\text{Task}$  中维修时间最大的维修任务分配给  $s_{\min}$ 。更新  $\text{Task}$ , 并判断  $\text{Task}$  是否为空,若为空,则执行步骤 4, 否则返回步骤 3。

**步骤 4** 再次计算各维修人员的维修完成时间  $t_s$ , 分别找到最小和最大  $t_s$  对应的维修人员  $s_{\min}$  和  $s_{\max}$ , 二者完成维修时间记为  $t_{\min}$  和  $t_{\max}$ 。

**步骤 5** 统计  $s_{\min}$  和  $s_{\max}$  的任务量分别为  $\varphi_{\min}$  和  $\varphi_{\max}$ , 相应组件维修时间集合为  $T_{\max}$  和  $T_{\min}$ 。判断是否存在  $t_{\max,x} \in T_{\max} (x \in \{1, 2, \dots, \varphi_{\max}\})$ ,  $t_{\min,x} \in T_{\min} (x \in \{1, 2, \dots, \varphi_{\min}\})$ , 使得

$$\begin{cases} t_{\max} - t_{\min} > \sum_{x=x_1}^{x_2} t_{\max,x} - \sum_{y=y_1}^{y_2} t_{\min,y} \\ \sum_{x=x_1}^{x_2} t_{\max,x} - \sum_{y=y_1}^{y_2} t_{\min,y} > 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $x_1, x_2 \in \{1, 2, \dots, \varphi_{\max}\}; y_1, y_2 \in \{1, 2, \dots, \varphi_{\min}\}$ 。

若满足式(7), 将  $\{t_{\max,x_1}, \dots, t_{\max,x_2}\}$  与  $\{t_{\min,y_1}, \dots,$

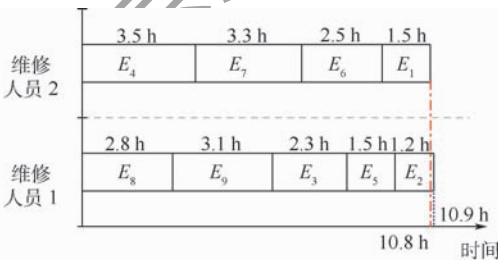
$t_{\min,2}$  对应维修任务调换,并返回步骤 4;若不满足,则执行步骤 6。

**步骤 6** 统计各维修人员维修任务量和对应组件维修时间,并计算各维修人员任务完成时间,则系统维修时间为各维修人员任务完成时间的最大值,即

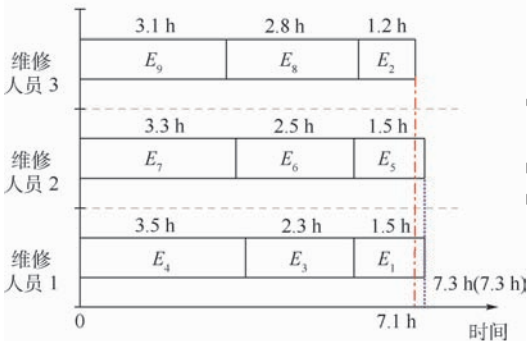
$$t = \max \left( \sum_{i_1=1}^{s_1} t_{i_1}, \dots, \sum_{i_s=1}^{s_s} t_{i_s}, \dots, \sum_{i_q=1}^{s_q} t_{i_q} \right) \quad (8)$$

式中: $q \neq w$ ;  $i'_1 = 1, 2, \dots, s_1$ ;  $i'_s = 1, 2, \dots, s_s$ ;  $i'_q = 1, 2, \dots, s_q, s_1, s_s$  和  $s_q$  分别表示维修人员 1、 $s$  和  $q$  的维修任务量; $t_{i'_1}$ 、 $t_{i'_s}$  和  $t_{i'_q}$  分别为维修人员 1、 $s$  和  $q$  的第  $i'_1$ 、 $i'_s$  和  $i'_q$  个维修任务对应组件维修时间。

由分析可知, $q=1$  情况和  $q=w$  且  $q>1$  情况是  $q \neq w$  且  $q>1$  情况的 2 种特殊情况。因此,只需验证  $q \neq w$  且  $q>1$  情况的有效性,即可验证本节所提算法的有效性。任意举一个案例,并与枚举法计算结果对比。假设选择性维修方案中有 9 个组件( $E_1, E_2, E_3, E_4, E_5, E_6, E_7, E_8, E_9$ ) 需要维修,各组件对应维修时间为 1.5 h, 1.2 h, 2.3 h, 3.5 h, 1.5 h, 2.5 h, 3.3 h, 2.8 h, 3.1 h。当分别有 2 个和 3 个维修人员时,维修任务分配如图 2(a)、(b) 所示。上述 2 种情况与枚举法计算结果完全一致,验证了所提算法的有效性。



(a) 2个维修人员



(b) 3个维修人员

图 2 多维修人员维修任务分配图

Fig. 2 Maintenance task assignment chart with multiple repairpersons

### 1.2 系统不完全维修模型

目前,常用的系统不完全维修模型有以下 2 种<sup>[6]</sup>:

1) 役龄回退模型。通过役龄回退因子  $b$  修正组件的有效役龄来改变组件可靠度。若组件  $E_{ij}$  役龄维修前为  $A_{ij}(k)$ , 维修后为  $bA_{ij}(k)$  ( $0 \leq b \leq 1$ ), 则维修后故障率函数为  $h(x + bA_{ij}(k))$ ,  $x \geq 0$ , 见图 3 中  $h_{ij}^{k+1}(x) = h_{ij}^k(x + bA_{ij}(k))$ 。

2) 直接修正故障率函数模型。组件故障率函数维修前为  $h(x)$  ( $x > 0$ ), 维修后为  $ah(x)$  ( $x > 0, a \geq 1$ ),  $a$  为故障率函数修正因子, 见图 3 中  $h_{ij}^{k+1}(x) = ah_{ij}^k(x)$ 。

实际工程中,维修不仅可减少组件役龄,还会增加组件故障率。因此,第  $k+1$  次任务周期组件故障率函数(见图 3 中  $h_{ij}^{k+1}(x + B_{ij}(k))$ ) 取决于第  $k$  次任务周期结束时故障率函数和任务间隙  $M_k$  内对组件的维修活动。若在任务间隙  $M_k$  内组件  $E_{ij}$  维修前后有效役龄分别为  $A_{ij}(k)$  和  $B_{ij}(k)$ , 其中,  $B_{ij}(k) = bA_{ij}(k)$  ( $0 \leq b \leq 1$ )。结合 2 种不完全维修模型特点,引入混合不完全维修模型:  
 $h_{ij}^{k+1}(x + B_{ij}(k)) = ah_{ij}^k(x + bA_{ij}(k))$  (9)  
式中: $a \geq 1, x \in (0, k+1 - \bar{k}), \bar{k}$  和  $k$  分别为任务间隙  $M_k$  的初始时刻和结束时刻。

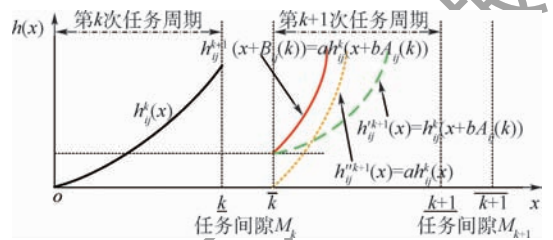


图 3 混合不完全维修模型

Fig. 3 Hybrid imperfect maintenance model

役龄回退因子  $b$  主要受组件维修前状态、维修费用和组件有效役龄的影响。消耗维修费用越多,  $b$  值越小, 维修效果越好; 对同一维修水平, 维修前组件有效役龄越小,  $b$  值越小, 维修效果越好。考虑到组件维修前状态对役龄回退因子  $b$  的影响, 用文献[3-4]提出的方法计算组件  $E_{ij}$  在任务间隙  $M_k$  内进行维修的役龄回退因子:

$$b_{A_{ij}(k)}^{l_{ij}(k)} = \begin{cases} 1 - (c_F)^{m_{A_{ij}(k)}} & Y_{ij}(k) = 0, 2 \leq l_{ij}(k) < L_{ij}(k) \\ 1 - (c_N)^{m_{A_{ij}(k)}} & \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $c_F = \frac{c_{ij,k}(l_{ij}(k)) - c_{ij}^{MR}}{c_{ij}^R}$ ,  $c_N = \frac{c_{ij,k}(l_{ij}(k))}{c_{ij}^R}$ ,  $c_{ij,k}(l_{ij}(k))$  为组件  $E_{ij}$  在任务间隙  $M_k$  内维修水平为  $l_{ij}(k)$  的维修费用;  $m_{A_{ij}(k)}$  为组件  $E_{ij}$  有效役龄为  $A_{ij}(k)$  时的特征指标, 计算式如下:

$$m_{A_{ij}(k)} = \frac{A_{ij}(k)}{\text{MRL}} = \frac{A_{ij}(k)}{\int_{A_{ij}(k)}^{\infty} R_k(x) dx / R_k(A_{ij}(k))} \quad (11)$$

式中: MRL 为组件  $E_{ij}$  有效役龄为  $A_{ij}(k)$  时的平均剩余寿命;  $R_k(A_{ij}(k))$  为组件  $E_{ij}$  有效役龄为  $A_{ij}(k)$  时组件  $E_{ij}$  的可靠度;  $R_k(x)$  为第  $k$  次任务周期结束时有效役龄为  $x$  时组件  $E_{ij}$  的可靠度。

故障率函数修正因子用文献 [5-6] 提出的计算方法:

$$a_{A_{ij}(k)}^{l_{ij}^{(k)}} = \begin{cases} \frac{p}{(p-1) + (c_F)^{\frac{1}{m_{A_{ij}(k)}}}} & Y_{ij}(k) = 0, 3 \leq l_{ij}(k) < L_{ij}(k) \\ 1 & l_{ij}(k) = 1 \text{ 和 } Y_{ij}(k) = 0, l_{ij}(k) = 2 \\ \frac{p}{(p-1) + (c_N)^{\frac{1}{m_{A_{ij}(k)}}}} & \text{其他} \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $p$  为与维修引入缺陷相关的量, 由专家经验和工程实际给定。

### 1.3 选择性维修系统可靠性评估模型

系统可靠性是复杂系统的核心和基础<sup>[14]</sup>, 是系统整个寿命周期内一项非常重要的有关设计、分析、试验的技术指标, 因此, 研究以系统可靠性为中心的选择性维修决策显得尤为重要。由于组件故障率函数与其维修水平和维修前状态有关, 由式(9)可知, 对正常组件  $E_{ij}$  在第  $k+1$  ( $k=1, 2, \dots, n$ ) 次任务周期  $U_{k+1}$  内, 故障率函数为

$$h_{ij}^{k+1}(B_{ij}(k) + x) = \begin{cases} h_{ij}^k(A_{ij}(k) + x) & l_{ij}(k) = 1 \\ a_{B_{ij}(k)}^{l_{ij}^{(k)}} h_{ij}^k(b_{B_{ij}(k)}^{l_{ij}^{(k)}} A_{ij}(k) + x) & 2 \leq l_{ij}(k) \leq L_{ij}(k) - 1 \\ h_{ij}^0(x) & l_{ij}(k) = L_{ij}(k) \end{cases} \quad (13)$$

对故障组件  $E_{ij}$  在第  $k+1$  ( $k=1, 2, \dots, n$ ) 次任务周期  $U_{k+1}$  内, 故障率函数为

$$h_{ij}^{k+1}(B_{ij}(k) + x) = \begin{cases} h_{ij}^k(A_{ij}(k) + x) & 1 \leq l_{ij}(k) \leq 2 \\ a_{B_{ij}(k)}^{l_{ij}^{(k)}} h_{ij}^k(b_{B_{ij}(k)}^{l_{ij}^{(k)}} A_{ij}(k) + x) & 3 \leq l_{ij}(k) \leq L_{ij}(k) - 1 \\ h_{ij}^0(x) & l_{ij}(k) = L_{ij}(k) \end{cases} \quad (14)$$

由式(13)和式(14)得组件  $E_{ij}$  在第  $k+1$  次任务周期  $U_{k+1}$  的可靠度为

$$R_{ij}^{k+1} = \exp\left(-\int_0^{l_{ij}^{k+1}} h_{ij}^{k+1}(B_{ij}(k) + x) dx\right) Y_{ij}(k+1) \quad (15)$$

式(13)~式(15)中,  $0 \leq x \leq U_{k+1}$ 。对于串并联系统, 第  $k+1$  次任务周期  $U_{k+1}$  的系统可靠度为

$$R(k+1) = \prod_{i=1}^m \left(1 - \prod_{j=1}^{n_i} (1 - R_{ij}^{k+1})\right) \quad (16)$$

## 1.4 维修决策优化模型及求解算法

### 1.4.1 维修决策优化模型

若已知系统第  $k$  次任务周期结束时各组件的状态和有效役龄, 在有限维修资源条件下, 以第  $k+1$  次任务周期内系统可靠性最大化为决策目标, 考虑不完全维修和多维修人员条件下对系统选择性维修, 得出选择性维修决策优化模型。

目标函数:

$$\max R(k+1) = \prod_{i=1}^m \left(1 - \prod_{j=1}^{n_i} (1 - R_{ij}^{k+1})\right) \quad (17)$$

约束条件:

$$C(k) \leq C_k \quad (18)$$

$$T(k) \leq M_k \quad (19)$$

式中:  $C(k)$  为系统维修费用;  $C_k$  为第  $k$  个任务间隙内系统维修费用约束值;  $T(k)$  为多维修人员条件下系统维修时间。

### 1.4.2 求解算法

将系统选择性维修问题用 PSO 算法描述: 设在  $D$  维空间内有  $n_p$  个粒子组成的种群  $X = (X_1, \dots, X_2, \dots, X_{n_p})$ , 其中, 粒子  $X_z$  可表示为  $D$  维向量  $X_z = (X_{z1}, \dots, X_{zd}, \dots, X_{zD})$ , 在选择性维修中代表一个潜在维修方案, 即所求问题潜在解,  $X_{zd}$  代表其中一个组件的维修水平,  $X_{zd}$  值越大, 对组件维修效果越好,  $1 \leq X_{zd} \leq L_{ij}(k)$ 。每个  $X_z$  都对应一个与选择性维修模型有关的适应度函数值 (与目标函数密切相关的量)。每个粒子速度同样是  $D$  维向量  $V_z = (V_{z1}, \dots, V_{zd}, \dots, V_{zD})$ , 其中,  $V_{zu} \in [V_{\min}, V_{\max}]$ , 其个体极值为  $P_z = (P_{z1}, \dots, P_{zd}, \dots, P_{zD})$ , 所有粒子搜索到的适应度最优位置为  $P_g = (P_{g1}, \dots, P_{gd}, \dots, P_{gd})$ , 在选择性维修中,  $P_g$  表示系统最优维修决策方案。粒子  $X_z$  根据式(20)更新自身速度和位置:

$$\begin{cases} V_{zd}^{\text{new}} = V_{zd} + c_1 r_1 (P_{zd} - X_{zd}) + c_2 r_2 (P_{gd} - X_{zd}) \\ X_{zd}^{\text{new}} = X_{zd} + V_{zd}^{\text{new}} \end{cases} \quad (20)$$

式中:  $d=1, 2, \dots, D$ ;  $z=1, 2, \dots, n_p$ ;  $V_{zd}$  为当前粒子  $X_z$  速度矢量的第  $d$  维分量;  $V_{zd}^{\text{new}}$  为更新后粒子  $X_z$  速度矢量的第  $d$  维分量;  $P_{zd}$  为个体极值第  $d$  维分量;  $P_{gd}$  为群体极值第  $d$  维分量; 学习因子  $c_1 = c_2 = 1.49445$ ;  $r_1$  和  $r_2$  为区间  $[0, 1]$  内随机数。

选择性维修决策优化求解步骤如下:

**步骤 1** 设置各项参数, 包括系统参数 (组件数、第  $k$  次任务周期结束时各组件状态及有效役龄) 和算法控制参数 (种群规模  $N$ 、迭代次数  $M$ 、 $c_1$ 、 $c_2$ ), 并对粒子群随机初始化。

**步骤 2** 计算各粒子的适应度值。

**步骤 3** 更新粒子速度和位置,由更新后的粒子找到对应各组件维修水平  $l_{ij}(k)$ ,由式(4)计算各组件维修水平对应的维修时间,得出各组件维修时间矩阵  $[t_{11}, t_{12}, \dots, t_{1n_1}, t_{21}, t_{22}, \dots, t_{ij}, \dots, t_{mn_m}]$ ,  $t_{ij}$  为组件  $E_{ij}$  维修时间。

**步骤 4** 按 1.1.4 节多员维修系统组件维修分配算法,计算系统维修时间。

**步骤 5** 判断进化后粒子是否满足约束,包括任务间隙、维修费用等约束,如果满足则更新组件役龄和状态,并重新计算进化后粒子的适应度值,执行步骤 6;若不满足则转至步骤 3。

**步骤 6** 更新粒子个体历史最优位置和个体适应度最优值。

**步骤 7** 更新粒子群体历史最优位置和群体适应度最优值。

**步骤 8** 判断是否满足终止条件,若满足则输出最优选择性维修决策方案;否则转步骤 3。

## 2 案例分析

本节先以文献[5]中案例验证本文所提模型的有效性,再将所提模型应用到某捷联惯导系统(SINS)的不完全维修决策优化问题中。

### 2.1 案例验证

将本文模型与文献[5]计算结果进行对比验

证。该串并联系统由子系统 1 和子系统 2 串联,其中子系统 1 由组件  $E_{11}$  和  $E_{12}$  并联而成,子系统 2 由组件  $E_{21}$  和  $E_{22}$  并联而成,如图 4 所示。假设组件故障时间服从威布尔(Weibull)分布,其中,  $\beta_{ij}$  为形状参数,  $\alpha_{ij}$  为尺寸参数。

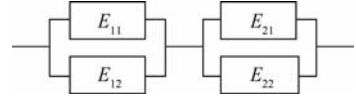


图 4 串并联系统

Fig. 4 Series parallel system

对正常组件,  $L_{ij}(k)$  取 6,即除了不修和更换,还有 4 种中间维修,有  $T_{ij}^R = T_{ij}^{WR}$  和  $C_{ij}^R = C_{ij}^{WR}$ ,  $T_{ij}^{WR}$  和  $C_{ij}^{WR}$  分别为正常组件更换时间和费用;对故障组件,  $L_{ij}(k)$  取 7,即除了不修、最小维修和更换外,还有 4 种中间维修,有  $T_{ij}^R = T_{ij}^{FR}$  和  $C_{ij}^R = C_{ij}^{FR}$ ,  $T_{ij}^{FR}$  和  $C_{ij}^{FR}$  分别为故障组件更换时间和费用,  $T_{ij}^{MR}$  和  $C_{ij}^{MR}$  分别为故障组件最小维修时间和费用。假设中间维修水平相关时间和费用成线性变化,即对正常组件,  $t_{ij,l_{ij}}^k = (l_{ij}(k) - 1)\Delta t_{ij}^W$ ,  $c_{ij,l_{ij}}^k = (l_{ij}(k) - 1)\Delta c_{ij}^W$ ;对故障组件,  $t_{ij,l_{ij}}^k = T_{ij}^{MR} + (l_{ij}(k) - 2)\Delta t_{ij}^F$ ,  $c_{ij,l_{ij}}^k = C_{ij}^{MR} + (l_{ij}(k) - 2)\Delta c_{ij}^F$ 。系统各项参数如表 4 所示<sup>[5]</sup>。任务周期  $U_{k+1}$  为 8 个时间单位,任务间隙  $M_{k+1}$  为 9 个时间单位。当只有一个维修人员时,经计算得表 5。

表 4 系统参数及维修时间和费用<sup>[5]</sup>

Table 4 System parameters, maintenance time and cost<sup>[5]</sup>

子系统	组件	$\beta_{ij}$	$\alpha_{ij}$	$Y_{ij}(k)$	$A_{ij}(k)$	$T_{ij}^{MR}$	$T_{ij}^{WR}$	$\Delta t_{ij}^W$	$T_{ij}^{FR}$	$\Delta t_{ij}^F$	$C_{ij}^{MR}$	$C_{ij}^{WR}$	$\Delta c_{ij}^W$	$C_{ij}^{FR}$	$\Delta c_{ij}^F$
子系统 1	$E_{11}$	1.5	15	1	15	3	5	0.25	1	0.25	6	12	2.00	12	1.0
	$E_{12}$	1.5	15	1	20	3	5	0.25	1	0.25	5	12	1.75	12	1.0
子系统 2	$E_{21}$	3.0	20	0	8	2	4	0.20	2	0.20	5	14	1.50	14	2.0
	$E_{22}$	3.0	20	1	15	2	4	0.20	2	0.20	6	15	1.60	15	1.5

表 5 系统选择性维修决策优化方案

Table 5 System selective maintenance decision optimization scheme

q	组件	维修水平 $l_{ij}(k)$	$t_{ij}^E$	$t_{sys}$	$X_{ij}^E$	$B_{ij}^a$	$S^a$	R
1	$E_{11}$	IM(5)	1.0	8.8	1	7.8	20.7	0.7969
	$E_{12}$	WR(6)	5.0		1	0		
	$E_{21}$	FR(7)	2.0	1	0			
	$E_{22}$	IM(5)	0.8	1	12.9			

表 5 中:IM 为中间维修水平;WR 为正常组件更换;FR 为故障组件更换;  $t_{ij}^E$  为组件  $E_{ij}$  维修所需时间;  $t_{sys}$  为系统维修时间;  $X_{ij}^E$  为组件  $E_{ij}$  维修后

状态;  $B_{ij}^a$  为组件  $E_{ij}$  维修后有效役龄;  $S^a$  为维修后各组件有效役龄总和; R 为系统可靠度。本文模型计算出的  $l_{ij}(k)$ 、 $t_{ij}^E$ 、 $X_{ij}^E$  和 R 等结果与文献[5]完全相同,验证了本文模型的有效性。需指出,文献[5]中模型只是本文所提模型的一种特殊情况,但不影响验证本文模型有效。

### 2.2 捷联惯导系统案例分析

SINS 系统是复杂导航设备。将本文模型应用到 SINS 系统的不完全选择性维修决策中,主要研究:①维修人员的数量对系统选择性维修决策的影响;②多维修人员下,维修资源对系统可靠性的影响。图 5 为某 SINS 系统可靠性框图。

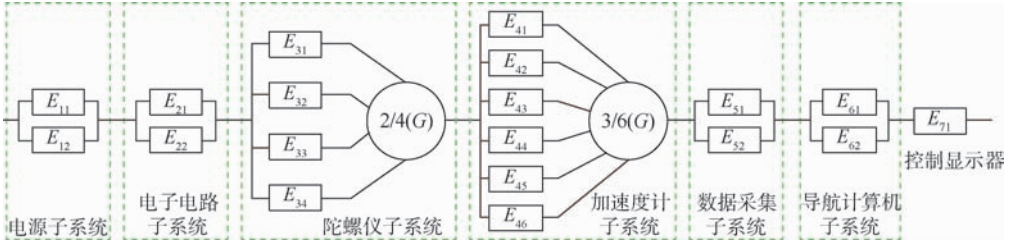


图5 SINS系统可靠性框图

Fig.5 System reliability block diagram of SINS

对正常组件和故障组件,  $L_{ij}(k)$  均取6。中间维修水平相关维修时间和费用采用文献[8]中定义方法, 正常组件中间维修水平 ( $2 \leq l_{ij}(k) \leq 5$ ) 的维修时间和费用分别为

$$T_{ij}^k(l_{ij}(k)) = t_{ij}^{fix} + T_{ij}^{WR}(l_{ij}(k) - 1)/(L_{ij}(k) - 1) \quad (21)$$

$$C_{ij}^k(l_{ij}(k)) = c_{ij}^{fix} + C_{ij}^{WR}(l_{ij}(k) - 1)/(L_{ij}(k) - 1) \quad (22)$$

故障组件中间维修水平 ( $3 \leq l_{ij}(k) \leq 5$ ) 的维修时间和费用分别为

$$T_{ij}^k(l_{ij}(k)) = t_{ij}^{fix} + T_{ij}^{FR}(l_{ij}(k) - 2)/(L_{ij}(k) - 2) \quad (23)$$

$$C_{ij}^k(l_{ij}(k)) = c_{ij}^{fix} + C_{ij}^{FR}(l_{ij}(k) - 2)/(L_{ij}(k) - 2) \quad (24)$$

式(21)~式(24)中,  $C_{ij}^R = C_{ij}^{WR} = C_{ij}^{FR}$ 。本案例假设  $t_{ij}^{fix} = 0, c_{ij}^{fix} = 0$ 。如果第  $k$  次任务周期结束后, 各组件状态为:  $\{Y_{11}(k) = 1, Y_{12}(k) = 0, Y_{21}(k) = 0, Y_{22}(k) = 1, Y_{31}(k) = 1, Y_{32}(k) = 0, Y_{33}(k) = 1, Y_{34}(k) = 0, Y_{41}(k) = 0, Y_{42}(k) = 1, Y_{43}(k) = 0, Y_{44}(k) = 1, Y_{45}(k) = 1, Y_{46}(k) = 1, Y_{51}(k) = 1, Y_{52}(k) = 0, Y_{61}(k) = 1, Y_{62}(k) = 1, Y_{71}(k) = 1\}$ , SINS 系统在第  $k + 1$  次任务周期  $U_{k+1}$  运行时间为 3 000 h, 其他各项参数如表 6 所示<sup>[15]</sup>。

2.2.1 维修人员数量对选择性维修决策的影响

当任务间隙  $M_{k+1}$  为 25 d, 分析维修人数  $q$  从 1 增加为 3 时, 维修人员数量对 SINS 系统选择性维修决策的影响, 计算结果如表 7 所示; 分别有 2 个和 3 个维修人员时维修任务分配如图 6 所示。由表 7 和图 6 可知, 在一定任务间隙下:

- 1) 随着维修人员数量增加, SINS 系统组件有效役龄总和大幅度降低, 系统可靠度明显增加。
- 2) 随着维修人员数量增加, 更换组件的数量和组件的维修水平呈现增加趋势, 如当维修人员数量为 1 时, 只有 2 个组件被更换, 当维修人员数量为 3 时, 有 5 个组件被更换。
- 3) 当维修人员增加到一定数量时, SINS 系统

表6 SINS系统参数及维修时间和费用<sup>[15]</sup>

Table 6 SINS parameters, maintenance time and cost<sup>[15]</sup>

组件	$\beta_{ij}$	$\alpha_{ij}$	$A_{ij}(k)/h$	$T_{ij}^{MR}/d$	$T_{ij}^{WR}/d$	$T_{ij}^{FR}/d$	$C_{ij}^{MR}/\text{万元}$	$C_{ij}^R/\text{万元}$
$E_{11}$	2.5	25 000	2 000	4.5	14	10	0.4	1.2
$E_{12}$	2.5	25 000	3 800	4.5	14	10	0.4	1.2
$E_{21}$	1.8	9 000	3 000	3.5	9	7	0.5	1.6
$E_{22}$	1.8	9 000	5 000	3.5	9	7	0.5	1.6
$E_{31}$	3.5	11 750	1 500	4.0	15	12	1.2	4.6
$E_{32}$	3.5	11 750	2 000	4.0	15	12	1.2	4.6
$E_{33}$	3.5	11 750	2 000	4.0	15	12	1.2	4.6
$E_{34}$	3.5	11 750	3 800	4.0	15	12	1.2	4.6
$E_{41}$	2.2	11 000	1 500	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{42}$	2.2	11 000	2 500	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{43}$	2.2	11 000	3 000	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{44}$	2.2	11 000	4 000	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{45}$	2.2	11 000	3 500	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{46}$	2.2	11 000	1 500	3.5	10	8	0.2	0.6
$E_{51}$	1.9	8 700	3 000	3.5	13	10	0.6	3.0
$E_{52}$	1.9	8 700	2 000	3.5	13	10	0.6	3.0
$E_{61}$	3.5	12 000	2 000	4.0	10	8	5.0	20.0
$E_{62}$	3.5	12 000	3 500	4.0	10	8	5.0	20.0
$E_{71}$	2.1	24 000	2 000	3.0	8	6	1.0	5.0

所有组件都被更换, 得到系统可靠性最大值; 如再增加维修人员数量, 不能增加系统可靠性, 只能使得系统维修时间减少。

2.2.2 维修资源对系统可靠性敏感度分析

研究多员维修下, 维修资源变化对系统可靠性的影响, 以便实现维修资源最优配置。在  $q = 2$  (2 名维修员) 和不同任务间隙 (15, 25, 30, 45) d 下, SINS 系统可靠性随维修费用变化关系如图 7 所示。可见:

- 1) 限制一种维修资源, 增加另一种维修资源, 能有效增加系统可靠性, 但系统可靠性会增加到某一极值, 如当任务间隙分别为 15, 25, 30 和 45 d 时, 增加维修费用能够有效增加 SINS 系统可靠性, 但最后 SINS 系统可靠性不变。

表 7 维修人员数量对 SINS 系统选择性维修决策的影响

Table 7 Influence of number of repairpersons on SINS selective maintenance decision

$q$	组 件	维修水平 $l_{ij}(k)$	$t_{ij}^E$	$S^a$	$R$	$q$	组 件	维修水平 $l_{ij}(k)$	$t_{ij}^E$	$S^a$	$R$	$q$	组 件	维修水平 $l_{ij}(k)$	$t_{ij}^E$	$S^a$	$R$
1	$E_{11}$	DN(1)	0	40 796	0.907 4	2	$E_{11}$	DN(1)	0	33 068	0.944 7	3	$E_{11}$	DN(1)	0	23 104	0.952 8
	$E_{12}$	DN(1)	0				$E_{12}$	DN(1)	0				$E_{12}$	DN(1)	0		
	$E_{21}$	IM(4)	3.5				$E_{21}$	FR(6)	7.0				$E_{21}$	FR(6)	9.0		
	$E_{22}$	WR(6)	9.0				$E_{22}$	WR(6)	9.0				$E_{22}$	WR(6)	9.0		
	$E_{31}$	DN(1)	0				$E_{31}$	DN(1)	0				$E_{31}$	DN(1)	0		
	$E_{32}$	DN(1)	0				$E_{32}$	DN(1)	0				$E_{32}$	DN(1)	0		
	$E_{33}$	DN(1)	0				$E_{33}$	DN(1)	0				$E_{33}$	DN(1)	0		
	$E_{34}$	DN(1)	0				$E_{34}$	DN(1)	0				$E_{34}$	DN(1)	0		
	$E_{41}$	DN(1)	0				$E_{41}$	DN(1)	0				$E_{41}$	IM(3)	2.5		
	$E_{42}$	DN(1)	0				$E_{42}$	DN(1)	0				$E_{42}$	IM(2)	2.0		
	$E_{43}$	DN(1)	0				$E_{43}$	IM(4)	4.0				$E_{43}$	IM(3)	2.5		
	$E_{44}$	DN(1)	0				$E_{44}$	DN(1)	0				$E_{44}$	IM(5)	8.0		
	$E_{45}$	DN(1)	0				$E_{45}$	DN(1)	0				$E_{45}$	IM(2)	2.0		
	$E_{46}$	DN(1)	0				$E_{46}$	DN(1)	0				$E_{46}$	IM(2)	2.0		
$E_{51}$	DN(1)	0	$E_{51}$	WR(6)	13.0	$E_{51}$	WR(6)	13.0									
$E_{52}$	FR(6)	10.0	$E_{52}$	FR(6)	10.0	$E_{52}$	FR(6)	13.0									
$E_{61}$	DN(1)	0	$E_{61}$	IM(2)	2.0	$E_{61}$	IM(2)	2.0									
$E_{62}$	DN(1)	0	$E_{62}$	DN(1)	0	$E_{62}$	IM(2)	2.0									
$E_{71}$	IM(2)	1.6	$E_{71}$	IM(4)	4.8	$E_{71}$	WR(6)	8.0									

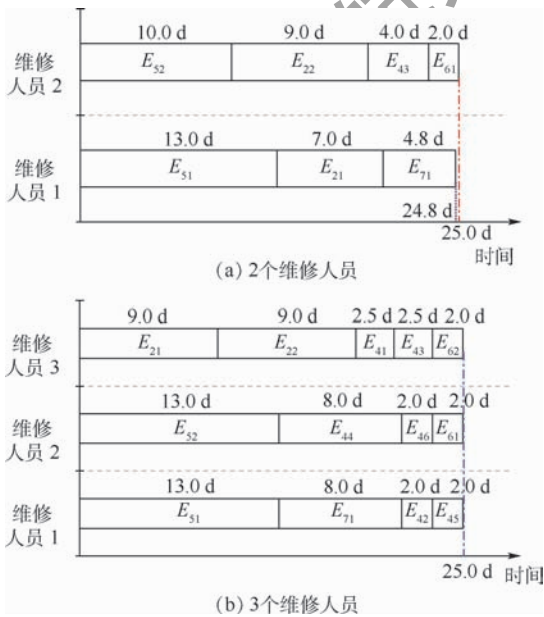


图 6 SINS 多维修人员维修任务分配图

Fig. 6 Maintenance task assignment chart with multiple repairpersons of SINS

2) 当维修费用为 5 万元时,随着任务间隙增加,系统可靠性不变。由于该种情况下维修费用是限制系统可靠度的因素,任务间隙不是主要因素。

3) 当任务间隙为 15 d 时,随着维修费用增加,SINS 系统可靠性也随之增加,但系统可靠性明显比任务间隙为 25,30 和 45 d 时低。说明该种情况下任务间隙是限制 SINS 系统可靠性的主要因素,若要有效增加 SINS 系统可靠性,必须增加任务间隙或维修人数。

当  $q > 2$  时,任务间隙和维修费用对 SINS 系统可靠性影响分析方法与  $q = 2$  时一致。

### 3 结 论

1) 提出了一种复杂系统组件不完全维修模型,该模型不仅考虑不修、最小维修、换件维修和多中间维修水平,还将组件维修前状态、有效役龄和维修费用等因素引入,更符合工程实际。

2) 提出了一种多员维修系统组件维修分配算法,解决了如何将多维修任务分配给多维修人员,使得系统维修时间最小。将所提算法引入到 PSO 算法中,求解考虑多维修人员和不完全维修条件下复杂系统选择性维修模型。

3) 本文算法使用 PSO 算法求解多员维修系统组件维修分配问题。案例表明,本文模型和求解算法有效,能够为考虑多维修人员和不完全维修条件下的复杂系统提供切实可行的维修决策方案。

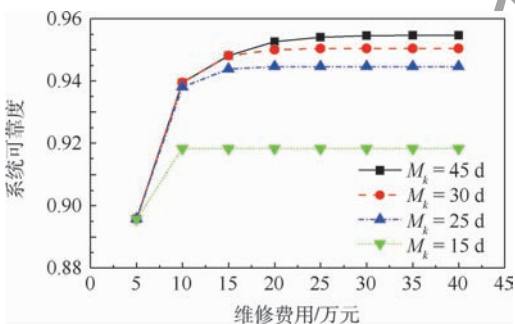


图 7 维修资源变化对系统可靠性的敏感度分析

Fig. 7 Sensitivity analysis of system reliability to maintenance resource variation

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] 史跃东,徐一帆,金家善.装备复杂系统多状态可靠性分析与评估技术[M].北京:科学出版社,2017.  
SHI Y D,XU Y F,JIN J S. Multi-state reliability analysis and evaluation technology for complex equipment[M]. Beijing: Science Press,2017 (in Chinese).
- [ 2 ] RICE W F,CASSADY C R,NACHLAS J A. Optimal maintenance plans under limited maintenance time[C]//Proceedings of the Seventh Industrial Engineering Research Conference, 1998:1-3.
- [ 3 ] LIU Y,HUANG H Z. Optimal selective maintenance strategy for multi-state systems under imperfect maintenance [J]. IEEE Transactions on Reliability,2010,59(2):356-367.
- [ 4 ] PANDEY M,ZUO M J,MOGHADDASS R. Selective maintenance for binary systems using age-based imperfect repair model [C]//Proceedings of 2012 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Piscataway: IEEE Press,2012:385-389.
- [ 5 ] PANDEY M,ZUO M J,MOGHADDASS R, et al. Selective maintenance for binary systems under imperfect repair[J]. Reliability Engineering and System Safety,2013,113:42-51.
- [ 6 ] 王少华,张仕新,李勇,等.不完全维修条件下复杂系统的选择性维修决策方法研究[J].兵工学报,2018,39(6):1215-1224.  
WANG S H,ZHANG S X,LI Y, et al. Research on selective maintenance decision-making method of complex system considering imperfect maintenance [J]. Acta Armamentarii,2018,39(6):1215-1224 (in Chinese).
- [ 7 ] CAO W B,JIA X S,LIU Y, et al. Selective maintenance optimization for fuzzy multi-state systems[J]. Journal of Intelligent & Fuzzy Systems,2018,34(1):105-121.
- [ 8 ] DJELLOUL I,KHATAB A, AGHEZZAF E H, et al. Optimal selective maintenance policy for series-parallel systems operating missions of random durations[C]//Proceeding of the 45th International Conference on Computers and Industrial Engineering,2015:1-8.
- [ 9 ] LIU Y,CHEN Y,JIANG T. On sequence planning for selective maintenance of multi-state systems under stochastic maintenance durations [J]. European Journal of Operational Research,2018,268(1):113-127.
- [ 10 ] DAO C D,ZUO M J. Selective maintenance for multi-state series systems with s-dependent components [J]. IEEE Transactions on Reliability,2016,65(2):525-539.
- [ 11 ] DIALLO C,KHATAB A, VENKATADRI U, et al. A joint selective maintenance and multiple repair-person assignment problem[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Industrial Engineering and Systems Management,2017:317-322.
- [ 12 ] KHATAB A, DIALLO C, VENKATADRI U, et al. Optimization of the joint selective maintenance and repairperson assignment problem under imperfect maintenance[J]. Computers & Industrial Engineering,2018,125:413-422.
- [ 13 ] DIALLO C, VENKATADRI U, AGHEZZAF E H, et al. Optimal joint selective imperfect maintenance and multiple repairpersons assignment strategy for complex multicomponent systems [J]. International Journal of Production Research,2019,57(13):4098-4117.
- [ 14 ] 贾希胜.以可靠性为中心的维修决策模型[M].北京:国防工业出版社,2007.  
JIA X S. The decision models for reliability centered maintenance[M]. Beijing: National Defence Industry Press,2007 (in Chinese).
- [ 15 ] JIANG X H,DUAN F H,TIAN H, et al. Optimization of reliability centered predictive maintenance scheme for inertial navigation system[J]. Reliability Engineering and System Safety,2015,140:208-217.

## 作者简介:

王海朋 男,博士研究生。主要研究方向:系统可靠性分析与维修策略。

段富海 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂系统可靠性分析与多学科优化设计。

# Selective maintenance model and its solving algorithm for complex system

WANG Haipeng, DUAN Fuhai\*, MA Jun

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

**Abstract:** Considering no maintenance, minimal maintenance, replacement maintenance and multiple intermediate maintenance levels, a selective maintenance model for the complex system is proposed based on Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm and multiple repairpersons. In the imperfect maintenance model, effective age, maintenance cost and pre-maintenance state of components are introduced, which is more in line with the engineering practice. A system components maintenance tasks assignment algorithm, to solve the problem of how to assign multiple maintenance tasks to multiple repairpersons in order to minimize the maintenance time, is also proposed. Furthermore, the proposed algorithm is introduced into the PSO algorithm to solve the selective maintenance model, which is given for complex system considering multiple repairpersons and imperfect maintenance. The results of case analysis show that the proposed model and the corresponding algorithm are effective, and can provide feasible maintenance decision-making schemes for complex system.

**Keywords:** complex system; selective maintenance; multiple repairpersons; imperfect maintenance; Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0620

# 基于 SADRC 的四旋翼姿态解耦控制及稳定性分析



万慧, 齐晓慧\*, 李杰

(陆军工程大学石家庄校区 无人机工程系, 石家庄 050003)

**摘 要:** 针对四旋翼姿态控制欠驱动、强耦合的特性, 提出了一种基于线性/非线性切换自抗扰控制(SADRC)的四旋翼姿态解耦控制方法。首先, 以四旋翼平台为研究对象, 建立了其姿态的数学模型, 引入 SADRC, 对基本原理进行了介绍。其次, 基于 SADRC 设计了四旋翼姿态解耦控制器, 并基于 Lyapunov 函数对系统进行了稳定性分析。最后, 通过仿真实验对 SADRC 控制性能进行了验证。结果表明: SADRC 在某些场合抗干扰和鲁棒性方面较线性自抗扰控制(LADRC)和非线性自抗扰控制(NLADRC)具有优势, 具有工程应用的潜力。

**关键词:** 四旋翼; 姿态控制; 线性/非线性切换自抗扰控制(SADRC); 稳定性分析; 鲁棒性

中图分类号: TP273

文献标志码: A 文章编号: 1001-5965(2020)12-2274-10

四旋翼具有可垂直起降、定点悬停、对起飞着陆场地要求低等优势, 在民用和军事领域都有广阔的应用前景, 近年来逐渐成为航空领域的研究热点之一<sup>[1]</sup>。目前, 对于四旋翼的研究主要集中在四旋翼的位姿控制<sup>[2-3]</sup>、航迹规划<sup>[4]</sup>及编队、协同控制<sup>[5-7]</sup>等方面。

良好的姿态控制系统是四旋翼实现各项功能的前提, 而四旋翼本身为欠驱动、强耦合系统, 控制难度大, 国内外研究人员针对该问题也进行了很多探索和尝试。Bouabdallah 团队以小型四旋翼为研究对象, 分别设计了基于 PID、线性二次型调节器、反步法及滑模控制的姿态控制系统<sup>[8-9]</sup>, 并对部分控制方法的控制性能进行了比较; Nicol 等<sup>[10]</sup>将鲁棒自适应控制方法应用于四旋翼姿态控制中; 蒋回答<sup>[11]</sup>对基于反馈线性化方法的四旋翼姿态控制进行了研究; 张静等<sup>[12]</sup>对将模糊控制应用于四旋翼姿态控制中进行了尝试。然而, 大多数现代控制方法, 如反步法、反馈线性化及线性二次型调节器等, 虽然具有相对完善的设计方法,

但是存在对模型精度要求高、结构复杂、运算量大等问题; 滑模控制是飞行控制中应用较多的控制方法, 对参数扰动具有较好的鲁棒性, 但是该控制结构本身存在抖振问题, 当系统不确定性较大时, 容易造成控制输入饱和; 自适应控制虽然有较好的鲁棒性, 但是设计复杂, 系统稳定性不易保证; 模糊控制虽然在仿真中取得了较好的效果, 但是运算量大, 使该方法的工程实现存在困难。正因为现代控制方法存在的诸多问题, PID 控制仍是现有无人机产品应用最为广泛的控制器, 该方法结构简单, 参数易于整定, 且不依赖精确模型, 但是该方法的鲁棒性和抗干扰性并不理想。

自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)技术继承了 PID 控制的优点, 同时吸收借鉴了现代控制理论的部分思想, 具有较强的工程实用性, 在处理多变量、强耦合系统的控制问题上具有独特优势<sup>[13]</sup>。目前, 已有团队将非线性自抗扰控制(Nonlinear Active Disturbance Rejection Control, NLADRC)和线性自抗扰控制

收稿日期: 2019-12-09; 录用日期: 2020-02-14; 网络出版时间: 2020-02-25 10:25

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200224.1918.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200224.1918.001.html)

基金项目: 陆军工程大学石家庄校区科研创新发展基金(校教(2019)71号)

\*通信作者。E-mail: [Xhui\\_qi@163.com](mailto:Xhui_qi@163.com)

**引用格式:** 万慧, 齐晓慧, 李杰. 基于 SADRC 的四旋翼姿态解耦控制及稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2274-2283. WAN H, QI X H, LI J. Attitude decoupling control and stability analysis of SADRC based quadrotor system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2274-2283 (in Chinese).

(Linear Active Disturbance Rejection Control, LADRC)应用于四旋翼的控制系统设计中,在所设试验条件下也取得了较为满意的控制结果<sup>[14-16]</sup>。但是所设试验条件较为简单,而四旋翼实际的工作环境更为复杂,且 NLADRC 结构复杂,参数整定和稳定性分析困难,而 LADRC 对初始状态误差敏感,这些问题限制了自抗扰控制在四旋翼飞行控制中的进一步应用。

笔者团队在定量对比分析了线性/非线性自抗扰控制各自的特点基础上,提出了综合两者优点的线性/非线性切换自抗扰控制(SADRC)方法。目前,已经完成了针对单入单出(Single-Input Single-Output, SISO)被控对象基于该方法的控制器设计和稳定性分析,并通过算例仿真的方式对该方法的抗干扰能力和跟踪精度进行了初步验证,显示了其在工程领域应用的潜力<sup>[17-18]</sup>。

本文针对四旋翼姿态控制系统,设计了基于 SADRC 的姿态解耦控制器,并提出了基于 Lyapunov 函数的对该解耦控制系统进行稳定性分析的方法。仿真结果表明,所提方法具有良好的抗扰性和对参数摄动的鲁棒性,在工作环境相对复杂的情况下较 LADRC 和 NLADRC 更有优势。

## 1 四旋翼姿态模型

研究用的四旋翼平台如图 1 所示。该四旋翼无人机本体运动原理同“十”字型飞行方式的四旋翼无人机的运动原理,通过控制螺旋桨的转速实现四旋翼无人机三轴的姿态角的变化。

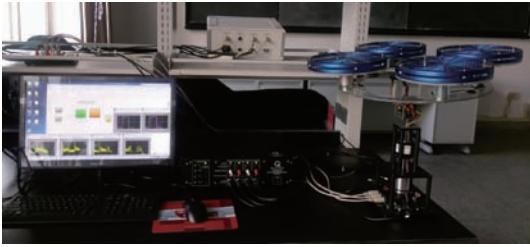


图 1 四旋翼平台

Fig. 1 Quadrotor aircraft platform

该平台的姿态动力学模型为<sup>[15]</sup>

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = [lK_f(V_r - V_l) + \dot{\theta}\dot{\psi}(J_y - J_r) - K_{afx}\dot{\phi}]/J_p - \dot{\theta}J_{rz}(q_1 + q_r - q_b - q_l)/J_p \\ \ddot{\theta} = [lK_f(V_f - V_b) + \dot{\phi}\dot{\psi}(J_y - J_p) - K_{afy}\dot{\theta}]/J_r - \dot{\phi}J_{rz}(q_1 + q_r - q_b - q_l)/J_r \\ \ddot{\psi} = [K_l(V_f - V_r + V_b - V_l) - K_{afz}\dot{\psi}]/J_y + \dot{\phi}\dot{\theta}(J_p - J_r)/J_y \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  分别为飞行器的俯仰角、滚转角、偏航角; $l$  为四旋翼的臂长; $V_i(i=f, b, l, r)$  分别为“前、后、左、右”4 个电机的电压; $K_f$  为电机电压与升力间的系数; $K_l$  为电机电压与转矩之间的系数; $q_i(i=f, b, l, r)$  分别为“前、后、左、右”4 个旋翼的角速度; $K_{afi}(i=x, y, z)$  分别表示  $x, y, z$  三轴的空气阻力系数; $J_i(i=p, r, y)$  分别为机体绕俯仰轴、滚转轴、偏航轴的转动惯量; $J_{rz}$  为旋翼转子的转动惯量。

引入虚拟控制量  $U_i(i=1, 2, 3)$ , 并将各通道间的动态耦合部分视为系统的内部扰动,同时考虑各通道中可能存在的外部扰动  $w_i(i=1, 2, 3)$ , 设  $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ ,  $\omega = \dot{\eta}$ , 则式(1)可以进一步整理为

$$\begin{cases} \dot{\eta} = \omega \\ \dot{\omega} = U + F_{dis} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $U = [U_1 \ U_2 \ U_3]^T = C_g H_1 V, V = [V_f \ V_b \ V_r \ V_l]^T, C_g = \begin{bmatrix} lK_f & 0 & 0 \\ 0 & lK_f & 0 \\ 0 & 0 & K_l/J_z \end{bmatrix}$  为系统

参数矩阵,  $H_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$  为实际输入与虚拟输入之间的转换矩阵;

$F_{dis} = [f_1(\cdot) \ f_2(\cdot) \ f_3(\cdot)]^T$  为作用于各通道的“总扰动”,  $f_i(\cdot)(i=1, 2, 3)$  具体可表示为

$$\begin{cases} f_1(\cdot) = [\dot{\theta}\dot{\psi}(J_y - J_r) - \dot{\theta}J_{rz}(q_1 + q_r - q_b - q_l) - K_{afx}\dot{\phi}]/J_p + w_1 \\ f_2(\cdot) = [\dot{\phi}\dot{\psi}(J_y - J_p) - \dot{\phi}J_{rz}(q_1 + q_r - q_b - q_l) - K_{afy}\dot{\theta}]/J_r + w_2 \\ f_3(\cdot) = [\dot{\phi}\dot{\theta}(J_p - J_r) - K_{afz}\dot{\psi}]/J_y + w_3 \end{cases}$$

由式(2)可以看出,若设计的控制器可将各通道的“总扰动”进行较好的跟踪和补偿,则各通道可变为串联积分形式,实现多耦合系统的解耦控制。

## 2 姿态解耦控制方法

### 2.1 SADRC 方法

鉴于线性控制律在实际应用方面的优点,本文采用的 SADRC 方法实际上是在 LADRC 框架下,进行线性扩张状态观测器(Linear Extended

State Observer, LESO) 和非线性扩张状态观测器 (Nonlinear Extended State Observer, NLESO) 之间的切换<sup>[13]</sup>, 系统控制律仍采用线性控制律, 其具体结构如下:

$$\begin{cases} u_0 = \sum_{i=1}^n k_i(v_i - z_i) \\ u = (u_0 - z_{n+1})/b_0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{e} = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} \cdot fs_1(e) \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n} \cdot fs_n(e) + b_0 u \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0(n+1)} \cdot fs_{(n+1)}(e) \end{cases} \quad (4)$$

式(3)为线性控制律, 用于补偿残差, 提高控制系统性能,  $k_i (i = 1, 2, \dots, n)$  为控制器增益。式(4)为切换扩张状态观测器 (Switch in nonlinear-linear Extended State Observer, SESO), 用于跟踪和补偿系统的“总扰动”。

式(4)中,  $u$  和  $y$  分别对应系统的控制输入和输出;  $u_0$  为控制分量;  $v_i (i = 1, 2, \dots, n)$  为系统参考输入各状态的估计值;  $z_i (i = 1, 2, \dots, n)$  为系统各状态的估计值;  $z_{n+1}$  为对系统总扰动的估计;  $b$  为系统参数, 设已知关于  $b$  的部分信息  $b_0$ , 并假定  $b_0 \approx b$ ;  $\beta_{0i} (i = 1, 2, \dots, n+1)$  为 SESO 中 NLESO 的增益系数, 并假设 SESO 中 LESO 的增益  $\beta_{0Li} (i = 1, 2, \dots, n+1)$  是其 NLESO 增益  $\beta_{0Ni} (i = 1, 2, \dots, n+1)$  的  $\lambda_i (i = 1, 2, \dots, n+1)$  倍 (对 NLESO 的增益  $\beta_{0Ni} (i = 1, 2, \dots, n+1)$  进行整定, 可从“带宽法”角度出发, 具体方法在文献[14]中已经给出, 这里不再赘述),  $\lambda_i (i = 1, 2, \dots, n+1)$  为常数; 则切换函数  $fs_i(e) (i = 1, 2, \dots, n+1)$  具体可表示为

$$fs_i(e) = \begin{cases} fl_i(e) & |e| \leq \delta_s \\ \lambda_i e & |e| > \delta_s \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, n+1$$

其中:  $\delta_s$  为 NLESO 与 LESO 进行切换的临界值;  $fl_i(e) (i = 1, 2, \dots, n+1)$  为 NLESO 中的非线性函数, 本文采用的形式为

$$fl_i(e) = fal(e, \alpha_i, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{\alpha_i-1}} & |e| \leq \delta \\ |e|^{\alpha_i} \text{sgn}(e) & |e| > \delta \end{cases}$$

式中:  $\delta$  为线性段区间长度, 大小根据实际情况确定;  $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, n+1) < 1$  时,  $fal(e, \alpha_i, \delta) (i = 1, 2, \dots, n+1)$  具有“小误差, 大增益, 大误差, 小增益”的特点<sup>[13]</sup>, 当  $\alpha_i (i = 1, 2, \dots, n+1) = 1$  时,  $fl_i(e)$  变为线性函数。

为便于进行稳定性分析, 采用等效增益法, 令  $\frac{fl_i(e)}{e} \cdot e = \zeta_{0i}(e)e$

式中:  $\alpha_i < 1$ 。

设

$$\lambda_{0i}(e) = \begin{cases} \zeta_{0i}(e) & |e| \leq \delta_s \\ \lambda_i & |e| > \delta_s \end{cases} \quad (6)$$

则式(4)可重新表达为

$$\begin{cases} \dot{e} = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} \cdot \lambda_{01}(e) \cdot e \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n} \cdot \lambda_{0n}(e) \cdot e + u \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0(n+1)} \cdot \lambda_{0(n+1)}(e) \cdot e \end{cases} \quad (7)$$

LESO 与 NLESO 的切换步骤具体如下:

**步骤 1** 如果已知系统的初始状态误差, 则为了避免 LADRC 控制器的“峰值”现象, 在系统的过渡时间内均采用 NLESO; 如果初始状态误差未知, 则跳过步骤 1, 直接转到步骤 2。

**步骤 2** 根据状态误差  $e$  大小, 控制器在 LESO 和 NLESO 间切换。具体方法为: 将线性段区间长度  $\delta_s$  与误差  $e$  的关系作为切换策略依据, 预先设定  $\delta_s$  (其具体值的确定将在后续参数整定中说明), 当  $e < \delta_s$  时, 采用 NLESO 估计系统的“总扰动”; 反之, 则采用 LESO 估计系统的“总扰动”。这里,  $\delta_s$  为 LESO 与 ESO 估计性能的临界值, 当  $e < \delta_s$  时, ESO 的估计性能优于 LESO, 反之, 则 LESO 相比 ESO 具有更好的估计性能。

上述即为 SESO 控制器的切换策略, 其流程如图 2 所示。

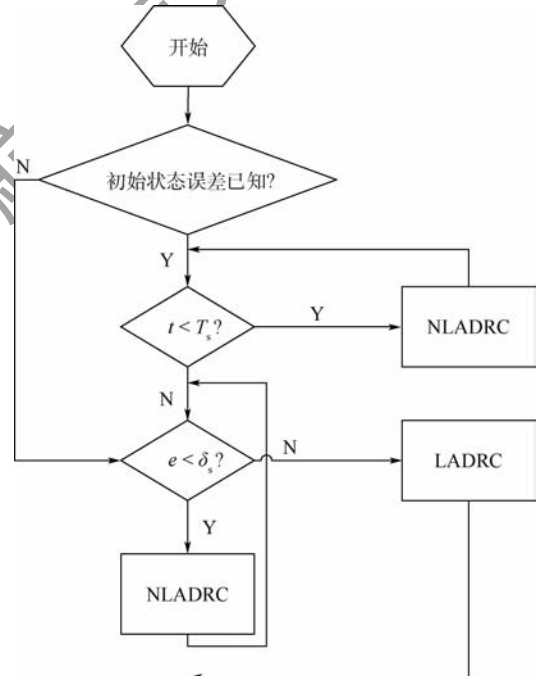


图 2 SADRC 切换策略

Fig. 2 SADRC switch scheme

针对  $\delta_s$  的确定主要有实验法和理论分析法 2 种。实验法的主要思想为:将 SADRC 应用于实际的被控对象或仿真环境下对象的模型,并施加一个较大的扰动,然后给定  $\delta_s$  一个初值,重复调整  $\delta_s$  直到在该  $\delta_s$  下, SADRC 中 LADRC 和 NLADRC 性能均达到最优,则此时的  $\delta_s$  即为切换策略的临界点。

理论分析法的主要思想为:当系统到达临界点时,LESO 与 NLESO 对系统状态及总扰动的估计误差  $e_{iL}(i=1,2,\dots,n+1)$ 、 $e_{iNL}(i=1,2,\dots,n+1)$  的绝对值应相同。因此,分别求出  $e_{iL}(i=1,2,\dots,n+1)$  和  $e_{iNL}(i=1,2,\dots,n+1)$  的表达式,再使两式相等,即可求得临界点  $\delta_s$  [18]。

### 2.2 基于 SADRC 的四旋翼姿态解耦控制

结合被控对象实际情况,做出以下假设:

**假设 1** 系统参考输入及其一、二阶导数有界。

**假设 2** 系统所受扰动的变化速率有界。

定义误差向量  $\boldsymbol{\varepsilon} = [\boldsymbol{\varepsilon}_\eta \quad \boldsymbol{\varepsilon}_\omega]^\top \in \mathbf{R}^6$ , 其中,  $\boldsymbol{\varepsilon}_\eta = [\boldsymbol{\varepsilon}_\phi \quad \boldsymbol{\varepsilon}_\theta \quad \boldsymbol{\varepsilon}_\psi]^\top = \boldsymbol{\eta} - \boldsymbol{\eta}_d, \boldsymbol{\varepsilon}_\omega = \boldsymbol{\omega} - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d$ , 将其代入式(2)并整理,可得

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{A}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{B}[\mathbf{U} - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d + \mathbf{F}_{\text{dis}}] \quad (8)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{6 \times 6}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{6 \times 3}, \mathbf{I} =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}。$$

则该四旋翼姿态控制系统的控制目标可以理解为确定控制律  $\mathbf{U}$ , 使得跟踪误差  $\boldsymbol{\varepsilon}$  渐进收敛至  $\mathbf{0}$ 。

设  $\boldsymbol{\zeta} = [\boldsymbol{\zeta}_1 \quad \boldsymbol{\zeta}_2 \quad \boldsymbol{\zeta}_3]^\top = [\boldsymbol{\eta} \quad \boldsymbol{\omega} \quad \mathbf{F}_{\text{dis}}]^\top$ , 将  $\mathbf{F}_{\text{dis}}$  视作系统式(2)的扩张状态,则系统式(2)具有扩张状态的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\zeta}} = \mathbf{A}_0 \boldsymbol{\zeta} + \mathbf{B}_0 \mathbf{U} + \mathbf{E}_0 \mathbf{h} \\ \mathbf{y} = \boldsymbol{\zeta}_1 \end{cases} \quad (9)$$

$$\text{式中: } \mathbf{h} = \dot{\mathbf{F}}_{\text{dis}}, \text{ 且有界; } \mathbf{A}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{9 \times 9};$$

$$\mathbf{B}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{9 \times 3}; \mathbf{E}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{9 \times 3}。$$

则对系统式(9),可构造如下形式的 SESO:

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}} = \mathbf{A}_0 \boldsymbol{\zeta} + \mathbf{B}_0 \mathbf{U} + \mathbf{L}\mathbf{C}(\boldsymbol{\zeta} - \hat{\boldsymbol{\zeta}}) \quad (10)$$

式中:  $\hat{\boldsymbol{\zeta}} = [\hat{\boldsymbol{\zeta}}_1 \quad \hat{\boldsymbol{\zeta}}_2 \quad \hat{\boldsymbol{\zeta}}_3]^\top, \hat{\boldsymbol{\zeta}}_1, \hat{\boldsymbol{\zeta}}_2$  分别为系统状态

$\boldsymbol{\zeta}_1, \boldsymbol{\zeta}_2$  的估计值,  $\hat{\boldsymbol{\zeta}}_3$  为系统总扰动的估计值;  $\mathbf{L}$  为 SESO 的增益向量,  $\mathbf{L} = [\boldsymbol{\alpha}_{o1} \quad \boldsymbol{\alpha}_{o2} \quad \boldsymbol{\alpha}_{o3}]^\top \in \mathbf{R}^{9 \times 3}$ ,  $\boldsymbol{\alpha}_{oi} = \text{diag}(\beta_{\phi 0i} \cdot \lambda_{\phi 0i}, \beta_{\theta 0i} \cdot \lambda_{\theta 0i}, \beta_{\psi 0i} \cdot \lambda_{\psi 0i}), i = 1, 2, 3; \mathbf{C} = [\mathbf{I} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0}] \in \mathbf{R}^{3 \times 9}$ 。

对系统式(9)构造控制律如下:

$$\mathbf{U} = \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d - \mathbf{K}_\eta(\hat{\boldsymbol{\zeta}}_1 - \boldsymbol{\eta}_d) - \mathbf{K}_\omega(\hat{\boldsymbol{\zeta}}_2 - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d) - \hat{\boldsymbol{\zeta}}_3 \quad (11)$$

式中:  $\mathbf{K}_\eta = \text{diag}(k_\phi, k_\theta, k_\psi), \mathbf{K}_\omega = \text{diag}(k_{\omega_\phi}, k_{\omega_\theta}, k_{\omega_\psi})$  为系统的控制增益。

定义

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_\phi & 0 & 0 & k_{\omega_\phi} & 0 & 0 \\ 0 & k_\theta & 0 & 0 & k_{\omega_\theta} & 0 \\ 0 & 0 & k_\psi & 0 & 0 & k_{\omega_\psi} \end{bmatrix} \quad (12)$$

将式(12)代入式(8),可得

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{A}_H \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{B}[\mathbf{F}_{\text{dis}} - \hat{\boldsymbol{\zeta}}_3] \quad (13)$$

式中:  $\mathbf{A}_H = \mathbf{A} - \mathbf{BK}$ 。则控制增益  $\mathbf{K}_\eta, \mathbf{K}_\omega$  的选取应使矩阵  $\mathbf{A}_H$  满足 Hurwitz 条件。在此条件下,总扰动  $\mathbf{F}_{\text{dis}}$  被 SESO 估计并补偿,可证明系统式(13)全局渐进稳定。

### 3 稳定性分析

定义扩张状态观测器的观测误差向量  $\tilde{\boldsymbol{\zeta}} =$

$$\boldsymbol{\zeta} - \hat{\boldsymbol{\zeta}} = [\tilde{\boldsymbol{\zeta}}_1 \quad \tilde{\boldsymbol{\zeta}}_2 \quad \tilde{\boldsymbol{\zeta}}_3]^\top。$$

则观测器误差动力系统可表达为

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{\zeta}}} = (\mathbf{A}_0 - \mathbf{L}\mathbf{C})\tilde{\boldsymbol{\zeta}} + \mathbf{E}_0 \mathbf{h} \quad (14)$$

控制律(11)可重新表示为

$$\mathbf{U} = \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d - \mathbf{K}\boldsymbol{\varepsilon} + [\mathbf{K} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}] \tilde{\boldsymbol{\zeta}} - \tilde{\boldsymbol{\zeta}}_3 \quad (15)$$

将式(15)代入式(8),可得

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{A}_H \boldsymbol{\varepsilon} + [\mathbf{BK} \quad \mathbf{B}] \tilde{\boldsymbol{\zeta}} \quad (16)$$

联立式(14)、式(16),可得

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} \\ \dot{\tilde{\boldsymbol{\zeta}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_H & [\mathbf{BK} \quad \mathbf{B}] \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_0 - \mathbf{L}\mathbf{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \tilde{\boldsymbol{\zeta}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{E}_0 \end{bmatrix} \mathbf{h} \quad (17)$$

#### 3.1 观测器误差动力系统稳定性分析

**定理 1** 在假设 2 的条件下,考虑观测器误差动力系统(14)的稳定性。如果观测器增益向量  $\mathbf{L}$  的选取使得  $\mathbf{A}_0 - \mathbf{L}\mathbf{C}$  稳定,则观测器误差向量  $\tilde{\boldsymbol{\zeta}}$  指数收敛至有界球  $\mathbf{B}_{r_1} = \{\tilde{\boldsymbol{\zeta}} \in \mathbf{R}^9, \|\tilde{\boldsymbol{\zeta}}\| \leq 2\lambda_{\max}(\mathbf{P}_0)\mathbf{h}_{\max}, \lambda_{\max}(\mathbf{P}_0)\}$  为  $\mathbf{P}_0$  最大特征值,  $\mathbf{P}_0$  满足  $(\mathbf{A}_0 - \mathbf{L}\tilde{\boldsymbol{\zeta}})^\top \mathbf{P}_0 + \mathbf{P}_0(\mathbf{A}_0 - \mathbf{L}\tilde{\boldsymbol{\zeta}}) = -\mathbf{I}_{9 \times 9}, \mathbf{h}_{\max}$  为  $\mathbf{h}$  的绝对值最大值。

证明 构造 Lyapunov 函数  $W$  如下:

$$W = \tilde{\zeta}^T P_0 \tilde{\zeta} \quad (18)$$

对  $W$  求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{W} &= \tilde{\zeta}^T [(A_0 - LC)^T P_0 + P_0 (A_0 - LC)] \tilde{\zeta} + \\ &2\tilde{\zeta}^T P_0 E_0 h \leq -\|\tilde{\zeta}\|^2 + 2\|\tilde{\zeta}\|\|P_0\|h_{\max} \leq \\ &-\|\tilde{\zeta}\|[\|\tilde{\zeta}\| - 2\lambda_{\max}(P_0)h_{\max}] \quad (19) \end{aligned}$$

因此,若  $\|\tilde{\zeta}\| > 2\lambda_{\max}(P_0)h_{\max}$ , 则  $W < 0$ 。

$\tilde{\zeta}$  指数收敛至有界球  $B_{r_1} = \{\tilde{\zeta} \in \mathbf{R}^9, \|\tilde{\zeta}\| \leq 2\lambda_{\max}(P_0)h_{\max}\}$ 。 证毕

注 1 由式(19)可知,若  $\tilde{\zeta}$  收敛至  $0$ , 则  $\hat{\zeta} \rightarrow \zeta$ , 即 SESO 可对系统实现无差估计。

### 3.2 闭环控制系统稳定性分析

令

$$\begin{cases} \varepsilon_{cl} = [\varepsilon \quad \tilde{\zeta}]^T \\ \dot{\varepsilon}_{cl} = A_{cl}\varepsilon_{cl} + B_{cl}h \end{cases} \quad (20)$$

$$\text{式中: } A_{cl} = \begin{bmatrix} A_{11} & [BK \quad B] \\ \mathbf{0} & A_0 - LC \end{bmatrix}; B_{cl} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ E_0 \end{bmatrix}。$$

定理 2 在假设 2 的条件下,考虑闭环控制系统(17)的稳定性。如果控制律增益向量  $K$  和观测器增益向量  $L$  的选取使得  $A_{cl}$  满足 Hurwitz 条件,则  $\varepsilon_{cl}$  指数收敛至有界球  $B_{r_2} = \{\varepsilon_{cl} \in \mathbf{R}^{15}, \|\varepsilon_{cl}\| \leq 2\lambda_{\max}(P_{cl})h_{\max}, \lambda_{\max}(P_{cl})$  为  $P_{cl}$  最大特征

值, $P_{cl}$  满足  $A_{cl}^T P_{cl} + P_{cl} A_{cl} = -I_{15 \times 15}$ ,  $h_{\max}$  为  $h$  的绝对值最大值。

证明 构造 Lyapunov 函数  $W_1$  如下:

$$W_1 = \varepsilon_{cl}^T P_{cl} \varepsilon_{cl} \quad (21)$$

对  $W_1$  求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{W}_1 &= \varepsilon_{cl}^T [A_{cl}^T P_{cl} + P_{cl} A_{cl}] \varepsilon_{cl} + 2\varepsilon_{cl}^T(t)^T P_{cl} B_{cl} h \leq \\ &-\|\varepsilon_{cl}\|^2 + 2\|\varepsilon_{cl}\|\|P_{cl}\|h_{\max} \leq \\ &-\|\varepsilon_{cl}\|(\|\varepsilon_{cl}\| - 2\lambda_{\max}(P_{cl})h_{\max}) \quad (22) \end{aligned}$$

因此,若  $\|\varepsilon_{cl}\| > 2\lambda_{\max}(P_{cl})h_{\max}$ , 则  $\dot{W}_1 < 0$ 。

$\varepsilon_{cl}$  指数收敛至有界球  $B_{r_2} = \{\varepsilon_{cl} \in \mathbf{R}^{15}, \|\varepsilon_{cl}\| \leq 2\lambda_{\max}(P_{cl})h_{\max}\}$ 。 证毕

## 4 仿真实验

本节以 3-DOF 四旋翼平台为被控对象进行姿态控制数字仿真实验,设计基于 SADRC 的姿态解耦控制器,并对该方法的抗扰性和鲁棒性与基于 LADRC 和 NLADRC 的控制器控制性能进行对比验证。系统参数为: $l = 0.197 \text{ m}, K_f = 0.1188 \text{ N/V}, K_t = 0.0036 \text{ N}\cdot\text{m/V}, K_{afx} = K_{afy} = 0.008 \text{ N}\cdot\text{m/rad/s}, K_{afz} = 0.009 \text{ N}\cdot\text{m/rad/s}, J_p = J_r = 0.0522 \text{ kg}\cdot\text{m}^2, J_y = 0.11 \text{ kg}\cdot\text{m}^2, J_z = 1.91 \times 10^{-6} \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。

将  $\phi, \theta, \psi$  视作系统的一通道、二通道、三通道,则设计的 LADRC、NLADRC 及 SADRC 控制器相关参数选择如表 1 所示。

表 1 LADRC、NLADRC、SADRC 控制器参数选择  
Table 1 Parameter preferences of LADRC, NLADRC, SADRC

控制器	$\phi$ 通道	$\theta$ 通道	$\psi$ 通道
LADRC <sup>[15]</sup>	$w_o = 28, w_c = 2.8, b_0 = 0.424$	$w_o = 30, w_c = 3, b_0 = 0.424$	$w_o = 30, w_c = 3.2, b_0 = 0.213$
ESO	$\alpha_1 = 0.75, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $\beta_{01} = 30, \beta_{02} = 300, \beta_{03} = 1000,$ $b_0 = 0.9, \delta = 0.006$	$\alpha_1 = 0.75, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $\beta_{01} = 30, \beta_{02} = 300, \beta_{03} = 1000,$ $b_0 = 0.9, \delta = 0.006$	$\alpha_1 = 0.75, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $b_0 = 0.06, \delta = 0.004, \beta_{01} = 30,$ $\beta_{02} = 300, \beta_{03} = 1000$
NLADRC <sup>[14]</sup>	$\delta = 3, \alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.05,$ $\beta_1 = 150, \beta_2 = 120$	$\delta = 3, \alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.05,$ $\beta_1 = 150, \beta_2 = 120$	$\delta = 1, \alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.05,$ $\beta_1 = 300, \beta_2 = 180$
SADRC	$\alpha_1 = 1, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $w_c = 2.8, w_o = 30, w_{oN} = 8,$ $\delta_s = 0.005, b_0 = 0.424,$ $\delta = 0.002, \beta_{01} = 3w_{oN},$ $\beta_{02} = 3w_{oN}^2/5, \beta_{03} = w_{oN}^3/9$	$\alpha_1 = 1, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $w_c = 3, w_o = 30, w_{oN} = 8,$ $\delta_s = 0.005, b_0 = 0.424,$ $\delta = 0.002, \beta_{01} = 3w_{oN},$ $\beta_{02} = 3w_{oN}^2/5, \beta_{03} = w_{oN}^3/9$	$\alpha_1 = 1, \alpha_2 = 0.5, \alpha_3 = 0.25,$ $w_c = 3.2, w_o = 8, w_{oN} = 8,$ $\delta_s = 0.005, b_0 = 0.213,$ $\delta = 0.002, \beta_{01} = 3w_{oN},$ $\beta_{02} = 3w_{oN}^2/5, \beta_{03} = w_{oN}^3/9$

注: $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$  分别为所设计控制器 NLESO 中非线性函数  $\text{fal}(e, \alpha_i, \delta)$  对应  $\alpha_i (i = 1, 2, 3)$  大小; $w_o$  和  $w_c$  分别为 LESO 和控制器的带宽; $b_0$  为系统参数; $\delta$  和  $\delta_s$  分别为切换自抗扰线性区间长度和切换临界值; $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$  为 NLESO 的增益; $\beta_1$  和  $\beta_2$  分别为控制分量  $u_0$  的控制律增益; $w_{oN}$  为 NLESO 带宽; $h$  为离散步长。

在基于 SADRC 的四旋翼姿态控制器设计中, SESO 的增益矩阵  $L$  可表示为

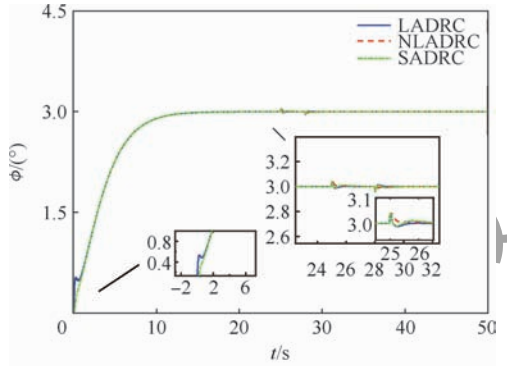
$$L = \begin{bmatrix} \beta_{\phi 01} \cdot \lambda_{\phi 01} & 0 & 0 & \beta_{\phi 02} \cdot \lambda_{\phi 02} & 0 & 0 & \beta_{\phi 03} \cdot \lambda_{\phi 03} & 0 & 0 \\ 0 & \beta_{\theta 01} \cdot \lambda_{\theta 01} & 0 & 0 & \beta_{\theta 02} \cdot \lambda_{\theta 02} & 0 & 0 & \beta_{\theta 03} \cdot \lambda_{\theta 03} & 0 \\ 0 & 0 & \beta_{\psi 01} \cdot \lambda_{\psi 01} & 0 & 0 & \beta_{\psi 02} \cdot \lambda_{\psi 02} & 0 & 0 & \beta_{\psi 03} \cdot \lambda_{\psi 03} \end{bmatrix}^T \quad (23)$$

式中:  $\beta_{\phi 0i}$ 、 $\beta_{\theta 0i}$ 、 $\beta_{\psi 0i}$  分别为对应通道 SESO 中 NLSEO 的增益;  $\lambda_{\phi 0i}$ 、 $\lambda_{\theta 0i}$ 、 $\lambda_{\psi 0i}$  分别表示对应通道 SESO 中 LESO 的增益为对应通道 SESO 中 NLSEO 的增益的倍数。

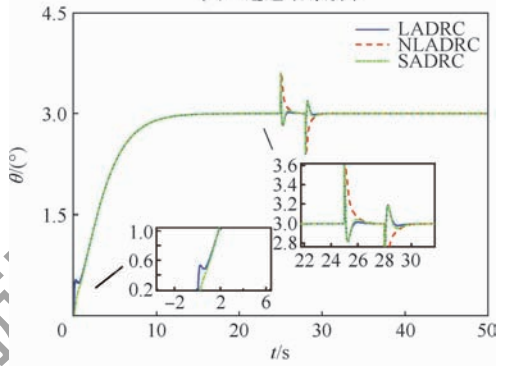
根据式(7),  $\lambda_{\phi 0i}$ 、 $\lambda_{\theta 0i}$ 、 $\lambda_{\psi 0i}$  ( $i = 1, 2, 3$ ) 的取值与  $e$  的大小有关。为考察  $e$  对  $L$  的影响, 以  $\lambda_{\phi 0i}$  为例, 分别做出  $\lambda_{\phi 01}$ 、 $\lambda_{\phi 02}$ 、 $\lambda_{\phi 03}$  随  $e$  大小变化的曲线, 如图 3 所示。

由图 3 可以推出, 虽然,  $\lambda_{\phi 0i}$ 、 $\lambda_{\theta 0i}$ 、 $\lambda_{\psi 0i}$  ( $i = 1, 2, 3$ ) 的取值与  $e$  的大小有关, 但是存在取值范围。在  $e \in [0, \delta_s]$  范围内, 以 0.002 为步长, 通过 MATLAB 求解 Lyapunov 函数 ( $A_0 - L\tilde{C}^T P_0 + P_0(A_0 - L\tilde{C}) = -I_{9 \times 9}$ ,  $A_{cl}^T P_{cl} + P_{cl} A_{cl} = -I_{15 \times 15}$ ), 可得到矩阵  $P_0$ 、 $P_{cl}$  恒有解。根据定理 1、定理 2, 可知基于 SADRC 的四旋翼姿态控制系统, 观测器误差系统稳定, 闭环控制系统稳定。

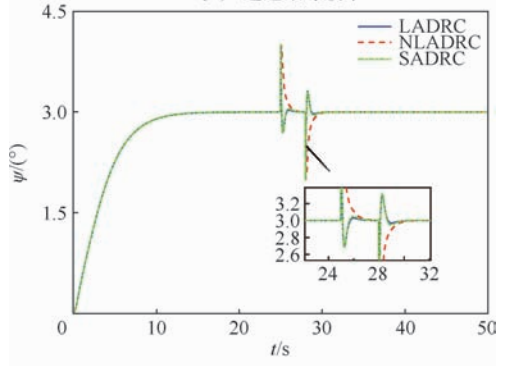
制, 且由于虚拟转换矩阵的存在, 使得本文所提姿态解耦控制方法在输入输出个数不相等的情况下仍然适用; ②LADRC 控制器对初始状态误差较为敏感, 当被控对象存在初始状态误差时, LADRC 可能产生“峰化”现象, 使控制性能降低, 而 NLADRC 和 SADRC 几乎不受初始状态误差的影响; ③当被控对象受小扰动干扰时(本文对扰动



(a)  $\phi$ 通道跟踪效果



(b)  $\theta$ 通道跟踪效果



(c)  $\psi$ 通道跟踪效果

图 4 四旋翼  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  通道跟踪和抗扰效果

Fig. 4 Tracking and anti-disturbance performance for quadrotor of  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  channel

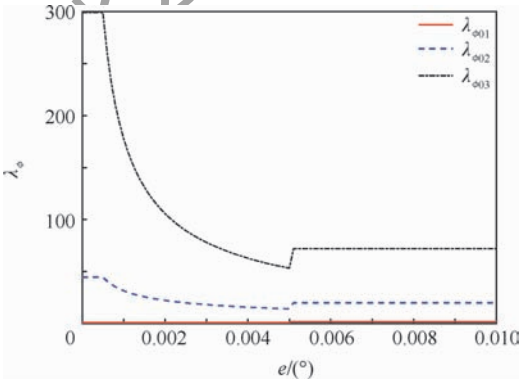


图 3  $\lambda_{\phi 01}$ 、 $\lambda_{\phi 02}$ 、 $\lambda_{\phi 03}$  随  $e$  变化的曲线

Fig. 3 Curves of  $\lambda_{\phi 0i}$  ( $i = 1, 2, 3$ ) changing with  $e$

#### 4.1 抗扰性实验

设置系统 3 个通道的初始值为  $\phi(0) = 0^\circ$ ,  $\theta(0) = 0^\circ$ ,  $\psi(0) = 0^\circ$ , 各通道跟踪均为幅值为  $3^\circ$  阶跃信号, 仿真时间 50 s。其中,  $\phi$ 、 $\theta$  通道分别存在  $z_{1\phi} = 0.04^\circ$ ,  $z_{1\theta} = 0.4^\circ$  的初始状态误差, 在  $t = 25$  s 时, 分别对各通道输出端施加幅值为  $0.04^\circ$ 、 $0.6^\circ$ 、 $1^\circ$ , 持续时间 3 s 的干扰信号, 对信号的跟踪效果及实际控制量曲线分别如图 4、图 5 所示。

由图 4、图 5 可以得到以下结论: ①3 种控制方法均可实现对四旋翼姿态控制系统的解耦控

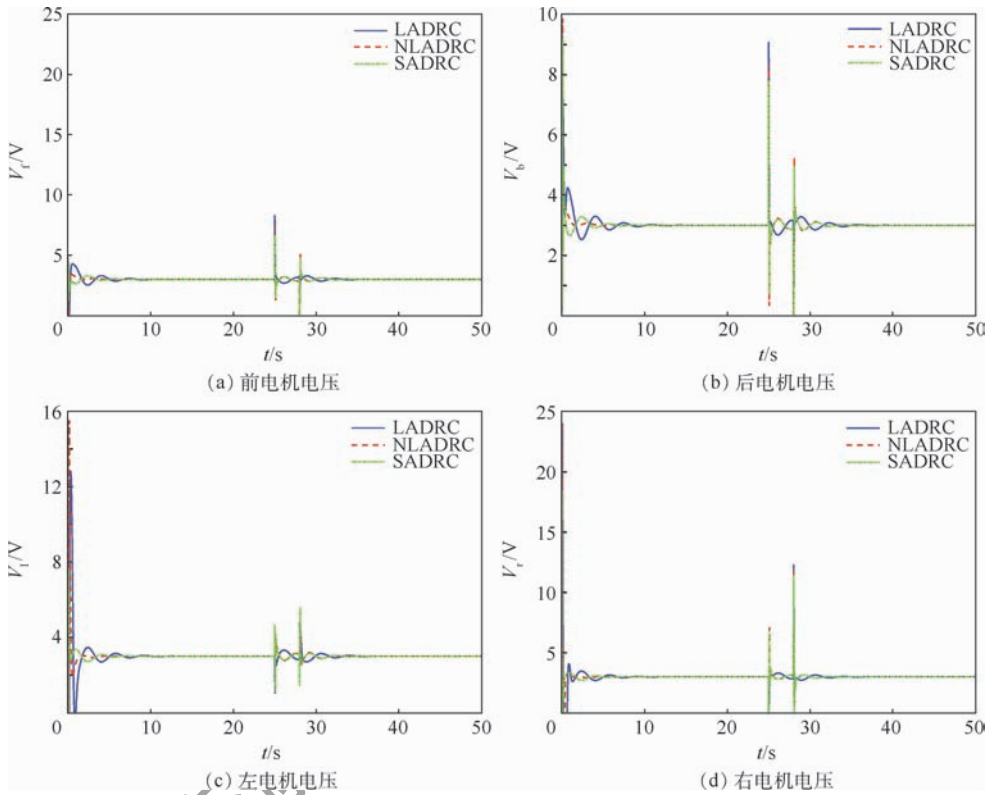


图5 四旋翼实际控制输入曲线

Fig. 5 Curves of real control input for quadrotor

大小的判断主要根据扰动对系统输出的影响进行定义,本文中定义当系统受扰后瞬时最大输出超过期望输出的5%及以上时,所受扰动为大干扰,小于5%则为小干扰),LADRC、NLADRC和SADRC的控制性能相差不大,这是因为本文中3种控制器的观测器参数选择均可对系统所受小扰动进行快速地估计和补偿,LADRC和SADRC的控制性能要优于NLADRC,这是因为在大误差条件下,LESO的增益大于NLESO,LESO可更加快速地对所受扰动进行估计和补偿。综合而言,相对LADRC和NLADRC,SADRC控制器可适应更为复杂的扰动情况,具有良好的抗扰性能。

#### 4.2 鲁棒性实验

设置三通道初始值 $\phi(0) = 0^\circ$ , $\theta(0) = 0^\circ$ , $\psi(0) = 0^\circ$ ,且均不存在初始状态误差,在 $t = 0$  s,各通道跟踪均为幅值为 $3^\circ$ 的阶跃信号,仿真时间50 s。每次仿真前,对模型参数随机施加 $\pm 10\%$ 的变化,采用误差绝对值积分(Integrated Absolute Error, IAE)准则和能量消耗对控制系统鲁棒性进行评价,其中系统的IAE值为各通道误差绝对值积分之和,系统的能量消耗则用各通道控制输入绝对值积分(Integrated Absolute Control Input,

IACI)之和进行表示,每次仿真记录各控制器的IAE值、IACI值、超调量 $\sigma$ 、受扰动后的恢复时间 $t_r$ 。在以下3种仿真条件下,各重复仿真200次,得到每次各控制器IAE值与 $\sigma$ 的关系、IACI值与 $t_r$ 的关系,如图6所示,仿真条件如下:

**仿真条件1** 各通道均不存在干扰信号。

**仿真条件2** 在 $t = 25$  s时,分别对各通道施加幅值为 $0.001^\circ$ 的干扰信号,持续至仿真结束。

**仿真条件3** 在 $t = 25$  s时,分别对各通道施加幅值为 $1^\circ$ 的干扰信号,持续至仿真结束。

由图6可以得到如下结论:①从点的离散程度看,在存在参数摄动的情况下,3种控制方法均具有良好的鲁棒性和抗扰性;②在小扰动条件下,3种控制方法的IAE无明显差别,进一步证明了本文中3种控制器的观测器参数选择均可对系统所受小扰动进行快速地估计和补偿,但是非线性机制使得NLADRC和SADRC在小扰动条件下恢复速度及能量消耗上较LADRC更低;③在大扰动条件下,LADRC和SADRC在IAE及受扰后的恢复速度方面更有优势,这是因为LESO的观测器增益较大,可对大扰动实现快速地估计和补偿,但是NLADRC在能量消耗方面有明显优势。

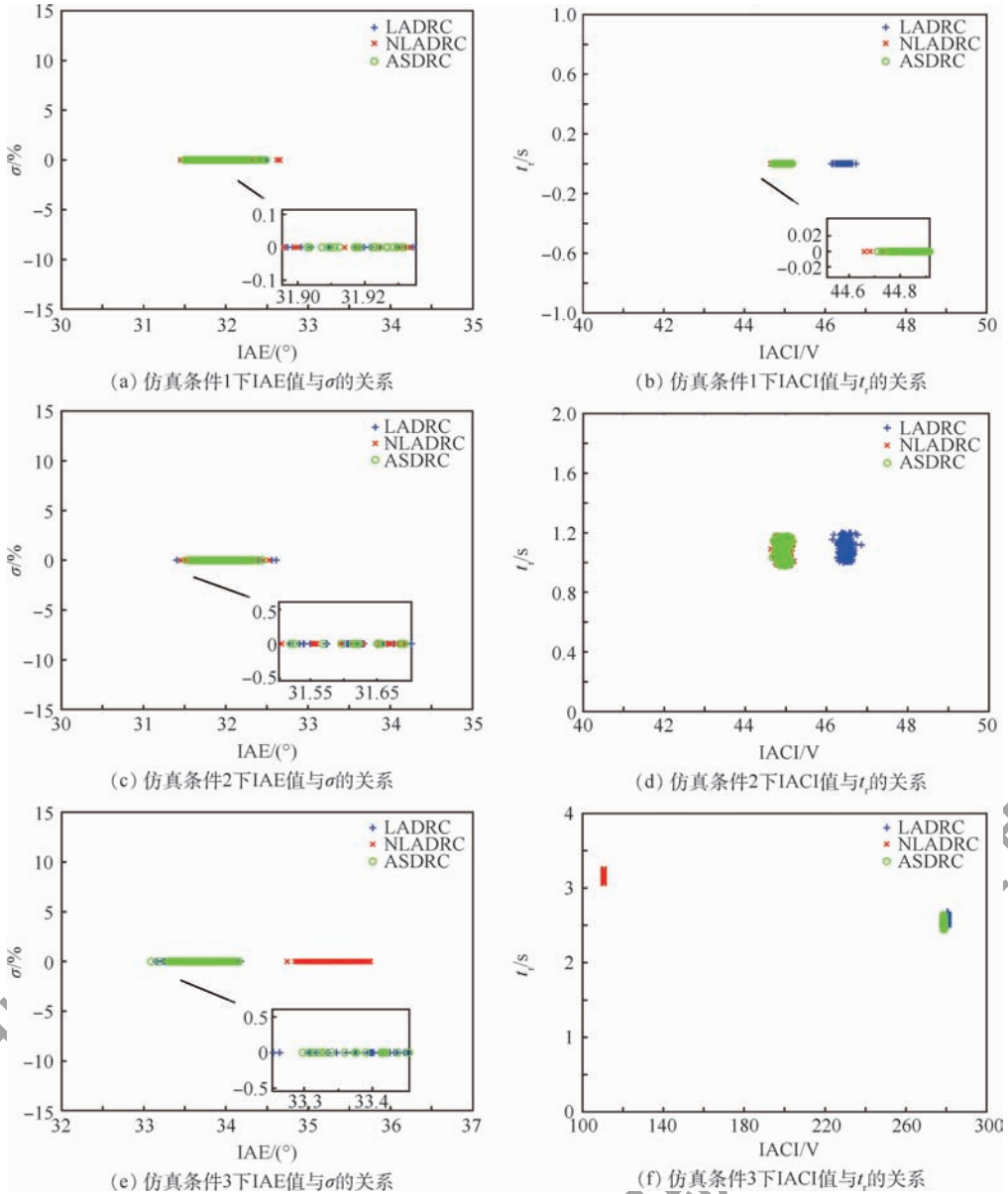


图 6 参数扰动情况下 3 种控制方法的鲁棒性性能

Fig. 6 Robustness performance for the three controlled quadrotor system

## 5 结 论

1) 本文对四旋翼姿态控制进行研究,设计了基于线性/非线性切换自抗扰控制的四旋翼姿态解耦控制器。

2) 将切换自抗扰控制方法应用于多人多出被控对象,拓展了该方法的适用范围,并针对基于 SADRC 的多人多出控制系统提出了一种基于 Lyapunov 函数,借助计算机解算,便于工程应用的稳定性分析方法,同时为控制器参数选择提供参考。

3) 线性自抗扰控制器、非线性自抗扰控制器及切换自抗扰控制器均具有良好的抗扰性和鲁棒性,其中切换自抗扰控制器在所受扰动较为复杂,

如扰动大小不确定或者扰动幅值存在较大波动的情况下更有优势。具体采用何种控制器,可结合具体被控对象、工作环境及控制需求决定。

本文所提方法虽然结构简单,便于应用,但是理论上不够严谨,后续将进一步对稳定性分析方法进行研究,对被控系统的闭环稳定性给出更为严格的证明。

### 参考文献 (References)

[ 1 ] 蒋回蓉,邓志诚,祝明,等. 变桨距四旋翼飞行器的建模与控制研究[J]. 光电与控制,2015,22(10):48-55.  
JIANG H R, DENG Z C, ZHU M, et al. On modeling and control of quadrotor aircraft with variable blade pitch[J]. Electronics Optics & Control, 2015,22(10):48-55(in Chinese).  
[ 2 ] DIERKS T, JAGANNATHAN S. Output feedback control of a

- quadrotor UAV using neural networks[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2010, 21(1): 55-66.
- [3] 方旭, 刘金琨. 四旋翼无人机动态面控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(8): 1777-1784.
- FANG X, LIU J K. Dynamic surface control for quadrotor unmanned air vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(8): 1777-1784 (in Chinese).
- [4] 方旭, 刘金琨. 四旋翼飞行器三维航迹规划及跟踪控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(8): 1120-1128.
- FANG X, LIU J K. Three-dimension path planning and trajectory tracking control for quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(8): 1120-1128 (in Chinese).
- [5] CUI R, LI Y, YAN W. Mutual information-based multi-AUV path planning for scalar field sampling using multidimensional RRT\* [J]. IEEE Transactions on System, Man, and Cybernetics Systems, 2016, 46(7): 993-1004.
- [6] HE L L, BAI P, LIANG X L, et al. Feedback formation control of UAV swarm with multiple implicit leaders [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 72: 327-334.
- [7] 郭民环, 苏岩, 朱欣华. 带吊挂负载的四旋翼无人机滚动纳什控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2343-2349.
- GUO M H, SU Y, ZHU X H. Receding Nash control for quadrotor UAVs carrying a cable-suspended payload [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2343-2349 (in Chinese).
- [8] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQR control techniques applied to an indoor micro quadrotor [C] // 2004 IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2004: 2451-2456.
- [9] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [C] // 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2005: 2247-2252.
- [10] NICOL C, MACNAB C J B, RAMIREZ-SERRANO A. A robust adaptive control of a quadrotor helicopter [J]. Mechatronics, 2011, 21(6): 927-938.
- [11] 蒋回蓉. 变桨距四旋翼飞行器的建模与控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014.
- JIANG H R. On modeling and control of quadrotor aircraft with variable blade pitch [D]. Beijing: Beihang University, 2014 (in Chinese).
- [12] 张静, 张华, 刘恒, 等. 微型四旋翼无人机模糊 PID 控制[J]. 兵工自动化, 2014, 33(6): 58-62.
- ZHANG J, ZHANG H, LIU H, et al. Fuzzy-PID control for macro-quadrotor UAV [J]. Ordnance Industry Automation, 2014, 33(6): 58-62 (in Chinese).
- [13] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
- HAN J Q. Auto-disturbance-rejection controller and its applications [J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23 (in Chinese).
- [14] 李毅, 陈增强, 孙明玮, 等. 离散型自抗扰控制器在四旋翼飞行姿态控制中的应用[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1470-1477.
- LI Y, CHEN Z Q, SUN M W, et al. Attitude control for quadrotor helicopter based on discrete-time active disturbance rejection control [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(11): 1470-1477 (in Chinese).
- [15] 刘敏, 吉月辉, 李俊芳, 等. 四旋翼飞行器自抗扰姿态控制[J]. 计算机仿真, 2016, 33(3): 71-75.
- LIU M, JI Y H, LI J F, et al. Active disturbance rejection attitude control for quadrotor aircraft [J]. Computer Simulation, 2016, 33(3): 71-75 (in Chinese).
- [16] 杨立本, 章卫国, 黄得刚. 基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1026-1033.
- YANG L B, ZHANG W G, HUANG D G. Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1026-1033 (in Chinese).
- [17] 李杰, 齐晓慧, 夏元清, 等. 线性/非线性自抗扰切换控制方法研究[J]. 自动化学报, 2016, 42(2): 202-212.
- LI J, QI X H, XIA Y Q, et al. On linear/nonlinear active disturbance rejection switching control [J]. Acta Automation Sinica, 2016, 42(2): 202-212 (in Chinese).
- [18] LI J, XIA Y, QI X, et al. On the necessity, scheme, and basis of the linear-nonlinear switching in active disturbance rejection control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(2): 1425-1435.

#### 作者简介:

方慧 女, 博士研究生。主要研究方向: 自抗扰控制、飞行器控制。

齐晓慧 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 控制理论与应用、飞行器控制。

李杰 男, 博士, 工程师。主要研究方向: 控制理论与应用、自抗扰控制。

# Attitude decoupling control and stability analysis of SADRC based quadrotor system

WAN Hui, Qi Xiaohui\*, LI Jie

(Department of UAV Engineering, Army Engineering University Shijiazhuang Campus, Shijiazhuang 050003, China)

**Abstract:** An Switch in linear-nonlinear Active Disturbance Rejection Control (SADRC) attitude decoupling control approach was proposed due to the underactuated, strong coupling characteristics of quadrotor. First, the mathematical model of the quadrotor attitude was formulated by taking quadrotor aircraft platform as research object. The SADRC and the basic principles of it were introduced. Then, an attitude decoupling controller based on SADRC was designed, followed by the stability analysis via Lyapunov function. Finally, the control performance of SADRC is verified by simulation experiments. The results indicate that SADRC controller possesses better performance to both Linear Active Disturbance Rejection Control (LADRC) and Nonlinear Active Disturbance Rejection Control (NLADRC) in anti-disturbance and robustness in some occasions, and has potential applications in engineering practice.

**Keywords:** quadrotor; attitude control; Switch in linear-nonlinear Active Disturbance Rejection Control (SADRC); stability analysis; robustness

**Received:** 2019-12-09; **Accepted:** 2020-02-14; **Published online:** 2020-02-25 10:25

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200224.1918.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200224.1918.001.html)

**Foundation item:** Scientific Research Innovation Development Foundation of Army Engineering University Shijiazhuang Campus (School-level Projects (2019)71)

\* **Corresponding author.** E-mail: [Xhui\\_qi@163.com](mailto:Xhui_qi@163.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0627

# 半自动驾驶公交车辆编组与调度优化



代壮<sup>1</sup>, 陈汐<sup>1</sup>, 马晓磊<sup>1,2,\*</sup>

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 大数据科学与脑机智能高精尖创新中心, 北京 100083)

**摘 要:** 半自动驾驶公交车辆编组是指半自动驾驶公交单元通过车联网技术连接在一起, 实现车辆协同驾驶和车辆容量动态设计的车辆组织技术。以半自动驾驶公交车辆编组为出发点, 建立编组车辆动态运行模型, 分析编组车辆到离站时间、乘客上下车过程、车辆容量限制和车载乘客数量变化等。在此基础上, 以车辆运营成本和乘客候车时间成本之和为目标函数, 以车辆编组大小和发车时刻为决策变量, 建立半自动驾驶公交车辆调度优化模型。提出改进的遗传算法高效求解模型。以杭州 55 路公交线路为实证案例, 仿真结果表明: 相比于传统人工驾驶公交的车辆调度, 基于半自动驾驶公交的车辆调度能降低 29.2% 的车辆运营成本和 18.2% 的乘客候车时间成本, 所得结果证实了所建模型优化半自动驾驶公交车辆调度的有效性。

**关键词:** 智能交通系统; 半自动驾驶; 车辆编组; 公交车辆调度; 遗传算法

**中图分类号:** U121

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2020)12-2284-09

随着车辆传感、人工智能和车联网等技术的发展, 自动驾驶将渐渐成为可能。与传统人工驾驶车辆相比, 自动驾驶车辆有一些显著优势, 如提高道路驾驶安全、提高道路通行能力、减少系统总油耗、减少司机人力成本和最优化行程时间等<sup>[1-2]</sup>。然而, 尽管如此, 在实际实施过程中, 全自动驾驶还面临着基础设施支持不够、高精度地图覆盖不全、智能决策系统不完善等问题<sup>[2-3]</sup>, 而半自动驾驶作为一种从传统人工驾驶到全自动驾驶的过渡形式, 会先于自动驾驶实现<sup>[1]</sup>。与全自动驾驶相比, 半自动驾驶具有以下特点: ①半自动驾驶是一种有条件的自动驾驶技术, 即仅当道路具备支持自动驾驶的基础设施时半自动驾驶车辆才能实现自动驾驶, 在普通道路仍然需要司机引导; ②在半自动驾驶环境下, 车辆可通过车辆编组

实现车辆协同驾驶, 其中领队车由司机引导, 后续车辆通过车车通信技术 (Vehicle-to-Vehicle communication, V2V) 复制领队车驾驶行为, 实现后续车自动驾驶。

目前, 国内外对半自动驾驶车辆调度进行了初步研究。Zhang 等<sup>[1]</sup>对比了传统公交、半自动驾驶公交和自动驾驶公交的运营效率, 证实了车辆编组可降低半自动驾驶公交车辆运营成本, 此外, 基于(半)自动驾驶的公交运营效率还受到车辆运营速度、路网结构和乘客需求分布等因素的影响。Zhang 等<sup>[1]</sup>进一步研究了针对公交走廊的半自动驾驶公交运营效率, 发现半自动驾驶公交在中等和较高乘客需求情形下有较大优势, 能够同时降低乘客候车时间成本和车辆运营成本, 但是相比于传统公交, 半自动驾驶公交的前期购置

收稿日期: 2019-12-16; 录用日期: 2020-02-28; 网络出版时间: 2020-03-09 15:42

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200309.1257.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200309.1257.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金 (U1811463, 61773036); 北京市自然科学基金 (9172011)

\* 通信作者。E-mail: xiaolei@buaa.edu.cn

**引用格式:** 代壮, 陈汐, 马晓磊. 半自动驾驶公交车辆编组与调度优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2284-2292.  
DAI Z, CHEN X, MA X L. Semi-autonomous driving bus platooning and scheduling optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2284-2292 (in Chinese).

成本较大。Chen 等<sup>[4]</sup>研究了基于模块车的摆渡车,调度优化,其中模块车以一定成本连接在一起,形成大容量车辆,企业同时优化车辆发车时刻表和车辆容量,以降低乘客候车时间成本和车辆运营成本,案例分析结果表明,在过饱和和非饱和客流需求条件下,动态车辆容量设计都可以有效降低系统成本,允许编组的车辆数越大,编组规模经济效应越明显,系统成本改进越显著。Liu 等<sup>[5]</sup>研究了单条公交线路无人驾驶车队规模问题,其中无人驾驶模块车可以组合得到不同容量的公交车辆,对于给定发车时刻表和客流需求,建立了基于逆差函数的分析模型,求解在自动驾驶和可变车辆容量设计下公交线路需要的最小车队规模。Scherr 等<sup>[2]</sup>研究了半自动驾驶车辆编组在城市货运物流中的应用。此外,有大量学者研究了多车型下的公交运行计划优化,当把编组半自动驾驶公交视为不同的公交车型时,以上研究对模型有重要借鉴意义。张思林等<sup>[6]</sup>以接驳城市轨道交通单个车站的公交线路为研究对象,研究了车辆容量限制下的多公交车型运行计划优化。胡郁葱等<sup>[7]</sup>研究了多起终点多车型混载情形下的定制公交线路规划问题。代存杰等<sup>[8]</sup>分析了快速公交的发车时间间隔特征和乘客需求的时间依赖特征,以多类型公交协同作业为基础,分析了多车型快速公交的发车频率优化问题。黄艳等<sup>[9]</sup>协调优化了多车型公交系统的发车类型和发车频率。赵淑芝等<sup>[10]</sup>建立了常规公交线路多车型配置优化模型。

然而,以上多车型公交调度的研究与半自动驾驶公交调度有本质不同,其中最显著的区别是半自动驾驶车辆编组能够根据乘客需求动态调整编组车辆大小,摆脱了多车型调度固有车型的限制,在调度上有更大的灵活性,因此也更能进一步降低公交企业的运营成本。本文分析了车辆编组及动态车辆容量设计对提升公交运营效率的影响。

## 1 半自动驾驶公交车辆编组与调度

### 1.1 模型假设

**假设 1** 车辆编组过程只能在起始站台完成,在后续站台和车辆行驶过程中,半自动驾驶公交单元不得离开编组车队,也不能重编组进入编组车队。

**假设 2** 由于在城市公交路网中公交行驶速度较低,假定当多个半自动驾驶公交单元编组时,不存在能耗节约,编组车辆的总运营成本为多个

半自动驾驶公交单元的运营成本之和,即车辆编组不存在运营成本规模递减规律<sup>[2]</sup>。

**假设 3** 为了保证驾驶安全,假定所有车辆不超车,即车辆保持发车顺序行驶。在模型中当前车即将追上前车时,后车降低行驶速度或在站台等待一段时间以保持当前车序。

**假设 4** 已知客流分布,且乘客在车头时距内均匀到达,服从先到先上原则,由于车辆容量限制,存在乘客滞站情况。

**假设 5** 已知车辆在站台间的平均行驶时间,该数据可通过历史数据估计得到。

### 1.2 半自动驾驶公交车辆编组

图 1 展示了半自动驾驶公交单元及车辆编组(图片来源: <https://www.next-future-mobility.com>),在车辆编组情形下,公交单元以很小的距离间隔行驶在一起,最终,编组的多个公交单元可视为一辆大容量公交。设单个半自动驾驶公交单元容量为  $c$ ,当  $y$  个公交单元编组时,所得大容量公交容量为  $yc$ ;为了保证驾驶安全,一般假定  $y \leq \bar{y}$ ,其中  $\bar{y}$  为最大车辆编组数量, $\bar{y}$  可根据线路实际情况(如道路等级等)进行确定。因此,所有编组车辆类型可表示为  $y \in Y = \{1, 2, \dots, \bar{y}\}$ ,对应的车辆容量分别为  $\text{Cap} = \{c, 2c, \dots, yc\}$ 。

半自动驾驶是一种高度自动化的自动驾驶模式,当多个半自动驾驶公交单元编组时,仅领队车需要司机引导,后续公交单元通过车联网等技术实现对领队车驾驶行为的复制,实现无人驾驶。因此,对于半自动驾驶编组车辆而言,总成本包括车辆运营成本和领队车的司机成本。设公交单元的运营成本为  $C_u$ /班次,领队车的司机成本为  $C_d$ /班次,则编组车辆的总成本可表示为

$$f(y) = C_d + yC_u \quad (1)$$

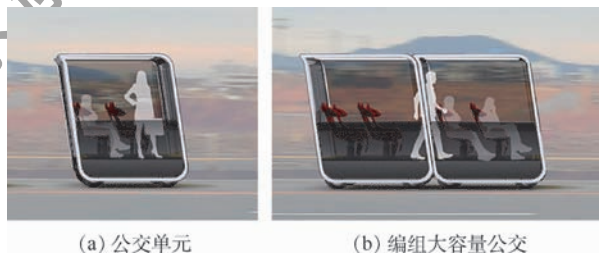


图 1 半自动驾驶公交车辆编组  
Fig. 1 Semi-autonomous driving bus platooning

### 1.3 车辆动态运行模型

对给定的调度方案,车辆动态运行模型对车辆的运行状态进行建模,从而分析该调度方案所对应的车辆运营成本和乘客候车时间成本。首先将调度周期  $T$  离散化为  $K$  个时间分布均匀的区

间,离散时间节点为  $k \in \kappa = \{0, 1, \dots, K\}$ , 区间时间长度为  $\delta = T/K$ 。设置二元决策变量  $x_{ky}$ ,  $x_{ky} = 1$  表示在时间节点  $k$  发出一辆编组长度为  $y$  的半自动驾驶公交, 否则不发出; 则发出的车辆数  $n$  可表示为

$$n = \sum_{k \in \kappa} \sum_{y \in Y} x_{ky} \quad (2)$$

设线路站台集合为  $M = \{1, 2, \dots, m\}$ , 以车辆  $i \in I = \{1, 2, \dots, n\}$  为例说明车辆的动态运行过程, 其中  $i=1$  表示第一辆发出的车辆,  $i=n$  表示最后发出的车辆。根据决策变量  $x_{ky}$  可得车辆  $i$  的发车时间  $d_{i,1}$  和车辆类型  $\theta_i$  分别为

$$d_{i,1} = \delta \phi_i \quad i \in I \quad (3)$$

$$\theta_i = \sum_{y \in Y} y x_{\phi_i y} \quad i \in I \quad (4)$$

式中:  $\delta$  为离散区间时间长度;  $\phi_i = \min\{k \mid \sum_{i \leq k} \sum_{y \in Y} x_{ky} = i, k \in \kappa\}$  为车辆  $i$  的发车离散时间节点。

在后续站台  $j$ , 车辆  $i$  的离站时间为车辆上站离站时间  $d_{i,j-1}$ 、车辆路段行驶时间  $l_{i,j}$  (为站台  $j-1$  和站台  $j$  间) 和车辆站台乘客服务时间  $u_{i,j}$  之和, 即

$$d_{i,j} = d_{i,j-1} + l_{i,j} + u_{i,j} \quad i \in I; j = 2, 3, \dots, m \quad (5)$$

为保证车辆行驶安全, 设定车辆发车时间间隔不小于系统要求最小值  $h_0$ , 同时设定车辆无超车行为, 即

$$d_{i,1} - d_{i-1,1} \geq h_0 \quad i = 2, 3, \dots, n \quad (6)$$

$$d_{i,j} \geq d_{i-1,j} \quad i = 2, 3, \dots, n; j \in M \quad (7)$$

对于前后门车辆公交系统而言, 乘客上下车同时进行; 因此, 车辆在站台的乘客服务时间为乘客上车耗时和下车耗时的最大值, 即

$$u_{i,j} = \max(\tau_b \bar{\beta}_{i,j}, \tau_a \alpha_{i,j}) \quad i \in I; j \in M \quad (8)$$

式中:  $\bar{\beta}_{i,j}$  和  $\alpha_{i,j}$  分别为实际上车和下车人数;  $\tau_b$  和  $\tau_a$  分别为乘客上车和下车人均耗时。车辆  $i$  在站台  $j$  的乘客需求  $\beta_{i,j}$  包括: ①前车滞站乘客  $w_{i-1,j}$ ; ②在车头时距内到达的其他乘客, 即

$$\beta_{i,j} = w_{i-1,j} + \lambda_j (d_{i,j} - d_{i-1,j}) \quad i = 2, 3, \dots, n; j \in M \quad (9)$$

式中:  $\lambda_j$  为站台  $j$  的乘客到达率,  $d_{i,j} - d_{i-1,j}$  为车辆  $i$  与前车  $i-1$  的车头时距, 两者的乘积表示了在该时间段内到达的乘客人数。由于车辆容量限制, 实际上车人数  $\bar{\beta}_{i,j}$  不能超过车辆剩余容量, 即

$$\bar{\beta}_{i,j} = \min(\beta_{i,j}, c\theta_i - l_{i,j-1} + \alpha_{i,j}) \quad i \in I; j \in M \quad (10)$$

式中:  $c\theta_i - l_{i,j-1} + \alpha_{i,j}$  为车辆剩余容量;  $c\theta_i$  为车辆总容量;  $l_{i,j-1}$  为车辆离开站台  $j-1$  时的车载人

数;  $\alpha_{i,j}$  为车辆在站台  $j$  的下车人数。根据车辆运营历史数据, 可以得到在不同站台乘客下车人数占比为  $\rho_j$ 。因此, 车辆  $i$  在站台  $j$  的下车人数可表示为

$$\alpha_{i,j} = \rho_j l_{i,j-1} \quad i \in I; j \in M \quad (11)$$

在站台  $j$ , 车辆离站时的车载人数为车辆在前站(站台  $j-1$ ) 的离站人数加上车辆在站台  $j$  的上车人数, 再减去在站台  $j$  的下车人数, 即

$$l_{i,j} = \begin{cases} 0 & j = 0 \\ l_{i,j-1} + \bar{\beta}_{i,j} - \alpha_{i,j} & j = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad i \in I \quad (12)$$

式中: 初始车载人数为零。

#### 1.4 车辆调度优化模型

在车辆动态运行模型基础上, 以车辆运营成本 and 乘客候车时间成本之和为目标函数, 建立车辆调度优化模型, 联合优化车辆编组(即车辆类型)和发车时刻表, 从而实现社会经济效益最优的半自动驾驶公交调度。车辆调度优化模型可表示为

$$\min_{x_{ky}} \sum_{i \in I} f(\theta_i) + \frac{1}{2} \delta_1 \sum_{i=2}^n \sum_{j=1}^m \lambda_j (d_{i,j} - d_{i-1,j})^2 + \delta_2 \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=1}^m w_{i,j} (d_{i+1,j} - d_{i,j}) \quad (13)$$

s. t.

$$\begin{cases} \text{式(2) ~ 式(12)} \\ x_{ky} \in \{0, 1\} \quad k \in \kappa; y \in Y \end{cases}$$

式中:  $\sum_{i \in I} f(\theta_i)$  为车辆运营成本;  $\frac{1}{2} \sum_{i=2}^n \sum_{j=1}^m \lambda_j \cdot (d_{i,j} - d_{i-1,j})^2$  为乘客候车时间(首车候车时间), 在乘客随机到达情形下, 乘客平均等待时间为车头时距的一半<sup>[11]</sup>, 即  $\frac{1}{2} (d_{i,j} - d_{i-1,j})$ , 同时在该车头时距内, 到达的乘客数量为  $\lambda_j (d_{i,j} - d_{i-1,j})$ , 因此两者的乘积  $\frac{1}{2} \lambda_j (d_{i,j} - d_{i-1,j})^2$  为车辆  $i$  到达站台  $j$  时所对应的乘客候车时间, 当考虑所有编组车辆和站台时, 可得上述累加的总乘客候车时间; 当公交车车满乘客不能上车时, 存在乘客滞站候

车时间, 可表示为  $\sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=1}^m w_{i,j} (d_{i+1,j} - d_{i,j})$ , 其中  $w_{i,j}$  为滞站乘客人数,  $d_{i+1,j} - d_{i,j}$  为乘客滞站等候时间;  $\delta_1$  和  $\delta_2$  分别为乘客首车候车和滞站候车的单位时间成本, 一般地, 当乘客不能上车或滞站时, 乘客有更强的等待焦虑(如存在不能准时到达目的地的风险等), 因此假定滞站候车单位时间成本不低于首车候车时间成本, 即  $\delta_2 \geq \delta_1$ 。

## 2 模型求解

所建模型为非线性整数规划 (Non-Linear Integer Programming, NLIP) 模型,难以通过精确算法求解,且当调度周期  $T$  较大时,车辆编组和调度方案的组合数量呈指数增加,解空间存在“维数灾难”,本节提出一种改进的遗传算法实现模型高效求解。

遗传算法是一种基于达尔文生物进化论的启发式搜索算法<sup>[12]</sup>,与生物进化的“物竞天择、适者生存”原理类似,遗传算法通过解的不断遗传、选择、交叉、变异,进化出逼近最优解的次优解。遗传算法具有算法收敛快和结果稳健等特点,因此被广泛应用于不同的交通工程问题中,如车辆调度<sup>[13-14]</sup>、公交线路设计<sup>[15]</sup>和公交线网优化<sup>[16]</sup>等。针对本文的车辆调度问题,图 2 展示了遗传算法的基因、染色体和种群概念。其中,基因表示在离散时间点  $k$  的决策变量  $x_{k_j}$ ,以最大车辆编组大小为 3 辆半自动驾驶公交单元为例进行说明,此时,决策变量  $x_{k_j}$  可取:不发车、发车且编组大小为 1、发车且编组大小为 2、发车且编组大小为 3,共计 4 种情况,这 4 种情况可进一步通过 2 位二进制数字  $(a, b)$  表达,  $(a, b)$  称作遗传算法的基因,对应的车辆编组大小为  $2^1 \times a + 2^0 \times b$ ,即  $2a + b$ ;因此,4 种情况(即编组大小分别为 0、1、2 和 3)的基因表达分别为  $(0, 0)$ 、 $(0, 1)$ 、 $(1, 0)$  和  $(1, 1)$ 。将所有离散时间节点的基因组合在一起就形成了染色体,一个染色体代表了一个调度方案,需要指出的是,染色体需要满足系统最小发车间隔约束,当不满足该约束时,需要修正该染色体,具体见算法步骤 2;种群是一个包含多个染色体的集合,种群通过遗传、选择、交叉和变异不断进化,进而逼近最优解。

具体地,遗传算法包括以下步骤:

**步骤 1** 参数和种群初始化。设置遗传算法参数,包括种群大小、父染色体数量  $p$ 、基因交叉比例、变异比例、最大迭代次数;随机生成种群染色体,形成模型初始解。

**步骤 2** 染色体修正。依据系统最小发车间隔  $h_0$ ,修正染色体,保证染色体中任意两发车基因(基因  $(0, 1)$ 、 $(1, 0)$ 、 $(1, 1)$ )的时间间隔不小于  $h_0$ ,当不满足该要求时,修改后续基因为不发车,即  $(0, 0)$ 。

**步骤 3** 适应度值计算。对种群中的每一染色体,以其为半自动驾驶公交调度方案,运行车辆动态运行模型,依据式(13)计算目标函数值,并

设置该目标函数值为染色体的适应度值。

**步骤 4** 种群染色体交叉、变异,生成新一代种群。从种群中选择适应度值排名靠前(从小到大排序)的  $p$  个染色体为父染色体,对任意染色体对按图 3 进行交叉变异,形成新染色体集;父染色体和新染色体集共同构成了新的种群。本文采用两点交叉算子,该算子在染色体中随机设置 2 个交叉点,然后进行基因块交换。

**步骤 5** 终止条件检查。当算法迭代次数大于最大迭代次数时终止算法,以种群中适应度值最小的染色体为模型最优解;否则,回到步骤 2。

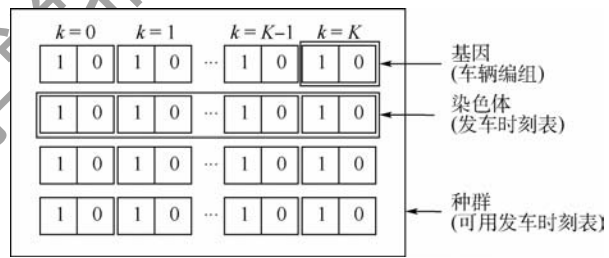


图 2 遗传算法基因、染色体及种群  
Fig. 2 Gene, chromosome, and population of genetic algorithm

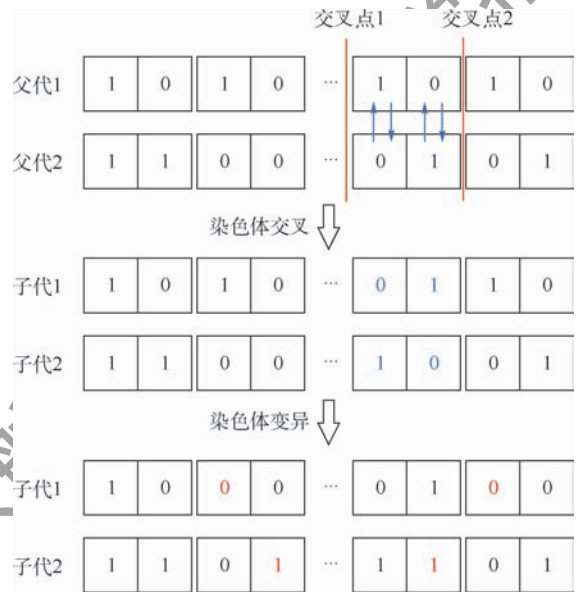


图 3 染色体交叉及变异  
Fig. 3 Chromosome crossover and mutation

## 3 案例应用

以杭州 55 路公交为实证案例,说明半自动驾驶公交及其车辆编组特性对公交运营成本和乘客候车时间成本的影响。

### 3.1 仿真参数

以杭州 55 路公交在 2017 年 5 月早高峰 (7:00 a. m. ~ 9:00 a. m.) 运营数据为依据,提取

仿真参数。车辆在站台间的平均运行时间和乘客站台到达率如表1所示。为了在仿真中生成随机车辆运行时间和乘客到达,用 Lognormal 分布拟合车辆运行时间,用 Poisson 分布拟合乘客到达,这2种分布是拟合车辆运行时间和乘客到达的常用分布<sup>[9]</sup>。人工驾驶公交容量为60人次/车,半自动驾驶公交单元容量为20人次/车,假定最多3个公交单元可进行编组;因此,半自动驾驶公交可用车型为  $Y = \{1, 2, 3\}$ , 对应车辆容量分别为  $Cap = \{20, 40, 60\}$ 。

进一步设置车辆运营成本以计算目标函数。杭州55路公交运营里程为15.5 km,平均运营时长为45 min。对于60座公交车而言,车辆平均油耗为35.2 L/(100 km),油价为7.1元/L;维护成本为10元/km。司机工资为6000元/月,一周工作5日,一日工作8 h。根据以上的里程油耗和司机成本,半自动驾驶公交单元运营成本设置为65元/班次,司机成本为29元/班次。另根据巫威眺等<sup>[17]</sup>的研究,设置乘客候车时间成本为50元/h,滞站候车时间成本为75元/h。

表1 杭州55路公交运营数据

Table 1 Operation data of route 55, Hangzhou

站点	$t_j/s$	$t_j$ 标准差/s	$\lambda_j/(人次 \cdot h^{-1})$
1	32.08	6.06	16
2	162.99	25.46	125
3	72.12	14.58	55
4	95.17	12.30	48
5	218.56	24.55	74
6	171.42	18.28	80
7	63.76	10.29	35
8	82.04	13.58	50
9	108.02	23.56	129
10	154.06	21.87	30
11	110.12	16.93	53
12	241.00	36.93	47
13	44.15	6.93	52
14	249.82	36.34	43
15	141.47	22.19	32
16	149.49	27.07	9
17	71.04	7.40	4
18	116.51	17.40	14
19	133.10	10.10	10
20	140.60	19.51	3
21	41.77	9.52	0

注: $t_j$ 为车辆在站台 $j-1$ 和站台 $j$ 间的平均行驶时间,单位为s。

### 3.2 仿真场景

考虑以下2种仿真场景:

**场景1** 基于传统人工驾驶公交的车辆调

度。在该场景下,车辆容量固定(60人次/车),公交运营公司只能通过优化车辆发车时刻表,以满足时空分布不均衡的乘客需求。该场景与传统公交运营情形类似。

**场景2** 基于半自动驾驶公交的车辆调度。在该场景下,半自动驾驶公交单元可进行车辆编组,形成不同容量的公交车辆;公交运营公司同时优化车辆编组和发车频率,从而减小车辆运营成本和乘客候车时间成本。该场景充分利用了半自动驾驶公交的车辆编组特性,所得公交调度方案更加灵活,也更能满足现代公交调度系统灵活、经济和高效的特点。

对2种仿真场景,分别执行50次仿真,每次仿真时长为5 h,其中前2 h作为系统初始化时间不计入仿真结果分析,后3 h为仿真结果分析时段;取仿真结果均值为最终结果。

### 3.3 仿真结果

#### 3.3.1 算法比较

为了说明遗传算法对本文半自动驾驶公交调度优化的适用性,对比以下算法优化效率:

1) 遗传算法。算法实施细节见本文第3节。其中父染色体数量为9,种群大小为81,基因交叉比例为50%,变异比例为5%,最大迭代次数为400次。

2) 滚动时间窗优化算法。在离散时间车辆调度优化问题中,为了降低原问题的优化难度,一个常用的做法是采用滚动时间窗方法,将原问题的调度周期分解为不同滚动时间窗<sup>[18]</sup>,与优化整个调度周期内的车辆调度不同,滚动时间窗方法每次仅优化较短时间窗内的车辆调度,并不断更新时间窗,最终得到整个调度周期的车辆调度方案。在该算例中,设置滚动时间窗口大小为10 min,对于时间窗内的最优车辆调度,仅取前4 min优化结果为最终车辆调度方案,滚动时间窗从第4 min后重新开始计算。

3) 滚动时间窗+动态规划优化算法。在滚动时间窗方法基础上,加入动态规划算法以提高滚动时间窗内的优化效率,动态规划实施细节可参考文献[4]。该算法参数设置同滚动时间窗优化算法。

表2为不同优化算法性能的比较。结果表明,在场景1和场景2中,与滚动时间窗和滚动时间窗+动态规划优化算法相比,遗传算法在计算时间上平均提升72.8%,在目标函数值上平均提升3.5%。这主要是因为:在计算时间上,滚动时间窗优化算法通过全局搜索求解时间窗内的精确解,

表 2 不同优化算法性能比较

Table 2 Performance comparison of different optimization algorithms

场景	算法	计算时间/min	目标函数值/元
场景 1	遗传算法	0.7	14 702.6
	滚动时间窗	3.2	15 462.1
	滚动时间窗 + 动态规划	2.1	15 462.1
场景 2	遗传算法	1.5	11 362.8
	滚动时间窗	6.2	11 612.4
	滚动时间窗 + 动态规划	4.7	11 612.4

算法时间复杂度较高(单个时间窗迭代情况数量为 $4^5$ ,其中4为单个离散时间点的决策情况数量,5为滚动时间窗内总的离散时间点数量);在目标函数值层面,尽管滚动时间窗优化算法每次仅取前4 min的优化结果,算法还是存在一定程度的短视,即不知道当前决策对后续时间内车辆运行的影响,该短视现象使得基于滚动时间窗的方法不能达到全局最优;然而,通过种群交叉、变异,遗传算法能得到逼近最优解的次优解。另外,值得指出的是,滚动时间窗优化算法和滚动时间窗 + 动态规划优化算法两者在目标函数值上一致,这是因为两者都是求解滚动时间窗内的精确解,导致生成的调度方案相同。

3.3.2 成本分析

表 3 展示了不同仿真场景下的车辆运营成本、乘客候车时间成本、总成本,以及当引入半自动驾驶公交调度时的模型效率提升。结果显示,与传统基于人工驾驶公交的车辆调度相比,基于半自动驾驶公交的车辆调度能显著降低车辆运营成本(降低 29.2%)、显著减少乘客候车时间成本(降低 18.2%),最终显著减少系统总成本(降低 22.7%)。该结果表明,通过引入半自动驾驶公交,并对车辆动态编组和调度,公交运营公司可实现自身和乘客的双赢。基于 2 种调度方式的差异,总成本减少的原因可解释为:①乘客需求响应式的动态半自动公交车辆编组可减少车辆运营成本。在高峰期,半自动驾驶公交车辆可编组形成大容量公交,进而提高公交载客能力;在平峰期,半自动驾驶公交单元可单独调度,以在不减小车辆发车频率条件下减少车辆运营成本;可见,动态车辆编组主要通过减少平峰期的车辆空载现象实现车辆运营成本的节约,而在平峰期载客率低、运营成本高是传统公交调度的显著特点。②通过提升小容量公交的发车频率以减少乘客候车时间。发车频率是评价公交服务质量的重要指标;一般地,公交发车频率由车辆发车成本和节省的乘客候车时间成本共同决定,当车辆发车成本小于节

表 3 成本分析

Table 3 Cost analysis

场景	车辆运营成本/元	乘客候车时间成本/元	总成本/元
场景 1	6 048.0	8 654.6	14 702.6
场景 2	4 280.0	7 082.8	11 362.8

省的乘客候车时间成本时,发车可减小系统总成本;当车辆发车成本大于乘客候车时间成本时,不发车使得系统总成本最小。在传统公交调度系统中,由于车辆容量固定且发车成本高,在同等乘客需求条件下使得发车频率大大缩小;而在半自动驾驶公交调度系统中,车辆编组可大大减小车辆发车成本,因此,在同等乘客需求条件下可提高车辆发车频率。

3.3.3 乘客候车时间分析

图 4 分析了乘客等候时间分布。在基于传统人工驾驶公交的车辆调度中,乘客平均候车时间为 194.23 s;当引入半自动驾驶公交时,乘客平均候车时间缩短为 142.73 s。该结果表明,半自动驾驶公交调度能降低乘客候车时间,提升公交服务水平;与 3.3.2 节成本减少的原因一致,这主要是因为引入半自动驾驶公交调度提升了公交发车频率所致,如在平峰期当乘客需求较小时,由于小容量半自动驾驶公交单元的发车成本相较于大容量传统公交更低,半自动驾驶公交调度的发车频率会高于传统公交调度。

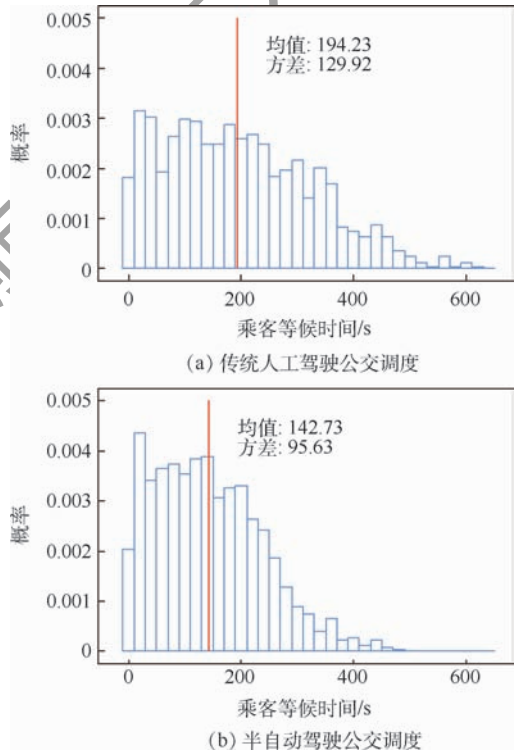


图 4 乘客等候时间分布

Fig. 4 Passenger waiting time distribution

### 3.3.4 车辆编组

车辆编组是实现场景2(即半自动驾驶公交调度)车辆运营成本减少和乘客候车时间成本降低的主要原因,本节以车辆路径图的形式分析动态车辆编组。图5展示了场景1和场景2对应的车辆路径图,其中折线代表了不同公交车辆的行车轨迹,折线类型代表了车辆编组大小,即车型 $Y = \{1, 2, 3\}$ 。图5(a)表示在基于人工驾驶公交的传统公交调度中,发车车型仅为大容量公交(即车辆编组为3,60人次/车),无车辆容量动态调整;图5(b)表示在半自动驾驶公交调度系统中,发车车型根据乘客需求自适应调整,最终发车车型包括车型1(20人次/车)、车型2(40人次/车)和车型3(60人次/车)。此外,还可以发现图5(b)的车辆路径更加密集,表明在半自动驾驶条件下公交发车频率更高,这进一步验证了3.3.2节的结论,即半自动驾驶公交调度发车频率更高,这最终降低了乘客候车时间。

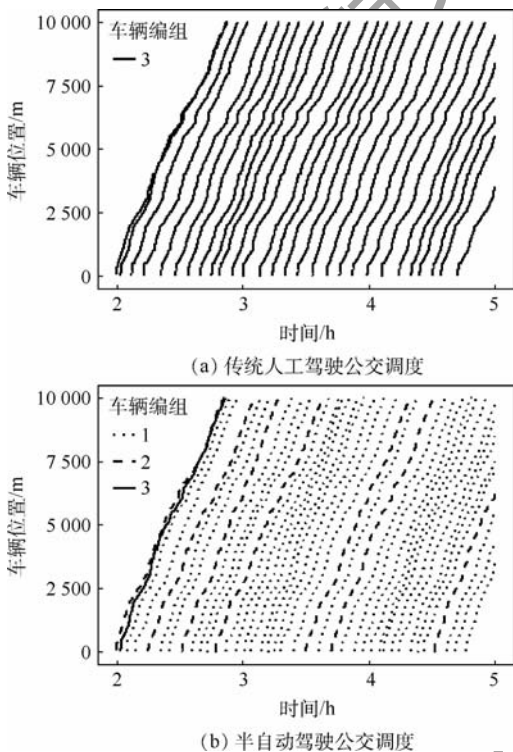


图5 车辆轨迹与车辆编组

Fig. 5 Bus trajectory and platooning

## 4 结论

建立单线半自动驾驶公交车辆运行模型,分析车辆编组条件下车辆到离站过程、乘客上下车过程、车辆容量限制、乘客滞站、车载人数变化等车辆运行过程,在此基础上,建立半自动驾驶公交车辆编组和调度优化模型,联合优化车辆容量和

发车时刻表,以使乘客出行时间成本和车辆运营成本最低。通过改进的遗传算法求解模型,以杭州55路公交为分析案例,验证了模型有效性。本文主要结论如下:

1) 通过车辆编组,半自动驾驶公交能实现公交运营和客流需求的最大匹配。与传统基于人工驾驶公交的车辆调度相比,基于半自动驾驶公交的车辆调度能降低29.2%的车辆运营成本,能减少18.2%的乘客候车时间成本,能减少22.7%的系统总成本。

2) 客流时空分布不均衡是公交运营面临的挑战之一,在传统基于人工驾驶公交的车辆调度中,车辆容量固定,在平峰期存在车辆利用率低、能耗浪费的问题。当引入半自动驾驶公交时,能通过车辆编组有效减少平峰期的车辆空载现象,实现车辆运营成本降低。

3) 在车辆编组情形下,在平峰期,公交企业通过发出多辆小容量公交替代大容量公交车辆,能有效提高车辆发车频率,缩短乘客候车时间。

今后可从以下两方面进行扩展。①自动驾驶公交前期购置成本高,可通过多线自动驾驶公交车辆共享、编组和调度进一步提高车辆利用率和周转率。②在不同智能网联水平下,车辆编组具有不同特征,如在L2、L3自动化水平下,车辆编组头车为人工驾驶,后车通过网联通信技术复制头车驾驶行为,实现无人驾驶;在L4、L5自动化水平下,头车和后车都是无人驾驶;因此,有必要进一步分析不同智能网联发展水平下的车辆编组特征差异及其对车辆调度的影响。

### 参考文献 (References)

- [1] ZHANG W, JENELIUS E, BADIA H. Efficiency of semi-autonomous and fully autonomous bus services in trunk-and-branches networks[J]. Journal of Advanced Transportation, 2019 (PT. 1): 543-563.
- [2] SCHERR Y O, SAAVEDRA B A N, HEWITT M, et al. Service network design with mixed autonomous fleets[J]. Transportation Research Part E: Logistics and Transportation Review, 2019, 124(C): 40-55.
- [3] CHEN Z B, HE F, YIN Y F, et al. Optimal design of autonomous vehicle zones in transportation networks[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2017, 99: 44-61.
- [4] CHEN Z B, LI X P, ZHOU X S. Operational design for shuttle systems with modular vehicles under oversaturated traffic: Discrete modeling method[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2019, 122: 1-19.
- [5] LIU T, CEDER A A, RAU A. Public transit fleet size models of single-line autonomous modular system: No. 19-01575 [R]. Washington, D. C. : TRB, 2019: 1-12.

- [6] 张思林,袁振洲,曹志超.考虑容量限制的多公交车型运行计划优化模型[J].交通运输系统工程与信息,2016,17(1):150-156.  
ZHANG S L, YUAN Z Z, CAO Z C. Optimization model of bus operation plan based on hybrid bus sizes with constraints on vehicle capacity[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2016, 17(1): 150-156 (in Chinese).
- [7] 胡郁葱,陈栩,罗嘉陵.多起终点多车型混载的定制公交线路规划模型[J].广西师范大学学报,2018,36(4):1-11.  
HU Y C, CHEN X, LUO J L. Network design model of customized bus in diversified operation of multi-origin-destination and multi-type vehicle mixed load[J]. Journal of Guangxi Normal University, 2018, 36(4): 1-11 (in Chinese).
- [8] 代存杰,李引珍,马昌喜,等.时间依赖需求下多车型快速公交发车频率优化[J].交通运输工程学报,2017,17(1):129-139.  
DAI C J, LI Y Z, MA C X, et al. Optimization of departure frequency for bus rapid transit with multi-type vehicles under time-dependent demand[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2017, 17(1): 129-139 (in Chinese).
- [9] 黄艳,王正武,李增杰,等.多车型公交系统中公交车辆与发车间隔的协调优化[J].长沙理工大学学报(自然科学版),2016,13(3):37-41.  
HUANG Y, WANG Z W, LI Z J, et al. Coordinated optimization of bus and departure intervals in multi-vehicle bus system[J]. Journal of Changsha University of Science and Technology (Natural Science), 2016, 13(3): 37-41 (in Chinese).
- [10] 赵淑芝,王东,刘华胜,等.常规公交线路多车型配置优化模型[J].北京工业大学学报,2017,43(10):1529-1534.  
ZHAO S Z, WANG D, LIU H S, et al. Multi-vehicle-type configuration model of regular bus lines[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2017, 43(10): 1529-1534 (in Chinese).
- [11] DELGADO F, MUNOZ J C, GIESEN R. How much can holding and/or limiting boarding improve transit performance? [J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2012, 46(9): 1202-1217.
- [12] METAWA N, HASSAN M K, ELHOSENY M. Genetic algorithm based model for optimizing bank lending decisions[J]. Expert Systems with Applications, 2017, 80(C): 75-82.
- [13] 滕继涛,张飞舟,李跃鹏,等.智能交通系统中车辆调度问题的遗传算法研究[J].北京航空航天大学学报,2003,29(1):13-16.  
TENG J T, ZHANG F Z, LI Y P, et al. Genetic algorithm for the scheduling of public traffic vehicles in ITS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(1): 13-16 (in Chinese).
- [14] 张飞舟,晏磊,范跃祖,等.智能交通系统中的运营车辆优化调度研究[J].北京航空航天大学学报,2002,28(6):707-710.  
ZHANG F Z, YAN L, FAN Y Z, et al. Optimizing dispatching of public traffic vehicles in intelligent transport systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(6): 707-710 (in Chinese).
- [15] FAN W, MACHEMEHL R B. Optimal transit route network design problem with variable transit demand: Genetic algorithm approach[J]. Journal of Transportation Engineering, 2006, 132(1): 40-51.
- [16] BIELLI M, CARAMIA M, CAROTENUTO P. Genetic algorithms in bus network optimization [J]. Transportation Research Part C: Emerging Technologies, 2002, 10(1): 19-34.
- [17] 巫威眺,靳文舟,魏明,等.配合区间车的单线公交组合调度模型[J].华南理工大学学报,2012,40(11):147-154.  
WU W T, JIN W Z, WEI M, et al. Mixed scheduling model of single-line bus for zonal vehicles [J]. Journal of South China University of Technology, 2012, 40(11): 147-154 (in Chinese).
- [18] LU G, NIE Y M, LIU X, et al. Trajectory-based traffic management inside an autonomous vehicle zone[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2019, 120: 76-98.

## 作者简介:

代壮 男,博士研究生。主要研究方向:智能网联交通。

陈汐 男,博士研究生。主要研究方向:公交调度优化。

马晓磊 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:智能交通系统。

# Semi-autonomous driving bus platooning and scheduling optimization

DAI Zhuang<sup>1</sup>, CHEN Xi<sup>1</sup>, MA Xiaolei<sup>1,2,\*</sup>

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Big Data Brain Computing, Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Semi-autonomous driving bus platooning refers to the vehicle organization technology that connects bus units together through vehicle communication technologies to realize coordinated driving of vehicles and dynamic design of vehicle capacity. Based on semi-autonomous driving bus platooning, a dynamic bus operation model is first proposed to model bus arrival and departure time at stops, passenger dwelling process, bus capacity constraint and onboard passenger dynamics. On this basis, a semi-autonomous driving bus scheduling optimization model is proposed to jointly optimize platooning size and bus dispatching time with the objective of the sum of the optimizing operating cost and passenger waiting time cost. An improved genetic algorithm is proposed to solve the model efficiently. The model is validated using a real-world example of bus route 55, Hangzhou, China. Simulation results show that the proposed semi-autonomous driving bus scheduling can reduce bus operating cost by 29.2% and reduce passenger waiting time cost by 18.2%, when compared with conventional human-driven bus scheduling. The result verifies the efficiency of the proposed model in scheduling semi-autonomous driving bus.

**Keywords:** intelligent transportation system; semi-autonomous driving; bus platooning; bus scheduling; genetic algorithm

**Received:** 2019-12-16; **Accepted:** 2020-02-28; **Published online:** 2020-03-09 15:42

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200309.1257.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200309.1257.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (U1811463,61773036); Beijing Natural Science Foundation (9172011)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0597

# 暖机对舰载机滑跃起飞安全影响分析



钱仁军, 李本威\*, 徐彦军, 董庆, 张赞

(海军航空大学 航空基础学院, 烟台 264001)

**摘 要:** 针对发动机不暖机会产生推力损失,进而影响舰载机滑跃起飞安全的问题,分析了暖机与不暖机两种情况下舰载机起飞极限重量的差异。建立舰载机滑跃起飞动力学模型,根据滑跃起飞安全准则,利用飞行轨迹最小爬升率不小于零判定起飞极限重量,并在不同甲板风和大气温度下比较两种跑道暖机与不暖机起飞极限重量。结果表明:暖机对105 m短跑道滑跃起飞极限重量影响更大;随着甲板风的增大,舰载机暖机与不暖机滑跃起飞极限重量相对偏差逐渐减小,其中105 m跑道对应最大偏差和最小偏差分别为2.70%和2.44%,195 m跑道对应最大偏差和最小偏差分别为2.64%和2.40%;随着大气温度升高,舰载机暖机与不暖机滑跃起飞极限重量相对偏差变化趋势先增大后变缓,其中105 m跑道对应最大偏差和最小偏差分别为2.79%和2.56%,195 m跑道对应最大偏差和最小偏差分别为2.69%和2.46%。

**关键词:** 暖机; 舰载机; 滑跃起飞; 动力学模型; 起飞极限重量; 甲板风; 大气温度

**中图分类号:** V275+.2

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2293-09

涡扇发动机在起动成功后,按照规定需先进行暖机操作,即将高压转子转速保持在一定转速,并维持一段时间,再将发动机由慢车运行到全加力状态。对应舰载机起飞程序,即在起飞前,需先将飞机运到暖机位进行暖机,再行驶到起飞位准备起飞。暖机的存在影响了飞机出动程序和出动路线的规划,严重制约了舰载机的出动效率。

压气机叶尖间隙的仿真研究表明,发动机不暖机直接运行到全加力状态,相比暖机后叶尖间隙有所增加。由于叶尖间隙的增大,发动机部件做功能力下降,涡轮后温度提前达到限制值,为了防止超温,燃油流量会被限制,导致发动机性能下降。台架试验数据也证明,发动机不暖机直接运行到全加力状态,燃油流量低于正常值,性能上出现推力损失。对于陆基起飞,发动机推力损失会使得滑跑距离增加,而对于舰基滑跃起飞,推力损

失会使得舰载机离舰速度降低,进而影响到舰载机滑跃起飞的极限重量。

舰载机滑跃起飞离舰后,速度小于起飞要求,导致舰载机会有一段失重状态的半抛物线飞行<sup>[1]</sup>。对于该段飞行,现有安全性准则是飞行轨迹不允许出现下沉量<sup>[2-3]</sup>,即要求舰载机在整个起飞过程中最小爬升率不小于零。飞行手册据此安全准则规定舰载机滑跃起飞的极限重量,并以此指导舰载机的起飞。在不暖机情况下,由于推力损伤的存在,按照现有飞行手册上起飞极限重量指导舰载机进行滑跃起飞,会威胁到舰载机的起飞安全。研究暖机对舰载机起飞过程极限重量的影响,能够为紧急情况下舰载机不暖机直接滑跃起飞提供决策参考,具有重大工程意义。

Liu 和 Qu<sup>[4]</sup> 基于张量推导建立了包含起落架的舰载机滑跃起飞过程数学模型; Wang 等<sup>[5]</sup> 在

收稿日期: 2019-11-25; 录用日期: 2020-03-23; 网络出版时间: 2020-04-03 09:12

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200402.1813.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200402.1813.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金(51505492); 泰山学者建设工程

\* 通信作者. E-mail: LBW103@sina.com

**引用格式:** 钱仁军, 李本威, 徐彦军, 等. 暖机对舰载机滑跃起飞安全影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2293-2301. QIAN R J, LI B W, XU Y J, et al. Effect of heating of turbine on the safety of carrier-based aircraft ski jump takeoff[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2293-2301 (in Chinese).

该模型基础上建立了包含起飞指令、控制系统、甲板风干扰及运动实体的多体系统综合动力学仿真模型,并基于 Simulink 环境实现了多体系统仿真。李康伟<sup>[6]</sup>和朱熠<sup>[7]</sup>研究了斜甲板形状的拟合方法,并在此基础上建立了舰载机在水平甲板和弯曲斜甲板上的质心运动模型。王维军等<sup>[8]</sup>通过起飞过程中飞机受力变化和迎角变化机理,分析了飞机性能与甲板参数的适配关系。张文龙<sup>[9]</sup>和刘湘一<sup>[10]</sup>等分别建立了滑跃起飞的简易模型,并对某型无人机和某型战机滑跃起飞性能进行了简要分析。目前,已有的关于滑跃起飞的研究多集中于舰载机起飞运动模型及甲板参数、甲板风对起飞过程的影响,鲜有发动机性能变化对起飞安全的影响分析。

运用某台发动机不暖机和暖机 2 种情况下全加力状态的台架数据对发动机气动热力学模型进行修正,能够得到该发动机不暖机情况下的数学模型和暖机后的数学模型。利用修正后的数学模型,泛化环境输入量,可以得到不同大气环境下发动机 2 种情况对应的推力性能。在此基础上,本文通过建立滑跃起飞数学模型,根据起飞轨迹不允许出现下沉量这一安全准则,利用起飞过程中最小爬升率不小于零计算出起飞极限重量,并分析不同甲板风和大气温度下发动机暖机与不暖机 2 种情况舰载机起飞极限重量的差异。

## 1 滑跃起飞动力学模型

滑跃起飞是飞机在进行短距离直线滑跑后,进入一段弯曲的斜甲板并继续加速,最终以低于正常起飞的速度滑离甲板跑道,并获得一定的航迹角和俯仰角速度<sup>[11-12]</sup>。在离开跑道后的抛射过程中,飞机能够加速到爬升飞行所需的速度<sup>[13]</sup>。整个起飞过程分为 3 个阶段:直线段加速滑跑阶段、曲线段加速滑跑阶段和离舰空中飞行阶段<sup>[14]</sup>,如图 1 所示。图 1 中: $L_2$  为甲板曲线段对应的水平长度。在建立滑跃起飞数学模型的过程

中,忽略起落架减震器和甲板摇荡运动对飞机的影响,只考虑飞机质心的受力和运动,并在航母静止假定下描述飞机滑跃起飞过程。以俄罗斯“库兹涅佐夫”号航母为原型,建立飞机滑跃起飞运动模型。

### 1.1 直线段加速滑跑模型

飞机在航迹坐标系下直线段质心动力学方程为<sup>[15-16]</sup>

$$T \cos(\alpha + \varphi) - F_R - D = m \frac{dv}{dt} \quad (1)$$

$$T \sin(\alpha + \varphi) + L + N - mg = 0 \quad (2)$$

式中: $T$  为发动机推力; $\alpha$  为飞机迎角; $\varphi$  为发动机相对机身轴线安装角; $v$  为飞机的速度; $L$  和  $D$  分别为飞机的气动升力和气动阻力, $L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L$ ,  $D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$ ,  $\rho$  为空气密度, $S$  为飞机翼展面积, $C_L$  和  $C_D$  分别为飞机的升力系数和阻力系数; $N$  为甲板对飞机法向的支撑力; $m$  为飞机质量; $g$  为重力加速度; $F_R$  为飞机轮胎与甲板之间的摩擦力, $F_R = Nf = (mg - L - T \sin(\alpha + \varphi))f$ ,  $f$  为轮胎相对甲板的摩擦系数。

对式(1)进行积分,即可得到

$$\int_0^{L_1} T \cos(\alpha + \varphi) ds - \int_0^{L_1} (F_R + D) ds = \int_0^{v_1} m v dv \quad (3)$$

式中: $L_1$  为甲板直线段长度; $v_1$  为飞机加速滑跑到甲板直线段末端的速度。

假定舰载机在沿着甲板加速过程中,推力和迎角均没有变化,此时飞机迎角为基准迎角。将  $F_R$  表达式代入式(3),则可以转换为

$$T \cos(\alpha + \varphi) L_1 - (mg - T \sin(\alpha + \varphi)) f L_1 - \int_0^{L_1} (D - L f) ds = \frac{1}{2} m v_1^2 \quad (4)$$

在滑跑过程中,由于假设迎角不变,因此  $C_L$  和  $C_D$  也不变,式(4)可以进一步转换为

$$T \cos(\alpha + \varphi) L_1 - (mg - T \sin(\alpha + \varphi)) f L_1 - \frac{1}{2} \rho S (C_D - C_L f) \int_0^{L_1} v^2 ds = \frac{1}{2} m v_1^2 \quad (5)$$

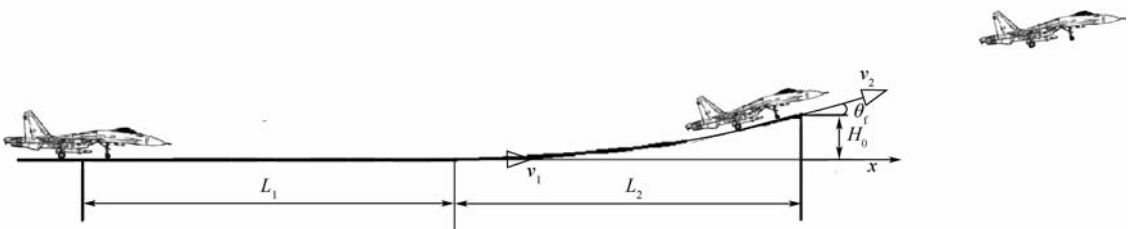


图 1 飞机滑跃起飞不同阶段示意图

Fig. 1 Schematic diagram of different stages of aircraft ski jump takeoff

在式(5)中,动能损失可以分为摩擦力引起的动能损失和气动力引起的动能损失。其中,摩擦力导致的损失与推力做功关系为

$$\frac{(mg - T\sin(\alpha + \varphi))fL_1}{T\cos(\alpha + \varphi)L_1} = \frac{gf}{T\cos(\alpha + \varphi)}m - \frac{\sin(\alpha + \varphi)f}{\cos(\alpha + \varphi)} \quad (6)$$

式(6)中只有飞机质量是变量,而舰载机起飞重量一般在 24 t 以上,将  $m = 24\,000\text{ kg}$  代入式(6),计算结果为 2.53%,因此可以定义摩擦力导致的动能损失占推力做功的比例系数  $k_1$  为

$$k_1 = 1.1129 \times 10^{-6}(m - 24\,000) + 2.53\% \quad (7)$$

式(5)中气动力导致的动能损失与最终动能的关系为

$$\frac{\frac{1}{2}\rho S(C_D - C_{L_f})\int_0^{L_1} v^2 ds}{\frac{1}{2}mv_1^2} = \rho S(C_D - C_{L_f})\frac{L_1}{m} \cdot \frac{v_i^2}{v_1^2} \quad (8)$$

根据微分中值定理, $v_i$  是小于  $v_1$  的某一速度值。由于建模过程中忽略了飞机迎角变化和起落架减震器的影响,因此离舰速度计算结果会有一些偏大,为了减小速度误差及简化计算,本文令  $v_i = v_1$ 。

在式(8)中只有飞机质量和跑道长度是变量,将  $m = 24\,000\text{ kg}$  和  $L_1 = 51.5\text{ m}$  代入式(8),计算结果为 1.82%,因此可以定义气动力导致的动能损失占最终动能的比例系数  $k_2$  为

$$k_2 = \frac{24\,000L_1}{51.5m} \times 1.82\% \quad (9)$$

式中: $L_i$  为飞机滑跑过程中不同跑道的长度。

利用  $k_1$  和  $k_2$  可以将积分后的式(5)改写为

$$(1 - k_1)T\cos(\alpha + \varphi)L_1 = (1 + k_2)\frac{1}{2}mv_1^2 \quad (10)$$

进而得出飞机在直线段加速滑跑的最终速度为

$$v_1 = \sqrt{\frac{2(1 - k_1)T\cos(\alpha + \varphi)L_1}{(1 + k_2)m}} \quad (11)$$

### 1.2 曲线段加速滑跑模型

飞机进入曲线段质心动力学方程为<sup>[17-19]</sup>

$$T\cos(\alpha + \varphi) - F_R - D - mg\sin\theta_{\text{deck}} = m\frac{dv}{dt} \quad (12)$$

$$L + N + T\sin(\alpha + \varphi) - mg\cos\theta_{\text{deck}} = m\frac{v^2}{R} \quad (13)$$

式中: $\theta_{\text{deck}}$  和  $R$  分别为飞机滑跑过程中在甲板曲线段的局部切线角和局部曲率半径。

对式(12)进行积分,即可得到

$$\int_0^{L_{\text{deck}}} T\cos(\alpha + \varphi) ds - \int_0^{L_{\text{deck}}} (F_R + D) ds + \int_0^{L_{\text{deck}}} mg\sin\theta_{\text{deck}} ds = \int_{v_1}^{v_2} mv dv \quad (14)$$

式中: $L_{\text{deck}}$  为甲板曲线段圆弧长度; $v_2$  为飞机加速到达曲线段末端的速度。

根据  $\int_0^{L_{\text{deck}}} \sin\theta_{\text{deck}} ds = H_0$ ,  $H_0$  为甲板曲线段末端相对甲板直线段的高度。将  $H_0$  代入式(14),则可以进一步转换为

$$T\cos(\alpha + \varphi)L_{\text{deck}} - \int_0^{L_{\text{deck}}} (F_R + D) ds - mgH_0 = \frac{1}{2}mv_2^2 - \frac{1}{2}mv_1^2 \quad (15)$$

利用动能损失系数  $k_1$  和  $k_2$ ,可以将积分后的式(15)改写为

$$(1 - k_1)T\cos(\alpha + \varphi)L_{\text{deck}} - mgH_0 = (1 + k_2)\left(\frac{1}{2}mv_2^2 - \frac{1}{2}mv_1^2\right) \quad (16)$$

得出飞机在曲线段加速滑跑的最终速度为

$$v_2 = \sqrt{v_1^2 + \frac{2(1 - k_1)T\cos(\alpha + \varphi)L_{\text{deck}} - 2mgH_0}{(1 + k_2)m}} \quad (17)$$

### 1.3 离舰空中飞行段模型

飞机在滑跑结束离开甲板后的质心动力学方程为<sup>[20-21]</sup>

$$m\frac{dV}{dt} = T\cos(\alpha + \varphi) - D - mg\sin\gamma \quad (18)$$

$$mV\frac{d\gamma}{dt} = T\sin(\alpha + \varphi) + L - mg\cos\gamma \quad (19)$$

式中: $V$  为飞机质心运动速度; $\gamma$  为飞机航迹倾角,两者均为时间的函数,即  $V = V(t)$ ,  $\gamma = \gamma(t)$ ,且已知  $V(0) = v_2$ ,  $\gamma(0) = \theta_f$ ,  $\theta_f$  为飞机在甲板曲线段末端的出板角。令  $\frac{dV}{dt} = f(t, V, \gamma)$ ,  $\frac{d\gamma}{dt} = g(t, V, \gamma)$ ,即可利用四阶龙格-库塔对式(18)和式(19)组成的一阶微分方程组进行求解。

飞机在空中质心的运动学方程为<sup>[21-22]</sup>

$$\frac{dx}{dt} = V\cos\gamma \quad (20)$$

$$\frac{dH}{dt} = V\sin\gamma \quad (21)$$

式中: $x$  为飞机在水平轴方向的飞行距离; $H$  为飞行高度。

将动力学方程求解过程中的  $V$  和  $\gamma$  代入质心运动学方程式(20)和式(21),即可确定飞机在离开甲板后的飞行轨迹。

## 2 暖机对起飞飞行轨迹影响

暖机对发动机的影响表现为发动机的推力损失,不暖机情况下的全加力状态推力相比暖机后的全加力状态推力小3%~4%左右。以标准大气条件为例,发动机不暖机情况下,全加力状态推力相比暖机后全加力状态推力损失3.83%。将2种情况下的推力值代入本文建立的飞机滑跃起飞动力学模型,105 m短跑道起飞重量分别设置为22 t、23 t和24 t,195 m长跑道起飞重量分别设置为27 t、28 t和29 t,从而计算出2种跑道不同起飞重量舰载机滑跃起飞飞行轨迹,如图2所示。

从图2中可以看出,暖机对起飞轨迹的影响非常明显,且随着起飞重量的增加,暖机对起飞轨迹的影响越来越大。其本质就是:不暖机情况下发动机产生推力损失,改变了飞机的推重比,进而改变了舰载机起飞飞行轨迹。

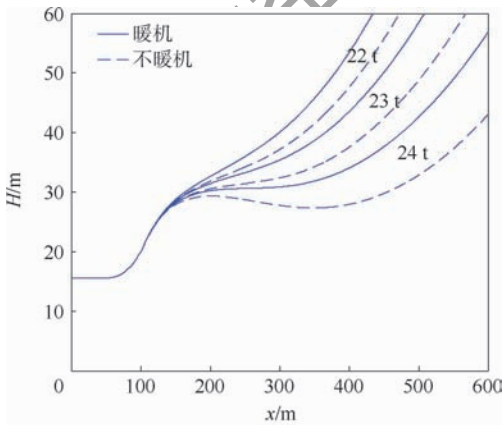
从图2(a)可以看出,起飞重量为24 t时,暖机后滑跃起飞飞行轨迹正常,但不暖机直接起飞飞行轨迹出现了明显的下沉,说明不暖机情况下

起飞重量为24 t属于“超重”起飞。滑跃起飞安全准则要求舰载机在离舰后不能出现下沉,在发动机全加力状态下,轨迹不能下沉对应最大起飞重量。因此,研究暖机对起飞极限重量的影响就是研究暖机对起飞安全的影响。

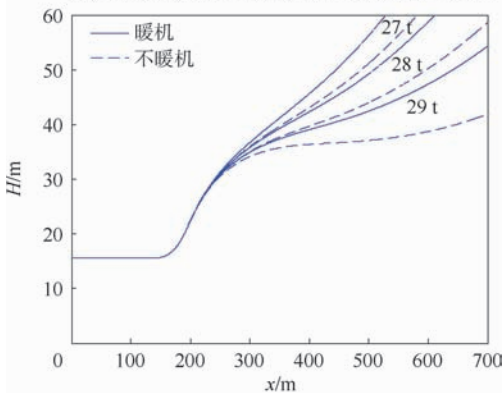
## 3 暖机对起飞极限重量影响

飞机在离舰后的半抛物线空中飞行阶段,由于速度不够起飞要求,导致升力小于重力,法向载荷小于1,因此垂直方向分速度不断减小,对应爬升率也是不断减小。随着推力不断做功,飞机速度不断增加,升力逐步增大,直至升力与重力平衡,法向载荷等于1。定义升力与重力的平衡点为“飞离点”<sup>[23]</sup>,该点是飞机起飞过程中爬升率最小值所在处。飞离点之后,飞机在推力作用下开始正常爬升,加速飞行。

根据舰载机空中飞行阶段质心运动学模型计算爬升率,并得出最小爬升率结果。在给定推力,舰载机起飞重量改变后,飞行轨迹和对应爬升率的变化如图3所示。不断增加起飞重量,直至起飞过程中飞离点最小爬升率等于零,即爬升率曲线与0轴线红线相切,此时的起飞重量即为舰载



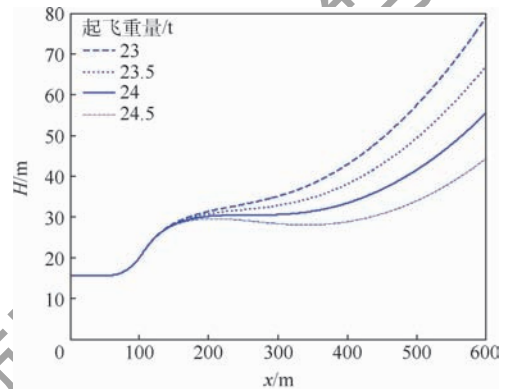
(a) 105 m跑道22~24 t起飞重量飞机对应起飞轨迹



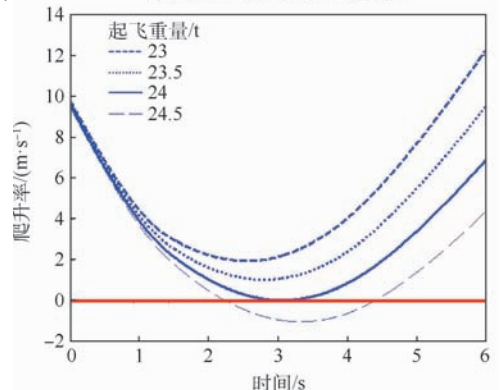
(b) 195 m跑道27~29 t起飞重量飞机对应起飞轨迹

图2 暖机与不暖机两种情况下不同起飞重量飞机起飞轨迹

Fig. 2 Takeoff track of aircraft with different takeoff weight under heating and unheated conditions



(a) 起飞重量改变后轨迹变化



(b) 起飞重量改变后离舰爬升率变化

图3 不同起飞重量飞行轨迹和离舰后爬升率  
Fig. 3 Flight path and climb rate of aircraft with different takeoff weight

机起飞极限重量。

从图 3(b)中可以看出,随着起飞重量的增加,离舰后到达飞离点的时间逐渐增加。这是因为:随着起飞重量增加,飞离点平衡重力所需升力也要增加,要求飞离点飞机速度更快,因此推力做功时间增加。图 3 中的飞行轨迹为给定推力下的起飞过程,而发动机暖机与不暖机推力存在差异,因此飞机在暖机与不暖机 2 种情况下滑跃起飞的安全起飞重量是有所区别的。除了发动机推力,影响飞机起飞轨迹的还有甲板风和大气温度 2 个典型环境变量。因此,以起飞过程中最小爬升率不小于零作为判断条件,分析不同甲板风和大气温度下暖机与不暖机 2 种情况起飞极限重量的差异。

### 3.1 不同甲板风下暖机对起飞极限重量影响

由于甲板风的作用,飞机在离舰之后的空中飞行阶段迎角增大,空速增加,进而导致飞机升力增加,影响到飞行轨迹。从图 4 中的几何关系可以得到甲板风导致的迎角增加量关系式为

$$\tan(\Delta\alpha) = \frac{v_{wind} \sin \theta}{v + v_{wind} \cos \theta} \quad (22)$$

$$\text{求出迎角增量 } \Delta\alpha = \arctan\left(\frac{v_{wind} \sin \theta}{v + v_{wind} \cos \theta}\right),$$

$v_{wind}$  为甲板风。空速  $v_T$  表达式为

$$v_T = \sqrt{(v \cos \theta + v_{wind})^2 + (v \sin \theta)^2} \quad (23)$$

将不同大小的甲板风代入滑跃起飞运动模型,计算出不同起飞重量对应的最小爬升率,并根据安全准则求出不同甲板风下舰载机起飞极限重量。在标准大气条件下,舰载机暖机与不暖机对应的起飞极限重量计算结果如表 1 和表 2 所示。

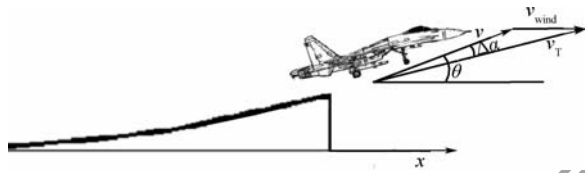


图 4 甲板风效应示意图

Fig. 4 Schematic diagram of deck wind effect

表 1 105 m 跑道不同甲板风下暖机与不暖机对应起飞极限重量

Table 1 Takeoff limit weight with different deck wind under heating and unheated conditions on 105 m runway

甲板风/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	暖机后起飞 极限重量/kg	不暖机起飞 极限重量/kg	相对偏差/%
0	24 070	23 420	2.70
3	25 150	24 480	2.66
6	26 260	25 580	2.59
9	27 420	26 720	2.55
12	28 620	27 910	2.48
15	29 880	29 150	2.44

从表 1 和表 2 中可以看出,在甲板风为 0 时,暖机与不暖机的起飞极限重量相对偏差最大,105 m 短跑道和 195 m 长跑道起飞极限重量最大相对偏差分别为 2.70% 和 2.64%。将表 1 和表 2 中暖机与不暖机起飞极限重量和相对偏差的计算结果绘制如图 5 与图 6 所示。

表 2 195 m 跑道不同甲板风下暖机与不暖机对应起飞极限重量

Table 2 Takeoff limit weight with different deck wind under heating and unheated conditions on 195 m runway

甲板风/ ( $m \cdot s^{-1}$ )	暖机后起飞 极限重量/kg	不暖机起飞 极限重量/kg	相对偏差/%
0	29 950	29 160	2.64
3	31 130	30 330	2.57
6	32 330	31 510	2.54
9	33 490	32 660	2.48
12	34 660	33 810	2.45
15	35 800	34 940	2.40

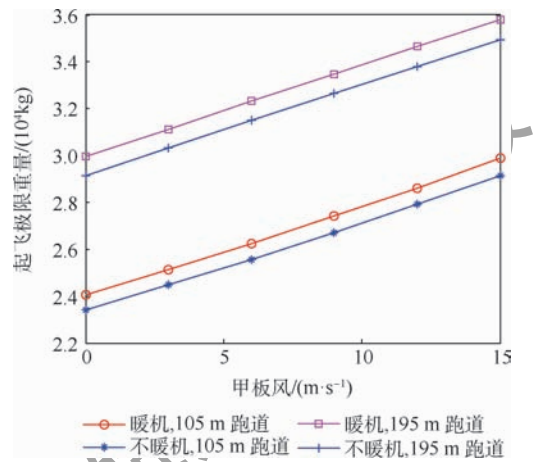


图 5 两种跑道暖机与不暖机起飞极限重量随甲板风变化  
Fig. 5 Variation of takeoff limit weight with deck wind under heating and unheated conditions on two runways

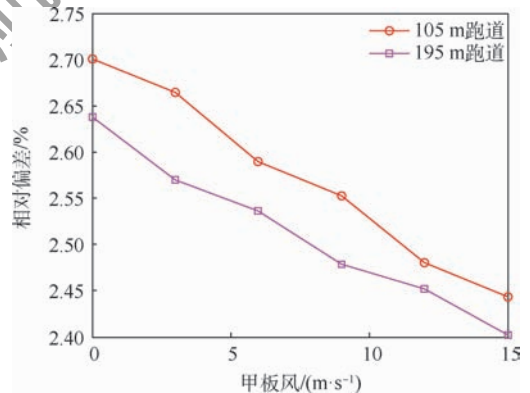


图 6 两种跑道暖机与不暖机起飞极限重量相对偏差随甲板风变化  
Fig. 6 Variation of takeoff limit weight relative deviation with deck wind under heating and unheated conditions on two runways

从图5中可以看出,舰载机在105 m和195 m两种长度跑道滑跃起飞,起飞极限重量均随着甲板风增加而增加,且不管甲板风大小,暖机后的起飞极限重量始终大于不暖机直接起飞。从图6中可以看出,相比195 m长跑道,舰载机从105 m短跑道滑跃起飞暖机与不暖机起飞极限重量相对偏差更大,且随着甲板风的增大,舰载机在2种跑道起飞极限重量的相对偏差都在逐渐减小,即暖机对滑跃起飞安全的影响在逐步减小。

### 3.2 不同大气温度下暖机对起飞极限重量影响

大气温度变化对舰载机起飞影响主要在于空气密度的改变和发动机性能状态的变化。表3和表4分别给出了不同大气温度下空气密度、暖机和不暖机发动机推力变化情况。

将表3和表4中数值代入舰载机滑跃起飞模型,设置甲板风大小为0,根据安全准则计算出不同大气温度下舰载机起飞极限重量,计算结果如表5和表6所示。

表3 大气温度对空气密度的影响

Table 3 Influence of air temperature on air density

大气温度/°C	空气密度/(kg·m <sup>-3</sup> )
0	1.293
5	1.270
10	1.248
15	1.226
20	1.205
25	1.185
30	1.165

表4 大气温度对发动机推力的影响

Table 4 Influence of air temperature on engine thrust

大气温度/°C	暖机后推力相对值	不暖机推力相对值
0	1.0794	1.0405
5	1.0526	1.0131
10	1.0293	0.9896
15	1.000	0.9617
20	0.9641	0.9265
25	0.9267	0.8908
30	0.8909	0.8563

表5 105 m跑道不同大气温度暖机与不暖机对应起飞极限重量

Table 5 Takeoff limit weight with different air temperature under heating and unheated conditions on 105 m runway

大气温度/°C	暖机后起飞极限重量/kg	不暖机起飞极限重量/kg	相对偏差/%
0	25 830	25 170	2.56
5	25 230	24 560	2.66
10	24 700	24 030	2.71
15	24 070	23 420	2.70
20	23 330	22 680	2.79
25	22 570	21 950	2.75
30	21 830	21 230	2.75

已知随着甲板风的增大,2种跑道暖机与不暖机起飞极限重量的相对偏差都是减小的。因此不管甲板风如何,都可以从表5和表6中得出,舰载机在105 m和195 m两种跑道起飞极限重量最大相对偏差分别为2.79%和2.69%。将表5和表6中起飞极限重量和相对偏差计算结果绘制如图7与图8所示。

从图7中可以看出,舰载机起飞极限重量随着大气温度升高而减小,且暖机后的起飞极限重量一直大于不暖机。从图8中可以看出,舰载机从105 m的短跑道滑跃起飞,暖机与不暖机起飞极限重量相对偏差同样比195 m长跑道更大。且随着大气温度的升高,舰载机在2种跑道起飞极限重量的相对偏差变化趋势都在增大,即暖机对滑跃起飞安全的影响在增大。大气温度在10°C以前趋势变化明显,10°C以后变化趋势变缓。

表6 195 m跑道不同大气温度暖机与不暖机对应起飞极限重量

Table 6 Takeoff limit weight with different air temperature under heating and unheated conditions on 195 m runway

大气温度/°C	暖机后起飞极限重量/kg	不暖机起飞极限重量/kg	相对偏差/%
0	32 120	31 330	2.46
5	31 380	30 580	2.55
10	30 730	29 920	2.64
15	29 950	29 160	2.64
20	29 040	28 260	2.69
25	28 110	27 360	2.67
30	27 210	26 480	2.68

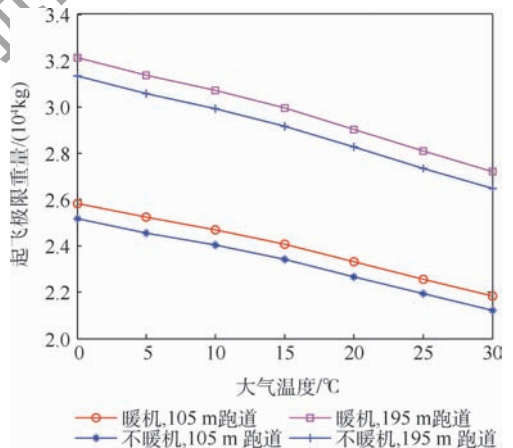


图7 两种跑道暖机与不暖机起飞极限重量随大气温度的变化

Fig. 7 Variation of takeoff limit weight with air temperature under heating and unheated conditions on two runways

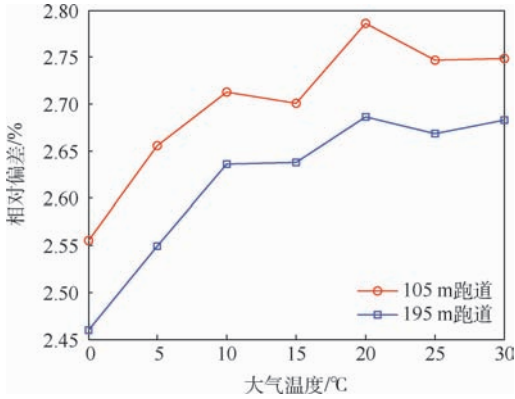


图 8 两种跑道暖机与不暖机起飞极限重量相对偏差随大气温度变化

Fig. 8 Variation of takeoff limit weight relative deviation with air temperature under heating and unheated conditions on two runways

## 4 结 论

本文建立了飞机滑跃起飞动力学模型,根据滑跃起飞安全准则,利用飞行轨迹最小爬升率不小于零作为起飞极限重量判定条件,在不同甲板风和大气温度下,计算出舰载机从 2 种长度跑道起飞的极限重量,并比较了暖机与不暖机 2 种情况下起飞极限重量的差异,得出以下结论:

1) 在不同甲板风和大气温度下,暖机对舰载机滑跃起飞安全均有明显影响,且对 105 m 短跑道滑跃起飞安全影响更大。不论甲板风大小和大气温度取值,暖机后起飞极限重量均大于不暖机直接起飞的极限重量,且飞机从 105 m 短跑道起飞,暖机与不暖机起飞极限重量的相对偏差均大于 195 m 长跑道起飞。

2) 随着甲板风的增大,暖机对舰载机滑跃起飞安全的影响逐渐减小。飞机从 2 种长度跑道起飞,暖机与不暖机起飞极限重量的相对偏差均随着甲板风的增大逐渐减小,105 m 短跑道对应最大偏差为 2.70%,最小偏差为 2.44%,195 m 长跑道对应最大偏差为 2.64%,最小偏差为 2.40%。

3) 随着大气温度的升高,暖机对舰载机滑跃起飞安全的影响逐渐增加。飞机从 2 种长度跑道起飞,暖机与不暖机起飞极限重量的相对偏差变化趋势均为随着大气温度的升高先增大后变缓,大气温度小于 10°C 时趋势变化明显,大气温度大于 10°C 时趋势变缓。105 m 短跑道对应最大偏差为 2.79%,最小偏差为 2.56%,195 m 长跑道对应最大偏差为 2.69%,最小偏差为 2.46%。

## 参考文献 (References)

[1] 王蒙. 国外舰载机滑跃起飞关键技术分析[J]. 教练机, 2018

(3): 27-30.

WANG H. Analysis on the key technique of ski-jump take off of oversea carrier-based aircraft[J]. Trainer, 2018(3): 27-30 (in Chinese).

[2] 王延刚, 屈香菊. 舰载机起飞时机辅助决策系统建模[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2066-2071.

WANG Y G, QU X J. Modeling decision-making aiding system for carrier launching at proper times[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(11): 2066-2071 (in Chinese).

[3] CLARK J W, WALTERS M M. CTOL ski jump: Analysis, simulation, and flight test[J]. Journal of Aircraft, 1986, 23(5): 382-389.

[4] LIU W W, QU X J. Modeling of carrier-based aircraft ski jump take-off based on tensor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(4): 326-335.

[5] WANG Y G, WANG W J, QU X J. Multi-body dynamic system simulation of carrier-based aircraft ski-jump takeoff[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(1): 104-111.

[6] 李康伟. 舰载机滑跃起飞控制与视景仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016: 13-17.

LI K W. Research on flight control and visual simulation for ski-jump take-off of carrier-based aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016: 13-17 (in Chinese).

[7] 朱熠. 舰载机起飞控制与仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 14-19.

ZHU Y. Research on control and simulation of launch technology for carrier-based aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 14-19 (in Chinese).

[8] 王维军, 郭林亮, 屈香菊. 滑撬甲板助飞的力学机理分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(8): 887-890.

WANG W J, GUO L L, QU X J. Analysis of the mechanics for ski-jump takeoff[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(8): 887-890 (in Chinese).

[9] 张文龙, 李本威, 韦翔, 等. 某型无人机滑跃起飞性能分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2016, 31(5): 554-560.

ZHANG W L, LI B W, WEI X, et al. Research on the ski-jump taking off performance for a UAV[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2016, 31(5): 554-560 (in Chinese).

[10] 刘湘一, 刘书岩, 王允良. 舰一机适配条件对舰载机滑跃起飞性能的影响[J]. 海军航空工程学院学报, 2014, 29(1): 57-61.

LIU X Y, LIU S Y, WANG Y L. Influence of carrier-aircraft adaptation condition on performance of carrier-based aircraft ski-jump takeoff[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2014, 29(1): 57-61 (in Chinese).

[11] 庞亚华. 舰载机滑跃起飞模型及其视景的实现[D]. 西安: 西北工业大学, 2007: 1-3.

PANG Y H. The model of ski jump take-off of carrier-based aircraft and its visual realization[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 1-3 (in Chinese).

[12] 徐燕. 舰载飞机滑跃起飞动力学研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008: 1-4.

XU Y. Dynamic study of ski-jump takeoff of carrier-based air-

- craft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008:1-4 (in Chinese).
- [13] 肖华, 杨生民, 余俊雅. 某型飞机滑跃起飞性能仿真分析[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 78-80.  
XIAO H, YANG S M, YU J Y. Performance simulation analysis of aircraft's ski-jump takeoff[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(4): 78-80 (in Chinese).
- [14] FRY A, COOK R, REVILL N. CVF ski-jump ramp profile optimization for F-35B [J]. The Aeronautic Journal, 2009, 113(1140): 79-85.
- [15] 冯宇鹏, 陈斌, 张斌, 等. 航母纵摇对舰载机弹射起飞下沉量的影响因素分析[J]. 飞行力学, 2019, 37(1): 22-27.  
FENG Y P, CHEN B, ZHANG B, et al. Influence factor analysis on the catapult launch of the carrier-based aircraft by the aircraft carrier's vertical toss[J]. Flight Dynamics, 2019, 37(1): 22-27 (in Chinese).
- [16] SHINAR J, EHRENTAL D, REUVENI R. Optimization of ski-jump performance: AIAA-1985-45946 [R]. Reston: AIAA, 1985.
- [17] 王永庆, 罗云宝, 王奇涛, 等. 面向舰载飞机起降特性分析[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 269-277.  
WANG Y Q, LUO Y B, WANG Q T, et al. Carrier suitability-oriented launch and recovery characteristics of piloted carrier-based aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 269-277 (in Chinese).
- [18] DOUGHERTY B L, ROLSTON D R. Simulator evaluation of F/A-18 ski jump: AIAA-1985-40553 [R]. Reston: AIAA, 1985.
- [19] OLSEN J J. Optimization performance parameters for ski-jump operations of USAF fighter aircraft: ADA148532 [R]. Virginia: DTIC, 1984.
- [20] 周文峰, 金长江. 舰载飞机斜板滑跳起飞动力学问题初步研究[J]. 飞行力学, 1992, 10(2): 23-30.  
ZHOU W F, JIN C J. The initial research of carrier-aircraft taking-off dynamic problems [J]. Flight Dynamics, 1992, 10(2): 23-30 (in Chinese).
- [21] 方振平, 成万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2017: 23-26.  
FANG Z P, CHENG W C, ZHANG S G. Flight dynamics of aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2017: 23-26 (in Chinese).
- [22] 毕玉泉, 孙文胜. 某型战机滑跃起飞性能初步分析[J]. 飞行力学, 2006, 24(4): 18-21.  
BI Y Q, SUN W S. Analysis on ski jump take-off performance for a fighter [J]. Flight Dynamics, 2006, 24(4): 18-21 (in Chinese).
- [23] 金银军, 王立新. 舰载飞机的滑跳起飞过程及其数学描述[J]. 飞行力学, 1994, 12(3): 45-52.  
JIN Y J, WANG L X. The process and mathematic description of ski-jump takeoff of shipboard aircraft [J]. Flight Dynamics, 1994, 12(3): 45-52 (in Chinese).

#### 作者简介:

钱仁军 男, 博士研究生. 主要研究方向: 航空发动机状态监控与健康评估技术。

李本威 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 航空宇航推进理论与工程。

徐彦军 男, 博士, 教授. 主要研究方向: 飞行器动力学与控制。

## Effect of heating of turbine on the safety of carrier-based aircraft ski jump takeoff

QIAN Renjun, LI Benwei\*, XU Yanjun, DONG Qing, ZHANG Yun

(Aviation Foundation College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** The turbine engine under unheated conditions produces thrust loss and influences the safety of carrier-based aircraft ski jump takeoff. The difference of the takeoff limit weight under heating and unheated conditions is analyzed. The dynamic model of carrier-based aircraft ski jump takeoff is established. According to the ski jump takeoff safety criterion, the takeoff limit weight is determined by the minimum climb rate in flight path, which is not less than zero. And the takeoff limit weight under heating and unheated conditions is compared when taking off from 105 m and 195 m runway with different deck wind and different air temperature. The results show that heating of turbine has a greater impact on the takeoff limit weight of 105 m short runway. With the increase of deck wind, the relative deviation of takeoff limit weight under heating and unheated conditions decreases gradually. The maximum and minimum deviation are 2.70% and 2.44% respectively when taking off from 105 m runway. The maximum and minimum deviation are 2.64% and 2.40% respectively when taking off from 195 m runway. With the increase of air temperature, the relative deviation of takeoff limit weight under heating and unheated conditions increases first and then slows down. The maximum and minimum deviation are 2.79% and 2.56% respectively when taking off from 105 m runway. The maximum and minimum deviation are 2.69% and 2.46% respectively when taking off from 195 m runway.

**Keywords:** heating of turbine; carrier-based aircraft; ski jump takeoff; dynamic model; takeoff limit weight; deck wind; air temperature

**Received:** 2019-11-25; **Accepted:** 2020-03-23; **Published online:** 2020-04-03 09:12

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200402.1813.002.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200402.1813.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (51505492); Taishan Scholars Project

\* **Corresponding author.** E-mail: LBW103@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0601

# 基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法

蒲磊<sup>1</sup>, 冯新喜<sup>2</sup>, 侯志强<sup>3,\*</sup>, 余旺盛<sup>2</sup>, 马素刚<sup>3</sup>

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710077; 2. 空军工程大学 信息与导航学院, 西安 710077;

3. 西安邮电大学 计算机学院, 西安 710121)



**摘 要:** 针对全卷积孪生网络(SiamFC)在相似物体干扰及目标发生大尺度外观变化时容易跟踪失败的问题,提出了一种基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法。首先,在网络的最后一层加入非局部注意力模块,从空间维度得到关于目标区域的自注意特征图,并与最后一层特征进行相加运算。其次,考虑到不同通道特征对不同目标和各类场景的响应差异,引入通道注意力模块实现对特征通道的重要性选择。为了进一步提高跟踪的鲁棒性,将其与SiamFC算法进行加权融合,得到最终的响应图。最后,将提出的孪生网络模型在GOT10k和VID数据集上进行联合训练,进一步提升模型的表达力与判别力。实验结果表明:所提算法相比于SiamFC,在跟踪精度上提高了9.3%,在成功率上提高了5.4%。

**关键词:** 视觉跟踪; 孪生网络; 非局部注意力; 通道注意力; 模型集成

**中图分类号:** TP391.4

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2302-09

视觉跟踪是计算机视觉领域的难点问题之一,是实现更高级视觉理解与场景分析的基础<sup>[1]</sup>。视觉跟踪技术广泛应用在视频监控、人机交互、机器人、视频编辑和无人驾驶等领域。在仅给定初始帧目标位置和大小信息的条件下,视觉跟踪任务需要实现对后续帧中运动目标持续且稳定的跟踪。由于目标在运动过程中存在着尺度变化、旋转、变形、快速运动以及背景中的光照变化、相似物体干扰等复杂因素,实现长时稳定的目标跟踪依然是一项富有挑战性的任务。

近年来,对视觉跟踪任务的研究主要集中在2个方面:①提高算法的速度;②提高跟踪的精度。从速度上讲,相关滤波算法是最成功的跟踪框架之一<sup>[2-5]</sup>,最开始提出的MOSSE算法<sup>[2]</sup>,运行速度达到了近700帧/s,主要得益于采用了快速傅里叶变换和较为简单的手工特征。但是这类

算法在面对复杂场景时,往往难以应对,性能会大幅下降。从精度上讲,随着深度学习在计算机视觉各个领域的成功应用<sup>[6-8]</sup>,将其与视觉跟踪进行结合,便成了当前研究的热点。相比于相关滤波算法,基于深度学习的跟踪算法在性能上获得了极大的提升,能较好地应对大多数困难场景。但是这类算法的速度大多较慢,比如VOT2015的冠军算法MDNet<sup>[9]</sup>采用离线训练加在线微调的方式获得了很好的跟踪性能,但是不到1帧/s的跟踪速度使得与实际应用相距较远。后续又提出了大量将深度特征和相关滤波进行结合的算法<sup>[10-13]</sup>,进一步提高了相关滤波算法的跟踪精度,但是跟踪速度依然较慢。

最近,基于孪生网络的目标跟踪算法在跟踪精度和跟踪速度上取得了很好的平衡,在大量数据集上取得了优异的性能表现,引起了广泛的关

收稿日期: 2019-11-25; 录用日期: 2020-03-27; 网络出版时间: 2020-05-08 16:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200508.1616.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61571458,61703423)

\* 通信作者。E-mail: hzq@xupt.edu.cn

**引用格式:** 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 等. 基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2302-2310. PU L, FENG X X, HOU Z Q, et al. Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2302-2310 (in Chinese).

注与研究<sup>[14-15]</sup>。基于孪生网络的跟踪算法将跟踪视为一个相似性匹配任务,通过在超大规模的数据集上离线学习关于目标的通用特征,在线跟踪时将初始帧作为模板,在后续帧中寻找与初始帧最相似的区域作为目标的当前位置。由于没有在线更新,使得相比其他深度学习算法,基于孪生网络的跟踪算法有着明显的速度优势。

但是这类算法由于缺乏对模板的更新使得跟踪算法难以应对目标在时域上的复杂变化,同时在目标存在相似物体干扰的时候,容易导致模型漂移甚至丢失目标。对此,研究人员尝试在网络中引入在线学习机制,Guo 等<sup>[16]</sup>提出了动态孪生网络(DSiam),对模板不断进行在线微调,同时抑制背景干扰,通过牺牲部分速度优势来换取精度的提升。为了进一步提高孪生网络对特定目标的特征表达能力,本文在网络中引入了非局部注意力模块和通道注意力模块。通过非局部注意力模块实现对目标区域的重点关注,通过通道注意力模块提高模型对目标时域变化的适应性。

本文从提高孪生网络对特定目标的适应性入手,提出了基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法。并在 OTB2015<sup>[17]</sup>上对所提算法进行了性能测试,相比于基准算法全卷积孪生网络(SiamFC),在跟踪精度和成功率上都有较大程度的提升。

## 1 算 法

本文提出了基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法,如图 1 所示。其中虚线框表示级联注意力模块,主要是通过结合非局部注意力与通道注意力挖掘关于目标的实例特征,为了进一步提高跟踪性能,采用多模型集成的方式将原始输出和最终输出进行融合,并在大规模数据集上进行了训练。在测试阶段将输出响应图与未加注意力模块的输出响应图进行融合,取得了较大幅度的性能提升。

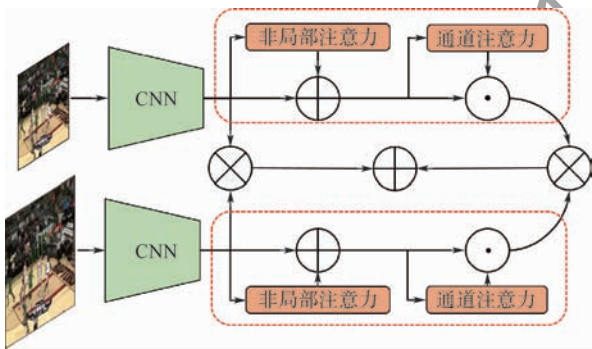


图 1 本文算法框架

Fig. 1 Framework of proposed algorithm

### 1.1 全卷积孪生网络

基于孪生网络的目标跟踪算法本质是在进行相似性学习,假定模板图像设为  $z$ , 候选图像设为  $x$ ,  $f$  为度量相似性的函数,首先通过网络对模板图像和候选图像提取特征为  $\varphi(x)$  和  $\varphi(z)$ , 2 个图像的相似度便可记为  $f(\varphi(x), \varphi(z))$ 。当图像大小一致时,相似度变为一个值,当图像大小不一致时,相似性度量变为一个响应图。孪生网络跟踪算法通过添加交叉相关层实现相似性的计算如下:

$$f(z, x) = \varphi(z) * \varphi(x) + b \quad (1)$$

式中:  $b$  为一个偏置项,代表在每个位置上加上相同的实数值;“ $*$ ”为交叉相关操作。取响应图最大值便是目标对应的位置。训练时采用大量的正负样本对和逻辑回归损失函数对网络进行训练。具体的训练细节可参见文献[14]。

### 1.2 级联注意力机制

注意力机制最早在自然语言处理领域取得了很大的成功,尤其是自注意力机制的提出,极大地促进了自然语言处理领域的发展。近年来,大量的研究工作将注意力机制运用到计算机视觉领域,从显著性图像识别到全景分割,都有注意力机制的影子。为了提升孪生网络对特定目标的判别和表达能力,本文提出了联合非局部注意力和通道注意力的级联注意力模块,一方面对空间的显著性区域进行加强,另一方面通过通道权重的分配提高模型对不同目标的区分能力。接下来对各个模块进行简要的介绍。

#### 1.2.1 非局部注意力模块

假定最后一层卷积层的输出特征矩阵表示为  $X \in \mathbf{R}^{r \times w \times d}$ , 其中  $d$  为特征通道数;  $r, w$  为最后一层卷积层的特征图大小。将在特征图的每个空间位置上提取的特征记为  $x_i, i \in [1, N], N = h \times w$ ,  $x_i$  为  $d$  维的特征向量,本文采用的非局部算子可以描述为

$$y_i = \frac{1}{C(x)} \sum_{j \in \mathcal{N}(i)} h(x_i, x_j) g(x_j) \quad (2)$$

式中:  $i, j$  为输出位置的标签;  $h$  为一种关系函数,用来计算  $x_i, x_j$  间的相似性;  $g$  为提取该位置的特征向量;  $C(x)$  为归一化系数。传统的卷积操作仅考虑了卷积核大小区域内的特征关系,而非局部算子可以实现对全任意位置直接相关性的计算,可以更好突出相关性较高的目标区域<sup>[18]</sup>。如图 2 所示,本文采用非局部算法常用的高斯函数作为特征向量之间的相似性度量。

$$h(x_i, x_j) = e^{x_i^T x_j} \quad (3)$$

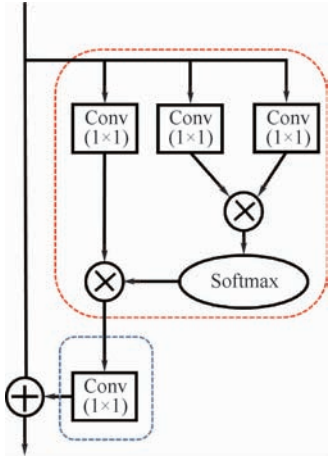


图2 非局部注意力模块

Fig. 2 Non-local attention module

### 1.2.2 通道注意力模块

深度神经网络的多通道特征可以实现目标更加鲁棒的表示,但是几乎所有网络结构都将各层通道的特征同等对待,而对于不同的目标,各个通道特征所起的作用是不同的。对于某个特定目标的跟踪,可能只有某部分通道的响应是有用的,其他通道的响应反而是一种干扰。对此,本文借鉴 SENet 网络<sup>[19]</sup>的通道注意力模块(见图3),建模高层特征通道之间的相互关系。通过添加的模块可以得到关于通道特征重要性的权重向量,经过 Sigmoid 层,实现权重的规范化。

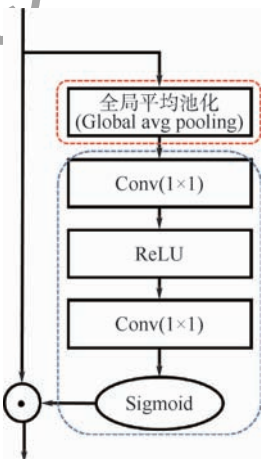


图3 通道注意力模块

Fig. 3 Channel attention module

### 1.3 多模型集成

为了进一步提高算法的鲁棒性,和原有的 SiamFC 输出进行结合,最终的响应图由 2 个分支进行加权平均而得

$$f(z, x) = \lambda f_1(z, x) + (1 - \lambda) f_2(z, x) \quad (4)$$

式中:  $f_1$  为原始 SiamFC 的输出;  $f_2$  为加了注意力机制的输出;  $\lambda$  为加权系数,在本文中取为 0.5。和 SiamFC 类似,在尺度估计上依然采用多尺度搜

索的方式,为了计算效率,本文仅采用 3 个尺度。

### 1.4 算法流程

首先通过 GOT10k 和 VID 数据集对构建的网络进行联合训练。在跟踪过程中,通过注意力机制对最后一层的特征进行调整,进一步提高了模型的判别能力。为了进一步提高算法性能,将未加注意力机制的原始结构输出的响应图和最终的响应图进行融合。为了减轻运算负担,本文仅采用 3 个尺度实现尺度估计。本文基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法如下:

输入: 图像序列  $I_1, I_2, \dots, I_n$ , 目标初始位置  $p_0 = (x_0, y_0)$ , 目标初始尺度  $s_0 = (w_0, h_0)$ 。

输出: 每帧图像的跟踪结果  $p_t = (x_t, y_t)$ ,  $s_t = (w_t, h_t)$ 。

对于  $t = 1, 2, \dots, n$ , do:

(0) 预处理。

- (a) 通过 GOT10k 数据集对网络进行训练;
- (b) 将首帧信息输入网络提取目标模板特征。

(1) 定位目标中心位置。

- (a) 在第  $t$  帧选择 ROI 区域特征,输入孪生网络和模板特征进行匹配;
- (b) 通过式(1)、式(4)计算其响应图;
- (c) 提取最大值确定第  $t$  帧中目标的中心位置  $p_t$ 。

(2) 确定目标最佳尺度。

- (a) 利用  $p_t$  和前一帧目标尺度  $s_{t-1}$  进行多尺度采样,得到采样图像集  $I_s = \{I_{s_1}, I_{s_2}, \dots, I_{s_m}\}$ ,  $m$  为尺度估计个数;

(b) 采用文献[14]中的尺度估计方法确定第  $t$  帧中目标的最佳尺度  $s_t$ 。

## 2 仿真实验

为验证本文算法的有效性,在 Ubuntu18.04 操作系统下,采用 Pytorch1.1.0 框架和 Python 编程实现了本文算法,并采用了 GOT10k 工具箱对构建的网络进行训练和测试。本文采用 GOT10k 数据集作为网络的训练集。在 Intel Xeon 2.4 GHz 的处理器上对本文算法进行训练和测试,并利用 GPU(TITANXp)进行加速。

在 OTB2015 数据集<sup>[17]</sup>上将所提算法与其他 10 种主流且相关的跟踪算法进行比较,这些算法包括:

- 1) 基于预训练深度特征与相关滤波算法结合的方法:HCF<sup>[20]</sup>。

2) 基于传统手工特征的相关滤波算法: Staple<sup>[21]</sup>、SAMF<sup>[22]</sup>、LCT<sup>[23]</sup>、KCF<sup>[4]</sup>。

3) 基于端到端学习的跟踪算法: CFNet<sup>[24]</sup>、DCFNet<sup>[25]</sup>、SiamFC<sup>[14]</sup>。

4) 其他算法: MEEM<sup>[26]</sup>。

OTB2015 数据集包含有 100 个富有挑战性的视频序列, 这些视频序列涉及到的跟踪场景可以被分为 11 个标注属性, 包括快速运动 (Fast Motion, FM)、背景杂波 (Background Clutters, BC)、运动模糊 (Motion Blur, MB)、目标形变 (Deformation, DEF)、光照变化 (Illumination Variation, IV)、平面内旋转 (In-Plane Rotation, IPR)、低分辨率 (Low Resolution, LR)、目标遮挡 (Occlusion, OCC)、平面外旋转 (Out-of-Plane Rotation, OPR)、目标超出视野 (Out-of-View, OV)、尺度变化 (Scale Variation, SV)。本文采用跟踪精度和成功率 2 个指标对算法的性能进行评估, 其中跟踪精度指的是: 估计的中心位置误差在 20 个像素以内

的帧数占总帧数的百分比; 跟踪成功率指的是估计框和标注框的交并比 (IOU) 大于 0.5 的帧数占总帧数的百分比。

## 2.1 定性分析

定性分析主要将本文算法和 3 种对比算法在 5 个具有挑战性的图像视频上进行对比, 包括 Matrix、CarScale、Skiing、MotorRolling、Human9。如图 4 所示, 本文算法能够很好地应对这些复杂场景, 尤其是在快速运动的小目标和尺度估计上, 甚至比最新的 SiamRPN 算法性能还好, 证明了本文算法的有效性。

1) 背景干扰: 相似物体的干扰一直是 SiamFC 系列算法的难点问题之一, 尤其在“Matrix”视频序列中, 跟踪目标一方面运动较快, 另一方面背景中存在着大量相似的物体, 使得大部分算法难以成功地跟踪目标。SiamFC 算法和 CFNet 算法在 #45 帧均丢失了目标, 而本文算法得益于注意力机制的引入, 可以实现对目标持续且稳定的跟踪。



图 4 定性分析

Fig. 4 Qualitative analysis

2) 尺度变化:目标的尺度变化是跟踪过程中的常见情况,在“CarScale”视频序列中,随着汽车由远及近驶来,目标不断变大。CFNet 算法和 SiamRPN 算法在最后均跟踪到了车头位置, SiamFC 算法对目标的尺度估计偏大,而本文算法在采用和 SiamFC 算法相同的尺度估计方法的前提下,却得到了相对较好的尺度估计结果。进一步证明更好的特征表达不仅对定位精度有好处,同时也可以得到更加好的尺度估计结果。

3) 低分辨率:当跟踪目标的分辨率较低的时候,可供利用的信息极其有效,使得视觉跟踪任务变得更加困难。在“Matrix”和“Skiing”中目标的分辨率均较低,这就需要孪生网络具有更好的特征表达能力。在“Skiing”中,仅有本文算法和 SiamRPN 算法可以实现持续的跟踪, SiamFC 算法和 CFNet 算法在#40 帧左右均丢失了目标。而相比于 SiamRPN 算法,本文算法有着更好的跟踪准确性。

4) 光照变化:光照变化会造成目标像素信息发生较大的变化,在“MotorRolling”和“Human9”中,目标均存在明显的光照变化。在“MotorRolling”中还存在目标较大程度的旋转变化。SiamFC 算法和 CFNet 算法在 2 个视频序列中均丢失了目标,而本文算法通过注意力机制以及模型集成的方法,可以实现在这些复杂场景中对目标稳定的跟踪,且相比于其他算法,有着更好的跟踪精度。

2.2 算法整体性能

图 5 为本文算法和对比算法的跟踪精度和成功率的对比曲线,图 5(a)中数值为整体精度的平均值;图 5(b)中数值为成功率的平均值。相对于基准算法 SiamFC,本文算法在跟踪精度和成功率

上都有明显的性能提升,主要得益于注意力机制的应用以及在大规模数据集上进行训练。相比于同样基于 SiamFC 算法的改进算法——DCFNet 和 CFNet,本文算法依然取得了更好的性能表现,在基准算法 SiamFC 上跟踪精度提高了 9.3%,成功率提高了 5.4%。

进一步证明了注意力机制在提高孪生网络模型判别力方面的有效性。表 1 为几种深度学习跟踪算法在 OTB2015 上的性能和速度对比。在跟踪速度方面, SiamFC 算法表现最好(83.7 帧/s),其次是 CFNet 算法(78.4 帧/s),而本文算法的运行速度为 58 帧/s,虽然速度有所下降,但是在跟踪精度和成功率上均远高于上述 2 种算法。同时和基于深度特征和相关滤波的 HCF 算法相比,本文算法在速度上依然有着很大的优势。

2.3 算法各属性性能

为了更加细致地分析本文算法在各类跟踪场景下的性能表现,采用 OTB100 数据集集中的 11 个标注属性对本文算法与对比算法进行分析,图 6 和图 7 分别列出了各属性下各个算法的跟踪精度和成功率,红色代表最优结果,绿色代表次优结果图 6 括号中数值表该属性下的平均定位精度,图 7 括号中数值表该属性下的平均成功率。从图 6 和图 7 中可以看出,本文算法在几乎所有属性上均取得了最优或次优的跟踪结果。

2.4 消融分析

为了进一步分析算法各部分对跟踪性能的影响,对本文算法进行拆分并在 OTB2015 数据集上做了 3 组对比实验,实验结果如图 8 所示。图中:本文(Chanel)为只加通道注意力模块;本文(Non-local)为只加入非局部注意力模块。

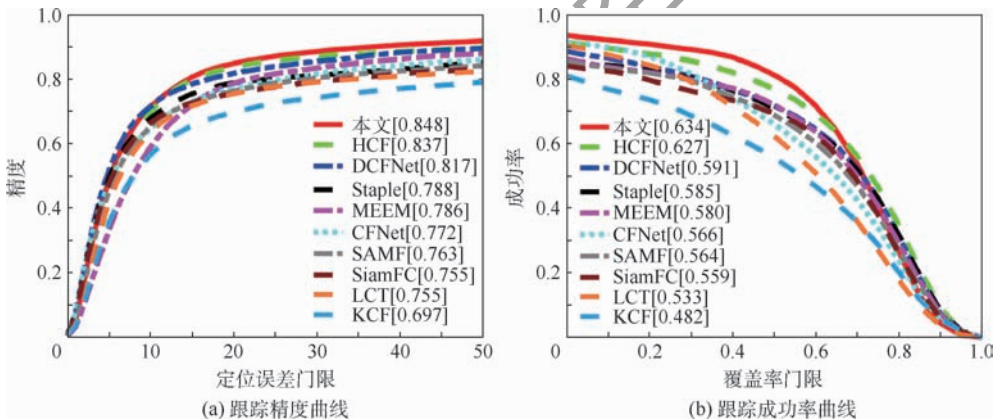


图 5 不同算法的跟踪精度曲线和成功率曲线

Fig. 5 Curves of distance precision and success rate of different algorithms

表 1 深度学习算法跟踪速度对比

Table 1 Comparison of tracking speed of deep learning algorithms

算法	本文	HCF	CFNet	DCFNet	SiamFC
跟踪速度/(帧·s <sup>-1</sup> )	58	10.2	78.4	65.9	83.7

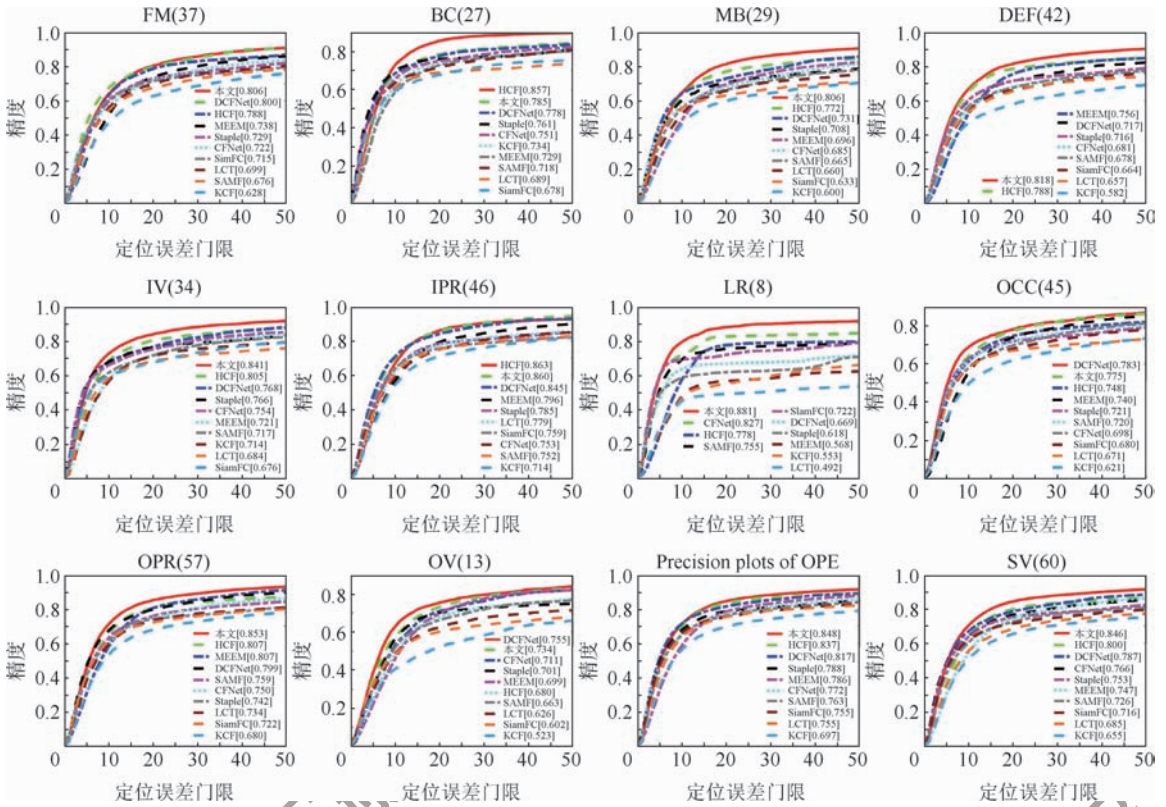


图 6 不同属性下算法的跟踪精度对比曲线

Fig. 6 Tracking precision comparison curves of algorithm under different attributes

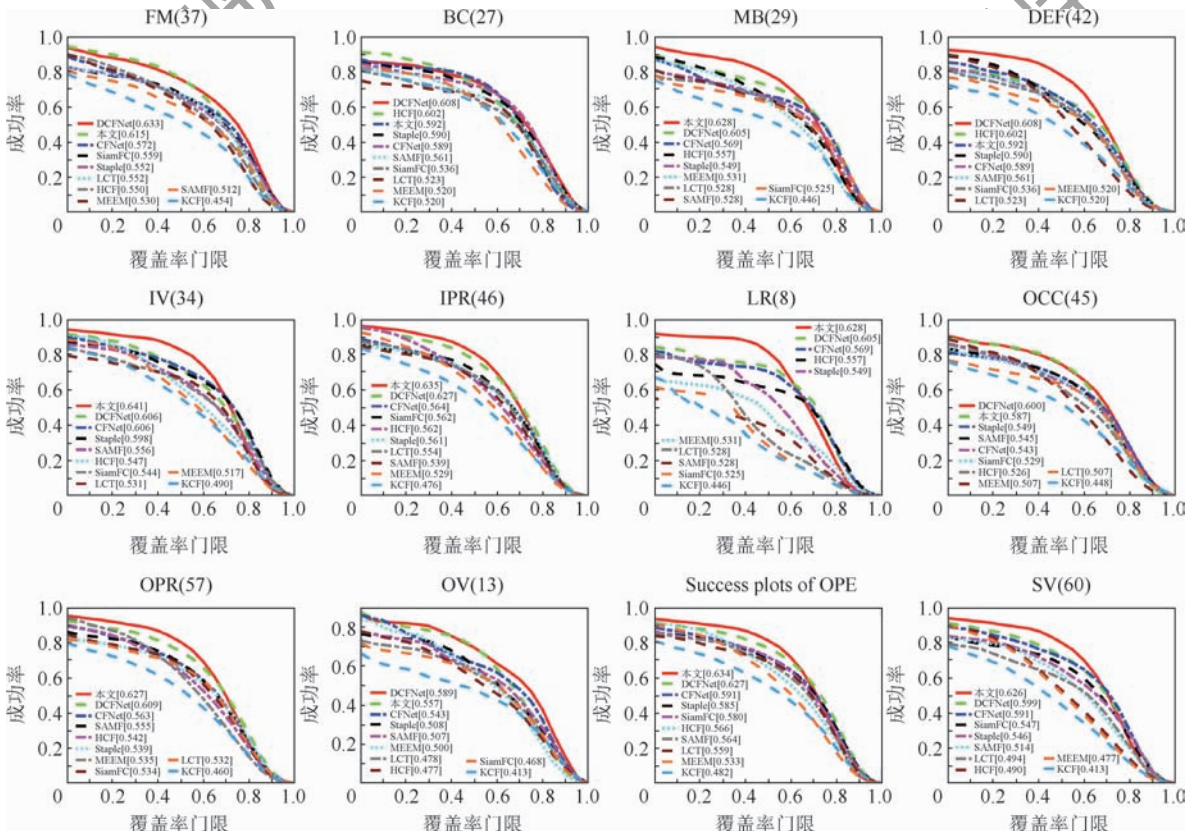


图 7 不同属性下算法的跟踪成功率对比曲线

Fig. 7 Tracking success rate comparison curves of algorithm under different attributes

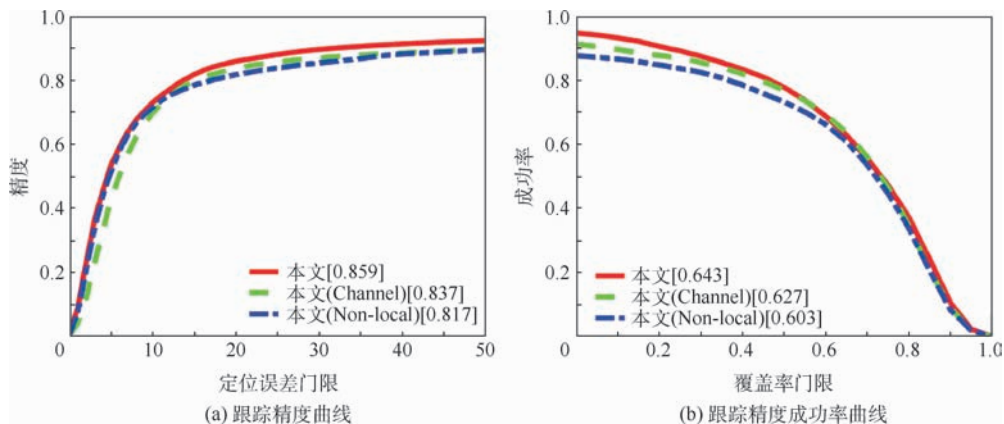


图8 算法关键环节对跟踪性能影响对比实验

Fig. 8 Comparison experiment of influence of key parts of algorithm on tracking performance

从图8中可以看出,通道注意力模块对跟踪性能有较大影响,说明该模块在提高算法对特定目标的判别力上有着较大的作用。另外非局部注意力机制的引入可以很好地降低杂乱背景的干扰,进一步提高算法的跟踪性能。

### 2.5 跟踪失败情况分析

图9显示了几个跟踪失败的例子,图中Ground truth表示目标真实位置,对于Bird2序列,当目标在长时间遮挡后再次出现,由于固定大小的搜索区域难以覆盖到目标,导致跟踪失

败。对于Singer2序列,由于背景相比于目标更加显著,使得深度特征难以很好地进行分辨,使得本文算法最后错误的跟踪到背景中的灯光。对于Jump序列,目标存在剧烈的平面内变化和快速运动,孪生网络模型由于不具备快速的更新能力,使得本文算法不能很快适应目标,同时算法不具备精细的尺度估计能力,最后导致目标丢失和模型漂移。后续将从提高算法的重检测能力以及对目标变形的快速适应能力方面进行深入的研究。

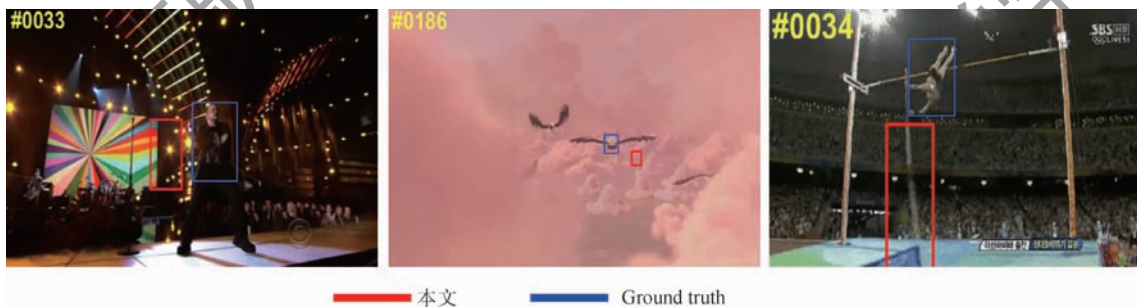


图9 跟踪失败情况

Fig. 9 Tracking failures

## 3 结束语

本文提出了一种基于级联注意力机制孪生网络视觉跟踪算法。通过在SiamFC的基础网络结构中增加非局部注意力模块和通道注意力模块提升模型的判别能力,并在大规模数据集GOT10k和VID上进行训练。实验结果也证明了本文算法的有效性,在所有11个属性上都有明显的性能提升。后续将考虑在更加复杂的模型中进行注意力机制的引入,除了通道和非局部注意力,更多地去挖掘时间序列上的关联性。

### 参考文献 (References)

[1] SMEULDERS A W M, CHU D M, CUCCHIARA R, et al. Visu-

al tracking: An experimental survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2013, 36(7): 1442-1468.

[2] BOLME D S, BEVERIDGE J R, DRAPER B A, et al. Visual object tracking using adaptive correlation filters[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2544-2550.

[3] HENRIQUES J F, CASEIRO R, MARTINS P, et al. Exploiting the circulant structure of tracking-by-detection with kernels[C]// Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2012: 702-715.

[4] HENRIQUES J F, RUI C, MARTINS P, et al. High-speed tracking with kernelized correlation filters[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(3): 583-596.

[5] DANELLJAN M, SHAHBAZ K F, FELSBERG M, et al. Adaptive color attributes for real-time visual tracking[C]// Proceed-

- ings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1090-1097.
- [ 6 ] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.
- [ 7 ] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional networks for semantic segmentation [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3431-3440.
- [ 8 ] RAWAT W, WANG Z. Deep convolutional neural networks for image classification: A comprehensive review [ J ]. Neural Computation, 2017, 29(9): 2352-2449.
- [ 9 ] NAM H, HAN B. Learning multi-domain convolutional neural networks for visual tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 4293-4302.
- [ 10 ] DANELLJAN M, HAGER G, KHAN S F, et al. Convolutional features for correlation filter based visual tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2015: 58-66.
- [ 11 ] DANELLJAN M, ROBINSON A, KHAN S F, et al. Beyond correlation filters: Learning continuous convolution operators for visual tracking [ C ] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 472-488.
- [ 12 ] BHAT G, JOHANNANDER J, DANELLJAN M, et al. Unveiling the power of deep tracking [ C ] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 483-498.
- [ 13 ] DANELLJAN M, BHAT G, KHAN S F, et al. ECO: Efficient convolution operators for tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 6931-6939.
- [ 14 ] BERTINETTO L, VALMADRE J, HENRIQUES J F, et al. Fully convolutional siamese networks for object tracking [ C ] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 850-865.
- [ 15 ] LI B, YAN J Y, WU W, et al. High performance visual tracking with siamese region proposal network [ C ] // Proceedings of 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8971-8980.
- [ 16 ] GUO Q, FENG W, ZHOU C, et al. Learning dynamic siamese network for visual object tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1781-1789.
- [ 17 ] WU Y, LIM J, YANG M H. Object tracking benchmark [ J ]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9): 1834-1848.
- [ 18 ] WANG X, GIRSHICK R, GUPTA A, et al. Non-local neural networks [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7794-7803.
- [ 19 ] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.
- [ 20 ] MA C, HUANG J B, YANG X K, et al. Hierarchical convolutional features for visual tracking [ C ] // IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3074-3082.
- [ 21 ] BERTINETTO L, VALMADRE J, GOLODETZ S, et al. Staple: Complementary learners for real-time tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1401-1409.
- [ 22 ] LI Y, ZHU J. A scale adaptive kernel correlation filter tracker with feature integration [ C ] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 254-265.
- [ 23 ] MA C, YANG X, ZHANG C, et al. Long-term correlation tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 5388-5396.
- [ 24 ] VALMADRE J, BERTINETTO L, HENRIQUES J, et al. End-to-end representation learning for correlation filter based tracking [ C ] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5000-5008.
- [ 25 ] WANG Q, GAO J, XING J L, et al. DCFNet: Discriminant correlation filters network for visual tracking [ EB/OL ]. ( 2017-04-13 ) [ 2019-11-20 ]. <http://arxiv.org/abs/1704.04057>.
- [ 26 ] ZHANG J, MA S, SCLAROFF S. MEEM: Robust tracking via multiple experts using entropy minimization [ C ] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 188-203.

## 作者简介:

蒲磊 男,博士研究生。主要研究方向:目标跟踪。

冯新喜 男,博士,教授。主要研究方向:信息融合。

侯志强 男,博士,教授。主要研究方向:计算机视觉。

余旺盛 男,博士,讲师。主要研究方向:模式识别。

马素刚 男,博士,副教授。主要研究方向:目标跟踪。

## Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism

PU Lei<sup>1</sup>, FENG Xinxi<sup>2</sup>, HOU Zhiqiang<sup>3,\*</sup>, YU Wangsheng<sup>2</sup>, MA Sugang<sup>3</sup>

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. Institute of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

3. School of Computer Science and Technology, Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China)

**Abstract:** Aimed at the problem that the Fully Convolutional Siamese Network (SiamFC) is easy to fail to track when it is disturbed by similar object or the target has large-scale appearance changes, this paper proposes a Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism. First, the non-local attention module is added to the last layer of the network, and the self-attention feature map of the target area is obtained from the spatial dimension and is added with the last-layer feature. Then, considering the different responses of different channel features to different targets and scenes, the channel attention module is introduced to select the importance of feature channel. In order to further improve the robustness of tracking, it is weighted fused with SiamFC algorithm to obtain the final response map. Finally, the Siamese network model is proposed to jointly train on the GOT10k and VID data set to further improve the expression and discrimination of the model. Experimental results show that compared with SiamFC, the proposed algorithm improves the accuracy by 9.3% and the success rate by 5.4%.

**Keywords:** visual tracking; Siamese network; non-local attention; channel attention; model integration

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0599

# 空地量子密钥分发网络中数据协调方案



孙海正<sup>1</sup>, 尚涛<sup>2,\*</sup>, 刘建伟<sup>2</sup>, 耿云霄<sup>3</sup>

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 网络空间安全学院 空天网络安全工业和信息化部重点实验室, 北京 100083;

3. 中国航空工业发展研究中心, 北京 100029)

**摘 要:** 在空地量子密钥分发网络中, 空中平台的硬件设备限制使得后处理阶段数据传输速度以及处理能力减弱。针对空中平台的特性, 提出了一种适合空地量子密钥分发网络的数据协调方案。首先, 采用量子纠错技术减少原始密钥的误码率; 其次, 设计了一种新方法用来制备低密度奇偶校验(LDPC)译码算法中的随机置换序列; 最后, 兼顾 LDPC 译码算法性能和算法硬件实现复杂度, 选取了软判决中最小和译码算法。仿真分析表明: 量子纠错处理后的原始密钥误码率明显减少, 错误率由 29.5% 减少为 4.4%; 使用新方法生成随机置换序列, 在保证序列随机性的前提下效率提升, 生成长度为 10 000 的随机置换序列所用时间约为 0.019 s; LDPC 译码算法中最小和译码算法性能适中且硬件实现简单。

**关键词:** 空地量子密钥分发网络; 后处理; 数据协调; 纠错算法; 低密度奇偶校验(LDPC) 码

**中图分类号:** V557; TN918.8<sup>+</sup>2

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2311-09

量子密钥分发(Quantum Key Distribution, QKD)技术是量子通信中发展比较成熟的一个分支, 目前研究人员已经在一些地区设计实验了一些节点数量有限的小型化 QKD 网络, 其中基于量子卫星的 QKD 网络可以极大地增加通信距离。虽然量子卫星克服了远距离光子损耗的问题, 但是通信的实时全方位覆盖和多节点建设问题仍待解决, 限制了其实际应用范围。此外, 在太空建立完整的量子卫星通信网络需要耗费大量的人力物力以及时间。近年, 人们开始对低空机载 QKD 平台进行研究, 这种网络部署方式具有结构简单、操作方便、成本低等显著特点, 在未来的量子通信网络中将有广泛的应用前景。

空间中进行的量子密钥分发, 其通信过程会

受到大气湍流以及空中微粒等元素的影响, 还会存在被窃听者攻击的可能, 此外现实中应用的制备测量设备本身是非理想的, 这些因素都会导致合法通信双方经过密钥分发后得到的密钥序列不相同。为了使共享密钥一致, 通信双方需要对原始密钥进行后处理。后处理过程主要包括收发双方的对基操作(Basis Sifting)、误码估计(Error Estimation)、数据协调(Data Reconciliation)和保密放大(Privacy Amplification)4个方面<sup>[1]</sup>。数据协调阶段是使用公共经典信道对原始密钥进行纠错的全过程<sup>[2]</sup>。高效快捷的数据协调方案可以使 QKD 的效率和容量得到显著提升。针对空地 QKD 网络的特点, 本文在低密度奇偶校验(Low Density Parity-Check, LDPC)译码算法的基础上,

收稿日期: 2019-11-25; 录用日期: 2020-02-02; 网络出版时间: 2020-02-10 13:25

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1229.006.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1229.006.html)

基金项目: 航空科学基金(2018ZC51016); 国家自然科学基金(61571024, 61971021); 国家重点研发计划(2016YFC1000307)

\* 通信作者. E-mail: shangtao@buaa.edu.cn

**引用格式:** 孙海正, 尚涛, 刘建伟, 等. 空地量子密钥分发网络中数据协调方案[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2311-2319. SUN H Z, SHANG T, LIU J W, et al. Data reconciliation scheme for space-ground quantum key distribution network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2311-2319 (in Chinese).

首先通过量子纠错技术降低原始密钥的误码率;其次,设计了一种新方法用于提升原始密钥随机置换的效率;最后,选择空地平台的译码算法,合理部署编译码处理单元在网络中的位置,尽可能降低机载平台的复杂度,使通信网络更加稳固。

## 1 量子密钥分发网络的发展

BB84 协议<sup>[3]</sup>是第一个 QKD 协议,其将量子力学中的基本原理引入到通信领域的保密模块,为量子密码学的研究带来了新的方向。之后 Ekert 提出了 E91 协议<sup>[4]</sup>,其是基于 EPR(Einstein-Podolsky-Rosen)对的 QKD 协议。根据上述协议的基本原理,研究人员又提出了许多改进协议,并且基于 QKD 协议的保密通信系统也有了一些实际应用。依托 QKD 技术的成熟,2003 年美国建成首个 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)量子通信技术试验网络,又相继建设了几种不同类型的量子通信网络<sup>[5]</sup>。从 2004 年起,欧盟的相关研究机构开始进行 QKD 网络的建设,其中具有代表性的是欧洲 SECOQC 量子保密通信网络,该网络集成了多种 QKD 系统,包括单光子类、纠缠光子类和连续变量光子类等。2010 年,日本东京量子通信网络(Tokyo Network)正式建成,标志着日本在量子通信领域的研究取得了进一步发展<sup>[6]</sup>。

在空地量子密钥分发中,QKD 系统需要通信双方的准确位置信息,当卫星或飞机等通信终端处于运动状态时,轻微的位移都会导致接收端捕获不到通信光束。此外,当通信链路延伸到对流层及以上时,大气湍流、水分子吸收以及各种天气状况等都会影响信号的偏振态和光束发散角,所以需要光束准直和偏振补偿技术对信号光加以修正<sup>[7-8]</sup>。空地 QKD 网络中需要引入高精度的捕获对准跟踪(Acquisition, Pointing and Tracking, APT)系统<sup>[9]</sup>,该系统的主要作用是在发射端与接收端之间建立稳定的光通信链路,确保双方能够持续进行数据传输。2012 年,德国航空航天中心通信与导航研究所联合慕尼黑大学在相距 20 km 的飞机与地面站之间进行了 QKD 实验,并且首次将 BB84 系统部署到机载平台上,最终系统的密钥生成率为 145 bit/s,误码率为 4.8%<sup>[10]</sup>。2016 年 8 月,中国酒泉成功发射了世界首颗量子通信卫星“墨子号”,并于 2017 年 6 月宣布该卫星在国际上率先实现了千公里级的量子纠缠<sup>[6]</sup>。2017 年 6 月,加拿大滑铁卢大学量子计算研究所(IQC)

的研究人员成功将量子信息从地面站传输到移动的飞机上<sup>[11]</sup>,该实验生成的安全密钥长度高达 868 kb,量子误码率为 3%~5%。2019 年,南京大学的研究人员使用无人机作为量子传输的中继站测试了基于量子纠缠的空地通信<sup>[12]</sup>,在该实验中,无人机每次可以在空中盘旋 40 min,并且可以维持 2 个空对地链路,每个链路长度约为 100 m,作业环境可以在晴朗的白天和夜晚,甚至雨夜,该研究成果可能会给量子通信网络的建设带来新方向。

## 2 空地量子密钥分发网络结构

### 2.1 系统框架

在基于光纤信道的 QKD 系统中,光纤中存在的双折射现象和衰减效应会限制密钥分发的安全距离,该距离一般只能达到百公里左右。要实现更远距离的量子密钥分发需要使用其他的方法。在自由空间信道中,携带信息的光信号基本上可以忽略双折射现象,并且退相干效应较小。此外,实验中应用的光信号波段在自由空间中传输性质好、损耗低,相关的探测器技术也逐渐成熟。但是,近地面的自由空间 QKD 会受到大气湍流、天气情况以及地形的影响,同样无法实现更远的安全传输距离。随着对飞行器技术和量子卫星的研究,人们计划利用地球卫星或其他空间平台作为中继节点从而实现更远距离乃至全球范围的 QKD 网络,特别是在真空环境中,光信号几乎可以无损的传输<sup>[13]</sup>。考虑到现阶段近地量子卫星并不能很快在全球部署以及其部署成本的问题,可以将机载平台用做空中中继节点。目前,无人机技术发展迅猛,稳定性、续航能力和载重能力等都有了大幅提升,在以后的空地量子通信网络部署中将会发挥巨大作用。未来的量子通信网络可以以城域网为基础,利用空中机载平台(如热气球、无人机以及飞机等飞行设备)实现各个城域网的相互连接,从而构建起全覆盖的量子保密通信网。

空地网络具有动态特性,因而可以采用无中心结构、各节点地位均等的自组织网络。参考现有量子通信网络的理论成果,可以将空地 QKD 网络结构划分为 3 个功能层:量子链路层、量子网络层和控制层。如图 1 所示,空中各网络节点的部署可以由机载平台完成,其中量子链路层和量子网络层集成在飞行器上,而控制层部署到地面设备上,这样既可减少空中网络的复杂性又可提高网络的安全性。为解决通过程中某些节点可能偏离位置或失效的问题,利用航空自组网的思想,根据空中的节点情况,自行组建网络<sup>[14]</sup>。

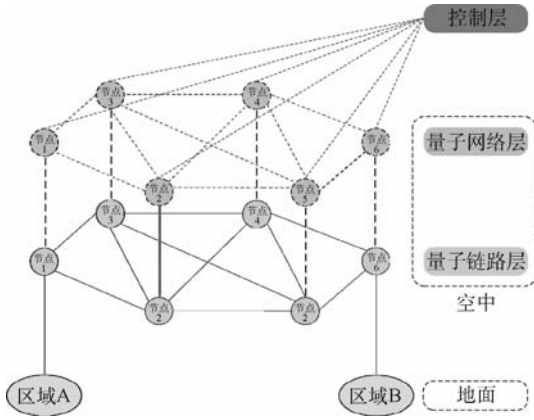


图 1 空地量子密钥分发网络结构

Fig. 1 Structure of space-ground QKD network

## 2.2 量子密钥分发

QKD 协议主要分为离散变量量子密钥分发 (DV-QKD) 协议与连续变量量子密钥分发 (CV-QKD) 协议。DV-QKD 协议发展较早,相关的技术和硬件设备也比较成熟,结合诱骗态技术的测量设备无关量子密钥分发 (Measurement Device Independent QKD, MDI-QKD) 协议广泛应用在目前的一些实用化 QKD 系统中。CV-QKD 协议主要分为压缩态协议、相干态协议与纠缠态协议,并且压缩态协议与相干态协议都有与其等价的纠缠态协议<sup>[15]</sup>。利用纠缠态资源进行量子密钥分发的技术在未来具有广泛的应用前景。

本节在图 1 的网络结构中给出一种利用量子纠缠态进行密钥分发的一般过程,主要是建立通信双方的量子纠缠。具体的密钥分发过程可以根据实际应用的 QKD 协议类型进行后期修改。

图 2 中标注了空地 QKD 的路径。空中网络组建完成后,区域 A 与区域 B 中的用户就可以进行密钥分发了。网络中经典信道都是经过身份认证的。(1)~(4)为在经典信道中的信息传输,目的是确定合法通信双方。(5)~(9)为在量子信道中进行,选取最优路径后,路径中的各节点开始进行量子纠缠对的制备和分发,最终使收发双方的量子态处于纠缠状态。在空中和地面的各节点

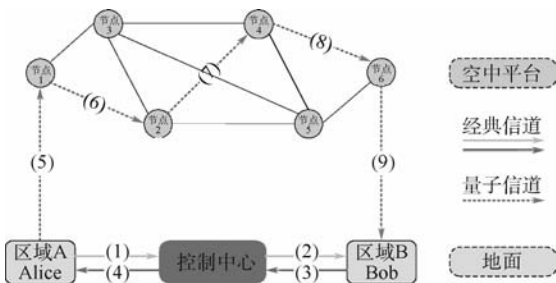


图 2 空地网络中量子密钥分发过程

Fig. 2 QKD process in space-ground network

中都部署有量子纠缠对的制备和测量设备。

假设区域 A 中用户 Alice 要与区域 B 中用户 Bob 共享密钥,具体实施步骤如下:

**步骤 1** 发起通信请求。Alice 首先向 Bob 发起通信请求,该请求信息经由地面的控制中心转接传输给 Bob。Bob 收到请求指令后,向控制中心发送回复信息。

**步骤 2** 选择最优通信路线。控制中心收到 Bob 的回复信息后,若 Bob 同意通信,则向 Alice 发送可以通信的指令,并通过量子网络层检查空中网络各节点的运行情况,及时更新拓扑结构,并计算出最优的通信路径;否则,控制中心向 Alice 发送 Bob 不同意通信的指令,结束本次请求。

**步骤 3** 制备和分发量子纠缠对。完成最优路径选择后,控制中心分别向 Alice 与 Bob 发送准备指令,通信双方开始制备量子态和测量基。通知已选路径上的节点,由量子网络层控制量子链路层进行量子纠缠对的制备和分发。分发过程中只将纠缠对中的一个量子发送到下一节点,分发装置使用机载的 APT 系统。

**步骤 4** 收发双方纠缠状态的建立。纠缠对分发完成后,在空中所选路径节点中分别进行 Bell 基测量,完成纠缠交换,并通过纠缠纯化使交换后的纠缠对处于最大纠缠状态。最终收发双方的量子序列都处于纠缠状态。预共享纠缠完成后,就可以应用纠缠类的 QKD 协议进行后续的密钥生成以及后处理过程。

上述步骤完成后,Alice 与 Bob 就通过空地 QKD 网络共享了一串安全的密钥序列。

## 3 量子密钥分发网络数据协调方案

### 3.1 数据协调方案

DV-QKD 系统中密钥分发结束后,经过对基处理筛选出合法通信双方基矢相同的原始密钥。在筛选后密钥中选取一部分数据进行误码率估计,窃听行为会使系统误码率增大,超过预先设定的阈值,合法接收双方由此判断窃听者是否存在。即使不存在窃听攻击,由于信道衰减和系统设备噪声的存在,通信双方获得的密钥也会不相同,存在误码。因此,需要通过公开经典信道和纠错算法来检测并纠正原始密钥的错误信息,该过程称为数据协调。合法通信双方的原始密钥经过数据协调处理后基本一致,为了防止交互信息被窃听,可以应用密性放大去除泄露的密钥信息。

数据协调阶段有如下要求:合法通信双方的

密钥信息尽量一致;协调效率尽量提高并减少资源的浪费;交互时泄露的密钥信息尽量减少;有用数据尽量多保留<sup>[16]</sup>。

数据协调方案包含以下4个部分,如图3所示。

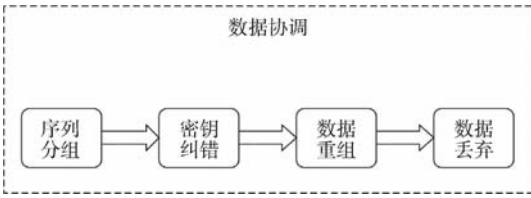


图3 数据协调各部分的关系

Fig.3 Relationship among various parts of data reconciliation

### 1) 序列分组

在序列分组中,需要制备随机置换序列来对通信双方的原有密钥进行随机置换,使得错误数据均匀分布在新序列中。随机置换序列一般利用数学算法生成,为了达到随机性,算法需要占用较多的存储空间,在空中节点平台资源受限的情况下,生成算法应该尽量高效且占用资源少。

假设原有密钥序列的长度为  $n$ , 首位位置记为 1, 对该序列的随机置换可以转化为生成一个前  $n$  个正整数的随机置换, 该序列记为  $a = \{1, 2, \dots, n-1, n\}$ 。  $a$  中每个正整数代表原有密钥序列中元素的位置且任意 2 个正整数不相同。  $a[i]$  为第  $i$  个位置上的正整数,  $i \in [1, n]$ , 每次进行交换时, 第  $i$  个元素与第  $r$  个元素互换位置, 其中  $r \in [1, i]$ ,  $r$  随机选取  $[1, i]$  范围内的整数。该方法生成的随机置换序列共有  $n!$  种组合, 且速度快, 占用内存资源少。

随机置换处理后的新序列需要进行分组, 其中分组长度可以根据筛后密钥的误码率决定<sup>[15]</sup>, 误码率越高, 组数就越多。在空地 QKD 网络进行密钥分发过程中, 加入量子纠错处理, 可以降低原始密钥的误码率, 提升数据协调的效率。纠缠类 QKD 过程中需要对接收到的量子态进行测量, 测量端会存在量子测量误差。一个两粒子量子纠缠态表示为

$$|\psi\rangle_{12} = \frac{1}{\sqrt{2}}(|00\rangle + |11\rangle)_{12} \quad (1)$$

式中: 下标 1、2 分别为 2 个处于纠缠的粒子。对式(1)中的纠缠态进行测量操作, 由量子纠缠特性可知, 2 个粒子的测量结果要么全为 0, 要么全为 1, 2 种测量结果的概率都为  $\|1/\sqrt{2}\|^2 = 50\%$ 。当存在测量噪声时, 噪声使得量子比特发生随机翻转, 测量结果除了理论上应该出现的结果外, 其

他测量结果也会随机出现, 这就增加了序列的误码率。对于存在噪声的测量结果, 可以对其应用量子纠错处理减少误差<sup>[17]</sup>。

### 2) 密钥纠错

序列分组完成后, 对每组数据进行密钥纠错处理, 使得通信双方对应组的数据相同。空地系统中, 空中平台具有动态性和资源受限的特点, 所以需要选择合适的密钥纠错算法。LDPC 译码算法<sup>[18]</sup>具有逼近香农极限、构造简单、译码复杂度低以及易于硬件实现等优势。不同于其他纠错算法中需要频繁的数据交互, LDPC 译码算法在整个纠错过程中只进行一次数据交互, 提高了算法整体效率, 也减少纠错过程中对外泄露的信息。

最小和 (Min-Sum) 译码算法通过把其他译码算法中的乘法运算替代为加法和符号运算, 简化了计算过程。由于在算法中采用了近似的结果, 使得校验节点信息与实际值不一致, 因此现实中的性能有所下降。该译码算法在保证性能前提下相对其他软判决算法硬件实现复杂度较低, 适用于空地网络, 后期进行有侧重的改进。

### 3) 数据重组

经过迭代密钥纠错处理后, 合法通信双方需要将各段序列按照相同规则重新组合起来, 并且在重组后的序列中标记出要丢弃的数据。

图4中,  $l$  为组数;  $k$  为分组长度;  $n$  为序列总长度。数据重组过程中, 通信双方可以按纠错处理的顺序将每组重新组合起来, 在重组后的序列中对纠错失败的序列段和数据协调交互时泄露的信息进行标注。

### 4) 数据丢弃

数据丢弃过程需要舍弃的信息主要包括密钥纠错失败的信息和数据交互中泄露的信息。通信双方需要将每组密钥纠错失败的序列全部舍弃。

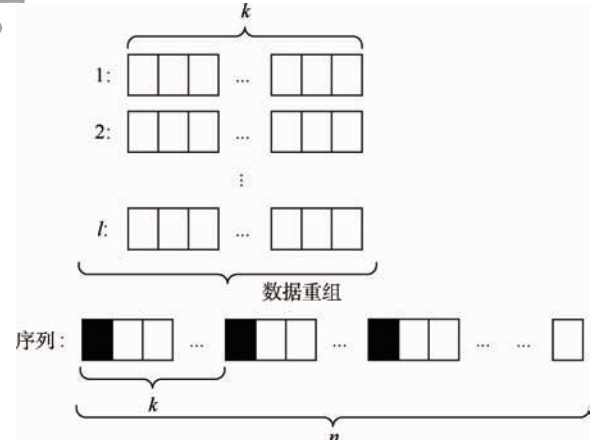


图4 数据重组

Fig.4 Data reorganization

公开经典信道中交互的密钥信息可能会受到窃听者攻击,所以每组序列可以丢弃部分数据防止密钥信息泄露。数据丢弃的过程放在数据重组之后进行,可以避免每次迭代译码时序列的重新组合,提高算法运行速度。

在图 4 数据重组中,将每组第一个数据进行标记,组成新序列后,将标记的数据全部丢弃,如图 5 所示,数据丢弃后的序列长度为  $n-l$ 。

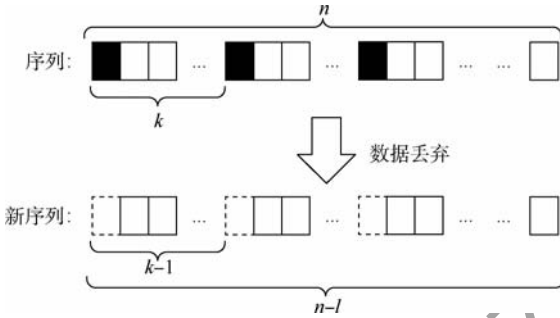


图 5 数据丢弃

Fig. 5 Data discard

### 3.2 具体算法

假定网络中合法通信双方分别为 Alice 与 Bob,其中 Alice 为地面节点,Bob 为空中节点。经过对基操作和误码率估计筛选处理后,他们分别持有原始密钥  $a$  和  $b$ ,该原始密钥是经过量子纠错处理的,误码率为  $q$ ,其中  $a$  和  $b$  具有相关性并且都为二进制比特序列。这里采用正向协调方案,规定密钥的纠错标准为  $a$ 。在译码端,Bob 接收数据交互过程中 Alice 传输过来的校验信息,并通过校验信息对自己的密钥信息  $b$  进行数据协调。数据协调算法流程如图 6 所示。

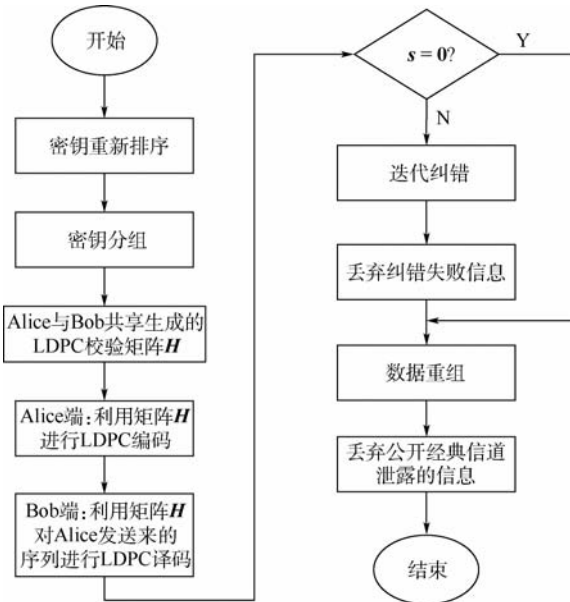


图 6 数据协调算法流程

Fig. 6 Data reconciliation algorithm flowchart

具体的数据协调算法如下:

#### 1) 序列分组

**步骤 1** Alice 利用量子叠加态的特性生成随机序列  $\{r_0, r_1, \dots, r_{n-2}, r_{n-1}\}$ ,并通过公开经典信道将其发送给 Bob。通信双方分别对密钥序列  $a$  和  $b$  按照随机序列进行排序,新的序列分别记为  $\{a_0, a_1, \dots, a_{n-2}, a_{n-1}\}$  和  $\{b_0, b_1, \dots, b_{n-2}, b_{n-1}\}$ 。打乱原有密钥序列元素的位置,可以使误码均匀分布在整个密钥序列中。

**步骤 2** Alice 与 Bob 分别将新的密钥序列按同等长度进行分组,并记为  $\{a_0, a_1, \dots, a_{k-2}, a_{k-1}\}$ ,  $\{a_k, a_{k+1}, \dots, a_{2k-2}, a_{2k-1}\}$ ,  $\dots$ ,  $\{a_{n-2k}, a_{n-2k+1}, \dots, a_{n-k-2}, a_{n-k-1}\}$ ,  $\{a_{n-k}, a_{n-k+1}, \dots, a_{n-2}, a_{n-1}\}$ ,  $\{b_0, b_1, \dots, b_{k-2}, b_{k-1}\}$ ,  $\{b_k, b_{k+1}, \dots, b_{2k-2}, b_{2k-1}\}$ ,  $\dots$ ,  $\{b_{n-2k}, b_{n-2k+1}, \dots, b_{n-k-2}, b_{n-k-1}\}$ ,  $\{b_{n-k}, b_{n-k+1}, \dots, b_{n-2}, b_{n-1}\}$ ,  $k$  为分组长度。分组个数为  $l=n/k$ ,当  $n$  不是  $k$  的倍数时,可对序列进行补零, $n$  为补零后的序列长度。

#### 2) 密钥纠错

**步骤 3** Alice 和 Bob 分别对分组中的首段序列  $\{a_0, a_1, \dots, a_{k-2}, a_{k-1}\}$  和  $\{b_0, b_1, \dots, b_{k-2}, b_{k-1}\}$  进行 LDPC 纠错处理。若  $k \neq n_H$  (其中  $n_H$  为校验矩阵  $H$  的列数),则制备一个随机置换序列  $m_{ab} = \{m_k, m_{k+1}, \dots, m_{n_H-2}, m_{n_H-1}\}$  (其中  $m_i = 0$  或  $1, k \leq i \leq n_H - 1$ ),Alice 和 Bob 分别将序列  $m_{ab}$  添加到其分组序列中,得到向量  $a = [a_0, a_1, \dots, a_{k-2}, a_{k-1}, m_{ab}]$  和  $b = [b_0, b_1, \dots, b_{k-2}, b_{k-1}, m_{ab}]$ 。Alice 使用 PEG (Progressive Edge-Growth) 构造法生成校验矩阵  $H$ ,用校验矩阵  $H$  对一个随机向量  $m = [m_0, m_1, \dots, m_{n_H-2}, m_{n_H-1}]$  进行 R-U (Richardson-Urbanke) 编码,得到码字  $c = [m, p_1, p_2]$ ,  $p_1, p_2$  为校验位。之后将  $a$  与  $c$  异或得到向量  $e_{ac}$ ,并通过公开经典信道将其发送给 Bob。

**步骤 4** Bob 接收到向量  $e_{ac}$ ,将  $b$  与其异或得到向量  $y$ ,即  $y = b \oplus e_{ac} = b \oplus a \oplus c$ ,可知  $y$  为  $c$  的可纠错码。Bob 对  $y$  进行最小和译码,译码结束后得到向量  $c'$ ,结合校验矩阵  $H$ ,计算  $s = c' \cdot H^T$ 。当  $s = 0$  时,则结束迭代操作,将其与  $e_{ac}$  进行按位与运算得到纠错后的密钥,之后通信双方将序列中添加的  $m_{ab}$  序列舍弃;否则继续进行迭代处理。当迭代次数超过最大设定值时,Bob 将序列中不一致的位置发送给 Alice,通信双方将该组序列丢弃。Alice 和 Bob 分别依次对剩余的分组序列进行上述密钥纠错处理。在处理完末尾分组后,Alice 和 Bob 需要丢弃步骤 2 中序列分组过程添加的补零位。

### 3) 数据重组

**步骤 5** 每组序列都完成纠错处理后, Alice 端与 Bob 端分别将各组密钥数据进行重组并标记出需要丢弃的数据。重组后的密钥序列分别记为:  $\{a'_0, a'_1, \dots, a'_{x-2}, a'_{x-1}, m_c\}$  和  $\{b'_0, b'_1, \dots, b'_{x-2}, b'_{x-1}, m_c\}$ , 其中下标  $x$  为密钥序列纠错成功的长度,  $m_c$  为公开经典信道中泄露的信息序列, 为了保证空地系统的安全性, 通信双方需要丢弃泄露的信息序列。

### 4) 数据丢弃

**步骤 6** 得到重组后密钥序列, Alice 与 Bob 分别丢弃序列中公开经典信道泄露的信息, 剩下的序列即为数据协调后的密钥序列, 分别记为  $a' = \{a'_0, a'_1, \dots, a'_{x-2}, a'_{x-1}\}$  和  $b' = \{b'_0, b'_1, \dots, b'_{x-2}, b'_{x-1}\}$ 。理论上  $a'$  与  $b'$  是相同的, 它们可以用做合法通信双方的会话密钥。

## 4 仿真分析

### 4.1 量子纠错

采用 IBM 提供的 Qiskit 仿真工具包, 可以对量子纠错过程进行仿真。该工具包不仅可以模拟噪声干扰, 而且提供了校正电路用来对量子态信息进行纠错处理。

构建一个两粒子量子纠缠态, 对其进行测量时加入模拟噪声 ReadoutError, 该噪声模型模拟非理想测量设备对量子态的测量干扰。测量次数为 1000 次。对测量结果应用由错误校正电路生成的筛选器 `meas_filter`, 分别记录测量有无校正时的仿真输出结果。

#### 1) 部分仿真程序

```
# 构建一个两粒子量子纠缠态
# Make a quantum entangled state
cr = ClassicalRegister(2)
qe = QuantumCircuit(qr, cr, name = 'qe')
qe.h(qr[0])
qe.cx(qr[0], qr[1])
qe.measure(qr[0], cr[0])
qe.measure(qr[1], cr[1])
# 执行量子纠缠态生成电路, 加入模拟噪声, 执行次数为 1000 次
job = qiskit.execute(qe, backend = backend, shots = 1000, noise_model = noise_model)
results = job.result()
# 无校正输出
raw_counts = results.get_counts()
print("无校正输出结果:", raw_counts)
# 有校正输出
```

```
meas_filter = meas_fitter.filter
mitigated_counts = meas_filter.apply(raw_counts)
print("校正输出结果:", {l: int(mitigated_counts[l])
for l in mitigated_counts})
```

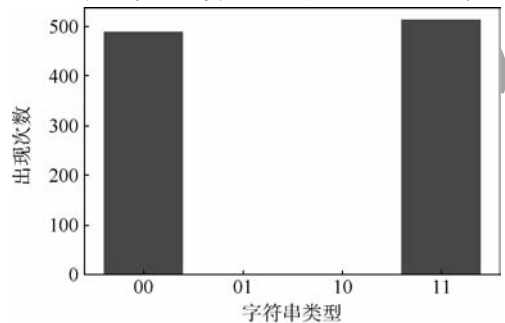
#### 2) 输出结果

无校正输出结果:  $\{ '01': 137, '10': 158, '11': 439, '00': 266 \}$ 。

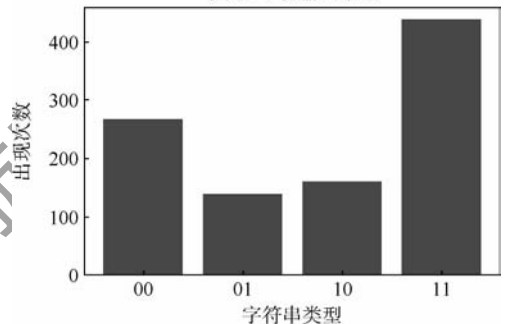
校正输出结果:  $\{ '00': 448, '01': 10, '10': 34, '11': 505 \}$ 。

为了更直观地观察输出结果, 可以将结果以直方图的形式展示, 如图 7 所示。

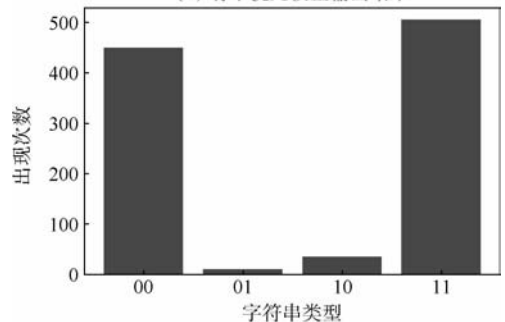
在理想情况下, 仿真结果输出的内容只应包含 00 与 11 两种字符串, 且出现次数基本相等, 如图 7(a) 所示。加入噪声后, 从图 7(b) 和图 7(c) 可以看出, 除了理论上的输出外, 其他字符串也出现了结果, 这是因为噪声的存在干扰了纠缠量子比特的状态, 使得测量后的结果出现偏差。对比图 7(b) 和图 7(c), 可以发现图 7(c) 中结果更加贴近理论结果, 校正算法起到了校正量子位的作用。



(a) 无干扰输出结果



(b) 有干扰无校正输出结果



(c) 有干扰有校正输出结果

图 7 仿真输出结果

Fig. 7 Simulation output results

能。经过统计计算,图 7(b)中错误率为 29.5%,图 7(c)中错误率约为 4.4%,校正后的错误率明显降低。

#### 4.2 随机置换序列制备

使用 Python 对随机置换序列的生成方法进行仿真。序列长度设定为 10 000,实验次数为 1 000 次,为了计算方便,序列起始位置默认为 0。

##### 1) 部分仿真程序

```
def fun(n):
    for i in range(n):
        a.append(i)
    count=0
    for i in range(n):
        exchange(i, random.randint(0, i))#randint 方法随机
        返回[0,i]之间的整数
    count += 1
    return a
```

##### 2) 输出结果

执行 1 000 次程序所用的平均时间约为 0.019 s。

如图 8 所示,生成一个长度为 10 000 的随机置换序列大约需要 0.02 s,将其应用到原始密钥序列的置换中将会提升整体方案的性能。

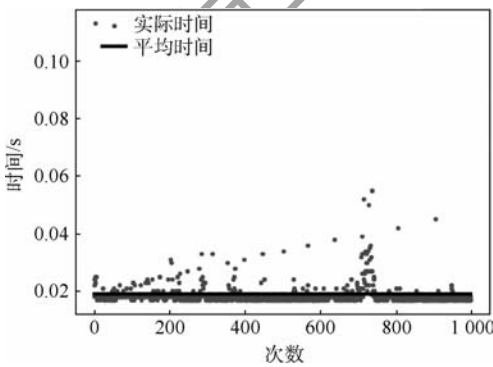


图 8 随机置换序列仿真输出结果

Fig.8 Random permutation sequence simulation output results

#### 4.3 LDPC 译码

在加性高斯白噪声 (Additive White Gaussian Noise, AWGN) 信道下,二进制相移键控 (Binary Phase-Shift Keying, BPSK) 调制的 (2000, 1000) LDPC 码,码率为 0.5,使用 R-U 编码算法。仿真的译码算法主要包括硬判决中的比特翻转 (Bit-Flipping, BF) 译码、软判决中的对数似然比 (Log Likelihoods Ratio Belief-Propagation, LLR-BP) 译码以及最小和译码,最大迭代次数为 40 次。通过对典型的 LDPC 译码算法进行性能仿真,分析适合空地网络的译码算法以及后期改进方向。

如图 9 所示, $E_b/N_0$  为每比特的信噪比,在相

同初始条件下,软判决译码算法从曲线上看明显曲线下降最快,收敛速度也较快,反应其纠错能力相对较强,但计算难度要高于 BF 译码算法。BF 译码算法虽然译码性能差,但计算最简单。如今应用较广泛的主要是 LLR-BP 译码算法和最小和译码算法,前者复杂度较高,不利于硬件实现,而後者的性能往往较差<sup>[19]</sup>。对于空中机载平台,简化部署设备的复杂度是必须考虑的,所以为了兼顾译码性能优先选择最小和译码算法进行系统译码处理,后期也可对其进行改进优化。

影响 LDPC 译码算法性能的因素有很多,如码型、环长及迭代次数等因素会影响译码过程,从而影响算法性能。此外,码长大小、译码算法等也会对译码性能产生影响。所以针对空地 QKD 网络,选取合适的纠错算法后对其进行有侧重的改进,这是以后主要的研究方向。

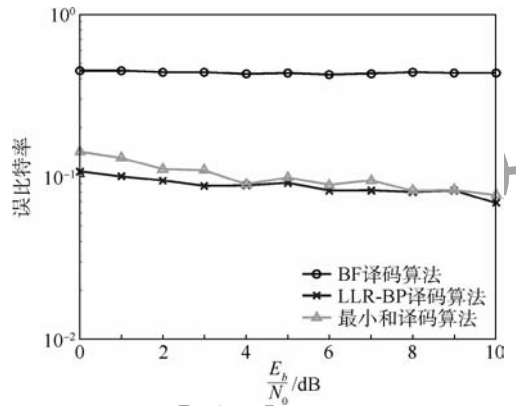


图 9 不同 LDPC 译码算法的性能对比

Fig.9 Performance comparison of different LDPC decoding algorithms

## 5 结论

本文重点分析了空地 QKD 网络中原始密钥的数据协调过程,提出了适合空地系统的数据协调方案。该方案的特点如下:

1) 针对空中节点的动态性和机载平台硬件设备处理和传输数据受限的情况,选用了 LDPC 译码算法,该算法在执行过程中只需进行一次通信,纠错效率高,适用于空地系统。

2) 为了减少原始密钥的误码率,量子信息序列在测量时,可以加入测量校正电路进行纠错。

3) 在数据协调方案中,使用新方法生成原始密钥随机置换时的随机序列,提升效率的同时保证了序列的随机性。

4) 在 LDPC 译码算法的选择方面,对几种典型的译码算法进行了仿真,综合分析了它们的性

能和硬件实现复杂度,选取了最小和译码算法作为空地系统的译码算法,后期可以对其性能进行改进优化。

此外,在设计数据协调的硬件时,可以将算法中复杂的编码部分部署到地面平台而较简单的译码部分集成到空中平台。空地 QKD 网络的研究对未来实现全球量子通信具有重要推动作用。

### 参考文献 (References)

- [1] 李默,张春梅,银振强,等.量子密钥分配后处理概述[J].密码学报,2015,2(2):113-121.  
LI M,ZHANG C M,YIN Z Q,et al. An overview on the post-processing procedure in quantum key distribution[J]. Journal of Cryptologic Research,2015,2(2):113-121 (in Chinese).
- [2] 朱焕东,黄春晖.基于量子密钥分配的数据协调方法[J].计算机安全,2007(5):27-30.  
ZHU H D,HUANG C H. Data coordination method based on quantum key distribution[J]. Network & Computer Security, 2007(5):27-30 (in Chinese).
- [3] BENNETT C H,BRASSARD G. Quantum cryptography:Public key distribution and coin tossing[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Computer System and Signal Processing. Piscataway:IEEE Press,1984:175-179.
- [4] EKERT A. Quantum cryptography based on Bell's theorem[J]. Physical Review Letters,1991,67(6):661-663.
- [5] CHIP E,ALEXANDER C,DAVIN P,et al. Current status of the DARPA quantum network[C]//Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering. Cambridge:SPIE, 2005:138-149.
- [6] 陈非凡,胡鑫煜,赵英浩,等.全球量子保密通信网络发展研究[J].计算机科学与应用,2018,8(10):1628-1641.  
CHEN F F,HU X Y,ZHAO Y H,et al. Development analysis on global quantum secure communication network[J]. Computer Science and Application,2018,8(10):1628-1641 (in Chinese).
- [7] HEIM B,ELSER D,BARTLEY T J,et al. Atmospheric channel characteristics for quantum communication with continuous polarization variables[J]. Applied Physics B,2009,98(4):635-640.
- [8] ELSER D,BARTLEY T,HEIM B,et al. Feasibility of free space quantum key distribution with coherent polarization states[J]. New Journal of Physics,2009,11(4):1-13.
- [9] 李晓峰,胡渝.空-地激光通信链路总体设计思路及重要概念研究[J].应用光学,2005,26(6):57-62.  
LI X F,HU Y. Research of the design method and some important concepts for space-to-ground optical communication[J]. Journal of Applied Optics,2005,26(6):57-62 (in Chinese).
- [10] NAUERTH S,MOLL F,RAU M,et al. Air-to-ground quantum communication[J]. Nature Photonics,2013,7(5):382-386.
- [11] PUGH C J,KAISER S,BOURGOIN J P,et al. Airborne demonstration of a quantum key distribution receiver payload[J]. Quantum Science and Technology,2017,2(2):1-13.
- [12] LIU H Y,TIAN X H,GU C S,et al. Drone-based all-weather entanglement distribution[J/OL]. Quantum Physics, 2019 (2019-05-23)[2019-10-01]. https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/1905/1905.09527.pdf.
- [13] 任继刚,印娟,杨彬,等.星地量子密钥分发中的时间同步研究[J].红外与毫米波学报,2011,30(4):381-384.  
REN J G,YIN J,YANG B,et al. Time synchronization for quantum key distribution from ground to satellite[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves,2011,30(4):381-384 (in Chinese).
- [14] 李颖,张鹏明,魏俊滢.空中的网络—航空自组网[J].科技信息,2013(11):181.  
LI Y,ZHANG P M,WEI J G. Aerial network—Aeronautical ad hoc networks[J]. Science & Technology Information, 2013 (11):181 (in Chinese).
- [15] 杨汝,李云霞,石磊,等.自由空间量子密钥分发关键技术的研究进展[J].激光与光电子学进展,2018,55(2):28-35.  
YANG R,LI Y X,SHI L,et al. Research progress on key technologies of free-space quantum key distributions[J]. Laser & Optoelectronics Progress,2018,55(2):28-35 (in Chinese).
- [16] 屠亮亮.基于LDPC码的离散变量量子密钥分发的数据协调[D].南京:南京邮电大学,2016:33-34.  
TU L L. Information reconciliation for discrete-variable quantum key distribution with LDPC codes[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2016:33-34 (in Chinese).
- [17] 王媛玲.标准量子纠错与算子量子纠错[D].西安:陕西师范大学,2018.  
WANG A L. Standard quantum error correction and operator quantum error correction[D]. Xi'an: Shaanxi Normal University, 2018 (in Chinese).
- [18] GALLAGER R G. Low density parity-check codes[D]. Cambridge:Massachusetts Institute of Technology,1963.
- [19] 袁建国,孙雪敏,汪哲,等.光通信系统中LDPC码译码算法的研究进展[J].激光杂志,2018,39(2):1-7.  
YUAN J G,SUN X M,WANG Z,et al. Research progress on decoding algorithm of LDPC codes in optical communication systems[J]. Laser Journal,2018,39(2):1-7 (in Chinese).

### 作者简介:

孙海正 男,硕士研究生。主要研究方向:量子密钥分发协议与网络。

尚涛 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:量子密码和量子网络编码。

## Data reconciliation scheme for space-ground quantum key distribution network

SUN Haizheng<sup>1</sup>, SHANG Tao<sup>2,\*</sup>, LIU Jianwei<sup>2</sup>, GENG Yunxiao<sup>3</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Key Laboratory of Aerospace Network Security, Ministry of Industry and Information Technology, School of Cyber Science and Technology, Beihang University, Beijing 100083, China;

3. Aviation Industry Development Research Center of China, Beijing 100029, China)

**Abstract:** In the space-ground quantum key distribution network, the hardware device limitation of the air platform makes the data transmission speed and processing capability of the post-processing stage weakened. Aimed at the characteristics of free space and airborne platform, this paper proposes a data reconciliation scheme suitable for the space-ground quantum key distribution network. Firstly, quantum error correction techniques are used to reduce the bit error rate of the original key. Then, a new method is designed to prepare random sequences in Low Density Parity-Check (LDPC) algorithm. Finally, considering the performance of the LDPC decoding algorithm and the hardware implementation complexity of the algorithm, Min-Sum decoding algorithm in the soft decision is selected. The simulation analysis shows that the error rate of the original key after quantum error correction processing is significantly reduced, and the error rate is reduced from 29.5% to 4.4%. Using a new method to generate a random sequence, the efficiency is improved under the premise of ensuring the randomness of the sequence. The time to generate a random replacement sequence with a length of 10 000 is about 0.019 s. The Min-Sum decoding algorithms in the LDPC decoding algorithm are moderate in performance and simple in hardware implementation.

**Keywords:** space-ground quantum key distribution network; post-processing; data reconciliation; error correction algorithm; Low Density Parity-Check (LDPC) code

**Received:** 2019-11-25; **Accepted:** 2020-02-02; **Published online:** 2020-02-10 13:25

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1229.006.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200210.1229.006.html)

**Foundation items:** Aeronautical Science Foundation of China (2018ZC51016); National Natural Science Foundation of China (61571024, 61971021); National Key R & D Program of China (2016YFC1000307)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0602

# 基于 Hamilton 体系的 Lagrange 方程盒式倾转旋翼无人机建模



吴翰<sup>1</sup>, 王正平<sup>1,\*</sup>, 周洲<sup>1,2</sup>, 王睿<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 西安 710065)

**摘 要:** 针对倾转旋翼飞行器动态倾转过程中动力学建模问题进行了研究。首先, 从多体动力学出发, 以某盒式倾转旋翼无人机为算例, 将该无人机假设成由机翼、机体、涵道风扇、倾转旋翼等组成的多刚体系统。其次, 通过不同刚体质心间的位移约束, 建立该无人机系统的非保守力和力矩矩阵, 以及动能、势能、余虚功和逆势能模型。最后, 分别基于 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程推导并建立了该盒式倾转旋翼无人机的动力学模型。仿真结果表明: 两类 Lagrange 方程所建动力学模型的仿真结果与实验数据一致, 验证了所提建模方法的合理性; 在倾转旋翼转速不变的情况下, 倾转过程所用时间越长, 无人机掉高越少, 轨迹越光滑, 但输入能量越多, 具体倾转过程的设计要根据实际输入能量、倾转时间等需求进行确定。

**关键词:** 倾转旋翼飞行器; 盒式翼布局; Hamilton 体系下 Lagrange 方程; 第二类 Lagrange 方程; 多体动力学

中图分类号: V211

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2020)12-2320-09

随着“V-247”、“鹰眼”等倾转旋翼飞行器的产生, 飞行器的发展已由传统的单一模式逐步向变体以及多功能多用途模式发展。倾转旋翼飞行器属于变体类飞行器的一大重要分支, 目前国内众多学者已经对倾转旋翼飞行器的布局、气动<sup>[1]</sup>及结构<sup>[2]</sup>进行了深入的研究。针对其动力学模型, 国内文献[3-5]和国外文献[6]分别基于牛顿-欧拉方程建立了倾转旋翼飞行器的六自由度模型。由于倾转旋翼飞行器的结构以及动力学特征均较为复杂, 因此基于牛顿-欧拉方程的单刚体动力学建模方法在建立倾转旋翼飞行器动力学模型时较为复杂。针对以上情况, 本文主要提出以下问题: ①对于倾转旋翼飞行器而言, 其在倾转过程中飞行器的质心位置和转动惯量均将发生变

化, 因此如何较为方便地引入动态倾转过程中飞行器质心位置与转动惯量变化对飞行器动力学的影响, 值得研究; ②对于结构、动力系统较为复杂的飞行器, 现有牛顿-欧拉方程基于单刚体思路建立其动力学模型较为复杂, 因此能否找寻新的建模方法更为模块化地建立此类飞行器的动力学模型。

为了解决上述问题, 本文依照多体动力学<sup>[7-8]</sup>思路, 将算例盒式倾转旋翼无人机划分为由机翼、倾转旋翼、机体、涵道风扇组成的多刚体系统, 其中倾转旋翼可绕转动轴发生转动。随后, 建立不同刚体部件的力和力矩模型, 建立该多刚体系统——盒式倾转旋翼无人机的非保守力和力矩动能模型、势能模型、余虚功模型和逆势能模型; 最后采用 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程<sup>[9-10]</sup>和第

收稿日期: 2019-11-25; 录用日期: 2020-02-14; 网络出版时间: 2020-02-28 11:27

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1806.003.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1806.003.html)

基金项目: 航空科学基金(2016ZA53002); 陕西省重点研发计划(2018ZDCXL-GY-03-04)

\* 通信作者. E-mail: ad502@nwpu.edu.cn

引用格式: 吴翰, 王正平, 周洲, 等. 基于 Hamilton 的 Lagrange 方程盒式倾转旋翼无人机建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2320-2328. WU H, WANG Z P, ZHOU Z, et al. Modeling of box-wing tilt-rotor UAV based on Lagrange equation in Hamilton system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2320-2328 (in Chinese).

二类 Lagrange 方程<sup>[11]</sup> 分别建立该多刚体系统——盒式倾转旋翼无人机的动态倾转过程进行了相应的动力学分析。倾转旋翼无人机动态倾转过程中的质心位置和转动惯量的变化,实质上都是动态倾转过程中倾转旋翼部分的变化所引起的,因此本文将倾转旋翼无人机划分成多刚体系统,通过倾转旋翼刚体部分质心与机体质心之间的位矢变化来引入动态倾转过程中质心位置变化对无人机动力学的影响,通过倾转旋翼刚体部分转动惯量的变化来引入动态倾转过程中转动惯量变化对无人机动力学的影响。本文将无人机拆分成多个刚体进行动力学建模,除了可以更为精确地引入无人机的质心位置和转动惯量变化外,还可以降低无人机建模的复杂度,多个刚体中的每个刚体分别进行建模,再导入 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程中建立无人机六自由度模型,建模更具有模块化。

## 1 运动学模型

### 1.1 参考坐标系建立

本文所选算例为某盒式倾转旋翼无人机,其主要由盒式翼布局、涵道风扇以及倾转旋翼组成。首先基于多体动力学对该盒式倾转旋翼无人机进行相应假设;其次将该盒式倾转旋翼无人机划分

为 1 号机翼、2 号机翼、3 号机翼、4 号机翼、1 号涵道风扇、2 号涵道风扇、机体、1 号倾转旋翼以及 2 号倾转旋翼共计 9 个刚体;最后以各刚体的质心为坐标原点建立右手坐标系,选取  $F_0$  作为地面参考坐标系,具体如图 1 所示。需要特别说明的是,本文将左右垂尾与起落架结构共用体和无人机机体共同划分到无人机的机体模块中,关于无人机的航向操纵问题,主要采用 1 号倾转旋翼、2 号倾转旋翼进行差动控制,因此本文的实质仍然是六自由度模型。

所选算例盒式倾转旋翼无人机主要具有垂直起降、动态倾转以及巡航 3 个运动过程。垂直起降过程由 1 号涵道风扇、2 号涵道风扇、1 号倾转旋翼和 2 号倾转旋翼共同产生向上的拉力;动态倾转过程倾转旋翼部分的倾转轴带动 1 号倾转旋翼和 2 号倾转旋翼发生倾转,1 号涵道风扇、2 号涵道风扇转速逐渐减为零;巡航过程 1 号涵道风扇和 2 号涵道风扇不发生转动,仅由 1 号倾转旋翼和 2 号倾转旋翼提供向前的拉力。该盒式倾转旋翼无人机的任务剖面如图 2 所示,其倾转旋翼部分倾转轴与机体内铰接如图 3 所示。

所选算例盒式倾转旋翼无人机的具体参数如表 1 所示。

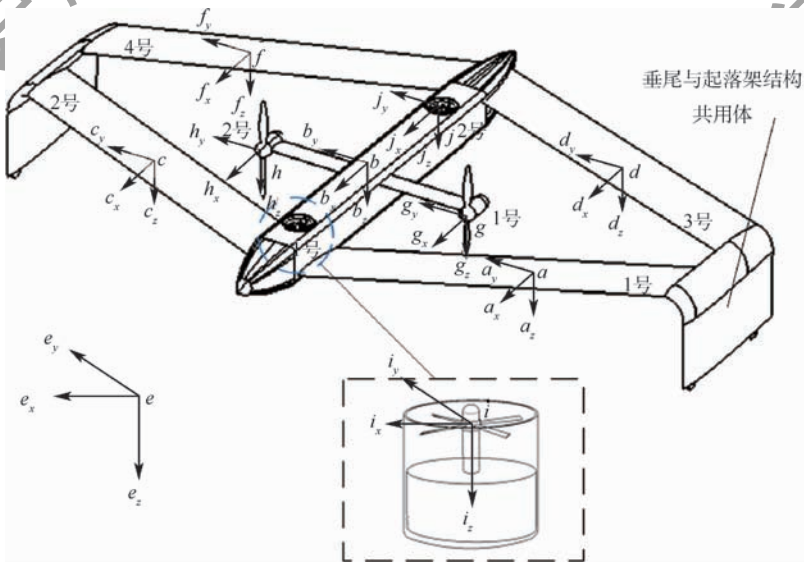


图 1 盒式倾转旋翼无人机参考坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of reference coordinate systems for box-wing tilt-rotor UAV

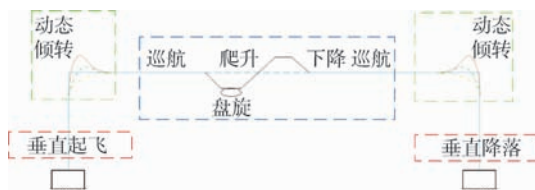


图 2 盒式倾转旋翼无人机任务剖面

Fig. 2 Mission profile of box-wing tilt-rotor UAV

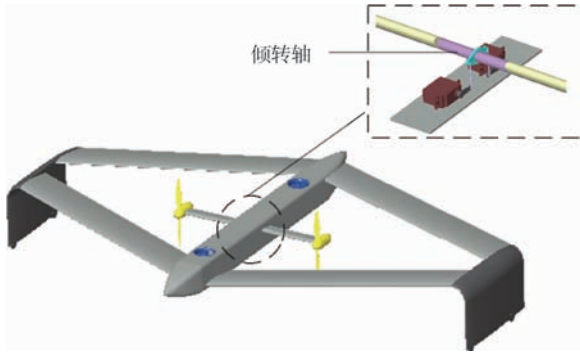


图3 倾转轴与无人机机体内部连接示意图

Fig.3 Schematic diagram of internal connection between tilt axis and UAV body

表1 盒式倾转旋翼无人机具体参数

Table 1 Specific parameters of box-wing tilt-rotor UAV

参数	数值
盒式倾转旋翼无人机最大起飞总重/kg	7.5
盒式倾转旋翼无人飞机翼总面积/m <sup>2</sup>	0.8
盒式倾转旋翼无人机展长/m	2
盒式倾转旋翼无人机弦长/m	0.2
盒式倾转旋翼无人机机身长度/m	1.44
有效载荷/kg	2.5
最大升阻比	11.4
翼载荷/(kg·m <sup>-2</sup> )	8.75

### 1.2 盒式倾转旋翼无人机广义坐标选取

本文选取用于描述该盒式倾转旋翼无人机动力学特征的广义坐标为

$$\mathbf{q} = [\mathbf{r}^{eb} \quad \mathbf{q}^{eb}]^T \quad (1)$$

式中： $\mathbf{q}$ 为盒式倾转旋翼无人机的广义坐标矩阵； $\mathbf{r}^{eb}$ 为盒式倾转旋翼无人机机体质心到参考坐标系原点的位移； $\mathbf{q}^{eb}$ 为盒式倾转旋翼无人机机体坐标系相对于参考坐标系的姿态，在此选用欧拉角进行姿态参数化。

## 2 盒式倾转旋翼无人机非保守力和力矩模型建立

### 2.1 机翼气动力和力矩模型

由于无人机的旋翼一般较小，因此在建立该盒式倾转旋翼无人机机翼的气动力和力矩模型时忽略倾转旋翼尾流对于机翼的影响。由于本文无人机较小，因此在进行机翼的气动力和力矩建模中，未考虑前后机翼之间的相互气流干扰影响。以盒式倾转旋翼无人机的1号机翼为例，由于盒式倾转旋翼无人机的任务剖面中存在垂直起降、动态倾转和前飞巡航3个运动过程，因此其机翼将从90°的大迎角逐步过渡为小迎角，为了建立其动力学模型，可参考文献[12]选取机翼失速迎角作为分界线，将其动力学模型划分为大迎角和小迎角两部分，小迎角部分与正常飞行时一样，在

此不再给出，大迎角部分通过平板扰流系数<sup>[13]</sup>进行建立，具体形式为<sup>[14]</sup>

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{F}_a &= \mathbf{C}_{ea} \begin{bmatrix} C_L q_a S_a \cos \beta_a \\ C_L q_a S_a \sin \beta_a \\ C_D q_a S_a \end{bmatrix} \\ \mathbf{M}_a &= \mathbf{C}_{ba} \begin{bmatrix} -C_M q_a S_a L_a \sin \beta_a \\ -C_M q_a S_a L_a \cos \beta_a \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中： $\mathbf{C}_{ea}$ 为1号机翼坐标系向参考坐标系的转换矩阵； $\mathbf{C}_{ba}$ 为1号机翼坐标系向机体坐标系的转换矩阵； $q_a$ 为1号机翼动压； $\beta_a$ 为1号机翼侧滑角； $L_a$ 为1号机翼参考长度； $S_a$ 为1号机翼参考面积； $C_L$ 为平板扰流升力系数； $C_D$ 为平板扰流阻力系数； $C_M$ 为平板扰流力矩系数。同理可得无人机2号机翼、3号机翼、4号机翼和无人机机体的气动力和力矩模型为： $\mathbf{F}_c, \mathbf{F}_d, \mathbf{F}_f, \mathbf{F}_b; \mathbf{M}_c, \mathbf{M}_d, \mathbf{M}_f, \mathbf{M}_b$ 。需要注意的是，无人机机体的气动力和力矩模型包含左右垂尾与起落架结构共用体的气动力和力矩模型。可以通过无人机机体质心与左右垂尾与起落架结构共用体质心之间的位矢，将左右垂尾与起落架结构共用体的气动力和力矩模型转换至无人机的机体质心处。

### 2.2 倾转旋翼气动力和力矩模型

倾转旋翼部分可通过旋翼倾转轴绕无人机机体坐标系的Y轴发生偏转，假设偏转角为 $\theta$ ，则倾转旋翼坐标系向无人机机体坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{C}_{bg} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

关于倾转旋翼的动力学模型，由于无人机所采用的旋翼一般较小，因此可以忽略旋翼的挥舞运动，可参考文献[4]，基于旋翼的转速建立1号倾转旋翼的气动力和力矩模型为

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{F}_g &= \mathbf{C}_{eb} \mathbf{C}_{bg} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega_g R)^2 C_H \\ -\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega_g R)^2 C_S \\ -\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega_g R)^2 C_T \end{bmatrix} \\ \mathbf{M}_g &= \mathbf{C}_{bg} \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega_g R)^2 C_M \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (4)$$

式中： $\mathbf{C}_{bg}$ 为1号旋翼坐标系向无人机机体坐标系的转换矩阵； $\mathbf{C}_{eb}$ 为机体全标系向地面坐标系的转换矩阵； $R$ 为1号旋翼的桨叶半径； $\omega_g$ 为1号旋翼

的转速;  $C_M$  为 1 号旋翼的力矩系数;  $M_y$ 、 $M_z$  为 1 号旋翼的力矩分量;  $C_H$ 、 $C_S$ 、 $C_T$  为 1 号旋翼的力系数;  $\rho$  为大气密度。同理可得 2 号倾转旋翼的气动力和力矩模型为:  $F_h$ 、 $M_h$ 。

### 2.3 涵道风扇气动力和力矩模型

涵道风扇模型与旋翼模型较为相似,可参考文献[15],通过增加修正系数的方式基于旋翼动力学模型,来建立 1 号涵道风扇的气动力和力矩模型,其具体结果为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_i = C_{cb} C_{bi} \frac{1}{2K} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\rho A (\omega_i R_i)^2 C_d \\ -\frac{1}{2}\rho A (\omega_i R_i)^2 C_Y \\ -\frac{1}{2}\rho A (\omega_i R_i)^2 C_T \end{bmatrix} \\ \mathbf{M}_i = C_{bi} \frac{1}{2K} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ \frac{1}{2}\rho A (\omega_i R_i)^2 C_M \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $C_{bi}$  为 1 号旋翼坐标系向无人机机体坐标系的转换矩阵;  $K$  为系数,其与涵道风扇的涵道唇口面积和形状有关;  $\omega_i$  为 1 号涵道风扇旋转角速度;  $R_i$  为 1 号涵道风扇的桨叶长度;  $A$  为 1 号涵道风扇的投影面积;  $C_d$ 、 $C_Y$ 、 $C_T$  为涵道风扇力系数;  $C_M$  为 1 号涵道风扇的力矩系数;  $M_x$ 、 $M_y$  为 1 号涵道风扇力矩分量。同理可得 2 号涵道风扇的气动力和力矩模型为:  $F_j$ 、 $M_j$ 。

### 2.4 盒式倾转旋翼无人机非保守力和力矩模型

本文主要通过不同刚体与无人机机体质心间的位移约束<sup>[16]</sup>,得到该盒式倾转旋翼无人机的非保守力和力矩模型为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_N \\ \mathbf{M}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} \\ \mathbf{B} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_c + \mathbf{F}_d + \mathbf{F}_f + \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_h + \mathbf{F}_i + \mathbf{F}_j + \mathbf{F}_b \\ \mathbf{B} &= \mathbf{M}_{\text{sum}} + \mathbf{r}_{ba}^x C_{ba} \mathbf{F}_a + \mathbf{r}_{bc}^x C_{bc} \mathbf{F}_c + \mathbf{r}_{bd}^x C_{bd} \mathbf{F}_d + \mathbf{r}_{bf}^x C_{bf} \mathbf{F}_f + \\ &\quad \mathbf{r}_{bg}^x C_{bg} \mathbf{F}_g + \mathbf{r}_{bh}^x C_{bh} \mathbf{F}_h + \mathbf{r}_{bi}^x C_{bi} \mathbf{F}_i + \mathbf{r}_{bj}^x C_{bj} \mathbf{F}_j \\ \mathbf{M}_{\text{sum}} &= \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_c + \mathbf{M}_d + \mathbf{M}_f + \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_h + \\ &\quad \mathbf{M}_i + \mathbf{M}_j + \mathbf{M}_b \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{F}_N$  为盒式倾转旋翼无人机的非保守力模型;  $\mathbf{M}_N$  为盒式倾转旋翼无人机的非保守力矩模型;  $\mathbf{r}_{ij}$  为点  $j$  到点  $i$  的位移矢量;  $C_{bc}$ 、 $C_{bd}$ 、 $C_{bf}$ 、 $C_{bh}$ 、 $C_{bi}$ 、 $C_{bj}$  均为坐标转换矩阵。在无人机的动态倾转过程中,倾转旋翼部分的质心位置将发生变化,其余刚体的质心位置不变,因此在动态倾转过程中通过  $\mathbf{r}_{bg}^x$  和  $\mathbf{r}_{bh}^x$  随时间的变化,引入倾转旋翼质心位置对无人机动力学的影响。

## 3 Hamilton 体系下 Lagrange 方程的应用

Hamilton 体系<sup>[17]</sup>对于刚体系统动力学的认识主要为:导致刚体运动的力和力矩可划分为保守的广义力  $\mathbf{F}$ 、非保守的广义力  $\mathbf{F}_N$ 、保守的广义力矩  $\mathbf{M}$ 、非保守的广义力矩  $\mathbf{M}_N$ ,因此非保守刚体系统动力学方程<sup>[12]</sup>可表示为

$$\delta \pi_H - \delta Q_H = 0 \quad (8)$$

$$\begin{cases} \pi_H = \int_{t_0}^t (T - U - U_q) dt = \\ \int_{t_0}^t \left( \frac{1}{2} m \frac{d\mathbf{X}}{dt} \cdot \frac{d\mathbf{X}}{dt} + \frac{1}{2} \frac{d\boldsymbol{\theta}}{dt} \cdot \mathbf{J} \cdot \frac{d\boldsymbol{\theta}}{dt} + \right. \\ \left. \mathbf{F} \cdot \mathbf{X} + \mathbf{M} \cdot \boldsymbol{\theta} + \mathbf{F}_N \cdot \mathbf{X} + \mathbf{M}_N \cdot \boldsymbol{\theta} \right) \\ \delta Q_H = \int_{t_0}^t (\mathbf{X} \cdot \delta \mathbf{F}_N + \boldsymbol{\theta} \cdot \delta \mathbf{M}_N) dt \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $m$  为非保守刚体系统的质量;  $T$  为刚体系统的动能;  $\mathbf{J}$  为非保守刚体系统的转动惯量;  $U$  为刚体系统的势能;  $U_q$  为刚体系统的拟势能;  $\delta Q_H$  为刚体系统的余虚功;  $\mathbf{X}$  为刚体系统的质心位移矢量;  $\boldsymbol{\theta}$  为刚体系统的姿态。

接下来将 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程应用于本文盒式倾转旋翼无人机的动力学建模上,首先可以得到该盒式倾转旋翼无人机的动能<sup>[18-19]</sup>为

$$T = \frac{1}{2} m_{\text{sum}} \frac{d\mathbf{r}^{cb}}{dt} \cdot \frac{d\mathbf{r}^{cb}}{dt} + \frac{1}{2} \cdot \frac{d\mathbf{q}^{cb}}{dt} \cdot \mathbf{J}_{\text{sum}} \cdot \frac{d\mathbf{q}^{cb}}{dt} + B \quad (10)$$

$$\mathbf{J}_{\text{sum}} = \mathbf{J}_b + \mathbf{J}_q + \mathbf{J}_c + \mathbf{J}_f + \mathbf{J}_d + \mathbf{J}_g + \mathbf{J}_h + \mathbf{J}_i + \mathbf{J}_j \quad (11)$$

$$B = \frac{1}{2} (J_g \omega_g^2 + J_h \omega_h^2 + J_i \omega_i^2 + J_j \omega_j^2) \quad (12)$$

式中:  $m_{\text{sum}}$  为盒式倾转旋翼无人机的总质量;  $\mathbf{J}_{\text{sum}}$  为盒式倾转旋翼无人机的总转动惯量矩阵;  $J_g$ 、 $J_h$ 、 $J_i$ 、 $J_j$  分别为 1 号倾转旋翼、2 号倾转旋翼、1 号涵道风扇、2 号涵道风扇的惯性矩;  $\mathbf{J}_g$ 、 $\mathbf{J}_h$ 、 $\mathbf{J}_i$ 、 $\mathbf{J}_j$  分别为 1 号倾转旋翼、2 号倾转旋翼、1 号涵道风扇、2 号涵道风扇的转动惯量;  $\omega_g$ 、 $\omega_h$ 、 $\omega_i$ 、 $\omega_j$  分别为 1 号倾转旋翼、2 号倾转旋翼、1 号涵道风扇、2 号涵道风扇的转速。由于动态倾转过程中倾转旋翼部分的转动惯量矩阵将发生变化,因此本文通过  $\mathbf{J}_g$  和  $\mathbf{J}_h$  在无人机的动态倾转过程中随时间发生变化,而引入动态倾转过程转动惯量变化对于无人机动力学的影响。

该盒式倾转旋翼无人机的势能<sup>[18]</sup>为

$$U = -m_{\text{sum}} g \mathbf{1}_3 \mathbf{r}^{eb} \quad (13)$$

$$\mathbf{1}_3 = [0 \ 0 \ 1]^T \quad (14)$$

该盒式倾转旋翼无人机的拟势能为

$$U_q = -\mathbf{F}_N \cdot \mathbf{r}^{eb} - \mathbf{M}_N \cdot \mathbf{q}^{eb} \quad (15)$$

该盒式倾转旋翼无人机的余虚功为

$$\delta Q_H = \int_{t_0}^t (\mathbf{r}^{eb} \cdot \delta \mathbf{F}_N + \mathbf{q}^{eb} \cdot \delta \mathbf{M}_N) dt \quad (16)$$

将式(9)、式(10)、式(13)、式(15)、式(16)代入式(8)可得

$$\delta \pi_H - \delta Q_H = \int_{t_0}^t \left( \frac{\partial T}{\partial \mathbf{v}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{v}^{eb} + \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}^{eb}} \cdot \delta \boldsymbol{\omega}^{eb} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{r}^{eb} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{q}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{q}^{eb} + \mathbf{F}_N \cdot \delta \mathbf{r}^{eb} + \mathbf{M}_N \cdot \delta \mathbf{q}^{eb} \right) dt = 0 \quad (17)$$

式中: $\mathbf{v}^{eb}$ 为盒式倾转旋翼无人机机体质心到参考坐标系原点的线速度矩阵; $\boldsymbol{\omega}^{eb}$ 为盒式倾转旋翼无人机机体坐标系相对于参考坐标系的角速度矩阵。

再对式(17)运用 Green 定理可得

$$\int_{t_0}^t \left( \frac{\partial T}{\partial \mathbf{v}^{eb}} \cdot \delta \frac{d\mathbf{r}^{eb}}{dt} \right) dt = \left( \frac{\partial T}{\partial \mathbf{v}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{r}^{eb} \right) \Big|_{t_0}^t - \int_{t_0}^t \left( \frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial T}{\partial \mathbf{v}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{r}^{eb} \right) dt \quad (18)$$

$$\int_{t_0}^t \left( \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}^{eb}} \cdot \delta \frac{d\mathbf{q}^{eb}}{dt} \right) dt = \left( \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{q}^{eb} \right) \Big|_{t_0}^t - \int_{t_0}^t \left( \frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}^{eb}} \cdot \delta \mathbf{q}^{eb} \right) dt \quad (19)$$

将式(18)、式(19)再代入式(17),可将式(17)化简为如下结果:

$$-\frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial T}{\partial \mathbf{v}^{eb}} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}^{eb}} + \mathbf{F}_N = \mathbf{0} \quad (20)$$

$$-\frac{d}{dt} \cdot \frac{\partial T}{\partial \boldsymbol{\omega}^{eb}} - \frac{\partial U}{\partial \mathbf{q}^{eb}} + \mathbf{M}_N = \mathbf{0} \quad (21)$$

式(20)和式(21)即为盒式倾转旋翼无人机的动力学模型。其中,式(20)主要描述的是该无人机的质心线加速度与无人机非保守力、保守力之间的关系;式(21)主要描述的是该无人机的角加速度与无人机非保守力矩、保守力矩之间的关系。

## 4 第二类 Lagrange 方程的应用

为了与 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程建模结果进行对比,本文同样采用第二类 Lagrange 方程进行该盒式倾转旋翼无人机的动力学建模,第二类 Lagrange 方程的具体形式<sup>[20]</sup>为

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right)^T - \left( \frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} \right)^T = \boldsymbol{\tau} \quad (22)$$

$$\begin{cases} L = T - U \\ \boldsymbol{\tau} = [\mathbf{F}_N \ \mathbf{M}_N]^T \end{cases} \quad (23)$$

式中: $L$ 为拉格朗日函数; $T$ 为无人机动能模型; $U$ 为无人机势能模型。第二类 Lagrange 方程中字母的含义与上文一致,将式(6)、式(10)、式(13)代入式(22)即可得到基于第二类 Lagrange 方程所建立的盒式倾转旋翼无人机的动力学模型。

## 5 数值仿真

### 5.1 实验验证

首先为了验证本文建模方法的合理性,采用 Hamilton 体系下 Lagrange 方程建模方法、第二类 Lagrange 方程建模方法和传统牛顿-欧拉方程单刚体方法对盒式倾转旋翼无人机进行动力学建模,并与该盒式倾转旋翼无人机的飞行实验数据进行对比,实验无人机的构型具体如图 4 所示。



图 4 实验盒式倾转旋翼无人机示意图  
Fig. 4 Schematic diagram of experimental box-wing tilt-rotor UAV

该盒式倾转旋翼无人机主要进行了滑跑起飞、巡航飞行以及滑跑着陆的实验过程,本文选取无人机爬升到巡航阶段的实验数据与数值仿真结果进行对比,其中所选取对比的无人机初始时刻实验数据为:无人机初始高度 1 m,前飞速度 10 m/s,上升速度 0.3 m/s,俯仰角 5°,其余参数均为零。在实验过程中,无人机左右螺旋桨转速位于 2000 ~ 2500 r/min 之间。基于 Hamilton 体系下 Lagrange 方程、第二类 Lagrange 方程以及牛顿-欧拉单刚体方法所建动力学模型的数值仿真初始条件均为: $\mathbf{r}^{eb} = [0 \ 0 \ -1]^T$  m,  $\mathbf{q}^{eb} = [0 \ 5 \ 0]^T$  (°),  $\mathbf{v}^{eb} = [10 \ 0 \ -0.3]^T$  m/s,  $\boldsymbol{\omega}^{eb} = [0 \ 0 \ 0]^T$  rad/s。具体对比结果如图 5 ~ 图 7 所示。需要特别说明的是,3 次仿真实验和实物实验采用的均为 PID 控制方法进行控制,其目标轨迹为飞行高度 60 m,前飞速度 20 m/s,俯仰角不进行控制。

通过图 5 ~ 图 7 数值仿真结果与飞行实验数据的对比可以得出以下结论:首先,图 5 ~ 图 7 中 Hamilton 体系下 Lagrange 方程、第二类 Lagrange 方程、牛顿-欧拉方程以及实验数据的趋势基本一

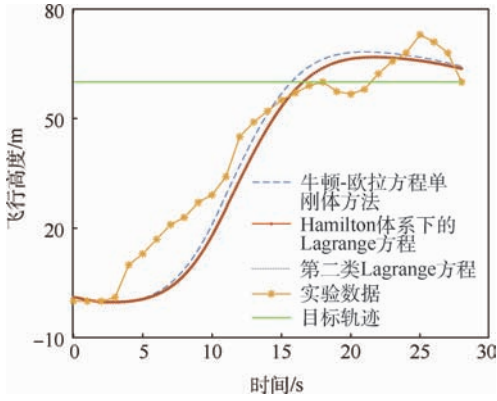


图 5 无人机飞行高度仿真与实验结果对比

Fig. 5 Comparison of UAV flight height between simulation and experimental results

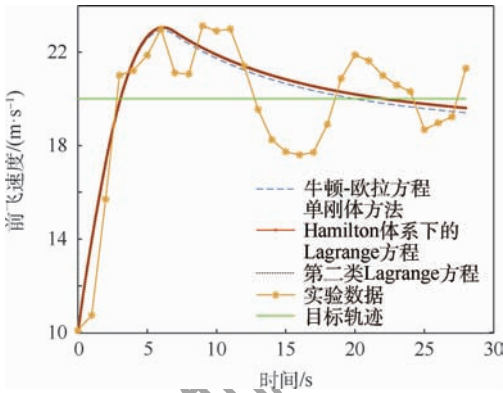


图 6 无人机前飞速度仿真与实验结果对比

Fig. 6 Comparison of UAV forward velocity between simulation and experimental results

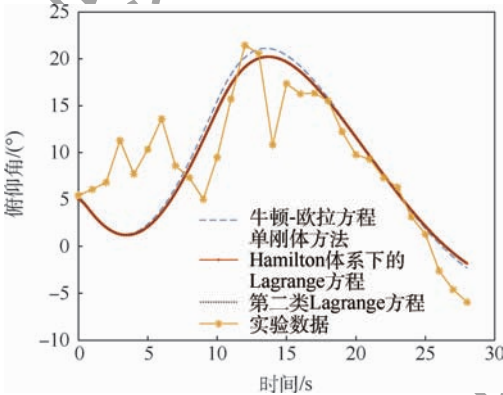


图 7 无人机俯仰角仿真与实验结果对比

Fig. 7 Comparison of UAV pitch angle between simulation and experimental results

致,这些均验证了本文动力学建模方法可适用于该无人机的动力学建模,且所建模型是合理的。其次,通过图 5~图 7 中 Hamilton 体系下 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程仿真结果的一致性,可以验证在相同的非保守力和力矩模型下,这 2 类建模方程的结果是一样的,但是牛顿-欧拉方程单刚体仿真结果与 Hamilton 体系下 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程仿真结果存在差异,其主要原因为:单刚体和多刚体建模方法无人机

的转动惯量和质心位置存在不同。除此之外,图 6 中实验数据与仿真结果略有差异,其主要原因在于:在飞行实验过程中,盒式倾转旋翼无人机左右螺旋桨的转速保持在 2 000 r/min ~ 2 500 r/min 之间,而不是完全固定在某一数值,因此其会导致盒式倾转旋翼无人机前飞速度实验数据与仿真结果的差异。

## 5.2 动态倾转阶段数值仿真

5.1 节已验证本文模型的合理性,本节将本文所建模型应用于盒式倾转旋翼无人机,对其最为关注的动态倾转阶段进行动力学仿真研究。由于 5.1 节已验证 Hamilton 体系下 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程在非保守力和力矩模型相同的情况下,建模结果一致,因此在本节仿真曲线中将不再引入第二类 Lagrange 方程的仿真结果。需要说明的是,本文所选样机目前仅进行了滑跑起飞以及巡航试验,还未实现垂直起飞及倾转过渡功能。因此,在本节动态倾转过程研究中,并未进行试验数据与仿真数据的对比。

倾转旋翼无人机动态倾转过程时间的长短会影响其动态倾转阶段的动力学特征,为了进行对比找寻最为合适的动态倾转方式,分别选取倾转过程总时间为 5 s、10 s、15 s 进行对比,整个仿真过程 1 号倾转旋翼、2 号倾转旋翼转速保持 2 000 r/min 不变,初始时刻其余状态量均为零。整体仿真过程为盒式倾转旋翼无人机由静止开始垂直上升到动态倾转再到巡航,盒式倾转旋翼无人机垂起过程为 0 ~ 15 s,期间旋翼倾转轴与无人机机体的夹角为 0°;动态倾转阶段从 15 s 开始,期间旋翼倾转轴与无人机机体的夹角由 0°线性变为 -90°,1 号涵道风扇、2 号涵道风扇的转速线性减少至零;前飞巡航阶段旋翼倾转轴与无人机机体的夹角为 -90°,1 号涵道风扇、2 号涵道风扇无转速。具体仿真结果如图 8~图 12 所示。

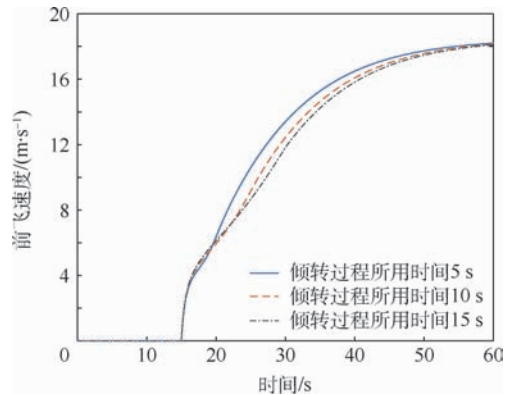


图 8 盒式倾转旋翼无人机前飞速度

Fig. 8 Forward velocity of box-wing tilt-rotor UAV

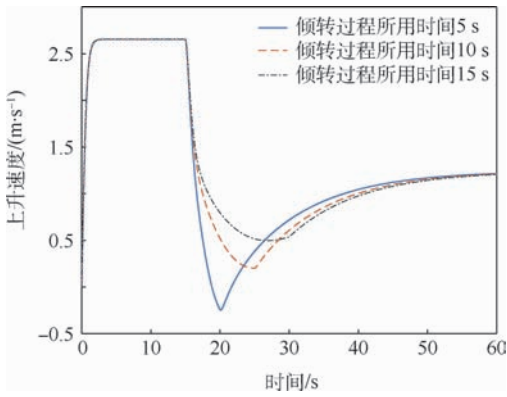


图9 盒式倾转旋翼无人机上升速度

Fig. 9 Rising velocity of box-wing tilt-rotor UAV

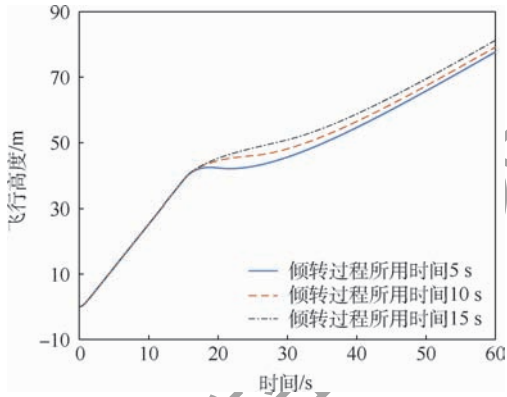


图10 盒式倾转旋翼无人机飞行高度

Fig. 10 Flight height of box-wing tilt-rotor UAV

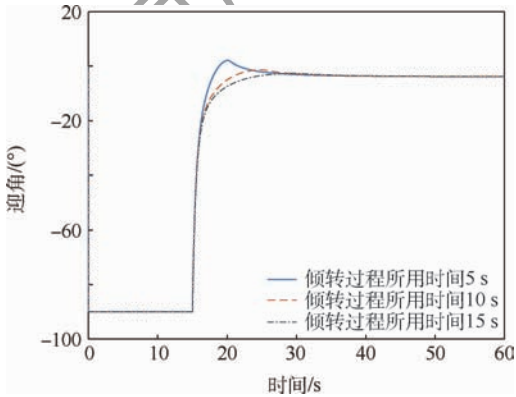


图11 盒式倾转旋翼无人机迎角

Fig. 11 Angle of attack of box-wing tilt-rotor UAV

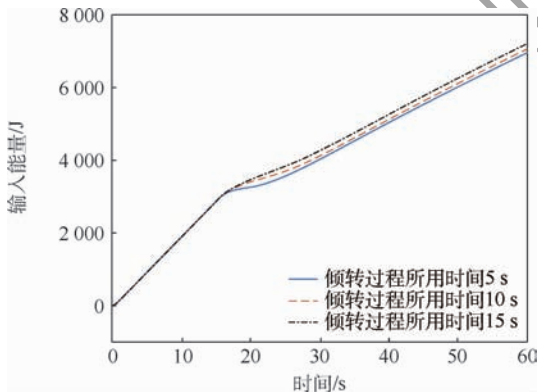


图12 盒式倾转旋翼无人机输入能量

Fig. 12 Input energy of box-wing tilt-rotor UAV

通过图8~图12仿真结果的对比可以得到,倾转过程所用时间越短,无人机上升速度在动态倾转过程中的突变越大,无人机动态倾转轨迹越不光滑,无人机倾转过程中的掉高越明显,但无人机所需要的输入能量较少;无人机的倾转时间越长,无人机上升速度在动态倾转过程中的突变越小,无人机动态倾转轨迹越光滑,无人机倾转过程中的掉高越少,但无人机所需要的输入能量越多。因此,具体采用何种动态倾转方式,还需要基于本模型的仿真结果,根据无人机的实际应用情况进行确定。接下来对仿真曲线图8、图11和图12进行解释。由于1号涵道风扇、2号涵道风扇转速减为零这个过程所用时间是和动态倾转过程所用时间一致的,因此倾转时间越长,1号涵道风扇、2号涵道风扇对无人机所做功越多,该盒式倾转旋翼无人机的输入能量越多,这与仿真结果完全一致;由于本文选取无人机的迎角作为参考迎角,因此对于无人机垂起过程而言无人机的迎角为 $-90^\circ$ ,随后进行动态倾转,最后回归到正常巡航迎角,整体与无人机迎角仿真曲线一致;对于前飞速度而言,无人机在倾转过后前飞速度最终趋于一致,这是由于巡航时仅由倾转旋翼提供拉力,而旋翼转速一致,因此巡航时拉力一致,无人机前飞速度最终结果一致。

## 6 结论

通过某盒式倾转旋翼无人机的建模与仿真,可以得到如下结论:

1) 本文基于 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程推导并建立了盒式倾转旋翼无人机的动力学模型,并通过与实验结果的对比验证了建模方法的合理性,通过仿真结果可以看出,在相同非保守力和力矩模型的情况下,基于 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程和第二类 Lagrange 方程建立的动力学模型的实质是一致的,Hamilton 体系下的 Lagrange 方程能够适用于倾转旋翼飞行器的动力学建模。本文建模的缺点在于:未引入无人机前后机翼之间的干扰和倾转旋翼尾流对无人机后机翼的影响,后续可从这两方面进行改进。

2) Hamilton 体系下的 Lagrange 方程主要是将建模系统离散成多体系统,再分别考虑每个系统的质心位置以及转动惯量变化,最终通过不同刚体间的位移约束引入不同系统质心位置的变化,通过叠加的方式引入不同系统转动惯量的变化,这也是该方法在建立变体类飞行器动力学模

型时的优点。除此之外,该方法将无人机划分成多刚体系统,分别建立每个刚体的模型,再导入 Hamilton 体系下的 Lagrange 方程建立无人机六自由度模型,其更具模块化,可降低建模的复杂度。

本文研究了倾转过程时间长短对于倾转旋翼无人机动力学的影响,除此之外动态倾转过程中倾转旋翼转速变化、涵道风扇转速变化等均将对倾转无人机的动力学产生影响,因此应当综合考虑这些因素进而制定最为合适和安全的动态倾转过渡方式。

### 参考文献 (References)

- [1] 孙凯军,张练,付义伟,等.某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计[J].航空工程进展,2019,10(3):340-347.  
SUN K J,ZHANG L,FU Y W, et al. Aerodynamic optimization design of the rotor blade of a tilt-rotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 340-347 (in Chinese).
- [2] XIANG Z, XU W Q, YAN S, et al. Study on the effect of tilting-rotor structure on the lift of small tilt rotor aircraft[C]// International Conference on Advanced Robotics and Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2017: 380-385.
- [3] 曹芸芸,陈仁良.倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法[J].南京航空航天大学学报,2009,41(1):6-10.  
CAO Y Y, CHEN R L. Control strategy for tilt-rotor aircraft trimming in steady level flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009, 41(1): 6-10 (in Chinese).
- [4] 吴翰,王正平,周洲,等.多旋翼固定翼无人机多体动力学建模[J].西北工业大学学报,2019,37(5):928-934.  
WU H, WANG Z P, ZHOU Z, et al. Modeling and simulation for multi-rotor fixed-wing UAV based on multibody dynamics[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(5): 928-934 (in Chinese).
- [5] LI H X, QU X J, WANG W J. Multi-body motion modeling and simulation for tilt rotor aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(4): 415-422.
- [6] SASONGKO R A, MUHAMMAD B. Modeling and simulation of rotor dynamics of a tilt-rotor aircraft[C]// International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 51-56.
- [7] 陈建平,宁雷鸣,张红英,等.基于多体动力学的大型翼伞系统飞行仿真分析[J].飞行力学,2015,33(6):487-490.  
CHEN J P, NING L M, ZHANG H Y, et al. Flight simulation of large parafoil-payload systems based on multibody dynamics[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(6): 487-490 (in Chinese).
- [8] ZHAO Z J, REN G X. Multibody dynamic approach of flight dynamics and nonlinear aeroelasticity of flexible aircraft[J]. AIAA Journal, 2011, 49(1): 41-53.
- [9] 周平,梁立孚.非保守系统的 Lagrange 方程[J].哈尔滨工程大学学报,2017,38(3):452-459.  
ZHOU P, LIANG L F. Lagrange equation of non-conservative systems[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(3): 452-459 (in Chinese).
- [10] 邓子辰,于洪泳,黄立新,等. Hamilton 体系下混凝土壳体结构的基本方程及求解方法[J].西北工业大学学报,2005,23(5):602-605.  
DENG Z C, YU H Y, HUANG L X, et al. A new systematic computational methodology for concrete shell structures[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 602-605 (in Chinese).
- [11] FORBES J R, BARFOOT T D, DAMAREN C J. Dynamic modeling and stability analysis of a power-generating tumbleweed rover[J]. Multibody System Dynamics, 2010, 24(4): 413-439.
- [12] WU H, WANG Z P, ZHOU Z, et al. Modeling of small UAV parachute recovery system based on Lagrangian method[C]// International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1127-1132.
- [13] JIANG H B, CAO S L, CHEN Z Q. Lift and drag coefficients of flow around a flat plate at high attack angles[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(5): 518-520.
- [14] GARRARD W L. Application of inflation theories to preliminary parachute force and stress analysis: AIAA-91-0862-CP[R]. Reston: AIAA, 1991: 230-239.
- [15] 孙凯.涵道风扇六旋翼建模与控制技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2018:15-20.  
SUN K. Research on modeling and control technology of ducted fan hexcopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 15-20 (in Chinese).
- [16] HOGAN F R, FORBES J R. Modeling of spherical robots rolling on generic surfaces[J]. Multibody System Dynamics, 2015, 35(1): 91-109.
- [17] MAI B, HIROSHI Y. New Lambert algorithm using the Hamilton-Jacobi-Bellman equation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 1000-1008.
- [18] ANDREAS G. a Rigorous proof for the equivalence of the projective Newton-Euler equations and the Lagrange equations of second kind for spatial rigid multibody systems[J]. Multibody System Dynamics, 2019, 45(1): 87-103.
- [19] YAN L, XU W F, HU Z H, et al. Virtual-base modeling and coordinated control of a dual-arm space robot for target capturing and manipulation[J]. Multibody System Dynamics, 2019, 45(4): 431-455.
- [20] CORONEL-ESCAMILLA A, TORRES F, COMEZ-AGUILAR J F, et al. On the trajectory tracking control for an SCARA robot manipulator in a fractional model driven by induction motors with PSO tuning[J]. Multibody System Dynamics, 2018, 43(3): 257-277.

### 作者简介:

吴翰 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计与无人机多体动力学建模。

王正平 男,硕士,教授,硕士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计与结构设计。

# Modeling of box-wing tilt-rotor UAV based on Lagrange equation in Hamilton system

WU Han<sup>1</sup>, WANG Zhengping<sup>1,\*</sup>, ZHOU Zhou<sup>1,2</sup>, WANG Rui<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. National Key Laboratory of Special Technology on UAV, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** The dynamics modeling of the tilt-rotor aircraft is studied during dynamic transition process. Firstly, starting from the multibody dynamics, a box-wing tilt-rotor UAV is taken as an example, which is assumed as a multi-rigid-body system consisting of wings, a body, ducted fans, tilt rotors, etc. Secondly, the non-conservative force and moment matrix of the UAV system are established by the displacement constraints of different rigid body centroids, and the kinetic energy, potential energy, complementary virtual work and inverse potential energy of the UAV are established. Finally, based on the Lagrange equation in Hamilton system and the second Lagrange equation, the dynamics model of the box-wing tilt-rotor UAV is deduced and established. The simulation results show that the simulation results of the dynamics models established by the two types of Lagrange equations are consistent with the experimental data, which verifies the rationality of the proposed modeling method. In the case that the rotation speed of the tilt rotor is constant, the longer the transition process takes, the less the UAV is dropped, the smoother the trajectory is, but the more input energy is, and the design of the specific transition process should be determined according to the actual needs of the time that the transition process takes, input energy, etc.

**Keywords:** tilt-rotor aircraft; box-wing configuration; Lagrange equation in Hamilton system; the second Lagrange equation; multibody dynamics

**Received:** 2019-11-25; **Accepted:** 2020-02-14; **Published online:** 2020-02-28 11:27

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1806.003.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200227.1806.003.html)

**Foundation items:** Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA53002); Key Research and Development Program of Shaanxi Province (2018ZDCXL-GY-03-04)

\* **Corresponding author.** E-mail: ad502@nwpu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0637

# 基于 SMO 的改进型转子位置检测方法



赵亚辉, 冯明\*, 李卫文

(北京科技大学 机械工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 针对无位置传感器永磁同步电机(PMSM)在高速运行时无法准确观测转子位置,导致三相电流波动畸变的问题,提出了一种改进型滑模观测器(SMO)来预估转子位置和速度的新方法。该改进型滑模观测器采用S型切换函数来估算反电动势,并通过软件锁相环(SPLL)算法计算转子位置角,降低了传统滑模观测器抖振对转子位置角的影响,实现了PMSM在高速运行状态下转子位置角的准确观测。开发出一套高速永磁同步电机控制器,实现了电机在超高速高功率状态稳定运行。

**关键词:** 永磁同步电机(PMSM); 无位置传感器; 滑模观测器(SMO); S型切换函数; 软件锁相环(SPLL)

**中图分类号:** TM301.2

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2329-10

近年来,随着材料技术、电力电子器件、高性能集成电路的发展,基于矢量控制技术的永磁同步电机(Permanent Magnet Synchronous Motor, PMSM)由于其结构简单、功率密度高、可与高速负载直接相连等特点<sup>[1-2]</sup>,被广泛应用于高速空气压缩机、高速机床主轴等工业领域,在航空航天和新能源等领域也有着广阔的应用前景。为实现PMSM的高精度控制,需要获得精确的转子位置和速度信息,可以通过光电码盘、测速发电机、旋转变压器等传感器获取,但会带来电机成本增加、安装维护困难、易受外界干扰等问题,影响电机的可靠性。因此,PMSM的无位置传感器控制技术成为高速电机控制领域的研究热点<sup>[3-5]</sup>。由于超高速电机的绕组电感和内阻非常小,一旦控制失步会引起绕组电流迅速增加,烧毁功率器件甚至造成电机转子磁钢退磁,因此保证控制器准确地检测电机转子位置尤为重要。

目前,常用的转子位置估计方法有反电动势积分法<sup>[6-8]</sup>、模型参考自适应法<sup>[9]</sup>、扩展卡尔曼滤波

法<sup>[10]</sup>、滑模变结构观测器法<sup>[11-12]</sup>等。其中,反电动势积分法易受电机参数变化的影响,且存在定子磁链积分的常值漂移问题;模型参考自适应法虽计算简单,但对参数变化比较敏感;扩展卡尔曼滤波法实时计算量大,对控制芯片的依赖度高,且动态响应不理想;滑模变结构观测器法响应速度优于模型参考自适应法,但滑模控制率中的开关函数具有不连续性,易引起系统抖振。而文献[13-15]中分别采用饱和函数、双曲正切函数和边界层可变的正弦型饱和函数代替开关函数,起到了抑制滑模抖振的作用。

在传统滑模观测器(Sliding Mode Observation, SMO)的基础上,提出基于SMO的改进型转子位置检测方法。该方法采用S型函数代替传统的开关函数来估算反电动势,有效地减小了传统SMO所带来的抖振现象,估算的反电动势通过软件锁相环(Software Phase Locked Loop, SPLL)计算转子位置角对转子位置进行实时跟踪估计,可以提高系统的跟踪精度并改善系统的控制性能,

收稿日期: 2019-12-19; 录用日期: 2020-03-06; 网络出版时间: 2020-04-16 15:52

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1520.005.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1520.005.html)

基金项目: 工业强基工程(TC160A310)

\* 通信作者. E-mail: mingfeng@me.ustb.edu.cn

**引用格式:** 赵亚辉, 冯明, 李卫文. 基于SMO的改进型转子位置检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2329-2338.  
ZHAO Y H, FENG M, LI W W. Improved rotor position detection method based on SMO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2329-2338 (in Chinese).

削弱 SMO 抖动对转子位置角的影响,实现 PMSM 在高速运行状态转子位置角的观测。通过仿真和实验证明该改进型 SMO 算法的高精度性和稳定性,使电机能在超高速状态下平稳运行。

## 1 永磁同步电机数学模型

表贴式 PMSM 在  $\alpha$ - $\beta$  定子静止坐标系下数学模型可以表示为<sup>[15]</sup>

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \end{bmatrix} = -\frac{R_s}{L_s} \begin{bmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \end{bmatrix} + \frac{1}{L_s} \begin{bmatrix} u_\alpha \\ u_\beta \end{bmatrix} - \frac{1}{L_s} \begin{bmatrix} e_\alpha \\ e_\beta \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} e_\alpha \\ e_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\varphi_f & \omega_r \sin \theta_r \\ \varphi_f & \omega_r \cos \theta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $u_\alpha$ 、 $u_\beta$ 、 $i_\alpha$ 、 $i_\beta$  和  $e_\alpha$ 、 $e_\beta$  分别为  $\alpha$ - $\beta$  定子静止坐标系下的定子电压,定子电流和反电动势;  $R_s$  和  $L_s$  分别为定子的电感和相电阻;  $\theta_r$  为转子位置角;  $\varphi_f$  为转子磁链;  $\omega_r$  为转子永磁体的旋转速度。

由于采用  $i_d = 0$  的电流控制方法,稳态时其空间矢量图如图 1 所示。当前输出的电压空间矢量为  $u_s$ ,对应的  $i_s$  正好在  $q$  轴上,满足  $i_d = 0$ ,且  $i_s$  的旋转速度为  $\omega_s$ ;转子永磁体等效励磁磁链  $\varphi_f$  的方向与  $d$  轴相同, $d$  轴方向为转子永磁体的 S-N 方向,其旋转速度为  $\omega_r$ 。当 PMSM 运行稳态时,有  $\omega_s = \omega_r$ 。 $\theta_r$  为  $d$  轴与  $\alpha$  轴的夹角,也即需要观测的电机转子位置角。

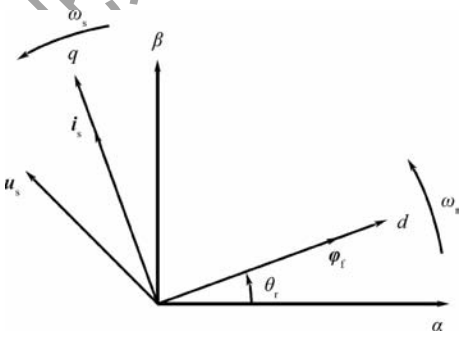


图 1 稳态空间矢量

Fig. 1 Space vector at steady state

## 2 滑模观测器(SMO)的改进

### 2.1 传统 SMO

结合表贴式 PMSM 在  $\alpha$ - $\beta$  定子静止坐标系下的数学模型,并根据滑模变结构控制理论,构造 SMO 方程<sup>[16]</sup>

$$\begin{cases} \frac{d\hat{i}_\alpha}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\hat{i}_\alpha + \frac{1}{L_s}u_\alpha - \frac{1}{L_s}z_\alpha \\ \frac{d\hat{i}_\beta}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\hat{i}_\beta + \frac{1}{L_s}u_\beta - \frac{1}{L_s}z_\beta \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\hat{i}_\alpha$ 、 $\hat{i}_\beta$  为电流观测值,  $A$ ;  $z_\alpha$ 、 $z_\beta$  为开关切换函数。

设电流误差为

$$\begin{cases} \bar{i}_\alpha = \hat{i}_\alpha - i_\alpha \\ \bar{i}_\beta = \hat{i}_\beta - i_\beta \end{cases} \quad (4)$$

联立式(1)~式(4)可得到电流误差方程为

$$\begin{cases} \frac{d\bar{i}_\alpha}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\bar{i}_\alpha - \frac{1}{L_s}(z_\alpha - e_\alpha) \\ \frac{d\bar{i}_\beta}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\bar{i}_\beta - \frac{1}{L_s}(z_\beta - e_\beta) \end{cases} \quad (5)$$

为了获得较快的趋近速度,同时保证最小的抖动,使用如式(6)所示的基于指数趋近律的开关函数,以保证较快的趋近速度和更小的抖动。

$$\begin{cases} z_\alpha = \varepsilon \operatorname{sgn}(\hat{i}_\alpha - i_\alpha) + k(\hat{i}_\alpha - i_\alpha) \\ z_\beta = \varepsilon \operatorname{sgn}(\hat{i}_\beta - i_\beta) + k(\hat{i}_\beta - i_\beta) \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $\varepsilon$ 、 $k$  为指数趋近律参数,满足  $\varepsilon > 0$ 、 $k > 0$ 。

将式(6)代入式(5)可得到电流误差方程为

$$\begin{cases} \frac{d\bar{i}_\alpha}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\bar{i}_\alpha + \frac{1}{L_s}e_\alpha - \frac{\varepsilon}{L_s}\operatorname{sgn}(\bar{i}_\alpha) - \frac{k}{L_s}\bar{i}_\alpha \\ \frac{d\bar{i}_\beta}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}\bar{i}_\beta + \frac{1}{L_s}e_\beta - \frac{\varepsilon}{L_s}\operatorname{sgn}(\bar{i}_\beta) - \frac{k}{L_s}\bar{i}_\beta \end{cases} \quad (7)$$

定义滑模面如下:

$$\begin{cases} s_\alpha = \hat{i}_\alpha - i_\alpha \\ s_\beta = \hat{i}_\beta - i_\beta \end{cases} \quad (8)$$

将式(8)代入式(7)可得到最终的电流误差方程为

$$\begin{cases} \frac{ds_\alpha}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}s_\alpha + \frac{1}{L_s}e_\alpha - \frac{\varepsilon}{L_s}\operatorname{sgn}(s_\alpha) - \frac{k}{L_s}s_\alpha \\ \frac{ds_\beta}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}s_\beta + \frac{1}{L_s}e_\beta - \frac{\varepsilon}{L_s}\operatorname{sgn}(s_\beta) - \frac{k}{L_s}s_\beta \end{cases} \quad (9)$$

### 2.2 切换函数的改进

传统 SMO 一般选取符号函数  $Z = \operatorname{sgn}(s)$  作为切换函数,它使得观测器的响应非常迅速,抗扰动性强,但是其固有的非线性开关特性会引起系统抖振,从而影响位置估算精度<sup>[17]</sup>。为了抑制抖振,采用一种新的连续切换函数为

$$\begin{cases} z(s_\alpha) = \varepsilon H(s_\alpha) = \varepsilon \left[ \frac{2}{1 + \exp(-as_\alpha)} - 1 \right] \\ z(s_\beta) = \varepsilon H(s_\beta) = \varepsilon \left[ \frac{2}{1 + \exp(-as_\beta)} - 1 \right] \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $a$ 、 $\varepsilon$  为正数,  $a$  用来调整 S 型函数的斜率,  $\varepsilon$  用来调整收敛于滑模面的速率;  $H(s)$  为 S 型切换函数。

将式(5)代入到式(10)中可得到新的电流误差方程为

$$\begin{cases} \frac{ds_\alpha}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}s_\alpha + \frac{1}{L_s}e_\alpha - \frac{1}{L_s}\varepsilon H(s_\alpha) \\ \frac{ds_\beta}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}s_\beta + \frac{1}{L_s}e_\beta - \frac{1}{L_s}\varepsilon H(s_\beta) \end{cases} \quad (11)$$

构造李雅普诺夫函数  $V = (s_\alpha^2 + s_\beta^2)/2$  验证 SMO 系统的稳定性,当  $dV/dt < 0$ , 电流观测值  $\hat{i}_\alpha$ 、 $\hat{i}_\beta$  最终收敛于实际值  $i_\alpha$ 、 $i_\beta$ 。对李雅普诺夫函数求导可得

$$\frac{dV}{dt} = s_\alpha \frac{ds_\alpha}{dt} + s_\beta \frac{ds_\beta}{dt} \quad (12)$$

将式(11)代入到式(12)中可得

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{R_s}{L_s}(s_\alpha^2 + s_\beta^2) + \frac{s_\alpha[e_\alpha - \varepsilon H(s_\alpha)]}{L_s} + \frac{s_\beta[e_\beta - \varepsilon H(s_\beta)]}{L_s} \quad (13)$$

为满足  $dV/dt < 0$ , 需使:

$$\begin{cases} s_\alpha[e_\alpha - \varepsilon H(s_\alpha)] < 0 \\ s_\beta[e_\beta - \varepsilon H(s_\beta)] < 0 \end{cases} \quad (14)$$

根据  $H(s)$  函数的定义可知,式(14)成立的条件为  $\varepsilon \geq \max(|e_\alpha|, |e_\beta|)$ , 而电机的反电动势  $e$  与电机转速  $n$  存在正比关系:

$$e = \frac{K_e n}{1000/3} \quad (15)$$

式中:  $K_e$  为电机的反电动势常数。

根据  $e_\alpha$ 、 $e_\beta$  与  $e$  的关系有

$$e \geq \max(|e_\alpha|, |e_\beta|) \quad (16)$$

因此得到滑模观测器全局收敛的条件为

$$\varepsilon > \frac{K_e n}{1000/3} \quad (17)$$

当系统稳定时,系统处于滑模面上运动,即有  $s = 0$  和  $\dot{s} = 0$  成立,由式(11)可得

$$\begin{cases} e_\alpha = \varepsilon H(s_\alpha) \\ e_\beta = \varepsilon H(s_\beta) \end{cases} \quad (18)$$

根据式(18)可知,开关切换信号包含了反电动势的信息。但是由计算过程的不连续性以及高频开关信号,切换函数里面含有高频噪声。通过低通滤波器(Low Pass Filter, LPF),可以得到最终观测的反电动势为

$$\begin{cases} \hat{e}_\alpha = \frac{\omega_c}{s + \omega_c} e_\alpha \\ \hat{e}_\beta = \frac{\omega_c}{s + \omega_c} e_\beta \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $\hat{e}_\alpha$ 、 $\hat{e}_\beta$  为滤波后的反电动势观测值,  $V$ ;  $\omega_c$  为

LPF 的截止频率, rad/s。

通过观测到的反电动势联立式(2)可以得到转子位置角的观测值为

$$\theta_e = -\arctan\left(\frac{\hat{e}_\alpha}{\hat{e}_\beta}\right) \quad (20)$$

由于 LPF 的处理,会引起相位滞后,即式(20)计算得到的角度相对实际的电机转子位置角滞后,滞后的相位为

$$\Delta\theta = \arctan\left(\frac{\omega}{\omega_c}\right) \quad (21)$$

式中:  $\omega$  为电机转子的角频率。

最终的转子位置角的观测值为

$$\hat{\theta}_r = \theta_e + \Delta\theta \quad (22)$$

### 2.3 转子位置角计算方法的优化

由于 SMO 在滑动模式下伴随着高频抖振,估算的反电势存在高频噪声信号,而基于反正切函数的转子位置估计方法将这种高频噪声信号引入到反正切函数的除法运算中,导致高频抖振被放大,造成较大的角度估计误差<sup>[16]</sup>,使电机不能在超高速状态下稳定工作。因此本文引入 SPLL 算法计算转子位置角,消除计程中的高频噪声信号。

SMO 计算的反电动势经低通滤波后为  $\hat{e}_\alpha$ 、 $\hat{e}_\beta$ 。

由式(2)可知  $\hat{e}_\alpha$ 、 $\hat{e}_\beta$  满足:

$$\begin{cases} \hat{e}_\alpha = -\varphi_r \omega_r \sin \theta_r \\ \hat{e}_\beta = \varphi_r \omega_r \cos \theta_r \end{cases} \quad (23)$$

构建如图 2 所示的 SPLL 系统从反电动势中提取电机的转子位置角。SPLL 系统通过三角函数的和差公式来实现鉴相器功能,其计算公式为

$$\Delta e = -e_\alpha \cos \hat{\theta}_r - e_\beta \sin \hat{\theta}_r = \varphi_r \omega_r \sin(\theta_r - \hat{\theta}_r) \quad (24)$$

当电机转速稳定时,角速度  $\omega_r$  基本不变,转子位置角误差  $(\theta_r - \hat{\theta}_r)$  很小,式(24)可以写成

$$\Delta e = \varphi_r \omega_r \sin(\theta_r - \hat{\theta}_r) \approx \varphi_r \omega_r (\theta_r - \hat{\theta}_r) \quad (25)$$

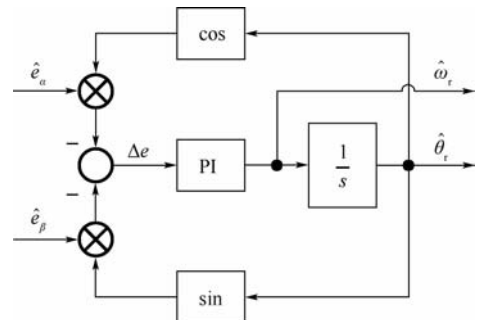


图 2 SPLL 算法示意图

Fig. 2 Schematic of SPLL algorithm

由式(25)可知,通过三角函数和差公式构建鉴相器可以衡量相位差的大小,通过PI控制使转子位置角误差衰减至零即可求解电机转子位置和角速度,算法如图3所示, $k_p$ 和 $k_i$ 分别为比例和积分系数。

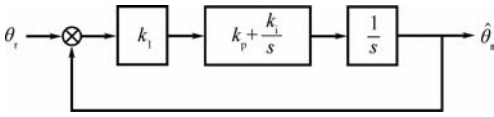


图3 简化 SPLL 算法

Fig.3 Simplified SPLL algorithm

图3中, $k_i = \omega_r \varphi_r$ ,当  $d\omega_r/dt \approx 0$  时, $\hat{\theta}_r$  近似为一个斜坡函数  $\hat{\theta}_r = \omega_r t$ ,其传递函数为

$$G(s) = \frac{k_i k_p s + k_i k_i}{s^2} \quad (26)$$

系统的稳态误差为

$$e_{sr} = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{s}{1 + G(s)} \cdot \frac{\omega_r}{s^2} = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{\omega_r s}{k_p s + k_i} = 0 \quad (27)$$

式(27)证明,SPLL系统的稳态误差趋向于零,因此三角函数和差公式构建的鉴相器可以计算相位差的大小,通过PI控制使转子位置角误差衰减至零即可实现转子位置角的无静差跟踪,PI模块输出即为电机的电角速度  $\hat{\omega}_r$ ,对角速度积分可得电机转子位置角  $\hat{\theta}_r$ 。由于SPLL输出的电机转速含有高频噪声,整定PI模块参数很难使转子位置角和转速都得到最优输出,而使用SPLL算法只需输出最优转子位置角,通过位置角积分求解电机转速。电机观测转速  $\hat{n}$  可表示为

$$\hat{n} = \frac{d\hat{\theta}_r}{dt} \quad (28)$$

对式(28)进行离散化:

$$\hat{n}(k+1) = \frac{\hat{\theta}_r(k+1) - \hat{\theta}_r(k)}{T_s} \quad (29)$$

式中: $T_s$ 为控制周期。

实际应用中,使用转速和电流双闭环控制PMSM超高速运行时,转速环控制周期是电流环控制周期的5~10倍,电机转速更快速趋于稳态。利用平均算法将式(29)写成

$$\hat{n}(k+j) = \frac{\hat{\theta}_r(k+n) - \hat{\theta}_r(k)}{nT_s} \quad (30)$$

式中: $j$ 为正整数,满足  $5 \leq n \leq 10$ 。

式(30)只需要转子位置角信息就可以计算出转速,对于无位置传感器控制具有通用性。

## 2.4 改进 SMO 算法的离散化处理及实现

本文所提改进 SMO 算法的结构框图如图4

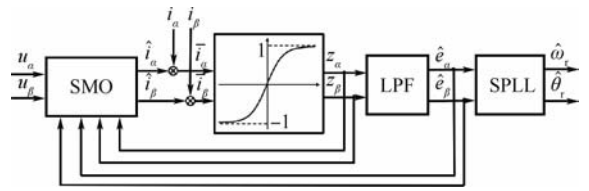


图4 改进 SMO 算法结构框图

Fig.4 Improved SMO algorithm block diagram

所示,在实际工程应用中该算法需要在控制器上使用程序代码实现数字化控制,因此需求解观测器的离散化数学模型。

对式(3)和式(10)分别进行离散化可得

$$\begin{cases} \hat{i}_\alpha(k+1) = F\hat{i}_\alpha(k) + G[u_\alpha(k) - z_\alpha(k)] \\ \hat{i}_\beta(k+1) = F\hat{i}_\beta(k) + G[u_\beta(k) - z_\beta(k)] \end{cases} \quad (31)$$

$$\begin{cases} z_\alpha(k) = \varepsilon H[\hat{i}_\alpha(k) - i_\alpha(k)] \\ z_\beta(k) = \varepsilon H[\hat{i}_\beta(k) - i_\beta(k)] \end{cases} \quad (32)$$

式中: $F = e^{-\frac{R_s T_s}{L_s}}$ ;  $G = \frac{1}{R_s}(1 - e^{-\frac{R_s T_s}{L_s}})$ 。

式(19)低通滤波器的离散形式为

$$\begin{cases} \hat{e}_\alpha(k+1) = \hat{e}_\alpha(k) + T_s \omega_c [e_\alpha(k) - \hat{e}_\alpha(k)] \\ \hat{e}_\beta(k+1) = \hat{e}_\beta(k) + T_s \omega_c [e_\beta(k) - \hat{e}_\beta(k)] \end{cases} \quad (33)$$

式中: $\hat{e}_\alpha(k+1)$ 、 $\hat{e}_\beta(k+1)$ 为第  $k+1$  次滤波反电动势观测值,V; $\hat{e}_\alpha(k)$ 、 $\hat{e}_\beta(k)$ 为第  $k$  次滤波反电动势观测值,V; $e_\alpha(k)$ 、 $e_\beta(k)$ 为第  $k$  次反电动势观测值,V。

定时器中断程序框图如图5所示,根据程序框图即可实现该算法的数字化控制。图中: $i_A$ 和 $i_C$ 分别为电机A、C相电流采集值; $u_{dc}$ 为母线电压采集值; $err(k+1)$ 为PI控制器的控制偏差  $\Delta e$ ; $err\_err(k+1)$ 为PI控制器的控制偏差的偏差; $\omega_{inc}$ 为角速度增量; $X$ 、 $Y$ 、 $Z$ 分别为计算矢量作用时间的中间变量。分支虚线框为传统SMO计算,分支实线框为改进SMO计算,由程序框图可知,在切换函数计算、位置角计算2个模块中,改进SMO算法比传统SMO算法多了1次三角函数运算、1次除法运算、2次指数运算和6次乘法运算,算法复杂度稍有提升。本文采用的控制频率为15kHz,定时器中断执行周期为66.67  $\mu s$ ,经测试传统SMO算法的执行时间为14  $\mu s$ ,改进SMO算法的执行时间为19  $\mu s$ ;使用改进SMO算法的整个定时器中断执行时间为35  $\mu s$ 左右,耗时占控制周期的52.5%,因此可以满足执行算法的实时性和快速性要求。

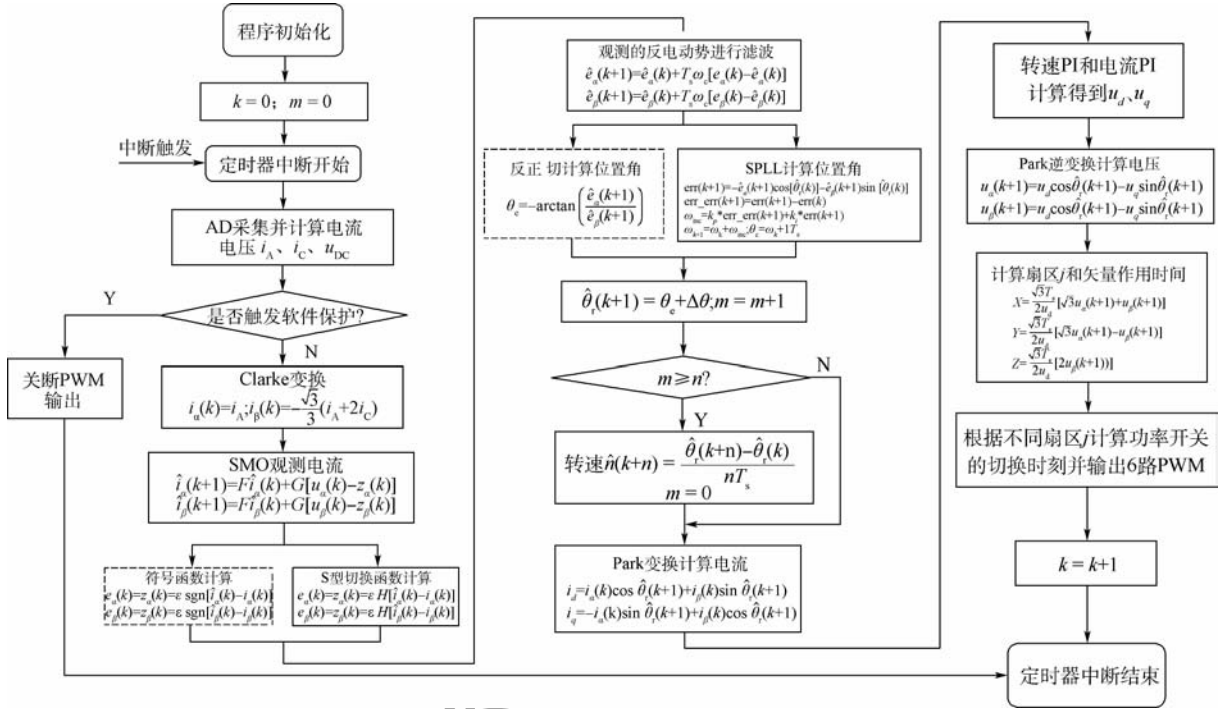


图 5 定时器中断程序框图

Fig. 5 Timer interrupt program block diagram

### 3 系统仿真

本文控制对象为一台燃料电池汽车离心式空气压缩电机,如图 6 所示,电机参数如表 1 所示。

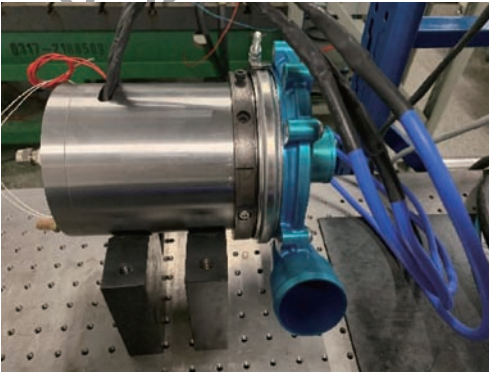


图 6 实验用空气压缩机

Fig. 6 Experimental air compressor

表 1 实验用空气压缩机电机参数

Table 1 Air compressor motor parameters for experiment

电机参数	数值
额定功率/kW	18
额定转速/(r · min <sup>-1</sup> )	100 000
极对数	1
线电感/μH	312
线电阻/Ω	0.114
额定电流/A	80
电池电压/V	250 ~ 400

图 7 为 PMSM 矢量控制系统框图。该控制系统采用  $i_d = 0$  的控制方法,其中  $n_{ref}$  为电机转速设定值;转速环、 $d$  轴电流环和  $q$  轴电流环均采用 PI 控制;转速环根据转速误差输出  $q$  轴电流环的设定值, $d$  轴电流环和  $q$  轴电流环分别输出目标电压矢量  $u_s$ 。在  $d-q$  坐标系下目标电压矢量; $u_d$ 、 $u_q$  经过 Park 逆变换可以得到  $u_s$ 。在  $\alpha-\beta$  坐标系下的坐标  $u_\alpha$ 、 $u_\beta$ , SVPWM 算法模块可以根据  $u_\alpha$ 、 $u_\beta$  计算出功率开关的控制信号,来控制驱动控制器中逆变模块实现 PMSM 的矢量控制。图中: $i_{dref}$  和  $i_{qref}$  分别为  $d$ 、 $q$  轴电流参考值。

根据矢量控制原理和电机参数对改进型转子位置检测方法进行仿真建模,如图 8 所示。

在仿真模型中使用传统 SMO 控制,电机转速在 50 000 r/min 时转子位置角抖动很大,限制了电

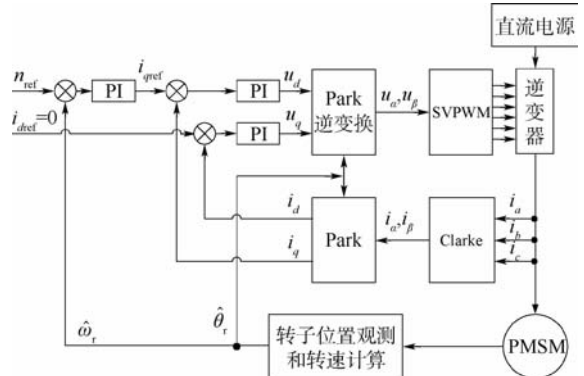


图 7 PMSM 矢量控制系统框图

Fig. 7 PMSM vector control system block diagram

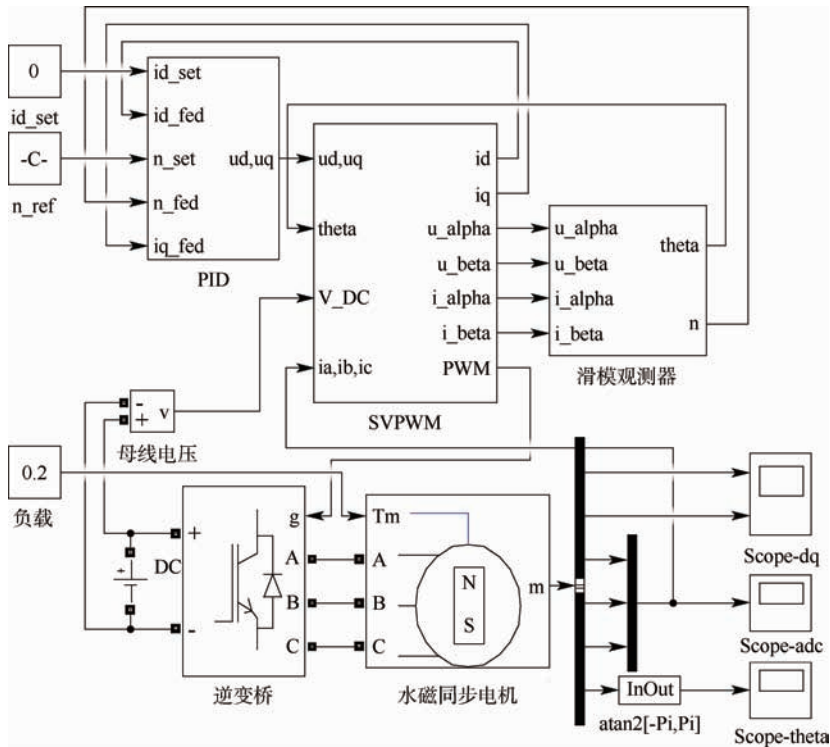


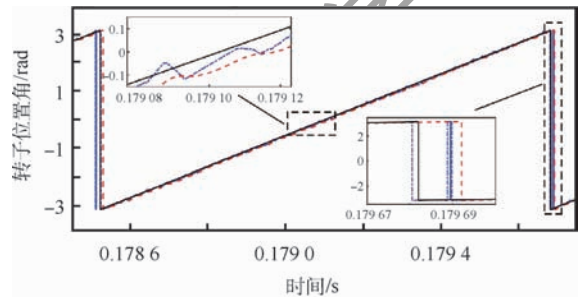
图8 改进型 SMO 仿真模型

Fig. 8 Improved SMO simulation model

机进一步提速,因此以 50000 r/min 转速为例对转子位置角波形进行对比分析。图 9 为传统 SMO 观测角度和改进切换函数观测角度的波形对比,转子位置角转化到  $-\pi \sim \pi$  范围。图中实线为实际转子位置角,点画线为传统 SMO 观测的转子位置角,虚线为改进切换函数观测的转子位置角。右下角局部放大图为转子位置角从  $\pi$  经过一个电周期切换到  $-\pi$  时的波形,从图中可以看出传统 SMO 有 5 次切换过程,而改进切换函数只有一次切换,说明改进切换函数提高了切换准确率,但是与实际切换位置仍有  $10 \mu\text{s}$  偏移时间。从图 9 中左上角局部放大图可以看出,传统 SMO 观测的转子位置角抖动较大,而改进切换函数观测的转子位置角抖动减小,但存在转子位置角滞后,而且抖动问题仍然比较明显。

图 10 为传统 SMO 观测角度和改进 SMO 观测角度的波形对比。实线为实际转子位置角,点画线为传统 SMO 观测的转子位置角,虚线为改进 SMO(改进切换函数并使用 SPLL 计算位置角)观测的转子位置角。从图 10 中 2 个局部放大图的波形可以看出,在改进切换函数并引入 SPLL 计算的转子位置角波形和电机实际转子位置角波形接近,切换位置偏移时间减小到  $4 \mu\text{s}$ ,传统 SMO 观测的转子误差最大为  $0.08 \text{ rad}$ ,改进 SMO 观测的转子误差最大为  $0.02 \text{ rad}$ ,转子位置角静态误差被消除,几乎无抖动现象。验证了改进 SMO 观测的电机转子位置角抖动小,更接近电机实际位置。

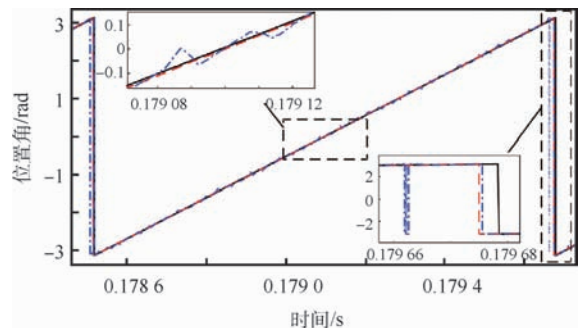
通过以上分析可知,本文提出的改进型转子位置检测方法可以有效削弱传统 SMO 抖动,提高转子位置角切换准确性。



— 传统 SMO 观测角度 - - 改进 SMO 观测角度 — 实际角度

图 9 改进切换函数转子位置角波形对比

Fig. 9 Comparison of improved switching function rotor position angle waveforms



— 传统 SMO 观测角度 - - 改进 SMO 观测角度 — 实际角度

图 10 改进 SMO 转子位置角波形对比

Fig. 10 Comparison of improved SMO rotor position angle waveforms

## 4 实验验证

### 4.1 控制器设计

采用改进型转子位置检测方法研发的高速 PMSM 控制器如图 11 所示。控制器由主控板和驱动板组成,主控板使用 TI 公司 TMS320F28335 数字处理芯片,主要负责采集电压电流信号、观测转子位置角并通过 FOC 算法产生 PWM 输出,驱动板主要负责直流母线输入和三相 PMSM 电压输出,并进行电压电流采集、IGBT 驱动、突波吸收和硬件保护等,此外驱动电机高速运行时还需要使用水冷器散热。

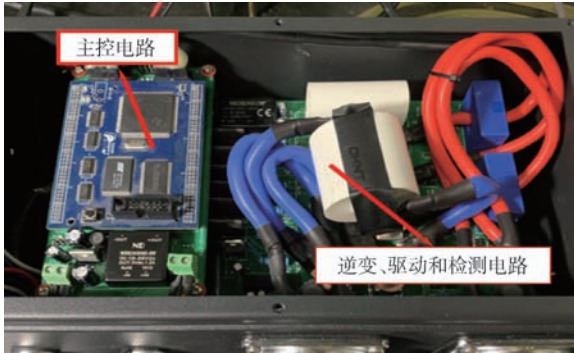


图 11 实验控制器

Fig. 11 Experiment controller

### 4.2 实验平台

为验证本文提出的改进 SMO 方法的有效性,搭建图 12 所示燃料电池汽车空气压缩机控制器实验台进行实验验证。功率分析仪用于观测电机的电流、电压波形,测量电机的功率、效率以及功率因数等;温度仪表用于测量电机内部绕组、蜗壳和轴承水的温度;冷却水流量计用于测量提供给水润滑轴承润滑水和冷却水的流量;出口气体压力表用于测量出气口的空气压力;电流钳与示波器和功率分析仪配合,用于测量三相电流;振动传

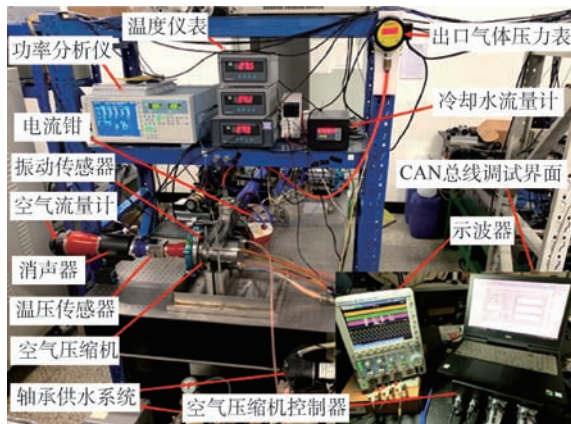


图 12 实验平台

Fig. 12 Experiment platform

感器用于测量电机的振动情况,并根据振动频率计算出电机的实时转速;空气流量计用于测量进气口的空气流量;温压传感器用于测量空压机进出口温度和压力;消声器用于减弱空压机运行时的噪声;空气压缩机即本文的控制对象,用于给燃料电池电堆提供高压空气;轴承供水系统用于给空压机的水润滑轴承供水及回水;CAN 总线调试界面用于控制空压机的启停以及调速等;示波器用于观察电机的电压、电流波形以及对电流进行频谱分析;空气压缩机控制器即本文开发的燃料电池汽车空气压缩机控制器。

### 4.3 实验分析

在实验中,通过控制器片外 RAM 芯片保存 DSP 的运算数据,使用 Python 上位机进行数据分析。直流母线电压为 400 V,在 20000 ~ 98000 r/min 范围内对传统 SMO 和改进 SMO 算法进行对比实验研究。

在工况不变的前提下,理论上电机转速不变, $d$  轴电流为 0, $q$  轴电流不变。当转子位置观测出现问题时,会造成电机转速和电流的波动,实验中通过采集一段时间内相邻 10 个控制周期内的转子位置差计算转速(见式(30)),和电流( $|i_s| = \sqrt{i_d^2 + i_q^2}$ )的瞬时值计算转速和电流的标准差大小来评价控制效果好坏,如图 13 所示。由图可知,传统 SMO 在 50000 r/min 时电流和转速波动标准差分别为 3.4 A 和 130 r/min,且已无法运行至更高的转速,而改进 SMO 的电流和转速标准差仅为 0.5 A 和 10 r/min,改进效果十分显著;继续提高转速至 98000 r/min 时,电流和转速波动逐步增大,分别为 3.2 A 和 108 r/min,和传统 SMO 在 50000 r/min 时的值接近。因此改进 SMO 算法对电流的控制效果更好,电机转速更为平稳。

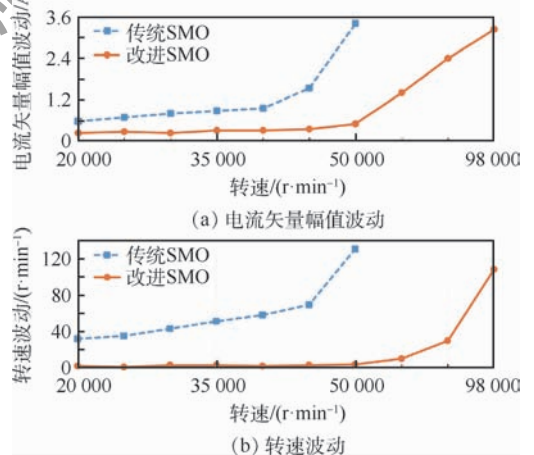


图 13 电流矢量幅值及转速波动(用标准差测量)

Fig. 13 Current vector amplitude and speed fluctuations (measured by standard deviation)

图 14 为传统 SMO 和改进 SMO 算法在 50 000 r/min 转速时转子位置角波形。从图可以看出,传统 SMO 计算的转子位置角有明显的抖动;而改进 SMO 计算的转子位置角基本无抖动,可见改进 SMO 算法减弱了系统高频抖振,提高了转子位置的观测精度。图中:66.667  $\mu$ s 为控制周期。

图 15 为传统 SMO 和改进 SMO 算法在 50 000 r/min 时的电机相电流波形。从图中可以看出,传统 SMO 控制时电流波形抖动较大,与正弦波形也相差较远;而改进型 SMO 控制电流波形抖动较小,接近理想的正弦波形。

图 16 为传统 SMO 和改进 SMO 算法在 50 000 r/min 转速下电机相电压和相电流谐波分析。从图中可以看出,与传统 SMO 相比改进型 SMO 的相电压谐波含量减小 2.8 倍,相电流谐波含量减小 2 倍,说明该改进型 SMO 算法可以有效减小电压和电流谐波,降低了逆变器的开关损耗和空气压缩机的发热损耗,提高了空气压缩机系

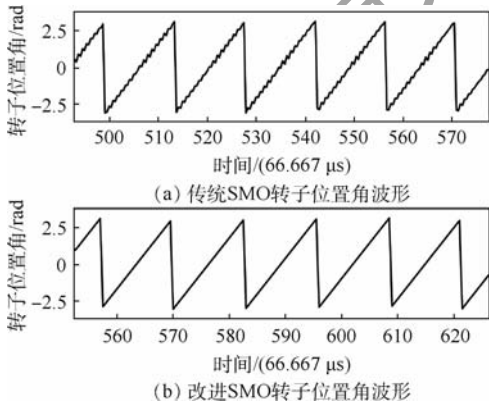


图 14 传统 SMO 和改进 SMO 转子位置角波形 (转速为 50 000 r/min)

Fig. 14 Traditional SMO and improved SMO rotor position angle waveform (rotating speed equals to 50 000 r/min)

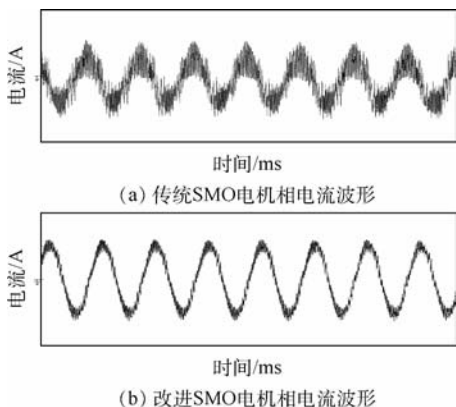


图 15 传统 SMO 和改进 SMO 电机相电流波形 (转速为 50 000 r/min)

Fig. 15 Traditional SMO and improved SMO motor phase current waveform (rotating speed equals to 50 000 r/min)

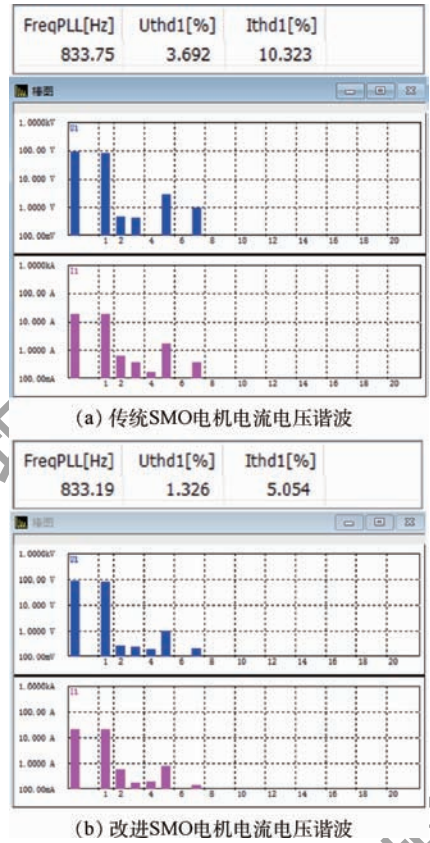


图 16 传统 SMO 和改进 SMO 电机电流电压谐波

Fig. 16 Traditional SMO and improve SMO motor current voltage harmonics

统的运行效率。

改进型 SMO 在更高转速时其控制效果也有很好的表现。图 17 为改进 SMO 算法控制在 98 000 r/min 时转子位置角和相电流波形。从图中可以看出,转子位置角的抖动不明显,且电流波形仍然很接近正弦波,验证了改进 SMO 算法在高速时的实时性和可行性。

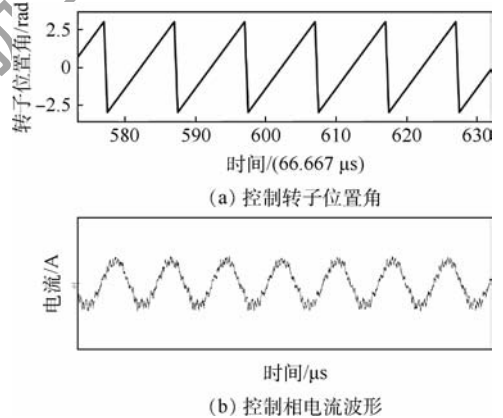


图 17 改进 SMO 控制转子位置角和控制相电流波形 (转速为 98 000 r/min)

Fig. 17 Improved SMO control rotor position angle and control with phase current waveform (rotating speed equals to 98 000 r/min)

## 5 结 论

针对高速 PMSM 无位置传感器控制提出了一种改进型转子位置检测方法,使用 S 型切换函数并引入 SPLL 算法计算转子位置角,有效改善了传统观测器固有的观测精度低、抖振问题。通过理论分析及实验验证,证明了该算法的可行性和稳定性。仿真和实验结果表明:

1) 相对传统 SMO 算法,改进 SMO 算法可以削弱转子位置角的抖动,提高转子位置角的估计精度,转速升至 98000 r/min 时转子位置角抖动仍较小,相电流波形接近正弦,验证了改进 SMO 算法的有效性和正确性。

2) 采用 SPLL 结构避免了转子位置角的计算误差,提高了观测精度。该方法对电机的参数和负载扰动具有较强的鲁棒性,系统稳定性和动态性能良好。通过实验对比得到该改进算法使相电压谐波含量减小 2.8 倍,相电流谐波含量减小 2 倍,验证了该算法在减小电压和电流谐波的有效性,提高了空气压缩机系统的效率。

3) 针对燃料电池汽车空气压缩机开发出满足车载使用要求的 100 000 r/min、18 kW 的无位置传感器高速 PMSM 矢量控制器。该控制器采用本文所提出的新型控制策略减弱了系统高频抖振,减小了电机的转速波动、电流和电压谐波,更利于电机的动态控制,提高了空气压缩机系统的工作性能。

### 参考文献 (References)

- [ 1 ] 徐艳平,钟彦儒,杨惠. 永磁同步电机矢量控制和直接转矩控制的研究[J]. 电力电子技术,2008,42(1):60-62.  
XU Y P,ZHONG Y R,YANG H. Research on vector control and direct torque control for permanent magnet synchronous motors[J]. Power Electronics,2008,42(1):60-62(in Chinese).
- [ 2 ] DAI Y, SONG L, CUI S M. Development of PMSM drives for hybrid electric car applications[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2007,43(1):434-437.
- [ 3 ] 刘英培,栗然. 一种永磁同步电机直接转矩控制无传感器运行优化方法[J]. 中国电机工程学报,2014,34(30):5368-5377.  
LIU Y P,LI R. An optimization method of direct torque control and sensorless operation for permanent magnet synchronous motors[J]. Proceedings of the CSEE,2014,34(30):5368-5377(in Chinese).
- [ 4 ] 鲁家栋,刘景林. 内置式永磁同步电机低速无位置传感器控制[J]. 电机与控制学报,2018,22(3):88-94.  
LU J D,LIU J L. Low-speed position sensorless control of IPMSM based on high frequency signal injection[J]. Electric Machines and Control,2018,22(3):88-94(in Chinese).
- [ 5 ] WANG G,YANG R,XU D. DSP-based control of sensorless IPMSM drives for wide-speed-range operation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2013,60(2):720-727.
- [ 6 ] GENDUSO F,MICELI R,RANDO C,et al. Back EMF sensorless-control algorithm for high-dynamic performance PMSM[J]. IEEE Transactions on Industrial Applications,2010,57(6):2092-2100.
- [ 7 ] LEE G B,PARK J S,LEE S H,et al. High-performance sensorless-control of PMSM using back-EMF and reactive power[C]// ICCAS-SICE International Joint Conference. Piscataway: IEEE Press,2009:407-411.
- [ 8 ] 岳岩,王惠民,葛兴来. 基于锁频环的内置式永磁同步电机无传感器控制[J]. 中国电机工程学报,2019,39(10):3075-3085.  
YUE Y,WANG H M,GE X L. Frequency-locked loop based sensorless control for interior permanent magnet synchronous motor[J]. Proceedings of the CSEE,2019,39(10):3075-3085(in Chinese).
- [ 9 ] 尹忠刚,刘静,钟彦儒,等. 基于双参数模型参考自适应的感应电机无速度传感器矢量控制低速性能[J]. 电工技术学报,2012,27(7):124-131.  
YIN Z G,LIU J,ZHONG Y R,et al. Low-speed performance for induction motor sensorless vector control based on two-parameter model reference adaptation[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2012,27(7):124-131(in Chinese).
- [ 10 ] 刘英培,万健如,沈虹,等. 基于 EKF PMSM 定子磁链和转速观测直接转矩控制[J]. 电工技术学报,2009,24(12):57-62.  
LIU Y P,WAN J R,SHEN H,et al. Stator flux linkage and rotor speed observation for PMSM DTC based on EKF[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2009,24(12):57-62(in Chinese).
- [ 11 ] 李冉,赵光宙,徐绍娟. 基于扩展滑模观测器的永磁同步电动机无传感器控制[J]. 电工技术学报,2012,27(3):79-85.  
LI R,ZHAO G Z,XU S J. Sensorless control of permanent magnet synchronous motor based on extended sliding mode observer[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,2012,27(3):79-85(in Chinese).
- [ 12 ] KIM H,SON J,LEE J. A high-speed sliding-mode observer for the sensorless speed control of a PMSM[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2011,58(9):4069-4077.
- [ 13 ] BARAMBONES' O,ALKORTA P. Position control of the induction motor using an adaptive sliding-mode controller and observers[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2014,61(12):6556-6565.
- [ 14 ] 刘艳莉,张烨,吕继考,等. PMSM 改进型滑模观测器无传感器参数辨识[J]. 电力系统及其自动化学报,2014,26(4):30-34.  
LIU Y L,ZHANG Y,LÜ J K,et al. Sensorless parameters identification of permanent magnet synchronous motor by employing hyperbolic tangent function[J]. Proceedings of the CSU-EPSA,2014,26(4):30-34(in Chinese).
- [ 15 ] 陆姚泉,林鹤云,冯奕,等. 永磁同步电机无传感器控制的软开关滑模观测器[J]. 电工技术学报,2015,30(2):106-113.  
LU X Q,LIN H Y,FENG Y,et al. Soft switching sliding mode

observer for PMSM sensorless control[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2015, 30(2): 106-113 (in Chinese).

- [16] 肖焯然, 刘刚, 宋欣达, 等. 基于改进滑模观测器的永磁同步电机无位置传感器 I/F 起停方法[J]. 电力自动化设备, 2015, 35(8): 95-102.

XIAO Y R, LIU G, SONG X D, et al. Sensorless I/F startup based on modified sliding mode observer for PMSM[J]. Electric Power Automation Equipment, 2015, 35(8): 95-102 (in Chinese).

- [17] DENG Y T, WANG J L, LI H W, et al. Adaptive sliding mode current control with sliding mode disturbance observer for

PMSM drives[J]. ISA Transactions, 2019, 88: 113-126.

#### 作者简介:

赵亚辉 男, 硕士研究生。主要研究方向: 超高速永磁同步电机控制系统。

冯明 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 超高速电机设计及其控制。

李卫文 男, 硕士研究生。主要研究方向: 超高速永磁同步电机控制系。

## Improved rotor position detection method based on SMO

ZHAO Yahui, FENG Ming\*, LI Weiwen

(School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

**Abstract:** Due to the problem that the rotor position of sensorless Permanent Magnet Synchronous Motor (PMSM) cannot be accurately observed at high speed, which causes distortion of three-phase current fluctuation, an improved Sliding Mode Observer (SMO) is proposed to estimate the rotor position and speed more precisely. A function is adopted to be the switching function of the SMO to eliminate the fluctuation in the calculation of the back-EMF. Furthermore, a Software Phase Locked Loop (SPLL) algorithm is introduced to decrease the influence of chattering of traditional sliding mode observer on rotor position. The combined method significantly improves the observation accuracy of the rotor position angle at high speed. A controller of high speed PMSM is successfully developed and can work steadily under ultra-high speed and high power condition.

**Keywords:** Permanent Magnet Synchronous Motor (PMSM); position sensorless; Sliding Mode Observer (SMO); S-shaped switching function; Software Phase Locked Loop (SPLL)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0610

# 基于复合控制的磁悬浮 CMG 动框架效应抑制



王舒, 郑世强\*

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 针对磁悬浮控制力矩陀螺 (MSCMG) 动框架效应导致转子悬浮精度和稳定性降低的问题, 提出一种角加速率自适应前馈控制与自抗扰控制 (ADRC) 相结合的复合控制方法。建立了 MSCMG 转子动力学模型, 分析了框架转动情况下的磁轴承扰动力矩, 设计了角加速率自适应算法和线性扩张状态观测器, 并结合状态反馈控制设计了复合控制器, 同时对磁轴承控制系统进行了稳定性分析, 仿真结果验证了所提复合控制方法的有效性。利用研制的样机搭建实验平台进行验证, 结果表明: 所提方法与传统 PID 控制方法相比, 磁悬浮转子收敛后的位移峰峰值降低了 39.6%, 提高了磁悬浮系统的抗干扰能力。

**关键词:** 磁悬浮控制力矩陀螺 (MSCMG); 自适应前馈; 自抗扰 (ADRC); 磁轴承; 动框架效应

**中图分类号:** TP273+.3

**文献标志码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2339-09

控制力矩陀螺 (Control Moment Gyroscope, CMG) 是敏捷机动卫星、大型卫星平台、空间站等航天器进行姿态控制的重要执行机构<sup>[1-2]</sup>, 主要由高速转子系统和框架系统组成, 通过框架转动强制高速转子改变角动量的方向从而输出力矩, 进而调节航天器的姿态<sup>[3]</sup>。与机械轴承 CMG 相比, 磁悬浮 CMG (Magnetically Suspended CMG, MSCMG) 具有无摩擦、无需润滑、可通过主动控制实现极微振动等优点, 已成为 CMG 研究的前沿方向<sup>[4-5]</sup>。

MSCMG 中转子径向角位移会随着框架转动而显著增大 (动框架效应), 使得转子位移跳动力矩加大, 甚至导致磁轴承与高速转子发生碰撞<sup>[6]</sup>, 影响 MSCMG 系统的稳定性和高速转子的悬浮精度。除动框架效应之外, 高速转子的陀螺效应<sup>[7]</sup>、电流刚度、位移刚度的变化等因素也会影响 MSCMG 系统的稳定性<sup>[8]</sup>, 因此需要采取有效

措施抑制扰动对磁轴承系统的影响, 保证磁轴承系统的稳定性和 MSCMG 输出力矩精度。

对于动框架效应中的可建模扰动, 通常采用前馈控制方法进行抑制。文献[9]提出了加速度前馈控制方法, 但只解决了转子平动造成的扰动问题, 无法解决框架转动形成的动框架效应问题。文献[10-11]提出了基于框架角速率的前馈控制方法, 但该方法的补偿效果很大程度上依赖于对象模型的精度。文献[12-13]提出一种基于框架角速率的 FXLMS 自适应前馈控制方法来减小前馈补偿精度对于对象模型精度的依赖程度, 该方法收敛速度快, 抗噪声能力强, 但因算法非常复杂、计算量大而无法进行实验。霍甲等<sup>[6]</sup>为了实际应用, 提出一种简化 FXLMS 补偿算法, 该算法也是基于框架角速率, 对动框架效应抑制效果良好, 但对模型外的扰动抑制能力有限。所以要提高 MSCMG 磁轴承的控制精度, 除了补偿动

收稿日期: 2019-12-04; 录用日期: 2020-03-13; 网络出版时间: 2020-03-20 13:57

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200319.1735.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200319.1735.001.html)

基金项目: 国家自然科学基金 (61822302)

\*通信作者: E-mail: zhengshiqiang@buaa.edu.cn

**引用格式:** 王舒, 郑世强. 基于复合控制的磁悬浮 CMG 动框架效应抑制[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2339-2347.  
WANG S, ZHENG S Q. Composite control method for gimbal excitation effect suppression of magnetically suspended CMGs [J].  
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2339-2347 (in Chinese).

框架效应,还需要对不可建模扰动进行高精度抑制,从而提高 MSCMG 磁轴承整体抗干扰能力。

对不可建模扰动抑制,最早由韩京清教授提出一种基于扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)的自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)方法<sup>[14-15]</sup>,该方法动态性能好,不依赖模型,且抗扰性和鲁棒性均优于传统 PID 控制器。丛爽等<sup>[16]</sup>将 ADRC 成功应用于陀螺稳定平台,利用 ADRC 对系统中未建模部分进行观测及补偿,证明了 ADRC 的可行性和优越性。文献[17]将 ADRC 和 RBF 神经网络控制方法相结合,成功应用于磁悬浮控制敏感陀螺的高精度快响应强鲁棒控制,表明可以通过优化 ADRC 的方式实现对 CMG 的高精度扰动抑制。以上 ADRC 方法的成功应用,为解决 MSCMG 在输出力矩时的不可测扰动抑制问题提供了有益借鉴。

本文从工程应用出发,为了提高磁轴承系统的动态响应与整体抗干扰能力,针对 MSCMG 的动框架效应和不可测扰动,结合自适应控制与 ADRC 各自的优点,提出一种基于角加速率自适应前馈控制与 ADRC 相结合的复合控制方法,并进行仿真分析和实验验证。

### 1 MSCMG 动力学模型

如图 1 所示, MSCMG 由磁悬浮高速转子系统和框架系统两部分组成,每部分又有各自的转子组件和定子组件。高速转子绕自转轴恒速旋转,提供大小恒定的角动量,框架转动带动磁悬浮高速转子系统沿框架轴转动,强制高速转子改变角动量方向,对外输出力矩,进而调整航天器姿态<sup>[18]</sup>。

磁悬浮高速转子坐标系如图 2 所示,图中,4 对径向电磁铁和位移传感器对称分布于转子两端

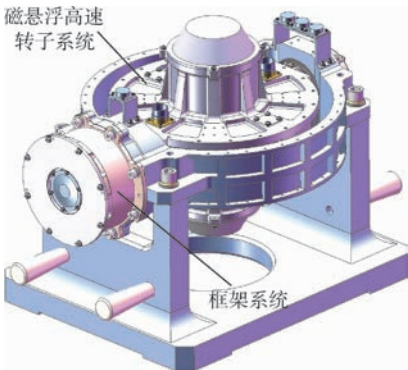


图 1 磁悬浮控制力矩陀螺示意图  
Fig.1 Schematic diagram of MSCMG

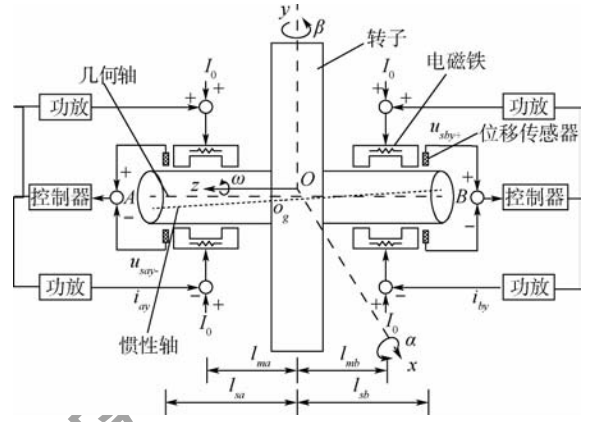


图 2 磁悬浮高速转子系统坐标图  
Fig.2 System coordinate of magnetic levitation high-speed rotor

A 和 B,对应 4 个通道  $ax, bx, ay, by$ 。设  $O-xyz$  为惯性坐标系,框架坐标系初始状态  $O-xyz$  重合,相对于  $O-xyz$  绕  $Oy$  旋转,定义转角为  $\theta$ ;  $l_{ma}$  和  $l_{mb}$  分别为转子 A 端、B 端磁轴承中心到转子中心的距离,且  $l_{ma} = l_{mb} = l_m$ ;  $l_{sa}$  和  $l_{sb}$  分别为转子 A 端、B 端传感器中心到转子中心的距离;  $x$  和  $y$  分别为转子沿  $Ox$ -和  $Oy$ -轴的平动位移量;  $\alpha$  和  $\beta$  分别为转子绕  $Ox$ -和  $Oy$ -轴的扭转角。

由文献[1]可知,当框架以角速率  $\dot{\theta}$  转动时, MSCMG 的磁悬浮高速转子动力学方程可表示为

$$\begin{cases} m\ddot{x} = f_x \\ J_y\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} = P_y + f_{gy} \\ m\ddot{y} = f_y \\ J_x\ddot{\alpha} + H\dot{\beta} = P_x + f_{gx} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $m$  为转子质量;  $J_x, J_y$  为赤道转动惯量,且  $J_x = J_y$ ;  $H$  为转子角动量;  $P_x$  和  $P_y$  分别为沿  $x$  轴和  $y$  轴方向的磁轴承力矩;  $\dot{\alpha}$  为  $\alpha$  的角速率(微分),  $\ddot{\alpha}$  为  $\alpha$  的角加速率(二阶微分),以此类推;  $f_x$  和  $f_y$  分别为沿  $x$  轴和  $y$  轴方向的磁轴承作用力;  $f_{gx}$  和  $f_{gy}$  分别为框架角运动引起的沿  $x$  轴和  $y$  轴方向的陀螺力矩,可表示为

$$\begin{cases} f_{gy} = \frac{\sqrt{2}}{2}(J\ddot{\theta} + H\dot{\theta}) \\ f_{gx} = \frac{\sqrt{2}}{2}(-J\ddot{\theta} + H\dot{\theta}) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\ddot{\theta}$  为框架角加速率。微分项  $J\ddot{\theta}$  由于所占分量极小可以忽略,将  $f_{gx}$  和  $f_{gy}$  分解至转子两端的磁轴承  $x$  轴和  $y$  轴方向上,可得

$$\begin{cases} -\frac{\sqrt{2}}{2}H\dot{\theta} = -f_{ay}l_{ma} + f_{by}l_{mb} \\ \frac{\sqrt{2}}{2}H\dot{\theta} = -f_{ax}l_{ma} + f_{bx}l_{mb} \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $f_{ax}$ 、 $f_{bx}$ 、 $f_{ay}$  和  $f_{by}$  分别为框架角运动引起的陀螺力矩等效对应 4 个通道  $ax$ 、 $bx$ 、 $ay$ 、 $by$  的扰动力,表示为

$$(f_{ax}, f_{bx}, f_{ay}, f_{by}) = \frac{\sqrt{2}}{4l_m} H\dot{\theta}(-1, 1, 1, -1) \quad (4)$$

由于对转子不平衡振动已采取加入同频陷波器滤除反馈位移信号中的同频量来实现最小电流控制的措施,动力学模型中未考虑转子不平衡的影响。

## 2 复合控制策略

本文提出的复合控制策略,主要由 ADRC 控制器与自适应前馈控制组成。角加速度自适应前馈控制抵消动框架效应,ADRC 抑制电流刚度、位移刚度变化带来的未知扰动,2 种控制方法复合使用,达到提高磁轴承抗干扰能力的目的。复合控制方法原理如图 3 所示,转子系统输出的转子位移信号  $y$  分别输入到 LMS 和 ESO 当中,角加速度自适应前馈根据实时位移信号迭代计算出需要对动框架扰动的补偿量,同时 ADRC 将转子系统的输入  $u$  和输出  $y$  与设定的标准积分串联型相对比,计算得到的控制量。图中:  $\omega_g$  为框架角速率信号;  $u$  为误差反馈控制量;  $k_a$  为框架角加速度灵敏度;  $G_{CL}^T(z)$  为磁悬浮转子系统传递函数的离散化模型,为框架扰动环节;  $z_1$  为 ESO 输出的对转子系统输出量  $y$  的跟踪量;  $z_2$  为对  $y$  的跟踪量  $z_1$  的微分;  $z_3$  为 MSCMG 系统内扰动扩展的状态量。功放将控制器和补偿器生成的 PWM 信号转换为控制电流,驱动电磁铁产生电磁力,使转子悬浮在给定位置上。

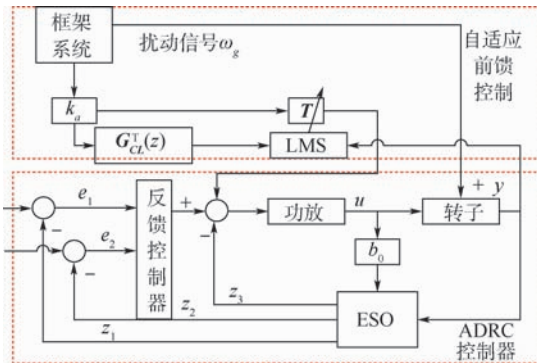


图 3 MSCMG 磁轴承复合控制方法原理框图

Fig. 3 Principle block diagram for magnetic bearing composite control method of MSCMG

### 2.1 自抗扰控制

ADRC 控制器如图 4 所示,主要由 ESO、状态误差的非线性反馈律  $K_i$ 、 $K_d$ ,以及误差反馈控制

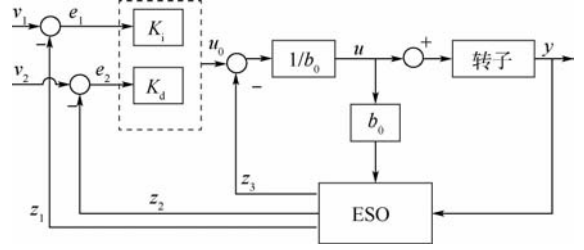


图 4 自抗扰控制器结构

Fig. 4 Structure diagram of active disturbance rejection controller

量  $u_0$  组成;  $v_1$ 、 $v_2$  为通道实际信号;  $K_i$  为积分系数,  $K_d$  为微分系数,一般取  $K_i = \omega_c^2$ ,  $K_d = 3\omega_c$ ,  $\omega_c$  为控制器带宽。ADRC 通过 ESO 提取系统状态信息和扰动信息,用状态误差信息来产生非线性误差反馈控制量,依据扰动估计值对系统进行扰动补偿,从而实现对系统中扰动的抑制<sup>[19]</sup>。

由于本文研究的框架系统为二阶系统,所以采用三阶 ESO 对磁轴承系统内的未知扰动进行状态观测,设计三阶 ESO 为

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + b_1(y - z_1) \\ \dot{z}_2 = z_3 + b_2(y - z_1) + b_0 u \\ \dot{z}_3 = b_3(y - z_1) \end{cases} \quad (5)$$

式中:  $b_0$ 、 $b_1$ 、 $b_2$  和  $b_3$  均为需要调整的参数,  $b_0$  一般根据系统特性取一常数,  $b_1 = \omega_0^3$ ,  $b_3 = 3\omega_0$ <sup>[20]</sup>,  $\omega_0$  为 ESO 带宽。系统状态误差反馈律为

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = k(e_1, e_2) \end{cases} \quad (6)$$

误差反馈控制量  $u$  为

$$u = u_0 - \frac{z_3}{b_0} \quad (7)$$

控制量经过功放驱动磁悬浮轴承线圈,从而实现对系统中扰动的抑制。

### 2.2 角加速度自适应前馈控制

自适应前馈控制是随着运行环境改变而自动调节自身控制参数,根据扰动或给定值的变化按补偿原理来工作,以达到最优控制的控制方法。本文采用角加速度自适应前馈控制方法对动框架效应进行补偿,系统如图 5 所示。图中:  $n_1$  为系统扰动信号;  $e(n)$  为转子系统输出值与给定值的误差信号;  $T$  为自适应调节权值,根据式(4)可得到的  $T$  初始值为

$$T_0 = \frac{\sqrt{2}}{4l_m} H[-1 \ 1 \ 1 \ -1]^T \quad (8)$$

由式(5)可以得到框架扰动环节  $G_{RC}(s)$  传递函数为

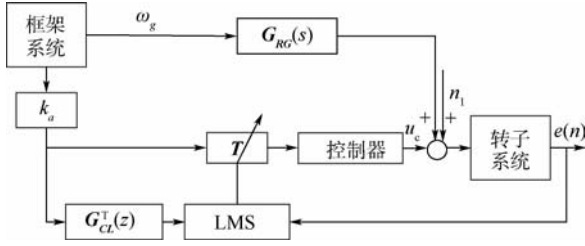


图5 角加速率自适应前馈控制框图

Fig.5 Block diagram of adaptive feedforward control module with angular acceleration rate

$$G_{RC}(s) = \frac{\sqrt{2}}{2} [0 \quad H \quad 0 \quad -H]^T \quad (9)$$

式(9)实际包含4个比例系数,其中0表示陀螺框架转动对转子平动运动不产生影响<sup>[12]</sup>。

实际磁悬浮转子系统为四输入四输出系统,且4个通道之间相互耦合,ADRC控制器可实现4个通道的解耦,以AX通道为例,该通道以 $u$ 为输入, $y$ 为输出的传递函数。

$$G_{CL}(s) = \left\{ G_c(s)k_s + G_p(s)^{-1} \frac{ms^2 - k_h}{k_h} \right\} \quad (10)$$

式中: $G_c(s)$ 为控制器传递函数; $G_p(s)$ 为功放传递函数; $k_s$ 、 $k_i$ 和 $k_h$ 分别为传感器灵敏度、电流刚度和位移刚度。权值迭代公式可写为

$$T(n+1) = T(n) - \eta k_a [G_{CL}^T(z)\omega_g(n)]e(n) \quad (11)$$

式中: $\eta$ 为收敛常数。由式(10)可以看出, $G_{CL}^T(z)$ 非常复杂,同理式(11)权值迭代算法也非常复杂,在实际实验中无法实现,因此这里将对对象滤波器简化为 $I_{4 \times 4}$ <sup>[6]</sup>,简化后的权值迭代公式为

$$T(n+1) = T(n) - \eta k_a \omega_g(n)e(n) \quad (12)$$

根据转子系统输出量与给定值的误差 $e(n)$ 与框架扰动信号 $\omega_g(n)$ ,自适应权值 $T$ 不断进行迭代,实时调整输入到转子系统中的前馈补偿量,从而达到高精度抑制动框架效应的目的。由图5可得误差信号的表达式为

$$e(n) = k_a T \omega_g^T(n) + G_{RC}(z)\omega_g(n) \quad (13)$$

将式(13)代入式(12),对递推式两边取期望,可得

$$E[T(n+1)] = E[T(n)](I - \eta M) - \eta N \quad (14)$$

式中:

$$M = E[\omega_g(n)e(n)] \quad (15)$$

$$N = E[\omega_g(n)G_{RC}(z)e(n)] \quad (16)$$

由于磁悬浮转子4个通道完全对称,则4个通道的 $\omega_g(n)$ 和 $e(n)$ 均相等,即 $M$ 等。由式(14)可以分析得出, $I - \eta M$ 谱半径小于1且 $N$ 界的情况下, $E[T(n)]$ 一定收敛。由此可设 $M$ 特征根为 $\lambda_i (i=1,2,3,4)$ ,可以推出 $E[T(n)]$ 的收

敛条件为 $0 < \eta < \frac{\text{Re}(\lambda_i)}{|\lambda_i|^2}$ , $\text{Re}(\lambda_i) > 0$ ,只要 $\eta$ 在上述范围内取值,权值一定收敛。

### 2.3 稳定性分析

由2.1节可知,只要使 $\eta$ 值满足收敛条件,自适应前馈权值 $T$ 总是收敛的,此时角加速率自适应前馈补偿量相当于一个常值,对整个磁悬浮系统的稳定性不再产生影响。对于ADRC,假设系统输出的预定轨迹为 $v$ ,则真实值与预定值的误差可以表示为

$$e_i(t) = v_i(t) - z_i(t) \quad i = 1,2 \quad (17)$$

误差的微分可表示为

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \dot{v}_1 - \dot{z}_1 = v_2 - z_2 = e_2 \\ \dot{e}_2 = \dot{v}_2 - \dot{z}_2 \end{cases} \quad (18)$$

令 $e(t) = [e_1(t), e_2(t)]^T$ , $z(t) = [z_1(t), z_2(t), z_3(t)]^T$ ,可以得出

$$\dot{e}(t) = A e(t) + B[f(t) - z_3(t)] \quad (19)$$

式中: $A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K_i & -K_d \end{bmatrix}$ ;  $B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}$ ;  $f(t)$ 为广义扰动量。可得

$$A^{-1} = \begin{bmatrix} -\frac{K_d}{K_i} & -\frac{1}{K_i} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{2}{\omega_c} & -\frac{1}{\omega_c^2} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

对式(19)取积分可得

$$e(t) = e^{At}e(0) + \int_0^t e^{A(t-\tau)} B[f(\tau) - z_3(\tau)] d\tau \quad (21)$$

令 $R(t) = \int_0^t e^{A(t-\tau)} B[f(\tau) - z_3(\tau)] d\tau$ ,则

$$|e_i(t)| \leq |e^{At}e(0)|_i + |R_i(t)| \quad (22)$$

由式(19)可得

$$\begin{cases} B[f(\tau) - z_3(\tau)]_{i=1} = 0 \\ |B[f(\tau) - z_3(\tau)]_{i=2}| \leq \delta \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\delta$ 为常值。

令 $P = \begin{bmatrix} 0 \\ \delta \end{bmatrix}$ ,则

$$|R_i(t)| \leq |(A^{-1}P)_i| + |(A^{-1}e^{At}P)_i| \quad (24)$$

令 $Q_1 = |(A^{-1}P)_i|$ , $Q_2 = |(A^{-1}e^{At}P)_i|$ ,将式(20)代入式(24)可得

$$Q_1 = \begin{cases} |(A^{-1}P)_1| = \frac{\delta}{\omega_c} \\ |(A^{-1}P)_2| = 0 \end{cases} \quad (25)$$

由于 $A$ 为赫尔维茨矩阵,可得

$$|e^{At}|_i \leq \frac{1}{\omega_c^3} \quad (26)$$

$$|[\mathbf{A}^{-1}e^{At}\mathbf{P}]_i| \leq \mathbf{Q}_2 = \begin{cases} \frac{\delta}{\omega_c^3} \cdot \frac{1+2\omega_c}{\omega_c^2} \\ \frac{\delta}{\omega_c^3} \end{cases} \quad (27)$$

将式(25)和式(27)代入式(24)可得

$$|\mathbf{R}_i(t)| = \begin{cases} \left| \frac{\delta}{\omega_c^2} + \frac{1+2\omega_c}{\omega_c^2} \frac{\delta}{\omega_c^3} \right|_{i=1} \\ \left| \frac{\delta}{\omega_c^3} \right|_{i=2} \end{cases} \quad (28)$$

由式(26)可得

$$e_{sum}(0) = |e_1(0)| + |e_2(0)| \quad (29)$$

$$|[\mathbf{e}^{At}\mathbf{e}(0)]| \leq \frac{e_{sum}(0)}{\omega_c^3} \quad (30)$$

根据式(28)、式(30)可得

$$|e_i(t)| \leq \begin{cases} \left| \frac{e_{sum}(0)}{\omega_c^3} + \frac{\delta}{\omega_c^2} + \frac{1+2\omega_c}{\omega_c^2} \cdot \frac{\delta}{\omega_c^3} \right|_{i=1} \leq \rho \\ \left| \frac{e_{sum}(0)}{\omega_c^3} + \frac{\delta}{\omega_c^3} \right|_{i=2} \end{cases} \quad (31)$$

则

$$\rho = \max \left\{ \frac{e_{sum}(0)}{\omega_c^3} + \frac{\delta}{\omega_c^2} + \frac{1+2\omega_c}{\omega_c^2} \cdot \frac{\delta}{\omega_c^3}, \frac{e_{sum}(0)}{\omega_c^3} + \frac{\delta}{\omega_c^3} \right\}$$

可知  $\rho$  为一个常数。即使系统模型未知,ADRC 的跟踪误差也总是有限的,而且误差上限随着控制器带宽的增大而减小<sup>[21]</sup>。

### 3 仿真校验

为验证本文提出的 MSCMG 动框架效应抑制方法的有效性,采用 MATLAB 软件进行仿真研究。设定角速率大小从  $0^\circ/\text{s}$  经过  $0.15\text{ s}$  逐渐变到  $+15^\circ/\text{s}$ ,然后持续  $0.5\text{ s}$ ,再经  $0.3\text{ s}$  逐渐变到  $-15^\circ/\text{s}$ 。角速率信号由角速率信号通过不完全微分得到,以该角速率信号作为扰动输入,等效于产生  $26\text{ N}\cdot\text{m}$  的扰动力矩,然后直接作用在磁轴承系统上。

首先对 MSCMG 磁轴承复合控制的稳定性进行验证,采用不同转速下的根轨迹来判断系统稳定性。图 6 为转子转频从 0 变化到  $150\text{ Hz}$  时的磁轴承系统根轨迹图,根轨迹全部位于坐标系的负半平面,说明磁轴承复合控制系统是稳定的。

图 7 为基于复合控制的磁轴承系统在工作时,角速率自适应算法中的权值变化波形。权值初始常值为  $0.13$ ;  $t=1\text{ s}$  后系统接入自适应前馈,权值立即发生变化并在  $3\text{ s}$  内快速趋于稳定,说明自适应算法运行效果良好,自适应前馈控制

运行稳定。

图 8 为基于复合控制的转子位移输出波形。将框架转动产生的  $26\text{ N}\cdot\text{m}$  大小的扰动力矩接入磁轴承系统,转子的输出波形如图 8(a) 所示,转子位移峰峰值在  $t=0\text{ s}$  时为  $4.81\text{ }\mu\text{m}$ ;在  $t=2\text{ s}$  时收敛至  $2.07\text{ }\mu\text{m}$ ;在  $t=6\text{ s}$  时收敛至  $0.13\text{ }\mu\text{m}$ ;在

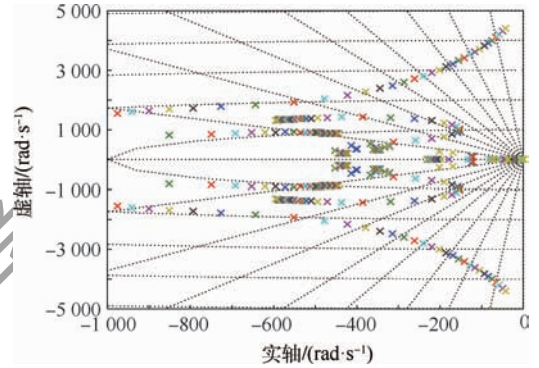


图 6 复合控制下磁轴承系统根轨迹图

Fig. 6 Root locus of magnetic bearing system with composite control method

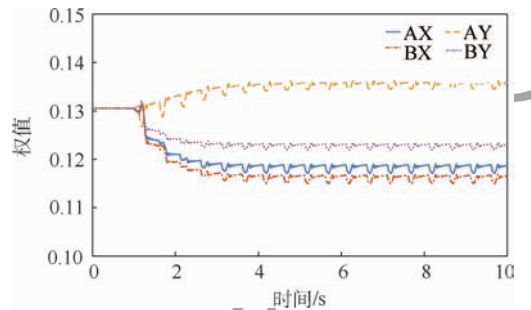


图 7 角速率自适应算法权值波形

Fig. 7 Weight value waveform of adaptive angular acceleration rate algorithm

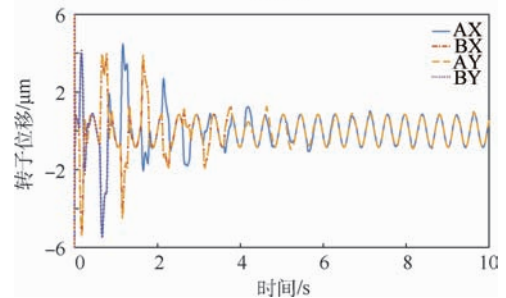
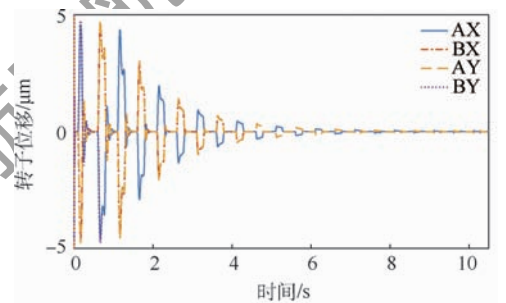


图 8 基于复合控制的转子位移波形

Fig. 8 Rotor displacement waveform with composite control method

$t = 10 \text{ s}$  时收敛至  $0.048 \mu\text{m}$ , 之后峰值稳定不变, 表明复合控制能显著补偿动框架效应。再向转子系统输入端的 4 个通道均接入一个幅值为  $20 \text{ N}$ 、频率为  $15 \text{ Hz}$  的正弦波扰动信号, 且接入 AX、BY 通道与 AY、BY 通道的扰动信号相位差为  $90^\circ$ , 转子输出波形如图 8(b) 所示: 转子位移峰峰值在  $t = 1 \text{ s}$  时最大, 为  $4.65 \mu\text{m}$ ; 在  $t = 2 \text{ s}$  时收敛至  $2.79 \mu\text{m}$ ;  $t = 5 \text{ s}$  时收敛至  $0.85 \mu\text{m}$ , 之后峰峰值基本不变, 表明复合控制不仅能有效补偿动框架效应, 对于未建模扰动也有明显的抑制作用。

## 4 实验验证

### 4.1 实验平台

为验证所设计的复合控制方法的有效性, 以北京航空航天大学研制的 MSCMG 系统为对象进行实验研究。实验装置如图 9 所示, 包括 MSCMG 样机、电源、控制器、示波器及监控系统等, 样机额定角动量  $200 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$ , 输出力矩  $50 \text{ N} \cdot \text{m}$ , 转子转速  $F_r = 150 \text{ Hz}$ , 框架角速率由框架伺服电机控制部分直接给出, 角加速率信号由角速率信号通过不完全微分得到。在此条件下, 分别采用优化后 PID 控制方法、ADRC 方法和本文提出的复合控制方法进行实验, 比较 3 种控制方法下的转子位移跳动量、收敛时间、收敛后的位移峰峰值, 校验该复合控制方法在磁轴承抗干扰能力上的优越性。MSCMG 模型参数如表 1 所示, 控制器参数如表 2 所示。

### 4.2 实验结果及分析

图 10 为基于 PID 控制的转子位移波形图。 $t = 0 \text{ s}$  时高速转子开始旋转, 陀螺框架未转动, 由于不平衡振动的存在, 转子输出位移持续跳动, 最大跳动量为  $14.7 \mu\text{m}$ ; 在  $t = 2 \text{ s}$  时开始转动陀螺框

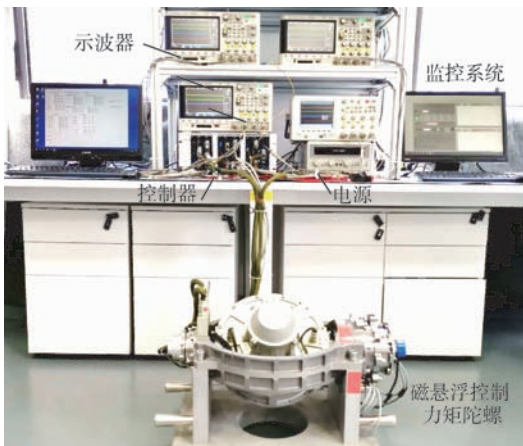


图 9 MSCMG 实验平台

Fig. 9 Experimental setup of MSCMG

架, 在动框架效应的影响下转子位移跳动量加大为  $36.74 \mu\text{m}$ ; 系统在  $t = 4 \text{ s}$  之后收敛, 收敛后的位移峰峰值为  $18.7 \mu\text{m}$ 。

图 11 为基于 ADRC 的转子位移波形。在  $t = 1.5 \text{ s}$  时开始转动陀螺框架, 在  $t = 3.2 \text{ s}$  之后系统收敛, 收敛时间较传统 PID 控制减少  $0.3 \text{ s}$ , 收敛后的位移峰峰值为  $14.7 \mu\text{m}$ , 较传统控制下降  $21.4\%$ 。

表 1 MSCMG 模型参数

Table 1 Model parameters of MSCMG

参数	数值
转子质量 $m/\text{kg}$	16.7
转子赤道转动惯量 $J_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.8286
转子极转动惯量 $J_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.1302
磁轴承中心到转子质心距离 $l_m/\text{m}$	0.0725
传感器到转子质心距离 $l_s/\text{m}$	0.1110
电流刚度 $k_i/(\text{N} \cdot \text{A}^{-1})$	600
位移刚度 $k_h/(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	$2.4 \times 10^6$

表 2 磁轴承转子控制参数

Table 2 Control parameters of magnetic bearing rotor

参数	数值
比例系数 $K_p$	3.7578
积分系数 $K_i$	261.2088
微分系数 $K_d$	0.0081
控制器带宽 $\omega_c$	220
观测器带宽 $\omega_o$	4000
收敛因子 $\mu$	$5 \times 10^{-4}$

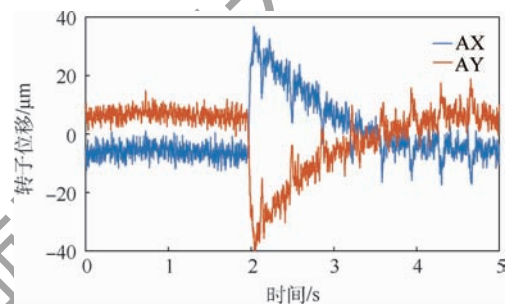


图 10 基于 PID 控制的转子位移波形

Fig. 10 Rotor displacement waveform with PID control method

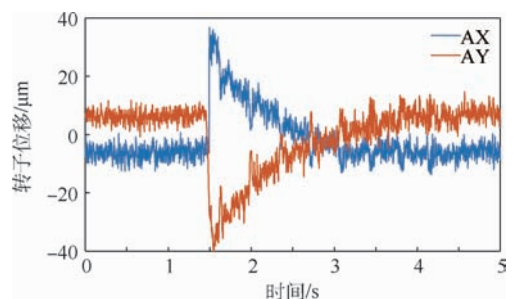


图 11 基于 ADRC 控制下的转子位移波形

Fig. 11 Rotor displacement waveform with ADRC method

图 12 为复合控制下的转子位移波形。在  $t = 1.3 \text{ s}$  时开始转动陀螺框架,系统在  $t = 2.2 \text{ s}$  之后收敛,较传统控制提前  $1.1 \text{ s}$ ;收敛后的位移峰峰值为  $11.3 \mu\text{m}$ ,较传统控制下降  $39.6\%$ 。

综上分析可知,角加速度自适应前馈控制与 ADRC 复合控制方法明显改善了磁轴承系统特性,提高了系统精度,对扰动达到了理想的抑制效果。由于实验时框架角速率从  $-15^\circ/\text{s}$  瞬间加至  $15^\circ/\text{s}$ ,角加速度过大,瞬态过程频率特性较为复杂,所以瞬态过程的控制效果不明显,有待于进一步深入研究。

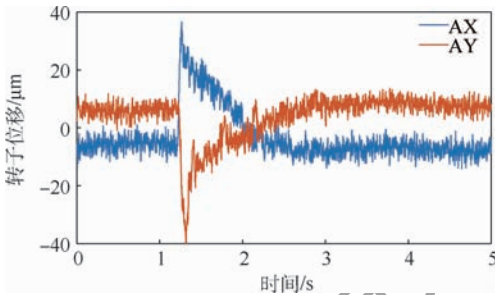


图 12 复合控制下的转子位移波形

Fig. 12 Rotor displacement waveform with composite control method

## 5 结 论

1) 根据 MSCMG 动力学模型可知,动框架效应会影响高速转子的悬浮精度及稳定性。基于角加速度自适应前馈控制与 ADRC 相结合的复合控制方法,能够有效抑制框架转动对磁悬浮系统带来的影响。

2) ADRC 控制器通过 ESO 对框架系统的未知扰动进行观测和估计,通过反馈控制实现对系统中未知扰动的补偿。

3) 本文提出的复合控制方法改善了动框架效应及未知扰动对转子悬浮精度的影响,同时提高了磁悬浮系统的抗干扰能力,实现了 MSCMG 磁悬浮转子系统的高精度控制。

### 参考文献 (References)

[1] 房建成,任元.磁悬浮控制力矩陀螺技术[M].北京:国防工业出版社,2014:1-17.  
FANG J C, REN Y. Magnetically suspended control moment gyroscope technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 1-17 (in Chinese).  
[2] 李海涛,房建成.基于扩张状态观测器的 DGMSCMG 框架伺服系统振动抑制方法[J].航空学报,2010,31(6):1213-1219.  
LI H T, FANG J C. Study on system vibration suppression meth-

od based on ESO used in gimbal servo system of DGMSCMG [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1213-1219 (in Chinese).  
[3] 邓瑞清,赵岩,房建成,等.磁悬浮飞轮与机械飞轮干扰特性的对比分析[J].宇航学报,2016,37(8):917-923.  
DENG R Q, ZHAO Y, FANG J C, et al. Disturbance characteristics analysis of magnetically suspended and mechanical flywheels[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(8): 917-923 (in Chinese).  
[4] 谢进进,刘刚,文通.双框架磁悬浮控制力矩陀螺轴承负载力矩复合补偿的控制[J].光学精密工程,2015,23(8):2211-2219.  
XIE J J, LIU G, WEN T. Composite compensation for load torque of active magnetic bearing in DGMSCMG[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(8): 2211-2219 (in Chinese).  
[5] 刘强,赵勇,曹建树,等.新型微框架磁悬浮飞轮用洛伦兹力磁轴承[J].宇航学报,2017,38(5):481-489.  
LIU Q, ZHAO Y, CAO J S, et al. Lorentz magnetic bearing for novel vernier gimbaling magnetically suspended flywheel[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(5): 481-489 (in Chinese).  
[6] 霍甲,魏彤,房建成.基于简化 FXLMS 算法的磁悬浮控制力矩陀螺动框架效应精确补偿方法实验研究[J].宇航学报,2010,31(3):786-792.  
HUO J, WEI T, FANG J C. Experimental research on accurate compensation of moving-gimbal effects based on simplified FXLMS algorithm in magnetically suspended control moment gyroscope[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 786-792 (in Chinese).  
[7] 田希晖,房建成,刘刚.一种磁悬浮飞轮增益预调交叉反馈控制方法[J].北京航空航天大学学报,2006,32(11):1299-1303.  
TIAN X H, FANG J C, LIU G. Gain scheduling cross feedback control approach for magnetic suspending flywheel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(11): 1299-1303 (in Chinese).  
[8] 王澄泓,汪希平,吴明贵.电磁推力轴承刚度非线性研究[J].机械科学与技术,2005,24(9):54-57.  
WANG C H, WANG X P, WU M G. Study on non-linearity of stiffness of magnetic thrust bearing[J]. Mechanical Science and Technology, 2005, 24(9): 54-57 (in Chinese).  
[9] SUZUKI Y. Acceleration feedforward control for active magnetic bearing systems excited by ground motion[J]. IEEE Proceedings of Control Theory and Applications, 1998, 145(2): 113-118.  
[10] 魏彤,房建成.磁悬浮控制力矩陀螺的动框架效应及其角速率前馈控制方法研究[J].宇航学报,2005,26(1):19-23.  
WEI T, FANG J C. Moving-gimbal effect and angular rate feedforward control in magnetically suspended rotor system of CMG [J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(1): 19-23 (in Chinese).  
[11] 吕奇超,吕东元,李延宝,等.小型磁悬浮 CMG 高速转子动框架效应前馈补偿与实验[J].飞控与探测,2019,2(1):49-55.  
LV Q C, LV D Y, LI Y B, et al. Feed-forward compensation and experiment research in moving gimbal effects on high speed ro-

- tor of small magnetically suspended CMG [J]. Flight Control and Detection, 2019, 2(1): 49-55 (in Chinese).
- [12] 魏彤, 房建成. 磁悬浮控制力矩陀螺动框架效应的 FXLMS 自适应精确补偿控制方法仿真研究 [J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1205-1210.  
WEI T, FANG J C. Accurate compensation of moving-gimbal effects based on FXLMS algorithm in magnetically suspended control moment gyroscope [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1205-1210 (in Chinese).
- [13] KANG M, YOON W. Acceleration feedforward control in active magnetic bearing system subject to base motion by filtered-X LMS algorithm [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(1): 134-141.
- [14] 韩京清. 自抗扰控制技术—估计补偿不确定因素的控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 150-260.  
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique —The technique for estimating and compensation the uncertainties [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 150-260 (in Chinese).
- [15] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用 [J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.  
HAN J Q. Auto-disturbances-rejection controller and its applications [J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23 (in Chinese).
- [16] 丛爽, 孙光立, 邓科, 等. 陀螺稳定平台扰动的自抗扰及其滤波控制 [J]. 光学精密工程, 2016, 24(1): 169-177.  
CONG S, SUN G L, DENG K, et al. Active disturbance rejection and filter control of gyro-stabilized platform [J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(1): 169-177 (in Chinese).
- [17] 李磊, 任元, 陈晓岑, 等. 基于 ADRC 和 RBF 神经网络的 MSCSG 控制系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1966-1972.  
LI L, REN Y, CHEN X C, et al. Design of MSCSG control system based on active disturbance rejection controller and RBF neural network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1966-1972.
- [18] 魏彤, 房建成, 刘珠荣. 双框架磁悬浮控制力矩陀螺动框架效应补偿方法 [J]. 机械工程学报, 2010, 46(2): 159-165.  
WEI T, FANG J C, LIU Z R. Moving-gimbal effects compensation of double gimbal magnetically suspended control moment gyroscope based on compound control [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(2): 159-165 (in Chinese).
- [19] 崔培玲, 杨珊, 李海涛. 双框架 MSCMG 框架伺服系统的动力学解耦及扰动补偿 [J]. 航空学报, 2016, 37(3): 916-927.  
CUI P L, YANG S, LI H T. Dynamic decoupling control and disturbance compensation of gimbal servo system of double gimbal MSCMG [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 916-927 (in Chinese).
- [20] GAO Z. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // Proceedings of the 2003 American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2003: 4989-4996.
- [21] ZHENG Q, DONG L, LEE D H, et al. Active disturbance rejection control for MEMS gyroscopes [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(6): 1432-1438.

#### 作者简介:

王舒 女, 硕士研究生。主要研究方向: 磁悬浮控制力矩陀螺磁轴承抗干扰控制技术。

郑世强 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 航天器新型惯性执行机构、高速磁悬浮电机技术及应用。

# Composite control method for gimbal excitation effect suppression of magnetically suspended CMGs

WANG Shu, ZHENG Shiqiang\*

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

**Abstract:** Aimed at the problem that the rotor suspension precision and stability will be reduced due to the gimbal excitation effect of the Magnetically Suspended Control Moment Gyroscope (MSCMG), a composite control method combining angular acceleration rate adaptive feedforward control and Active Disturbance Rejection Control (ADRC) is proposed in this paper. The dynamic model of MSCMG rotor is established, the disturbance torque of magnetic bearing under frame rotation is analyzed, an angular acceleration rate adaptive algorithm and a linear expansion state observer are designed, and a composite controller is designed with state feedback control. Meanwhile, the stability of the magnetic bearing system is analyzed. The simulation results of the magnetic bearing system verify the effectiveness of the proposed composite control method. The prototype developed in the laboratory was used to build a test platform for verification, and the results show that this method could effectively improve the anti-interference ability of the maglev system. The test platform is built by the developed prototype for verification. The results show that, compared with the traditional PID control method, the displacement peak of the convergent magnetic suspension rotor is reduced by 39.6%, and the anti-interference ability of the magnetic suspension system is improved.

**Keywords:** Magnetically Suspended Control Moment Gyroscope (MSCMG); adaptive feedforward; Active Disturbance Rejection Control (ADRC); magnetic bearing; gimbal excitation effect

**Received:** 2019-12-04; **Accepted:** 2020-03-13; **Published online:** 2020-03-20 13:57

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200319.1735.001.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200319.1735.001.html)

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (61822302)

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

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0603

# 基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法



胡耀龙, 冯强\*, 海星朔, 任羿

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 鸽群优化(PIO)算法已广泛用于无人机编队和控制参数优化等领域,但标准PIO算法容易陷入局部最优。提出了一种基于自适应学习策略的改进鸽群优化(ALPIO)算法。该算法引入了基于容差的搜索方向调整策略、基于自学习的候选者生成策略以及基于竞争学习的预测策略,通过增强种群的多样性,可提高算法全局最优概率,其已在8个基准函数上进行测试。仿真试验结果表明:所提算法在多峰函数优化问题中的收敛精度和收敛速度有了显著提升,并且能够更有效避免陷入局部最优解。

**关键词:** 鸽群优化(PIO)算法; 局部最优; 自适应学习策略; 种群多样性; 全局最优

**中图分类号:** TP301.6

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2020)12-2348-09

仿生智能优化算法是根据自然界中生物种群所表现出来的群体行为特性所总结的一种算法,这类算法在处理复杂问题中具有良好的表现。

2014年,Duan和Qiao<sup>[1]</sup>根据鸽群归巢这一过程中鸽群所表现出的特殊的导航行为提出了鸽群优化(Pigeon-Inspired Optimization, PIO)算法,该算法在无人机编队和控制参数优化等领域已有很好表现<sup>[2-6]</sup>,但是仍然存在一些诸如过早收敛、容易陷入局部最优等不足之处<sup>[7]</sup>。针对这些不足,许多学者提出了一些改进方案,从不同角度对标准PIO算法进行了改进。Duan等<sup>[8]</sup>通过使用导航过渡因子见表2因子 $\tau$ 将标准PIO两个算子合并在一个迭代循环中,并将鸽群的捕食逃逸机制引入到标准PIO中,提出了一种基于捕食逃逸鸽群优化(CPIO)算法。Yang等<sup>[9]</sup>提出了一种基于柯西分布的柯西变异鸽群启发优化(CMPPIO)算法,在CMPPIO算法中,分别利用柯西突变机制对PIO算法中的地图、指南针算子和地标算子进行了改进。Zhang和Duan<sup>[10]</sup>根据鸽群在飞行过程

中个体间的等级制度,提出了一种新的基于社会等级的鸽群优化(SCPIO)算法,利用社会等级策略来增强标准PIO的收敛能力。Hua等<sup>[11]</sup>提出了一种自适应鸽群优化(APIO)算法,在APIO算法中,地图和指南针因子的参数设置随着迭代的进行而变化。Xiang等<sup>[12]</sup>提出了一种基于禁忌表的鸽群综合学习策略(CLPIO-TL),该策略利用综合学习策略和自适应调节机制,不同程度地提高了鸽群的学习能力,此外,CLPIO中还使用了自适应机制来增强全局搜索能力和局部搜索能力之间的平衡。Huo等<sup>[13]</sup>提出了一种基于动态对立学习策略的突变鸽群激励优化(MPIO)算法,该算法利用具有非线性特征的突变算子增强全局搜索能力,加速全局最优鸽子的收敛速度,同时引入动态的基于对立的策略,使算法具有较好的收敛速度。Hu等<sup>[14]</sup>提出了一种自适应算子量子行为鸽群启发优化(AOQPIO)算法,该算法采用地图和指南针因子 $R$ 随着迭代次数的变化来平衡全局搜索能力和局部搜索能力,在地标算子阶段,提

收稿日期: 2019-11-25; 录用日期: 2020-02-21; 网络出版时间: 2020-02-26 11:40

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200226.0839.001.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200226.0839.001.html)

基金项目: 装备预研领域基金(61400020109)

\*通信作者. E-mail: fengqiang@buaa.edu.cn

**引用格式:** 胡耀龙, 冯强, 海星朔, 等. 基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2348-2356. HU Y L, FENG Q, HAI X S, et al. Improved pigeon-inspired optimization algorithm based on adaptive learning strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2348-2356 (in Chinese).

出了一个新的种群更新方程来增加搜索多样性。Liu 等<sup>[15]</sup>提出了一种改进的粒子群优化 (IPIO) 算法,将粒子群优化 (PSO) 算法、逆因子和高斯因子引入 PIO 算法,该改进算法将原地图与指南针算子替换为 PSO 算法,避免了所有粒子的聚集状态,从而增加了群体的多样性,在地标算子中引入高斯因子,增强了全局搜索能力,将反向学习引入到算法中,并与粒子群的粒子学习相结合,有效地平衡全局搜索能力和局部搜索能力。Xu 等<sup>[16]</sup>提出了一种独立搜索和多区域收敛鸽群启发优化 (ISMCPIO) 算法,该算法在 PIO 中引入独立搜索策略和多区域收敛机制,对包含可疑最优解的多区域进行综合搜索,提高了搜索的精度。Chen 等<sup>[17]</sup>提出了一种基于量子数的混合鸽群优化 (QPIO) 算法,在该算法中,当前的最优解被认为是 2 个概率状态的线性叠加,通过量子旋转门平衡全局搜索能力和局部搜索能力。Hai 等<sup>[18]</sup>将进化博弈理论引入到 PIO 算法中,提出了一种基于进化博弈论的自适应鸽群优化 (EGTPIO) 算法,在鸽群中展开双重策略进化博弈,在提高搜索效率的同时,通过增强操作符和参数之间的协调和分配来提高标准 PIO 算法的适应性。

本文在标准 PIO 算法的基础之上,引入自适应学习策略,提出了一种基于自适应学习策略的改进 PIO (ALPIO) 算法。所提算法针对标准 PIO 算法容易陷入局部最优的缺点,提出了一种基于容差的搜索方向调整策略,该策略通过判断鸽群的迭代信息,对鸽群的搜索方向进行调整;采用了基于自学习的候选者生成策略来保证该算法的搜索能力,采用了基于竞争学习的预测策略来保证算法的可用性。

## 1 改进的鸽群优化算法

在复杂优化问题的求解过程中,标准 PIO 算法容易陷入局部最优<sup>[19]</sup>。为此,本文在标准 PIO 算法地图与指南针算子的迭代过程中引入自适应学习策略,增强种群多样性,确保种群中个体具有更强的搜索能力、适应能力,提高算法搜索到全局最优的概率。ALPIO 算法的流程如图 1 所示,图中  $t$  为迭代次数。3 种策略的具体描述见 1.2 ~ 1.4 节。

### 1.1 ALPIO 算法描述

**步骤 1** 设定算法中各个参数的值,如种群数量  $N$ 、搜索空间维数  $D$ 、指南针因子  $R$ 、地图和指南针算子最大迭代次数  $T_1$ 、地标算子最大迭代次数  $T_2$ 、最大迭代次数  $\text{MaxIter}$ 。

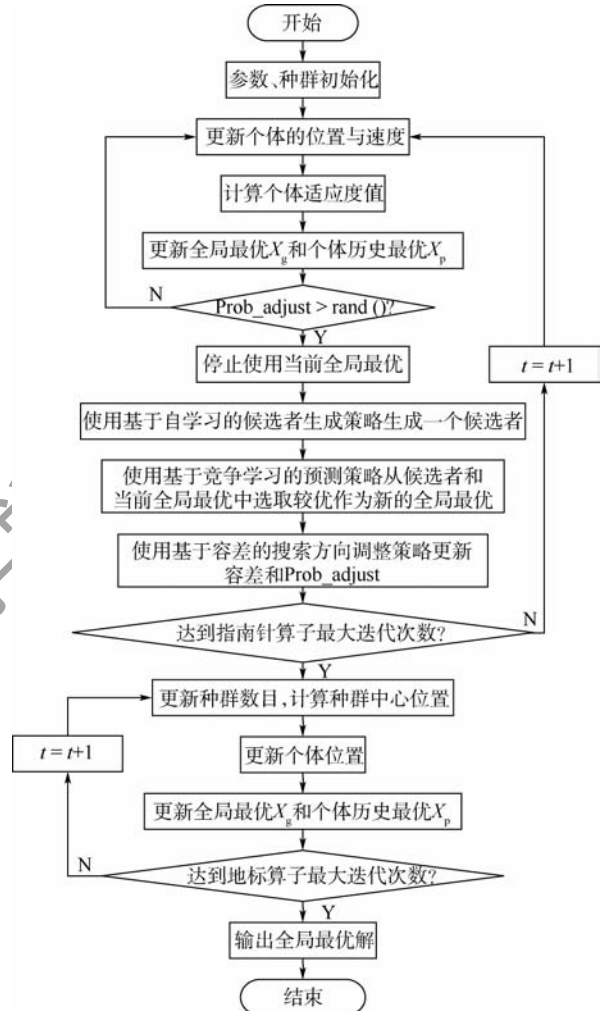


图 1 ALPIO 算法流程

Fig. 1 Flowchart of ALPIO algorithm

**步骤 2** 初始化个体的位置和速度,计算每个个体的适应度值,找出当前最好的位置。

**步骤 3** 操作地图与指南针算子。更新个体的速度和位置,更新全局最优和个体历史最优。

**步骤 4** 如果  $\text{Prob\_adjust} > \text{rand}()$ ,则停止使用当前全局最优;否则,转回到步骤 3。

**步骤 5** 使用基于自学习的候选者生成策略产生一个候选者。

**步骤 6** 使用基于竞争学习的预测策略从候选者和当前全局最优中选取较优的作为新的全局最优。

**步骤 7** 使用基于容差的搜索方向调整策略更新容差  $T$  和  $\text{Prob\_adjust}$ 。

**步骤 8** 判断是否达到地图与指南针算子的最大迭代次数,若是,转到下一个操作;否则,转回到步骤 3。

**步骤 9** 操作地标算子。更新种群数量和位置,计算种群中心位置,更新全局最优和个体历史最优。

**步骤 10** 判断是否达到地标算子的最大迭代次数,若是,输出全局最优解;否则,转回到步骤 9。

### 1.2 基于容差的搜索方向调整策略

在鸽群优化算法地图与指南针算子的迭代过程中,个体的速度和位置更新方式为

$$\begin{aligned} V_i(t) &= V_i(t-1)e^{-Rt} + \text{rand} \cdot (X_{\text{gbest}} - X_i(t-1)) \\ X_i(t) &= X_i(t-1) + V_i(t) \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $R$ 为地图与指南针因子; $\text{rand}$ 为用来生成一个 $[0,1]$ 区间内的随机数; $X_{\text{gbest}}$ 为在 $t-1$ 次迭代循环之后全局最好的位置, $t$ 为迭代次数。

当在第 $t$ 次迭代中,如果所有个体的最优位置没有发生改变,即满足

$$\sum_{i=1}^N (F(X_i)^t - F(X_i)^{t-1}) = 0 \quad (2)$$

时,可以认为鸽群有可能会陷入局部最优。式中: $F(X_i)^t$ 为第 $i$ 个个体在第 $t$ 次迭代后的适应度值; $X_i$ 为第 $i$ 个个体的位置。但是不能直接判定鸽群一定会陷入局部最优,因为在复杂优化问题的求解过程中,第 $t$ 次迭代后的全局最优值 $X_{\text{gbest}}$ 具有引导种群进化的潜力,在之后的迭代中有希望寻找到全局最优值。因此,为了避免算法陷入局部最优并充分利用 $X_{\text{gbest}}$ 的进化潜力,本文提出了一个基于容差的搜索方向调整机制<sup>[20]</sup>。

定义一个容差 $T$ 作为计数器,每当在一次迭代后,所有个体的最佳位置没有变化, $T$ 就根据式(3)进行更新。

$$T = T + 1 \quad (3)$$

显然, $T$ 越大,说明算法越容易陷入局部最优,种群的搜索方向就应该进行调整。用 $\text{Prob\_adjust}$ 表示种群调整方向的概率,其计算公式为

$$\text{Prob\_adjust} = \frac{\exp(T) - 1}{\exp(10) - 1} \quad (4)$$

$\text{Prob\_adjust}$ 在每一次的迭代过程中更新一次,当满足 $\text{Prob\_adjust} > \text{rand}()$ 时,种群的搜索方向进行调整。种群不再使用当前全局最优位置 $X_{\text{gbest}}$ ,而转向使用一个新候选者个体。

### 1.3 基于自学习的候选者生成策略

为了生成一个候选者来代替 $X_{\text{gbest}}$ 在鸽群中的引导作用,本文提出了一种基于自学习的候选者生成策略。候选者的生成需要满足以下要求:

- ①要充分利用鸽群中每个个体的最优位置信息;
- ②要保证生成候选的候选者与全局最优 $X_{\text{gbest}}$ 具有相似的结构。这种策略可以保证算法在每次的迭代过程中,充分利用每个个体的最优解结构,学习自身的优势。

为了使所生成的候选者能够有效地利用鸽群

中所有个体的最优位置信息,并将种群引导出当前局部最优,对候选者的定义为

$$\text{Candidate} = X_{\text{pbest}}(k) \cdot \text{Gaussian}(\text{Average}, s) \quad (5)$$

式中: $X_{\text{pbest}}(k)$ 为选择的个体的最优位置信息; $\text{Average}$ 和 $s$ 为

$$\begin{cases} \text{Average} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N X_{\text{pbest}}(i) \\ s = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (X_{\text{pbest}}(i) - \text{Average})^2} \end{cases} \quad (6)$$

式中: $N$ 为种群数量。

综上所述,该策略充分利用了当前种群所有个体各自的个体最优解结构,保证了算法的寻优能力。

### 1.4 基于竞争学习的预测策略

当候选者生成之后,不能直接用候选者代替 $X_{\text{gbest}}$ 。因为候选者引导种群跳出当前局部最优的能力不一定比当前全局最优强。因此,为了提高算法的利用率,本文提出了一种竞争学习策略来预测候选算法的潜在引导能力。候选者生成后,ALPIO算法将在下一次迭代中通过评价个体学习候选者和 $X_{\text{gbest}}$ 的性能来预测其潜在的引导能力。这2种个体学习的速度更新将遵循以下规则。

当种群学习当前全局最优时,其速度的更新为

$$V_i(t) = V_i(t-1)e^{-Rt} + \text{rand} \cdot (X_{\text{gbest}} - X_i(t-1)) \quad (7)$$

当种群学习生成的候选者时,其速度的更新为

$$V_i(t) = V_i(t-1)e^{-Rt} + \text{rand} \cdot (\text{Candidate} - X_i(t-1)) \quad (8)$$

定义一个 $\text{Competitiveness}_L$ 用来具体量化候选者和 $X_{\text{gbest}}$ 引导种群寻优的潜在能力,其计算为

$$\text{Competitiveness}_L = \sum_{i=1}^N (F(X_i)^{t+1} - F(X_i)^t) \quad (9)$$

式中: $L$ 为种群的学习对象,即候选者和 $X_{\text{gbest}}$ 。如果 $\text{Competitiveness}_{\text{Candidate}}$ 大于 $\text{Competitiveness}_{X_{\text{gbest}}}$ ,说明生成的候选者引导种群跳出当前局部最优的能力比当前全局最优强,也就意味着候选者引导种群寻得全局最优的概率比当前全局最优的概率大。在之后的迭代过程中,种群将使用候选者作为新的学习对象。

## 2 仿真实验

为了验证ALPIO算法的有效性和处理复杂优化问题的能力,在CEC2013基准测试函数<sup>[21]</sup>中分别选取2个单峰函数、4个多峰函数以及2个组合函数,在维度 $D=10,30$ 以及50的情况下分

别与标准 PIO、标准 PSO 和 EGTPIO 进行对比优化实验,如表 1 所示。

### 2.1 参数设置

本文通过对 5 种算法在不同维度下的测试函

数进行优化实验,其参数设置如表 2 所示。其中,迭代次数以及种群数量随着优化函数维度的不同而不同;PSO 算法中的学习因子  $c_1$ 、 $c_2$  按照文献[22]推荐选择。

表 1 测试函数

Table 1 Test functions

函数类别	No.	函数名称	$f_i^* = f_i(x^*)$	定义域
单峰函数	1	Sphere Function	-1 400	
	5	Different Powers Function	-1 000	
多峰函数	11	Rastrigin's Function	-400	[-100,100] <sup>p</sup>
	14	Schwefel's Function	-100	
	17	Lunacek Bi_Rastrigin Function	300	
	18	Rotated Lunacek Bi_Rastrigin Function	400	
组合函数	22	Composition Function 2 ( $n=3$ , Unrotated)	800	
	28	Composition Function 8 ( $n=5$ , Rotated)	1 400	

注: $D$  为搜索空间维度; $f_i^*$  为函数  $f_i$  的全局最优解。

表 2 参数设置

Table 2 Parameter setting

参数	数值	适用算法
地图与指南针算子最大迭代次数 $T_1$	400/1 200/2 000, $D=10/30/50$	PIO, ALPIO
地标算子最大迭代次数 $T_2$	MaxIter- $T_1$	
全局最大迭代次数 MaxIter	1 000/3 000/5 000, $D=10/30/50$	所有算法
种群数量 $N_{cmax}$	30/100/200, $D=10/30/50$	
指南针因子 $R$	0.3	PSO, SCPIO, EGTPIO, ALPIO
导航过渡因子 $\mu$	2	EGTPIO
每次迭代减少数量 $N_{dec}$	1	
学习因子 $c_1$	1.494 45	
学习因子 $c_2$	1.494 45	PSO
惯性因子 $\omega$	0.5	

### 2.2 实验结果分析

为了直观体现 ALPIO 算法的优越性,选取同一个基准函数  $f_{17}$  在不同维度(10 维、30 维和 50 维)下 5 个算法的迭代曲线。由图 2(a)~(c)可以看出,随着搜索维度的增加,PIO、PSO 以及 EGTPIO 容易过早收敛,陷入局部最优值;SCPIO 虽然最终也能搜索到全局最优值,但在开始时陷入局部最优;ALPIO 由于增加了种群多样性,因此在每个维度下都能较快地收敛到全局最优值。可以看出,ALPIO 不仅具有较好的收敛精度和较强的全局搜索能力,而且在不同维度上都表现出了良好的性能,具有普遍适用性。

针对不同维度(10 维、30 维、50 维)在 8 个基准测试函数上对 ALPIO、PIO、PSO、SCPIO 和 EGTPIO 进行 51 次独立运行。这 8 个基准测试函数包含有单峰函数、多峰函数以及组合函数,因此具有一定的代表性,其测试结果能很好地显示所有

算法的性能。测试结果如表 3~表 5 所示。下面的数据涵盖寻优结果的最好值、最差值、中位数、平均值以及方差;其中,均值越小表明算法的搜索能力越强,方差越小表明算法的稳定性越强。

由数据可以看出,在不同维度下,ALPIO 在所有的测试函数中都达到了最优值并保证方差为 0。在单峰函数上,ALPIO 的性能明显优于 PIO,在 10 维基准函数  $f_{18}$  上的性能表现:ALPIO = SCPIO > EGTPIO > PIO > PSO,随着维度的增加,ALPIO 仍然保持着性能上的优势;在多峰函数上,ALPIO 的最好值、最差值、中位数、平均值以及方差要明显优于 PIO 和 PSO,在不同维度基准函数  $f_{17}$  上,ALPIO 的各项性能都要优于 EGTPIO;在组合函数上,ALPIO 的性能要优于 PIO 和 PSO,与 SCPIO 和 EGTPIO 在各方面的指标都相同。综上所述,ALPIO 在每个维度下都表现出了最优性能。

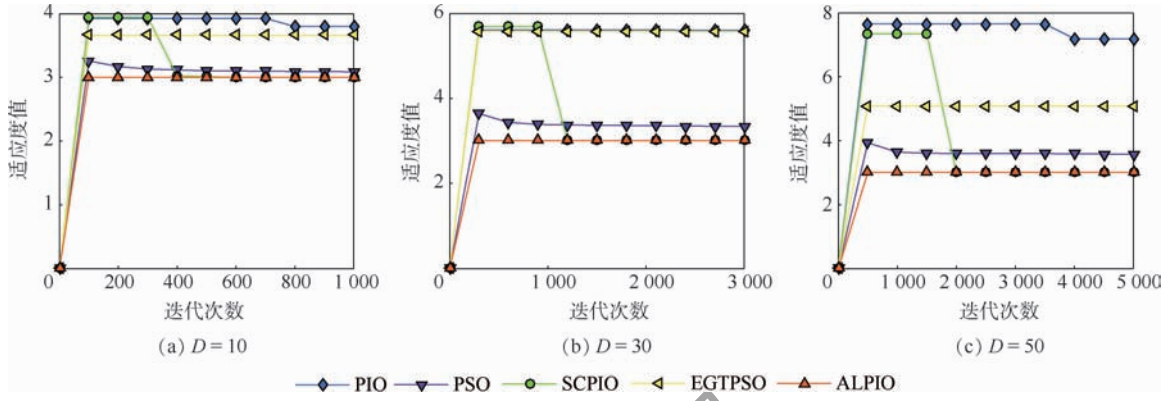


图2  $D = 10, 30, 50$  时  $f_{17}$  迭代曲线

Fig. 2 Iteration curves of  $f_{17}$  at  $D = 10, 30, 50$

表3  $D = 10$  时测试函数上算法的性能比较

Table 3 Performance comparison of algorithms on test functions at  $D = 10$

基准函数	算法	最好值	最差值	中位数	平均值	方差
1	PIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.3493 \times 10^3$	$-1.3983 \times 10^3$	$-1.3927 \times 10^3$	$1.3182 \times 10^2$
	PSO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	EGTPSO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
5	PIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-9.6351 \times 10^2$	$-9.9882 \times 10^2$	$-9.9719 \times 10^2$	30.264
	PSO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	4.3495
	EGTPSO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
11	PIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-2.8845 \times 10^2$	$-3.6360 \times 10^2$	$-3.5356 \times 10^2$	$1.7683 \times 10^3$
	PSO	$-4.0000 \times 10^2$	$-3.9403 \times 10^2$	$-3.9901 \times 10^2$	$-3.9809 \times 10^2$	4.7455
	SCPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
	EGTPSO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
14	PIO	-99.466	$3.1140 \times 10^3$	$1.8499 \times 10^2$	$8.6975 \times 10^2$	$1.3738 \times 10^6$
	PSO	$-1.0000 \times 10^2$	$1.4396 \times 10^2$	-99.750	-75.268	$2.8283 \times 10^3$
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^2$	-99.998	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$8.0483 \times 10^{-8}$
	EGTPSO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
17	PIO	$3.6426 \times 10^2$	$3.9355 \times 10^2$	$3.8136 \times 10^2$	$3.8053 \times 10^2$	66.988
	PSO	$3.0323 \times 10^2$	$3.1785 \times 10^2$	$3.1029 \times 10^2$	$3.1014 \times 10^2$	24.856
	SCPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.0097 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0010 \times 10^2$	0
	EGTPSO	$3.6502 \times 10^2$	$3.6721 \times 10^2$	$3.6622 \times 10^2$	$3.6610 \times 10^2$	43.345
	ALPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.6616 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	0
18	PIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.1002 \times 10^2$	$4.0043 \times 10^2$	$4.0136 \times 10^2$	5.5533
	PSO	$4.0000 \times 10^2$	$4.1000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0078 \times 10^2$	7.3725
	SCPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0005 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
	EGTPSO	$4.0000 \times 10^2$	$4.1000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0039 \times 10^2$	3.8432
	ALPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
22	PIO	$9.0011 \times 10^2$	$4.1978 \times 10^3$	$1.2728 \times 10^3$	$1.9899 \times 10^3$	$1.3803 \times 10^6$
	PSO	$9.0000 \times 10^2$	$1.3791 \times 10^3$	$9.0012 \times 10^2$	$9.4073 \times 10^2$	$9.2495 \times 10^3$
	SCPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	EGTPSO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
28	PIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6070 \times 10^3$	$1.6001 \times 10^3$	$1.6010 \times 10^3$	4.5682
	PSO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6002 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$5.5234 \times 10^{-3}$
	SCPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	EGTPSO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0

表 4  $D = 30$  时测试函数上算法的性能比较

Table 4 Performance comparison of algorithms on test functions at  $D = 30$

基准函数	算法	最好值	最差值	中位数	平均值	方差
1	PIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.1955 \times 10^3$	$-1.3949 \times 10^3$	$-1.3759 \times 10^3$	$1.6455 \times 10^3$
	PSO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
5	PIO	$-9.9998 \times 10^2$	$-9.5253 \times 10^2$	$-9.9787 \times 10^2$	$-9.9364 \times 10^2$	$1.0811 \times 10^2$
	PSO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
11	PIO	$-3.9994 \times 10^2$	$-1.1362 \times 10^2$	$-3.4789 \times 10^2$	$-3.2648 \times 10^2$	$6.0677 \times 10^3$
	PSO	$-4.0000 \times 10^2$	$-3.5722 \times 10^2$	$-3.9005 \times 10^2$	$-3.8763 \times 10^2$	$1.5583 \times 10^2$
	SCPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
14	PIO	-99.995	$1.0678 \times 10^4$	$1.6731 \times 10^3$	$3.5922 \times 10^3$	$1.4467 \times 10^7$
	PSO	$-1.0000 \times 10^2$	$1.3613 \times 10^3$	-98.612	$1.6715 \times 10^2$	$1.9816 \times 10^5$
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
17	PIO	$3.0396 \times 10^2$	$5.9754 \times 10^2$	$5.8832 \times 10^2$	$5.6157 \times 10^2$	$8.2231 \times 10^3$
	PSO	$3.0284 \times 10^2$	$3.5431 \times 10^2$	$3.2714 \times 10^2$	$3.3142 \times 10^2$	$3.2705 \times 10^2$
	SCPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$5.7408 \times 10^2$	$5.9003 \times 10^2$	$5.7463 \times 10^2$	$5.7685 \times 10^2$	26.065
	ALPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	0
18	PIO	$4.0001 \times 10^2$	$4.1697 \times 10^2$	$4.0413 \times 10^2$	$4.0631 \times 10^2$	44.777
	PSO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
	SCPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.3000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0600 \times 10^2$	$1.6001 \times 10^2$
	ALPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
22	PIO	$9.0567 \times 10^2$	$1.0038 \times 10^4$	$3.7923 \times 10^3$	$4.8606 \times 10^3$	$1.7354 \times 10^7$
	PSO	$9.0000 \times 10^2$	$1.6773 \times 10^3$	$9.6100 \times 10^2$	$1.0725 \times 10^3$	$6.6626 \times 10^4$
	SCPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
28	PIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6189 \times 10^3$	$1.6014 \times 10^3$	$1.6042 \times 10^3$	41.089
	PSO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6098 \times 10^3$	$1.6013 \times 10^3$	$1.6024 \times 10^3$	9.6456
	SCPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0

表 5  $D = 50$  时测试函数上算法的性能比较

Table 5 Performance comparison of algorithms on test functions at  $D = 50$

基准函数	算法	最好值	最差值	中位数	平均值	方差
1	PIO	$-1.3993 \times 10^3$	$-1.3242 \times 10^3$	$-1.3864 \times 10^3$	$-1.3803 \times 10^3$	$5.2769 \times 10^2$
	PSO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	$-1.4000 \times 10^3$	0
5	PIO	$-9.9906 \times 10^2$	$-9.9038 \times 10^2$	$-9.9742 \times 10^2$	$-9.9606 \times 10^3$	11.036
	PSO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	$-1.0000 \times 10^3$	0

续表

基准函数	算法	最好值	最差值	中位数	平均值	方差
11	PIO	$-3.9954 \times 10^2$	$1.1811 \times 10^2$	51.466	-89.763	$4.9059 \times 10^4$
	PSO	$-4.0000 \times 10^2$	$-3.4030 \times 10^2$	$-3.9154 \times 10^2$	$-3.7622 \times 10^2$	$7.0296 \times 10^2$
	SCPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-3.8009 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-3.9639 \times 10^2$	58.637
	EGTPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	$-4.0000 \times 10^2$	0
14	PIO	-96.729	$1.4799 \times 10^4$	$7.5448 \times 10^3$	$6.8965 \times 10^3$	$3.9397 \times 10^7$
	PSO	$-1.0000 \times 10^2$	$2.2040 \times 10^3$	$8.8665 \times 10^2$	$9.1588 \times 10^2$	$5.4392 \times 10^5$
	SCPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	$-1.0000 \times 10^2$	0
17	PIO	$4.6652 \times 10^2$	$8.3597 \times 10^2$	$7.8375 \times 10^2$	$7.7430 \times 10^2$	$2.9637 \times 10^3$
	PSO	$3.0000 \times 10^2$	$4.2347 \times 10^2$	$3.5955 \times 10^2$	$3.5744 \times 10^2$	$9.7055 \times 10^2$
	SCPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$3.0000 \times 10^2$	$8.0084 \times 10^2$	$7.8518 \times 10^2$	$7.6805 \times 10^2$	$9.1350 \times 10^3$
	ALPIO	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	$3.0000 \times 10^2$	0
18	PIO	$4.0006 \times 10^2$	$4.5189 \times 10^2$	$4.0243 \times 10^2$	$4.1314 \times 10^2$	$4.1925 \times 10^2$
	PSO	$4.0000 \times 10^2$	$4.5000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0500 \times 10^2$	$2.5000 \times 10^2$
	SCPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.5000 \times 10^2$	$4.2718 \times 10^2$	$4.2544 \times 10^2$	$6.7213 \times 10^2$
	ALPIO	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	$4.0000 \times 10^2$	0
22	PIO	$9.0453 \times 10^2$	$8.1386 \times 10^3$	$2.4321 \times 10^3$	$3.3507 \times 10^3$	$8.0341 \times 10^6$
	PSO	$9.0000 \times 10^2$	$2.8655 \times 10^3$	$2.1728 \times 10^3$	$1.8437 \times 10^3$	$7.1144 \times 10^5$
	SCPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	EGTPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
	ALPIO	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	$9.0000 \times 10^2$	0
28	PIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6230 \times 10^3$	$1.6015 \times 10^3$	$1.6038 \times 10^3$	48.631
	PSO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6029 \times 10^3$	$1.6001 \times 10^3$	$1.6009 \times 10^3$	1.3128
	SCPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	EGTPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0
	ALPIO	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	$1.6000 \times 10^3$	0

### 3 结论

针对标准 PIO 算法容易陷入局部最优值这一问题,本文提出了一种基于自适应学习策略的改进鸽群优化(ALPIO)算法。

1) 所提算法通过基于容差的搜索方向调整策略和基于自学习的候选者生成策略及时调整种群的搜索方向,增强种群多样性和全局搜索能力,避免陷入局部最优。

2) 所提算法通过基于竞争学习的预测策略选择具有更强领导能力的全局最优,从而增强局部搜索能力。

3) 在不同维度上的基准函数优化实验结果表明,与标准的 PIO、PSO、CPIO 以及最新的 EGTPIO 算法相比,ALPIO 在解决复杂性优化问题方面表现出明显的优势;实验结果表明,ALPIO 不仅可以收敛到全局最优,而且可以跳出局部最优。

#### 参考文献 (References)

[1] DUAN H B, QIAO P X. Pigeon-inspired optimization: A new

swarm intelligence optimizer for air robot path planning[J]. International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics, 2014, 7(1): 24-37.

[2] ZHANG X M, DUAN H B, YANG C. Pigeon-inspired optimization approach to multiple UAVs formation reconfiguration controller design[C] // Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2014: 2707-2712.

[3] SUN Y B, XIAN N, DUAN H B. Linear-quadratic regulator controller design for quadrotor based on pigeon-inspired optimization[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2016, 88(6): 761-770.

[4] DOU R, DUAN H B. Pigeon inspired optimization approach to model prediction control for unmanned air vehicles[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2016, 88(1): 108-116.

[5] DENG Y M, DUAN H B. Control parameter design for automatic carrier landing system via pigeon-inspired optimization[J]. Nonlinear Dynamics, 2016, 85(1): 97-106.

[6] ZHANG D F, DUAN H, YANG Y J, et al. Active disturbance rejection control for small unmanned helicopters via levy flight-based pigeon-inspired optimization[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017, 89(8): 946-952.

[7] DUAN H B, WANG X H. Echo state networks with orthogonal

- pigeon-inspired optimization for image restoration [J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2016, 27(11):2413-2425.
- [ 8 ] DUAN H B, QIU H X, FAN Y M. Unmanned aerial vehicle close formation cooperative control based on predatory escaping pigeon-inspired optimization [J]. Scientia Sinica, 2015, 45(6):559.
- [ 9 ] YANG Z Y, DUAN H B, FAN Y M, et al. Automatic carrier landing system multilayer parameter design based on cauchy mutation pigeon-inspired optimization [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79:518-530.
- [10] ZHANG D F, DUAN H B. Social-class pigeon-inspired optimization and time stamp segmentation for multi-UAV cooperative path planning [J]. Neurocomputing, 2018, 313(3):229-246.
- [11] HUA B, HUANG Y, WU Y, et al. Spacecraft formation reconfiguration trajectory planning with avoidance constraints using adaptive pigeon-inspired optimization [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(7):98-100.
- [12] XIANG S, XING L, WANG L, et al. Comprehensive learning pigeon-inspired optimization with tabu list [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(7):95-97.
- [13] HUO M, DUAN H, LUO D, et al. Parameter estimation for a VTOL UAV using mutant pigeon inspired optimization algorithm with dynamic OBL strategy [C] // 2019 IEEE 15th International Conference on Control and Automation (ICCA). Piscataway: IEEE Press, 2019:669-674.
- [14] HU C, XIA Y, ZHANG J. Adaptive operator quantum-behaved pigeon-inspired optimization algorithm with application to UAV path planning [J]. Algorithms, 2019, 12(1):3.
- [15] LIU H, YAN X, WU Q. An improved pigeon-inspired optimization algorithm and its application in parameter inversion [J]. Symmetry, 2019, 11(10):1291.
- [16] XU X, DUAN H, DENG Y, et al. Hybrid ISMC-PIO and receding horizon control for UAVs formation [C] // 2019 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC). Piscataway: IEEE Press, 2019:3277-3284.
- [17] CHEN B, LEI H, SHEN H, et al. A hybrid quantum-based PIO algorithm for global numerical optimization [J]. Science China Information Sciences, 2019, 62(7):33-44.
- [18] HAI X S, WANG Z L, REN Y, et al. A novel adaptive pigeon-inspired optimization algorithm based on evolutionary game theory [J]. Science China Information Sciences, 2020, 64(3):24-37.
- [19] ZHANG S J, DUAN H B. Gaussian pigeon-inspired optimization approach to orbital spacecraft formation reconfiguration [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1):200-205.
- [20] WANG F, ZHANG H, LI K S, et al. A hybrid particle swarm optimization algorithm using adaptive learning strategy [J]. Information Sciences, 2018:162-177.
- [21] LIANG J J, QU B Y, SUGANTHAN P N, et al. Problem definitions and evaluation criteria for the CEC 2013 special session on real-parameter optimization [J]. Computational Intelligence Laboratory, 2013, 12(34):281-295.
- [22] LIANG J J, SUGANTHAN P N. Dynamic multi-swarm particle swarm optimizer with a novel constraint-handling mechanism [C] // IEEE International Conference on Evolutionary Computation. Piscataway: IEEE Press, 2006:16-21.

#### 作者简介:

胡耀龙 男, 硕士研究生。主要研究方向: 通用质量特性综合设计与仿真优化、多智能体理论、智能优化算法。

冯强 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 效能设计、通用质量特性综合设计与仿真优化、多智能体理论。

海星朔 男, 博士研究生。主要研究方向: 体系可靠性建模与仿真、多智能体理论、智能优化算法。

任羿 男, 博士, 教授。主要研究方向: 性能与可靠性综合设计、故障预测和健康管理。

## Improved pigeon-inspired optimization algorithm based on adaptive learning strategy

HU Yaolong, FENG Qiang\*, HAI Xingshuo, REN Yi

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

**Abstract:** Pigeon-Inspired Optimization (PIO) algorithm has been widely used in the field of UAV formation and control parameter optimization, but the standard PIO algorithm is easy to fall into local optimum. This paper proposes an Adaptive Learning Pigeon-Inspired Optimization (ALPIO) algorithm. The algorithm introduces a tolerance-based search direction adjustment strategy, a self-learning candidate generation strategy, and a competitive learning based prediction strategy. By enhancing the diversity of the population, the global optimal probability of the algorithm can be improved. The algorithm has been tested on eight benchmark functions. The simulation results show that the convergence accuracy and convergence speed of the algorithm in the multi-peak function optimization problem are significantly improved, and it can effectively avoid falling into the local optimal solution.

**Keywords:** Pigeon-Inspired Optimization (PIO) algorithm; local optimum; adaptive learning strategy; population diversity; global optimum

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0638

# 基于 RS-CRITIC 的空战目标威胁评估



杨爱武, 李战武\*, 徐安, 吕跃, 奚之飞

(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘 要:** 针对不确定信息下的空战目标威胁评估问题, 提出了一种基于粗糙集(RS)理论和指标重要性相关(CRITIC)法的目标威胁评估模型。首先, 通过 CRITIC 法确定准确信息下的目标威胁值, 利用数据挖掘(MD)启发式算法求解最佳分割集合, 将目标威胁值离散化处理后替代粗糙集决策信息系统中的决策属性。其次, 基于构建的完备粗糙集决策信息系统, 通过决策矩阵实现属性约简和目标威胁评估最小决策规则提取。最后, 将规则应用于不确定信息下的目标威胁评估。仿真结果表明: 所提模型能够实现信息缺失下的目标威胁评估, 减少了主观因素和先验知识的影响, 扩展了粗糙集理论应用范围。

**关键词:** 威胁评估; 粗糙集(RS); 指标重要性相关(CRITIC)法; 决策规则; 不确定信息  
**中图分类号:** TN97

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2357-09

空战目标威胁评估是在复杂的作战环境下获取敌方动态信息, 将信息进行高效处理, 并量化显示敌方战机威胁程度的大小。随着空战场环境复杂性、对抗性增加, 信息颗粒度、频率、有效性难以满足实际作战的需求。在传感器获取的不确定性、不完备性信息情况下, 准确快速地评估目标威胁程度, 对于飞行员机动决策、目标分配、火力分配、获取战场优势具有深远意义。

空战目标威胁评估是典型的多属性决策问题, 现有的研究成果有: 文献[1]提出了一种基于灰色关联度-逼近理想解排序(GRA-TOPSIS)法目标威胁评估方法, 考虑评估指标之间的关联性, 通过灰色关联极大熵来求解客观权重, 解决指标之间的耦合问题以及客观赋权中不能从逻辑视角体现指标的相对重要性问题。文献[2]提出了一种改进 TOPSIS 的多态融合直觉模糊威胁评估方法, 结合直觉模糊和 TOPSIS 法, 通过考虑多时间信息融合提高决策可靠性。文献[3]提出了一种基于自适应推进极限学习机(ELM-AdaBoost)强预测

器的目标威胁评估方法, 通过改进 ELM 算法, 构造 ELM-AdaBoost 强预测器, 对空战数据进行威胁评估, 精确性和实时性较高。文献[4]提出了一种基于区间集对分析(SPA)及粒子群优化(PSO)算法的超视距空战态势评估方法, 利用 SPA 将区间数转换为联系数, 用 PSO 算法对权重进行寻优, 提高态势评估真实性。文献[5]提出了一种基于不确定信息的空战威胁评估方法, 以证据网络为框架, 通过不确定信息的信度结构转换和优化专家对不确定属性权重的偏好, 实现敌机威胁等级评估。文献[6]提出了一种基于离散模糊动态贝叶斯网络的空战态势评估方法, 将模糊分类和离散动态贝叶斯网络结合进行定性推理, 消除噪声值对态势评估的影响。上述关于多属性决策方法均有效实现了目标威胁评估, 但是存在以下 3 点问题: ①灰色理论、模糊理论、专家系统等存在人为主观因素的影响; ②神经网络、贝叶斯网络等需要大量先验知识, 且推理速度难以满足空战实时性特点; ③难以以客观尺度评判不确定信息

收稿日期: 2019-12-22; 录用日期: 2020-04-10; 网络出版时间: 2020-05-07 08:42

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200506.1305.002.html

\* 通信作者。E-mail: afeulzw@189.cn

**引用格式:** 杨爱武, 李战武, 徐安, 等. 基于 RS-CRITIC 的空战目标威胁评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2357-2365. YANG A W, LI Z W, XU A, et al. Threat assessment of air combat target based on RS-CRITIC[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2357-2365 (in Chinese).

下的目标威胁程度。

针对上述问题,结合粗糙集(RS)理论和指标重要性相关(CRITIC)法定量评估不确定信息下的空战目标威胁。RS理论在不需要任何先验知识情况下,基于数据驱动,消除评估数据冗余,进行目标威胁属性约简,提取评估最小决策规则。由于在空战目标威胁评估中缺乏客观的尺度来评判目标威胁程度,导致决策属性的未知性,经典的RS理论难以适用<sup>[7]</sup>。CRITIC法通过指标之间的冲突性和数据之间的对比强度来计算客观权重,加权得到的目标威胁值离散化处理后能够客观地评判目标威胁程度。因此,本文提出一种基于CRITIC法计算RS决策属性,构建完备粗糙集决策信息系统,提取目标威胁评估规则的方法,应用于不确定信息下的空战目标威胁评估,解决不确定信息下目标威胁评估问题。

## 1 基于CRITIC法计算RS决策属性

CRITIC法<sup>[8-9]</sup>是由Diakoulaki等提出的客观赋权方法,通过结合指标间冲突性和数据变异对指标权重影响来确定权重。通过CRITIC法确定目标属性权重来得到威胁值,将威胁值属性集合分割离散化,能够客观评判目标威胁程度,解决RS在提取规则时决策属性未知的问题。

### 1.1 构建目标威胁评估矩阵

在空战对抗过程中,根据空战场态势,确定有 $m$ 个敌方作战单元构成作战单元集 $X = \{X_1, X_2, \dots, X_m\}$ 和 $n$ 个评估指标构成指标集 $N = \{N_1, N_2, \dots, N_n\}$ ,第 $i$ 个作战单元的第 $j$ 项指标值 $u_{ij}$ ,则目标威胁评估矩阵 $U = [u_{ij}]_{m \times n}$ 。

### 1.2 规范化评估矩阵

由于评估指标间属性以及量纲不同,存在效益型、成本型和固定型3类指标,需要对评估指标进行规范化处理,得到具有相同效益属性的评估值。

对于效益型指标,其值越大,目标威胁程度越大,处理为

$$z_{ij} = \frac{u_{ij} - \min_i u_{ij}}{\max_i u_{ij} - \min_i u_{ij}} \quad (1)$$

式中: $z_{ij}$ 和 $u_{ij}$ 分别为规范前后态势指标值。

对于成本型指标,其值越大,目标威胁程度越小,处理为

$$z_{ij} = \frac{\max_i u_{ij} - u_{ij}}{\max_i u_{ij} - \min_i u_{ij}} \quad (2)$$

对于固定型指标,其值保持在一个恰当的数

值 $\theta$ 威胁最大,处理为

$$z_{ij} = 1 - \frac{|u_{ij} - \theta|}{\max_i |u_{ij} - \theta|} \quad (3)$$

式中: $\theta$ 为固定型指标最佳取值。

经过规范化处理后得到目标威胁矩阵为 $Z = [z_{ij}]_{m \times n}$ 。

### 1.3 计算各指标综合信息量

指标之间的冲突性由相关系数 $r_{kj}$ 来表示,数据间对比强度由标准差 $s_j$ 来表示。则各指标的综合信息量可以表示为

$$G_j = s_j \sum_{k=1}^n (1 - r_{kj}) \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

式中:

$$s_j = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (z_{ij} - \bar{z}_j)^2} \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (5)$$

$$r_{kj} = \text{cov}(N_k, N_j) / (s_k, s_j) \quad k, j = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

式中: $\bar{z}_j$ 为第 $j$ 个指标的平均值。

### 1.4 确定目标属性权重

通过各指标的综合信息量可以确定指标间的权重向量为

$$\omega = (\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n) \quad (7)$$

式中:

$$\omega_j = \frac{G_j}{\sum_{j=1}^n G_j} \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (8)$$

### 1.5 构建粗糙集决策属性

由目标属性权重可以得到目标威胁值 $TH_{m \times 1} = Z\omega$ ,离散化后得到目标威胁属性即可作为RS信息系统中的决策属性。对于指标值离散化最重要的是构造最佳分割集合,文献[10]提出了一种基于布尔推理离散化方法,求出基本分割集合,但不能对属性值进行有效区分,搜索最佳分割集合是NP难题,采用数据挖掘(MD)启发式算法<sup>[11]</sup>求解最佳分割集合。

定义基本分割集合:设条件属性 $a$ 定义实数值序列 $v_1^a < v_2^a < \dots < v_m^a$ ,其中实数值序列 $\{v_1^a, v_2^a, \dots, v_m^a\} = \{a(x) : x \in U\}$ ,在属性 $a$ 上的基本分割集合 $B_a$ 为

$$B_a = \{(a, (v_1^a + v_2^a)/2), (a, (v_2^a + v_3^a)/2), \dots, (a, (v_{m-1}^a + v_m^a)/2)\} \quad (9)$$

MD启发式算法求解最佳分配集合流程如下:

输入:一个决策表 $S = (U, A, V, f)$ 。

输出:一个分割集合 $P$ 。

步骤1 定义 $(a, c)$ 分割对象为 $x$ 和 $y$ ,将集

合  $P$  设为  $\emptyset$ 。

**步骤 2** 令  $B_a$  为属性  $a$  上基本分割集合。

**步骤 3** 建立信息表  $S^* = (U^*, A^*)$ , 使  $U^*$  为由  $D$  区分条件属性值的集合  $(u_i, u_j)$ , 并且对于每个  $c \in A^*, A^* = \bigcup_{a \in A} C_a$ , 使  $c(x, y) = 1$  当且仅当  $c$  可区分  $x$  和  $y$ , 否则  $c(x, y) = 0$ 。

**步骤 4** 从  $S^*$  中选择包含 1 最多的列, 将该列对应分割加入  $P$ , 删除该列连同标记为 1 的行。

**步骤 5** 如果  $A^*$  非空, 则返回步骤 4, 否则停止。

其中:  $U = \{x_1, x_2, \dots, x_m\}$  为空战对抗目标集;  $A = C \cup D = \{a_1, a_2, \dots, a_n\}$  为属性集合, 子集  $C$  为条件属性, 代表目标威胁评估指标, 子集  $D$  为决策属性, 用离散化后的目标威胁值确定;  $V = \bigcup_{a \in A} V_a$  为属性值的集合,  $V_a$  为属性  $a \in A$  的值域;  $f: U \times A \rightarrow V$  为  $U$  和  $A$  之间的关系集;  $S^*$  为与  $S$  相关的信息表。

令  $K_{\text{TH}} = \{(TH_1, k_1^{\text{TH}}), (TH_2, k_2^{\text{TH}}), \dots, (TH_m, k_m^{\text{TH}})\}$  为目标威胁值  $\text{TH}$  的最佳分割集合, 设  $k_1^{\text{TH}} < k_2^{\text{TH}} < \dots < k_m^{\text{TH}}$ , 分割集合  $K_{\text{TH}}$  定义了一个新决策属性, 即为  $\text{TH}$  的  $K$  离散化。

$$\text{TH}^k(x) = \begin{cases} 0 & \text{当且仅当 } \text{TH}(x) < k_1^{\text{TH}} \\ i & \text{当且仅当 } \text{TH}(x) \in k_i^{\text{TH}}, \\ & \text{对所有 } i \in \{1, 2, \dots, m-1\} \\ m+1 & \text{当且仅当 } \text{TH}(x) > k_m^{\text{TH}} \end{cases} \quad (10)$$

## 2 基于 RS 目标威胁评估规则提取

RS 理论能够有效处理不精确、不一致、不完备目标威胁信息, 从中发现隐含知识, 通过目标威胁属性约简, 提取评估最小决策规则<sup>[12]</sup>。

**步骤 1** 构建 RS 信息表。定义  $S = (U, A, V, f)$ <sup>[13]</sup> 为目标威胁评估一个信息表。

属性子集  $a$  在  $U$  上不可分辨关系  $I_a$  为  $I_a = \{(x, y) \in U \times U: f(x, a) = f(y, a), \forall a \in A\}$  (11)

不可分辨关系  $I_a$  构成对论域  $U$  的划分, 用  $U/I_a$  表示。

**步骤 2** 属性离散化。基于 MD 启发式算法<sup>[12]</sup> 求解最佳分割集合  $C = \bigcup_{a \in A} C_a$ , 定义了一个新的决策信息表  $S^c = (U, A^c)$ , 即为信息表  $S$  的  $C$  离散化, 其中  $A^c = \{a^c: a \in A\}$ ,  $a^c(x)$  由式 (10) 确定。

**步骤 3** 属性约简。对上述得到的决策表进

行属性约简是提取最小决策规则的基础。通过决策矩阵和决策函数<sup>[14]</sup> 来进行属性约简, 决策矩阵保留了目标威胁评估矩阵数据中所有的分类信息, 有利于提取目标威胁评估规则, 决策函数表示从论域特定子集中分辨某个对象或者集合。

$S = (U, A, V, f)$  决策表中, 属性  $a \in A$ , 在  $S$  中  $a$  的决策矩阵为

$$M_a^D(S) = (\delta_a^D(x_i, x_j))_{m \times m} \quad (12)$$

式中:

$$\delta_a^D(x_i, x_j) = \{a \in A: a(x_i) \neq a(x_j) \text{ 且 } \delta_A(x_i) \neq \delta_A(x_j)\} \quad (13)$$

通过决策矩阵  $M_a^D$  建立  $x \in U$  的决策函数为

$$f_A^D(x) = \bigwedge_{y \in U} \{ \bigvee a^*: a \in \delta_a^D(x, y) \text{ 且 } \delta_a^D(x, y) \neq \emptyset \} \quad (14)$$

对信息系统  $S$  中所有决策类进行区分:

$$g_A^D(U) = \bigwedge_{x \in U} f_A^D(x) \quad (15)$$

式中:  $g_A^D(U)$  的主蕴涵表示区分决策类所需条件属性最小子集。

决策表中决策属性  $D$  的约简满足下述关系:

- 1)  $B \in \text{Red}(S, D) \leftrightarrow \bigwedge_{a \in B} a^*$  为  $g_A^D(U)$  的一个主蕴涵。
- 2)  $B \in \text{Red}(S, x, D) \leftrightarrow \bigwedge_{a \in B} a^*$  为  $f_A^D(x)$  的一个主蕴涵。

其中:  $\text{Red}(S, D)$  为全局约简;  $\text{Red}(S, x, D)$  为对象约简。

**步骤 4** 规则导出。目标威胁评估规则是条件属性集和决策属性关系的直接反映。由属性约简得到最小模式, 进而以约简为基础获取目标威胁评估最小决策规则。令  $\alpha \rightarrow \beta$  表示目标威胁评估决策规则“if  $\alpha$  then  $\beta$ ”,  $\alpha$  表示条件属性的合取, 为规则前件,  $\beta$  表示决策属性  $D = v$ , 为规则后件<sup>[12]</sup>。由对象约简确定最小决策规则:

$$\text{RUL}(S, x, d) = \{F_B(x) \rightarrow (\partial_B = \partial_B(x)): B \in \text{Red}(S, x, d)\} \quad (16)$$

$$\text{RUL}(S, d) = \bigcup_{x \in U} \text{RUL}(S, x, d) \quad (17)$$

式中:  $\text{RUL}(S, d)$  为最小决策规则集。

## 3 基于 RS-CRITIC 目标威胁评估模型

构建基于 RS-CRITIC 目标威胁评估模型首要是分析影响空战目标威胁程度的因素, 建立全面的目标威胁评估模型, 结合 RS 理论和 CRITIC 法提取目标威胁评估最小决策规则, 用于不确定信息下的目标威胁评估。

### 3.1 目标威胁因素模型

在空中战中,影响目标威胁程度的因素主要有空间态势、作战能力和战术意图。空间态势可以分为角度、速度、距离和高度威胁;作战能力可以分为机动、攻击、探测、操纵、生存、航程和电子对抗能力;

战术意图可以分为攻击、掩护、干扰和规避意图等。空间态势为表示状态信息的动态属性,作战能力为表示特征信息的静态属性,战术意图为表示行为特征属性。目标威胁因素分析如图1所示。

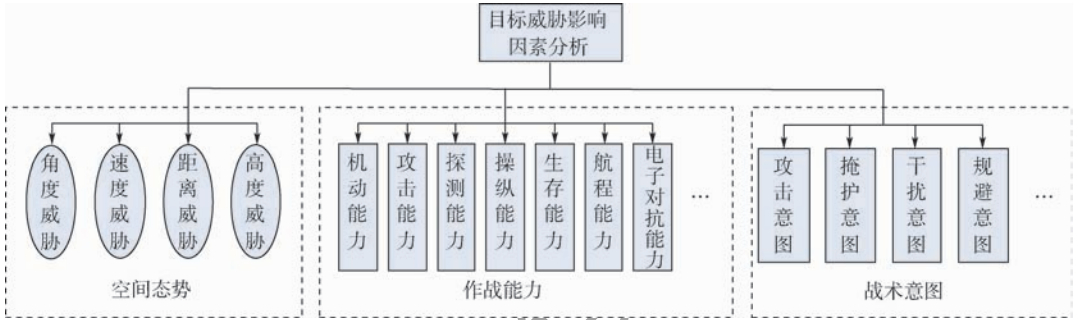


图1 目标威胁因素模型

Fig. 1 Target threat factor model

在复杂对抗环境下,我方作战单元通过对探测信息进行量化处理得到目标威胁程度,其计算公式如下:

#### 1) 角度威胁

$$T_A = (|\varphi| + |q|) / 360^\circ \quad (18)$$

式中: $\varphi$  为目标方位角,  $0 \leq |\varphi| \leq 180^\circ$ ;  $q$  为目标进入角,  $0 \leq |q| \leq 180^\circ$ 。

#### 2) 速度威胁

$$T_v = \begin{cases} 0.1 & |v_t| < 0.6|v_m| \\ -0.5 + |v_t|/|v_m| & 0.6|v_m| \leq |v_t| \leq 1.5|v_m| \\ 1.0 & |v_t| > 1.5|v_m| \end{cases} \quad (19)$$

式中: $v_m$  为我方作战单元速度; $v_t$  为敌机速度。

#### 3) 距离威胁<sup>[14]</sup>

$$T_d = \begin{cases} 0 & X \geq X_{Rmax} \\ 0.5 e^{-\frac{X-X_{Mmax}}{X_{Rmax}-X_{Mmax}}} & X_{Mmax} \leq X < X_{Rmax} \\ 2^{-\frac{X-X_{Mkmax}}{X_{Mmax}-X_{Mkmax}}} & X_{Mkmax} \leq X < X_{Mmax} \\ 1 & X_{Mkmin} \leq X < X_{Mkmax} \end{cases} \quad (20)$$

式中: $X$  为双方作战单元的距离; $X_{Rmax}$  为雷达最大探测距离; $X_{Mmax}$  为导弹最大攻击距离; $X_{Mkmax}$  和  $X_{Mkmin}$  分别为不可逃逸最大和最小距离。

#### 4) 高度威胁

$$T_h = \begin{cases} 1 & h_d < -5 \text{ km} \\ 0.5 - 0.1h_d & -5 \text{ km} \leq h_d < 5 \text{ km} \\ 0.1 & h_d \geq 5 \text{ km} \end{cases} \quad (21)$$

式中: $h_d$  为我方高度与敌方高度之差。

#### 5) 作战能力威胁<sup>[15]</sup>

$$\vartheta = [\ln \lambda_1 + \ln(\sum \lambda_2 + 1) + \ln(\sum \lambda_3)] \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3 \varepsilon_4 \quad (22)$$

式中: $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$  和  $\lambda_3$  分别为战斗机的机动能力参数、攻击能力参数和探测能力参数; $\varepsilon_1$ 、 $\varepsilon_2$ 、 $\varepsilon_3$  和  $\varepsilon_4$  分别为操纵能力参数、生存能力参数、航程能力参数和电子对抗能力参数。作战能力指标为战斗机空战能力静态值,多为设计指标值,因此将作战能力威胁定义为

$$T_\vartheta = \begin{cases} 1 & \vartheta_{mt}/\vartheta_m > 1.5 \\ 0.75 & 1 < \vartheta_{mt}/\vartheta_m \leq 1.5 \\ 0.5 & \vartheta_{mt}/\vartheta_m = 1 \\ 0.25 & 0.3 \leq \vartheta_{mt}/\vartheta_m < 1 \\ 0 & 0 < \vartheta_{mt}/\vartheta_m < 0.3 \end{cases} \quad (23)$$

式中: $\vartheta_{mt}$  和  $\vartheta_m$  分别为敌方和我方作战单元空战能力。

#### 6) 战术意图威胁

以往的威胁评估模型主要侧重于空间态势和作战能力建模,很少考虑敌方战术意图威胁,将战术意图威胁加入到目标威胁定量计算中能够有效发掘敌方作战单元的潜在威胁,敌方作战单元的战术意图越危险,威胁值越高,战术意图直观体现在敌方作战单元空间威胁值的变化率,即

$$T_l = \frac{\Delta Y(t, T_A, T_v, T_d, T_h)}{\Delta t} \quad (24)$$

式中: $Y$  为关于时间、空间态势威胁值的函数。

基于对敌方作战单元战术意图的判断,根据文献[16]建立战术意图威胁值表,如表1所示。

表 1 战术意图威胁值

Table 1 Tactical intention threat value

战术意图	攻击	干扰	掩护	规避
意图威胁值	0.8	0.5	0.3	0.1

### 3.2 目标威胁评估流程

将 RS 理论和 CRITIC 法相结合构成了不确定信息下的目标威胁评估模型,具体流程如图 2 所示。

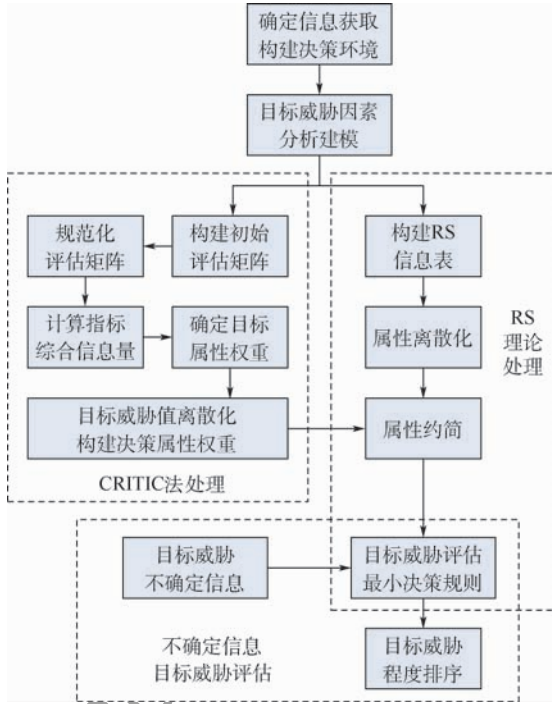


图 2 目标威胁评估流程

Fig. 2 Target threat assessment flowchart

将我方作战单元通过雷达、数据链等手段探测到的空战目标威胁信息构建决策环境、分析空战威胁程度影响因素,通过 CRITIC 法解决 RS 理论在获取目标威胁评估最小决策规则时无决策属性的不足,实现对不确定信息下的空战目标威胁评估。整个评估模型分为 3 个部分:①CRITIC 法处理模块,通过 CRITIC 法求解确定信息下目标属性的权重,得到目标威胁值,离散化处理后替代决策属性;②RS 处理模块,将第一部分得到的决策属性与条件属性构成新的决策信息表,离散化处理后通过属性约简导出最小决策规则;③不确定信息目标威胁评估模块,通过最小决策规则对不确定环境下的目标进行威胁评估,解决了信息情况下缺失无法进行有效评估的问题。

### 4 仿真分析

在空战复杂对抗环境下,我方作战单元对抗敌方(F-16C、F-15E、F-5E)3种机型作战飞机,并对其威胁程度进行有效的评估。选取 6 个目标准确信息作为数据样本,基于本文提出的 RS-CRITIC 方法进行不确定信息下的目标威胁评估。我方作战单元的速度为 320 m/s,双方导弹最大攻击距离为 60 km,雷达最大跟踪距离为 80 km,传感器探测到目标方位角  $\varphi$ 、进入角  $q$ 、空速  $v$ 、相对距离  $D$ 、相对高度差  $h_d$  等空间态势信息,通过敌方空间威胁值变化率识别敌方战术意图  $I$ 。空战态势信息如表 2 所示。

表 2 空战态势信息

Table 2 Air combat situation information

目标	机型	战术意图 $I$	$\varphi/(\circ)$	$q/(\circ)$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$D/km$	$h_d/km$
1	F-16C	攻击	80	150	330	50	-1.5
2	F-16C	掩护	65	110	310	70	1.2
3	F-15E	掩护	-45	120	315	65	1.4
4	F-15E	干扰	-70	140	330	60	-0.7
5	F-5E	攻击	110	-120	340	50	-1.2
6	F-5E	干扰	85	-130	320	60	-0.5

表 3 目标属性威胁值

Table 3 Target attribute threat value

目标	$T_\theta$	$T_I$	$T_A$	$T_v$	$T_d$	$T_h$
1	0.75	0.8	0.639	0.625	0.707	0.65
2	0.75	0.3	0.486	0.469	0.303	0.38
3	1	0.3	0.458	0.484	0.389	0.36
4	1	0.5	0.583	0.531	0.500	0.57
5	0.5	0.8	0.639	0.594	0.707	0.62
6	0.5	0.5	0.597	0.500	0.500	0.55

为了表示方便将战术能力、战术意图、角度威胁、速度威胁、距离威胁、高度威胁 6 个目标威胁属性记为  $a_1、a_2、a_3、a_4、a_5、a_6$ ,其中  $a_3$  和  $a_4$  为效益型指标, $a_5$  和  $a_6$  为成本型指标, $a_1$  和  $a_2$  为固定型指标。式(18)~式(24)计算得到目标属性威胁值如表 3 所示。

根据目标威胁评估指标不同属性,利用式(1)~式(3)对目标威胁评估指标进行规范化处理,得到规范化矩阵:

$$Z = \begin{bmatrix} 0.750 & 0.800 & 1 & 0.667 & 1 & 1 \\ 0.750 & 0.300 & 0.154 & 0 & 0 & 0.069 \\ 1 & 0.300 & 0 & 0.167 & 0.213 & 0 \\ 1 & 0.500 & 0.692 & 0.667 & 0.487 & 0.724 \\ 0.500 & 0.800 & 1 & 1 & 1 & 0.897 \\ 0.500 & 0.500 & 0.7692 & 0.333 & 0.487 & 0.655 \end{bmatrix}$$

通过式(4)~式(8)确定各属性权值如表4所示。

由目标属性权重可以确定目标威胁值,在MD启发式算法求解最佳分割集合基础上,通过式(9)、式(10)离散化后得到RS决策属性值。如表5所示。

由表5可以看出,目标威胁程度排序:1 > 5 > 4 > 6 > 3 > 2,与客观事实相符。

利用文献[1]提出的灰色关联度极大熵模型求解出权重以及目标威胁值如表6所示,对比利用CRITIC法求解目标威胁值如图3所示,文献[1]目标威胁排序与CRITIC法相同,验证了决策属性的有效性。在目标信息明确情况下,CRITIC法相对于文献[1]计算过程简单,在空中战中能够快速且客观评判目标威胁程度,替代RS信息系统中的决策属性,保证目标威胁评估规则提取的时效性,以满足不确实信息下的实时评估。

表4 属性权重

Table 4 Attribute weight

属性	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$	$a_6$
权重	0.329	0.0807	0.164	0.135	0.142	0.149

表5 目标威胁值及决策属性值

Table 5 Target threat value and decision attribute value

目标	1	2	3	4	5	6
目标威胁值	0.857	0.307	0.406	0.75	0.804	0.543
决策属性值	5	0	1	3	4	2

表8 决策矩阵

Table 8 Decision matrix

$U$	$x_1$	$x_2$	$x_3$	$x_4$	$x_5$	$x_6$
$x_1$	$\emptyset$	$a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_5 a_6$	$a_1 a_4$	$a_1 a_2 a_3 a_5 a_6$
$x_2$		$\emptyset$	$a_1 a_5$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$
$x_3$			$\emptyset$	$a_2 a_3 a_4 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_6$
$x_4$				$\emptyset$	$a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$	$a_1 a_3 a_6$
$x_5$					$\emptyset$	$a_2 a_3 a_4 a_5 a_6$
$x_6$						$\emptyset$

由MD启发式算法求解目标威胁属性最佳分割集合,根据式(9)、式(10)离散化后得到信息系统中条件属性,结合基于CRITIC法求得决策属性,构建完整的RS决策表,如表7所示,进行目标威胁评估最小决策规则提取。

由于决策矩阵是对称  $m \times m$  矩阵,只需计算一般元素,由式(11)~式(13)构建决策矩阵,如表8所示。

表6 灰色关联度极大熵模型求解

Table 6 Grey relation maximum entropy model solution

属性	权重	目标	目标威胁值
$a_1$	0.305	1	0.922
$a_2$	0.149	2	0.261
$a_3$	0.152	3	0.354
$a_4$	0.125	4	0.717
$a_5$	0.131	5	0.883
$a_6$	0.138	6	0.525

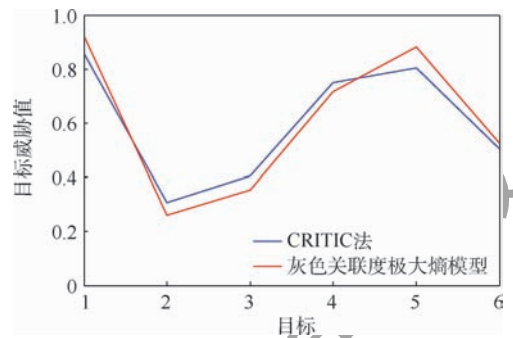


图3 目标威胁值对比

Fig. 3 Target threat comparison

表7 决策信息

Table 7 Decision information

$U$	条件属性 $C$						决策属性值
	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$	$a_6$	
$x_1$	2	3	4	2	4	4	5
$x_2$	2	1	1	1	1	1	0
$x_3$	4	1	1	1	2	1	1
$x_4$	4	2	2	2	2	3	3
$x_5$	1	3	4	4	4	4	4
$x_6$	1	2	3	2	2	2	2

由式(13)构造每个目标的决策函数  $f_C^D(x_i)$ , 其中  $i=1,2,\dots,6$ 。决策表全局约简为  $g_A^D(U) = \bigwedge_{x \in U} f_A^D(x) = (a_1 \wedge a_2) \vee (a_1 \wedge a_3) \vee (a_1 \wedge a_4) \vee (a_1 \wedge a_6) \vee (a_3 \wedge a_4 \wedge a_5) \vee (a_4 \wedge a_5 \wedge a_6)$

全局决策具有下列主蕴涵:  $(a_1 \wedge a_2)$ 、 $(a_1 \wedge a_3)$ 、 $(a_1 \wedge a_4)$ 、 $(a_1 \wedge a_6)$ 、 $(a_3 \wedge a_4 \wedge a_5)$ 、 $(a_4 \wedge a_5 \wedge a_6)$ 。

这些主蕴涵可以导出属性约简:  $\{a_1, a_2\}$ 、 $\{a_1, a_3\}$ 、 $\{a_1, a_4\}$ 、 $\{a_1, a_6\}$ 、 $\{a_3, a_4, a_5\}$ 、 $\{a_4, a_5, a_6\}$ 。

通过决策表的约简得到区分决策属性所需最小条件属性集合,对应着目标威胁评估最小决策规则,那么可以得到最小决策规则集如表 9 所示。

从获取的规则集可以看出,影响空战目标威胁主要因素在于敌方作战单元的作战能力,结合角度、速度、距离威胁或者结合速度、距离、高度威胁可以利用规则实现对不确定信息目标的威胁评估。

由于空战环境高对抗性、复杂性,不确定信息成为目标威胁评估的主要依据。在此次空战中,机载传感器以及情报信息获取的 4 个目标的空战态势信息如表 10 所示,其中 \* 表示信息不确定。将不确定空战态势信息离散化如表 11 所示。

表 9 目标威胁评估规则集

Table 9 Target threat assessment rule set

规则集	规则(属性类别,属性值)	
	规则前件	规则后件
1	$(a_1, a_1(x_i)) \wedge (a_2, a_2(x_i))$	$(D, D(x_i))$
2	$(a_1, a_1(x_i)) \wedge (a_3, a_3(x_i))$	$(D, D(x_i))$
3	$(a_1, a_1(x_i)) \wedge (a_4, a_4(x_i))$	$(D, D(x_i))$
4	$(a_1, a_1(x_i)) \wedge (a_6, a_6(x_i))$	$(D, D(x_i))$
5	$(a_3, a_3(x_i)) \wedge (a_4, a_4(x_i)) \wedge (a_5, a_5(x_i))$	$(D, D(x_i))$
6	$(a_4, a_4(x_i)) \wedge (a_5, a_5(x_i)) \wedge (a_6, a_6(x_i))$	$(D, D(x_i))$

表 10 不确定空战态势信息

Table 10 Uncertain air combat situation information

目标	机型	$I$	$\varphi/(\circ)$	$q/(\circ)$	$v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$D/\text{km}$	$h_i/\text{km}$
1	F-16C	攻击	60	*	*	55	-0.85
2	F-15E	*	-65	145	300	*	-0.77
3	*	干扰	90	-135	345	53	*
4	F-15E	*	-55	140	325	62	-0.3

表 11 离散化不确定空战态势信息

Table 11 Discrete uncertain air combat situation information

目标	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_5$	$a_6$
1	2	3	*	*	3	3
2	4	*	2	1	*	3
3	*	2	4	4	4	*
4	4	*	2	2	2	2

将获取的目标威胁评估规则集应用于不确定信息下的威胁评估。

对于目标 1,利用 RUL 1 确定目标威胁属性值:

RUL 1: if  $(a_1, 2) \wedge (a_2, 3)$  then  $(D, 5)$

对于目标 2,利用 RUL 6 确定目标威胁属性值:

RUL 4: if  $(a_1, 4) \wedge (a_6, 3)$  then  $(D, 3)$

对于目标 3,利用 RUL 5 确定目标威胁属性值:

RUL 5: if  $(a_3, 4) \wedge (a_4, 4) \wedge (a_5, 5)$  then  $(D, 4)$

对于目标 4,利用 RUL 2、RUL 6 确定目标威胁属性值:

RUL 2: if  $(a_1, 4) \wedge (a_3, 2)$  then  $(D, 3)$

RUL 6: if  $(a_4, 2) \wedge (a_5, 2) \wedge (a_6, 2)$  then  $(D, 2)$

通过上述规则可以确定目标威胁程度排序为:  $1 > 3 > 2 \geq 4$ 。从不确定信息表中可以看出,目标 1 攻击意图明显且平台作战能力强于我方作战单元;目标 3 敌方作战能力不确定,但是角度、速度、距离威胁较高;目标 2 敌方作战能力占优且高度威胁较高;目标 4 敌方作战能力占优,空间态势威胁程度一般。通过对比分析,本文提出的 RS-CRITIC 模型确定目标威胁排序与实际情况趋于一致,验证了模型仿真的有效性,说明结合 CRITIC 法确定准确信息下目标威胁值作为决策属性,基于 RS 提取决策规则集用于不确定信息下的目标威胁评估是有效的,解决了在复杂环境下,不确定信息下的目标威胁评估问题,以及先验知识和人为主观因素对目标威胁客观评估的问题。

在小样本数据情况下,算法计算量小,能够满足空战实时评估,以及不确定信息下的评估要求,规则的精度与适用度需要进一步提高。同时此方法也适用于大样本数据情况,在大样本数据情况下获取的评估规则的精度以及适用度会提高。在空战对抗之前,通过对以往空战多目标时序数据的规则提取,形成评估规则库加载在火控计算机上,在对抗过程中根据传感器探测到目标信息,选取精度高的规则形成目标威胁排序,能够有效提高评估速度以及准确性,便于我方作战单元进行机动决策与目标分配。

## 5 结 论

1) 基于提出的 CRITIC 法计算目标威胁属性权重,将确定信息下的目标威胁值离散化后代替决策属性,客观的评判了目标威胁程度,解决了 RS 在决策属性未知情况下,决策规则的提取问

题,扩展了RS理论的使用范围。

2) RS理论基于数据驱动,消除评估中的冗余数据,进行属性约简,提取目标威胁评估最小决策规则,适用于不确实信息下的目标威胁评估,减少了先验知识和人为主观因素对目标威胁客观评估的影响,具有一定的容错性。模型求解简单,保证了不确定信息下评估的时效性,对于空战实时评估具有工程实践意义。

3) 不确定信息下的威胁评估是空战机动决策、目标分配、火力分配的前提。提出的方法在小样本情况下,实时性高,为后续空战进程提供支撑,同时在大样本数据情况下,形成评估规则库,规则精度以及适用度会提高,保证评估准确性,为复杂环境空战目标威胁评估提供了一种新的客观评价方法。

由于决策表样本限制,提取决策规则难以适用于所有信息缺失下的目标威胁评估问题,规则的精度和适用度将是下一步研究的重点。

### 参考文献 (References)

- [1] 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).
- [2] 张浩为,谢军伟,葛佳昂,等.改进TOPSIS的多态融合直觉模糊威胁评估[J].系统工程与电子技术,2018,40(10):2263-2269.  
ZHANG H W, XIE J W, GE J A, et al. Intuitionistic fuzzy threat assessment based on improved TOPSIS and multiple times fusion[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(10): 2263-2269 (in Chinese).
- [3] 徐西蒙,杨任农,符颖,等.基于ELM-AdaBoost强预测器的空战目标威胁评估[J].系统工程与电子技术,2018,40(8):1760-1768.  
XU X M, YANG R N, FU Y, et al. Target threat assessment in air combat based on ELM-AdaBoost strong predictor[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(8): 1760-1768 (in Chinese).
- [4] 顾佼佼,赵建军,徐海峰,等.基于SPA及PSO的超视距空战态势评估[J].系统工程与电子技术,2014,36(4):691-696.  
GU J J, ZHAO J J, XU H F, et al. Situation assessment for beyond-visual-range air combat based on interval SPA and PSO[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(4): 691-696 (in Chinese).
- [5] 王昱,章卫国,傅莉,等.基于不确定性信息的空战威胁评估方法[J].西北工业大学学报,2016,34(2):299-305.  
WANG Y, ZHANG W G, FU L, et al. A method of threat assessment for aerial combat using uncertain information[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(2): 299-305 (in Chinese).
- [6] 史建国,高晓光,李相民.基于离散模糊动态贝叶斯网络的空战态势评估及仿真[J].系统仿真学报,2006,18(5):1093-1096.  
SHI J G, GAO X G, LI X M. Modeling air combat situation assessment by using fuzzy dynamic Bayesian network[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(5): 1093-1096 (in Chinese).
- [7] 杨远志,周中良,刘宏强,等.基于信息熵和粗糙集的空战目标威胁评估方法[J].北京航空航天大学学报,2018,44(10):2071-2077.  
YANG Y Z, ZHOU Z L, LIU H Q, et al. Threat evaluation method of air target based on information entropy and rough set[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(10): 2071-2077 (in Chinese).
- [8] DIAKOULAKI D, MAVROTS G, PAPAYANNAKIS L. Determining objective weights in multiple criteria problems, the critic method[J]. Computers and Operations Research, 1995, 22(7):763-770.
- [9] 宋冬梅,刘春晓,沈晨,等.基于主客观赋权法的多目标多属性决策方法[J].山东大学学报(工学版),2015,45(4):1-9.  
SONG D M, LIU C X, SHEN C, et al. Multiple objective and attribute decision making based on the subjective and objective weighting[J]. Journal of Shandong University (Engineering Science), 2015, 45(4): 1-9 (in Chinese).
- [10] PAWLAK Z, SKOWRON A. Rough sets and boolean reasoning[J]. Information Sciences, 2007, 177(1):41-73.
- [11] 安利平.基于粗集理论的多属性决策分析[M].北京:科学出版社,2008:35-36.  
AN L P. Analysis of multi-attribute decision making based on rough set theory[M]. Beijing: Science Press, 2008: 35-36 (in Chinese).
- [12] 张清华,胡君.不确定性概念的粗糙集近似表示[M].北京:清华大学出版社,2017:3-10.  
ZHANG Q H, HU J. Rough set approximate representation of uncertainty concept[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2017: 3-10 (in Chinese).
- [13] PAWLAK Z. Rough sets[J]. International Journal of Information and Computer Sciences, 1982, 11(5):341-356.
- [14] 黄治国,杨清琳.基于决策向量的分辨矩阵构造方法[J].湖南科技大学学报(自然科学版),2017,32(2):62-69.  
HUANG Z G, YANG Q L. The method based on decision vector for generating discernibility matrix[J]. Journal of Hunan University of Science & Technology (Natural Science Edition), 2017, 32(2): 62-69 (in Chinese).
- [15] 高永,向锦武.超视距多机协同空战目标分配算法[J].北京航空航天大学学报,2007,33(3):286-289.  
GAO Y, XIANG J W. Target assessment in BVR air combat[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3): 286-289 (in Chinese).
- [16] 夏鹏程.多机协同任务规划与非完备信息下攻击决策技术[D].南京:南京航空航天大学,2018:57-59.  
XIA P C. Research on mission planning & attack decision-making under incomplete information for multi-UAVs[D]. Nanjing:

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018; 57-59 (in Chinese).

作者简介:

杨爱武 男, 硕士研究生。主要研究方向: 火力指挥控制与评估工程。

李战武 男, 博士, 教授。主要研究方向: 航空火力指挥控制原理、智能作战。

徐安 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 航空火力指挥控制原理、智能作战。

吕跃 男, 硕士, 讲师。主要研究方向: 智能作战、任务规划。

奚之飞 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航空火力指挥控制原理。

## Threat assessment of air combat target based on RS-CRITIC

YANG Aiwu, LI Zhanwu\*, XU An, LYU Yue, XI Zhifei

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of air combat target threat assessment under uncertain information, a threat assessment model based on Rough Set (RS) and Criteria Importance Though Intercriteria Correlation (CRITIC) method is proposed. Firstly, the model determines the target threat value under accurate information by CRITIC and the optimal segmentation set is solved by Mining Data (MD) heuristic algorithm. After the threat value is discretized, it replaces the decision attribute in the rough set information system. Secondly, based on the complete rough set decision information system, attribute reduction and minimum decision rules extraction of target threat assessment are realized by decision matrix. Finally, the export rules are applied to target threat assessment under uncertain information. Simulation results show that proposed method can achieve the target threat assessment in the absence of information, and reduces the influence of subjective factors and prior knowledge, and expands the application of rough set theory.

**Keywords:** threat assessment; Rough Set (RS); Criteria Importance Though Intercriteria Correlation (CRITIC) method; decision rule; uncertain information

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0613

# 极稀疏投影数据的 CT 图像重建



武丽君<sup>1</sup>, 孙丰荣<sup>2,\*</sup>, 杨江飞<sup>3</sup>, 于倩蕾<sup>1</sup>, 贺芳芳<sup>1</sup>

(1. 山东大学 信息科学与工程学院, 青岛 266237; 2. 山东大学 微电子学院, 济南 250101;

3. 山东大学附属山东省立医院 医学影像科, 济南 250014)

**摘 要:** 从稀疏投影数据足够精确地重建断层图像, 从而能够在显著降低计算机断层成像(CT)检查 X-射线辐射剂量的前提下, 提供充分适宜影像学临床诊断需求的重建图像。针对圆周扫描扇束投影的二维 CT 图像重建, 提出了投影驱动的系统模型, 并将 CT 迭代图像重建与压缩感知(CS)理论相结合, 设计了一种 CT 迭代图像重建算法, 且将算法扩展到圆周扫描锥束投影的三维 CT 图像重建。仿真实验结果表明: 在极稀疏投影数据的条件下( $[0, 2\pi]$  范围内扇束/锥束扫描不超过 20 个投影角度), 算法数值精度高, 计算复杂度低, 内存开销少, 有很强的工程实用性。

**关键词:** 计算机断层成像(CT); 图像重建; 稀疏投影; 投影驱动; 压缩感知(CS)

**中图分类号:** TP391; TN911.73

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2366-08

传统计算机断层成像(CT)机在螺旋扫描情况下旋转一周一般需要投影 1 000 ~ 2 000 次<sup>[1-2]</sup>。已有研究显示, CT 检查的 X-射线辐射可增加病人患癌症的风险<sup>[3-4]</sup>, 过量的 X-射线辐射还会对人体产生不可逆的辐射损害如染色体变异等<sup>[5-6]</sup>。临床上, 可以通过减少投影角度数来降低 X-射线对人体的伤害。减少投影角度数也能够缩短扫描时间从而改善动态器官的成像效果。因此, 研究如何在稀疏投影数据情况下进行 CT 图像重建具有重要的临床意义。

针对不完全投影数据的 CT 图像重建算法可以分为 2 类: 第 1 类只适用于特定的扫描结构, 首先将不完整的投影数据进行插值补充完整, 然后再采用滤波反投影(Filtered Back-Projection, FBP)算法进行图像重建; 第 2 类是迭代类的 CT 图像重建算法, 如代数重建技术(Algebraic Reconstruction Technique, ART), 但传统迭代类算法的计算

时间要求高, 在早期 CT 中没有得到应用。近年来, 随着大规模并行计算技术的发展以及计算机硬件成本的降低, 迭代类算法已经成为相关领域研究人员和 CT 机生产厂商高度关注的热点。这其中较典型的是 Sidky 等在 2006 年提出的 TV (Total Variation) 算法<sup>[7-8]</sup>, 该算法利用梯度图像稀疏性先验知识提高了稀疏投影条件下的重建图像质量。TV 算法具有很高的实用性, 但是 TV 算法的图像平滑效应会降低图像的空间分辨率和对比度。TV 算法是一种启发式的最优化计算方法, 压缩感知(Compressed Sensing, CS)理论<sup>[9]</sup>在一定程度上为 TV 算法良好的应用性能提供理论支撑。随后又出现诸多基于 CS 理论的 CT 迭代图像重建算法, 较知名的是美国威斯康辛大学 Chen 博士及其研究组利用动态 CT 图像序列相关性先验知识提出的先验图像约束压缩感知(Prior Image Constrained Compressed Sensing, PICCS)算

收稿日期: 2019-12-05; 录用日期: 2020-06-12; 网络出版时间: 2020-06-28 16:46

网络出版地址: [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200628.1645.002.html](http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200628.1645.002.html)

基金项目: 国家自然科学基金(81671703); 山东省自然科学基金(ZR2019MF048)

\*通信作者. E-mail: sunfr\_journal@163.com

**引用格式:** 武丽君, 孙丰荣, 杨江飞, 等. 极稀疏投影数据的 CT 图像重建[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2366-2373.  
WU L J, SUN F R, YANG J F, et al. CT image reconstruction from ultra-sparse projection data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2366-2373 (in Chinese).

法<sup>[10]</sup>。PICCS 算法要求能够从冗余或完整的投影数据集中选取均匀采样的投影数据并利用解析的 FBP 算法获得所谓的先验图像,这极大地限制了该算法的应用范围;同时,当先验图像和待重建图像不完全对应时,由该算法得到的重建图像会出现伪影。随后,Debatin 等<sup>[11-12]</sup>将各向异性全变差作为目标函数进行 CT 迭代图像重建,提出了 ATV (Anisotropic Total Variation minimization) 算法和 GATV (Generalized Anisotropic Total Variation minimization) 算法,在稀疏投影数据的情况下,ATV 算法和 GATV 算法较经典的 TV 算法得到的重建图像边界更清晰、细节更丰富。

综合已有文献并与 CT 工程技术人员进行交流,将  $[0, 2\pi)$  范围内扇束/锥束扫描不超过 20 个投影角度称为极稀疏投影,并着力于从极稀疏投影数据足够精确地重建断层图像,从而能够在显著降低 CT 检查 X-射线辐射剂量的前提下,提供充分适宜影像学临床诊断需求的重建图像。为此,提出了投影驱动的系统模型,并设计了一种将 CT 迭代图像重建与 CS 理论相结合的重建算法;为检验重建算法性能,分别对圆周扫描扇束和锥束投影得到的极稀疏投影数据进行了图像重建仿真实验;仿真实验结果表明,在极稀疏投影数据的条件下,算法数值精度高,计算复杂度低,内存开销少,有很强的工程实用性。

## 1 理论与方法

### 1.1 基于压缩感知的 CT 图像重建

CS 理论指出,如果信号是稀疏可压缩的,那么就可以使用远低于 Nyquist 频率的抽样频率对原始信号进行抽样,并且能精确恢复出该信号。基于此,稀疏投影角度下的 CT 迭代图像重建,可以看成是求解如下不适定线性方程组问题<sup>[13]</sup>。

$$\mathbf{g} = \mathbf{W}\mathbf{f} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{g}$  为  $S$  维投影数据列矢量;  $\mathbf{f}$  为  $T$  维待重建图像;  $\mathbf{W}$  为  $S \times T$  维的系统矩阵(即下文的正投影矩阵),通常  $S \ll T$ 。根据 CS 理论,如果系统矩阵  $\mathbf{W}$  满足严格等距同构条件,那么式(1)可以转化为下述有约束的  $l_1$  范数最优化问题:

$$\min_f \|\Psi\mathbf{f}\|_{l_1} \quad \text{s. t. } \mathbf{g} = \mathbf{W}\mathbf{f} \quad (2)$$

式中:  $\Psi\mathbf{f}$  为待重建图像  $f$  的稀疏化表示。

### 1.2 投影驱动的系统模型

在 CT 迭代图像重建中,为了确定系统矩阵  $\mathbf{W}$  元素,必须建立合理的系统模型(即正/反投影运算模型)。系统模型对 CT 迭代图像重建的数值精度和重建图像质量都有着重要影响。目前,主流的系统模型主要分为 3 类:像素驱动模型、射线驱动模型和距离驱动模型。像素驱动模型和射线驱动模型分别容易在投影域和图像域引入高频伪影;而距离驱动模型则充分利用存储空间顺序访问模式,算法复杂度相对较低,能够避免图像域伪影和投影域伪影<sup>[14-15]</sup>。结合像素驱动和射线驱动模型的优点,并基于距离驱动模型的基本思想,提出了如下投影驱动的系统模型(即投影驱动的正/反投影运算模型)。

#### 1.2.1 投影驱动模型

图 1 所示的二维扇束投影几何描述了投影驱动的正投影计算过程。在投影角度一定的情况下,将光源分别与某行像素边界的中点与检测器单元的边界相连接,得到它们各自在公共轴(见图 1 中的  $X$  轴)上的交点;然后在  $X$  轴上计算像素交点与相邻检测器交点的重叠长度,并用归一化的重叠长度表示像素对检测器正投影的贡献;依次处理每一行像素。投影驱动的反投影计算也是如此。至此,投影驱动的正/反投影计算策略可概括为:一次迭代处理一个投影角度下的所有像素。

图 1 也详细地展示了检测器边界  $d_i$ 、像素边界  $p_i$ 、检测器上投影值  $d_{ij}$ 、像素值  $p_{ij}$  之间的关系。需要注意,投影驱动的正/反投影中归一化加权系数计算中的分母不同。正投影计算中,为了更精确地模拟线积分,将加权系数除以投影角度  $\beta$  的余弦值,投影驱动的正投影运算表示为

$$\begin{cases} d_{12} = \frac{1}{\cos \beta} p_{12} \\ d_{23} = \frac{1}{\cos \beta} \cdot \frac{p_2 - d_2}{d_3 - d_2} p_{12} + \frac{1}{\cos \beta} \cdot \frac{d_3 - p_2}{d_3 - d_2} p_{23} \\ d_{34} = \frac{1}{\cos \beta} p_{23} \\ \vdots \end{cases} \quad (3)$$

反投影运算表示为

$$\begin{cases} p_{12} = \frac{(d_2 - d_1)d_{12}}{p_2 - p_1} + \frac{(p_2 - d_2)d_{23}}{p_2 - p_1} \\ p_{23} = \frac{d_3 - p_2}{p_3 - p_2} d_{23} + \frac{d_4 - d_3}{p_3 - p_2} d_{34} + \frac{p_3 - d_4}{p_3 - p_2} d_{45} \\ \vdots \end{cases} \quad (4)$$

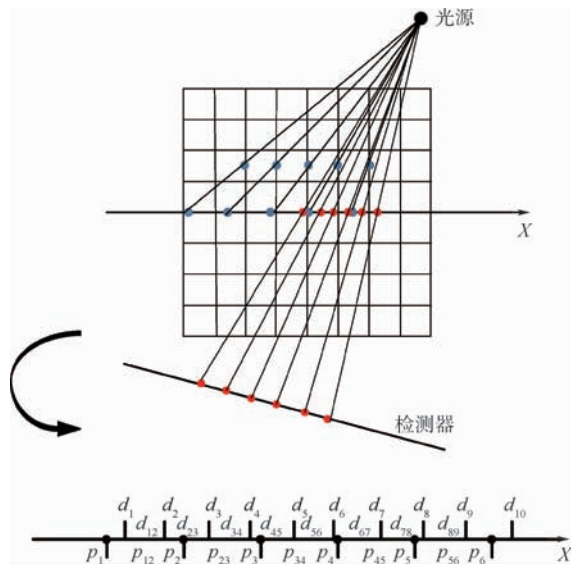


图1 二维扇束投影示意图与细节图

Fig. 1 Schematic diagram and detailed diagram of two-dimensional fan-beam projection

1.2.2 正/反投影矩阵

在CT迭代图像重建中,正/反投影矩阵将图像域与投影域联系起来。而且,上述正/反投影运算模型(即系统模型)决定了正/反投影矩阵各元素的值。正投影运算  $g = Wf$  将图像从图像域映射到投影域,  $W$  为正投影矩阵(即前文所述的系统矩阵);  $f$  和  $g$  的含义前文已提及,分别为待重建图像和投影数据列矢量。式(5)所示的反投影运算将投影数据从投影域映射到图像域,  $M$  为反投影矩阵。

$$\begin{cases} g = Wf \\ f = M^T g \end{cases} \quad (5)$$

正/反投影矩阵  $W$  和  $M$  的结构一致,但矩阵元素不同。图2为正/反投影矩阵元素示意图。结合图2,进一步阐述正/反投影矩阵各元素的含义。

正投影矩阵  $W$  的结构如图2所示。图中:

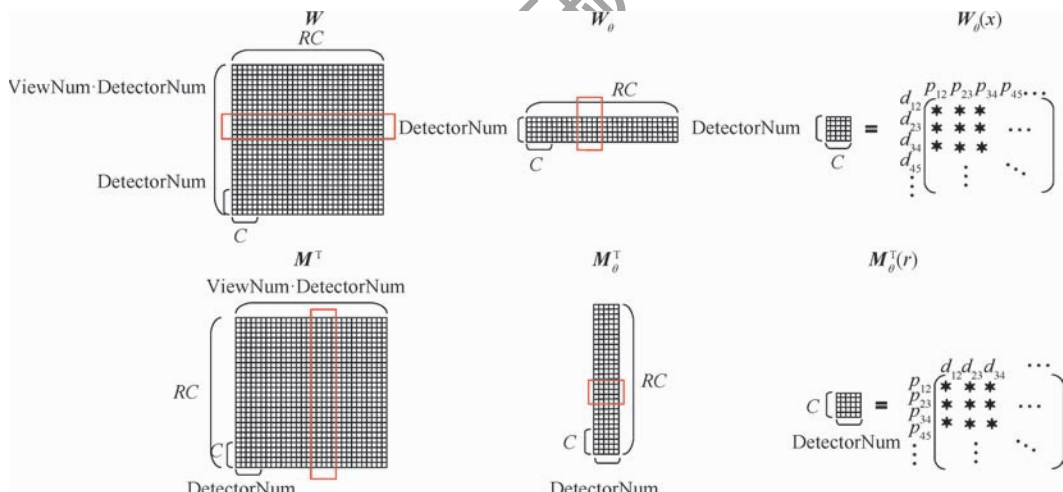


图2 正/反投影矩阵元素示意图

Fig. 2 Schematic diagram of matrix elements of forward/backward projection

ViewNum 为投影角度数;  $R$  为像素行数;  $C$  为像素列数。  $W_\theta$  为正投影矩阵  $W$  在第  $\theta$  个投影角度的子矩阵;  $W_\theta(r)$  为在第  $\theta$  个投影角度下第  $x$  行像素对所有检测器单元的相对贡献值,矩阵元素为式(3)中的加权系数。式(6)和式(7)清楚地揭示了以上3个矩阵的关系。

$$W = \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ \vdots \\ W_\theta \\ \vdots \\ W_{ViewNum} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$W_\theta = [W_\theta(1), W_\theta(2), \dots, W_\theta(r), \dots, W_\theta(R)] \quad (7)$$

式(5)表明反投影矩阵  $M$  的转置  $M^T$  直接参与反投影运算,矩阵  $M^T$  的结构如图2所示。与正投影类似,  $M_\theta^T$  为矩阵  $M^T$  在第  $\theta$  个投影角度的子矩阵,  $M_\theta^T(r)$  为在第  $\theta$  个投影角度下,全部检测器单元对第  $r$  行像素的相对贡献值,矩阵元素为式(4)中的加权系数。以上3个矩阵的关系还可以由式(8)和式(9)表示。

$$M^T = [M_1^T, M_2^T, \dots, M_\theta^T, \dots, M_{ViewNum}^T] \quad (8)$$

$$M_\theta^T = \begin{bmatrix} M_\theta^T(1) \\ M_\theta^T(2) \\ \vdots \\ M_\theta^T(r) \\ \vdots \\ M_\theta^T(R) \end{bmatrix} \quad (9)$$

1.3 压缩感知的投影驱动CT图像重建

在CS理论框架下,综合传统CT迭代图像重建技术的优势,并利用上述投影驱动系统模型,设计了一种CT迭代图像重建算法,称作CS的投影驱动CT图像重建(Compressed Sensing View Driven

CT image reconstruction, CSVD) 算法, 算法由基于投影驱动模型的粗略图像重建和最优化计算 2 个环节组成。

**算法 1** CSVD 算法。

**输入:** 初始图像向量, 迭代次数  $N, M, K$ , 投影角度数。

**输出:** 重建图像。

**过程:**

```

总体迭代 // 总体迭代次数 N
{
/* 基于投影驱动模型的粗略图像重建 */
循环 1 // 粗略重建次数 M
{
循环 2 // 投影角度数 ViewNum
{
投影驱动正投影
作差
投影驱动反投影
校正
}
}
/* 最优化计算 */ // 最优化迭代次数 K
{
梯度计算得到梯度图像
求最速下降一次的图像
}
}
    
```

1.3.1 基于投影驱动模型的粗略图像重建

基于投影驱动系统模型, 迭代求解不适定的线性方程组  $g = Wf$ , 以获得众多满足约束项的解。循环 2 还可以用图 3 表示, 每次循环依次处理每个投影角度下的投影数据; 每个角度的投影数据都进行正投影、作差、反投影和校正操作。图中:  $W_\theta$  和  $M_\theta$  分别为上文提及的正/反投影矩阵的子矩阵;  $f^{(RR)}[n, m, \theta]$  为第  $n$  次总体迭代的第  $m$  次粗略重建子迭代中在第  $\theta$  个投影角度下的图像向量;  $P_\theta$  为第  $\theta$  个投影角度的实际投影数据;  $\varphi_\theta$  为校正因子。

1.3.2 最优化计算

使用梯度下降法最优化目标函数  $\| \Psi f \|_1$  来找到粗略图像重建结果的最优解。这里的最优化计

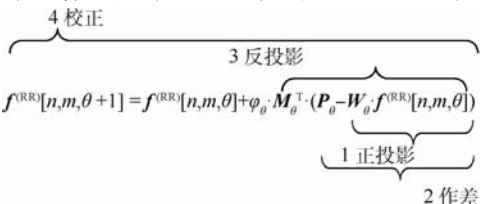


图 3 循环 2  
Fig. 3 Loop 2

算即利用式(10)和式(11)对每个像素值分别进行下面的计算。

$$v_{i,j}[n, k] = \frac{\partial \| \Psi f \|_1}{\partial f_{i,j}} \Big|_{f_{i,j} = f^{(GRAD)}[n, k]} \quad (10)$$

$$f^{(GRAD)}[n, k + 1] = f^{(GRAD)}[n, k] - \alpha \cdot d_A[n] \cdot v[n, k] \quad (11)$$

式中:  $d_A[n]$  为第  $n$  次总体迭代中计算得到的平衡因子; 第  $n$  次总体迭代的第  $k$  次最优化子迭代中的图像向量表示为  $f^{(GRAD)}[n, k]$ ;  $\alpha$  为步长因子。

2 仿真实验与结果分析

为研究 CSVD 算法的应用性能, 在不同极稀疏投影数据下进行了 2 组数值仿真实验: 圆周扫描扇束投影的二维 CT 图像重建、圆周扫描锥束投影的三维 CT 图像重建。上述 CT 扫描的几何布局如图 4 所示, 另外, 综合考虑参数设置对成像质量等多方面的影响, 扫描参数的设置以及仿真模型的信息如表 1 所示。需要注意, 圆周轨迹的锥束极稀疏投影扫描方式显然不满足 Tuy 条件<sup>[16]</sup>, 故此算法属于近似的锥束 CT 图像重建算法。

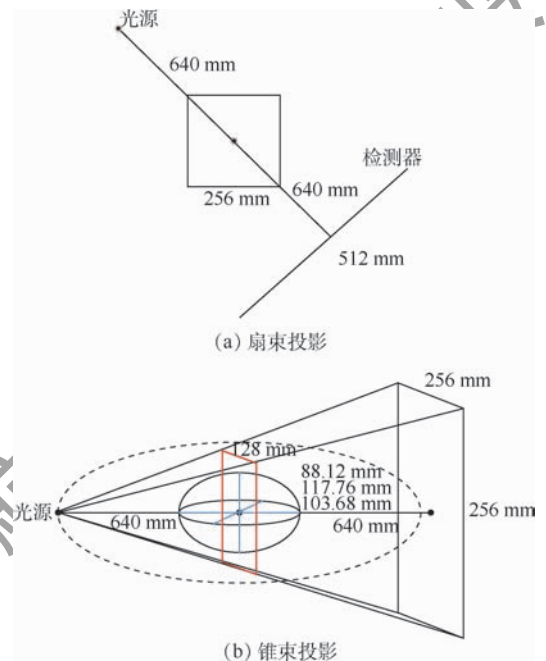


图 4 圆周 CT 扫描系统结构示意图

Fig. 4 Schematic diagram of circular CT scanning system

为在极稀疏投影条件下获得更多的投影信息, 对投影角度  $\theta$  进行如下设置 (ViewNum 数值为偶数):

$$\theta_i = \begin{cases} \frac{360^\circ}{\text{ViewNum}}(i-1) & 1 \leq i \leq \text{ViewNum}/2 \\ \frac{360^\circ}{\text{ViewNum}}(i-0.5) & \text{ViewNum}/2 < i \leq \text{ViewNum} \end{cases} \quad (12)$$

表1 CT扫描参数和仿真模型信息

Table 1 CT scanning parameters and simulation model information

仿真参数	二维扇束	三维锥束
检测器类型	平板检测器	平板检测器
行/列检测器数	512	256
行/列检测器中心	255.5	127.5
行/列检测器间距/mm	1.0	1.0
光源到旋转中心距离/mm	640	640
旋转中心到检测器中心距离/mm	640	640
仿真模型	二维 Shepp-Logan 模型	三维 Shepp-Logan 模型
	模型尺寸: 512 × 512	模型尺寸: 256 × 256 × 256
	像素尺寸: 0.5 mm × 0.5 mm	体素尺寸: 0.5 mm × 0.5 mm × 0.5 mm

## 2.1 极稀疏投影数据下的二维扇束图像重建

仿真实验先通过对图 5(a) 所示的 Shepp-Logan 模型扫描获得投影数据, 再使用 CSVD 算法对该模型在不同投影角度数下进行二维 CT 图像重建, 重建结果如图 5(b) 所示。为了更精确地比较重建图像与原始图像的像素值, 图 5(c) 给出两者在水平方向上图像的中心像素值分布。重建图像和像素值分布曲线显示, 36 和 20 个投影角度

下的重建图像与参考图像几乎相同、像素曲线几乎重合; 18 个投影角度下的重建图像部分边缘模糊且部分区域有块状伪影, 但是各个组织结构都能清晰分辨, 像素值分布曲线在像素值跳变部位有冲激, 其他部分与参考图像曲线几乎重合。

为进一步检验 CSVD 算法在极稀疏投影数据下的重建性能, 使用标准均方根误差 (Normalized Root Mean Squared Error, NRMSE)、峰值信噪比

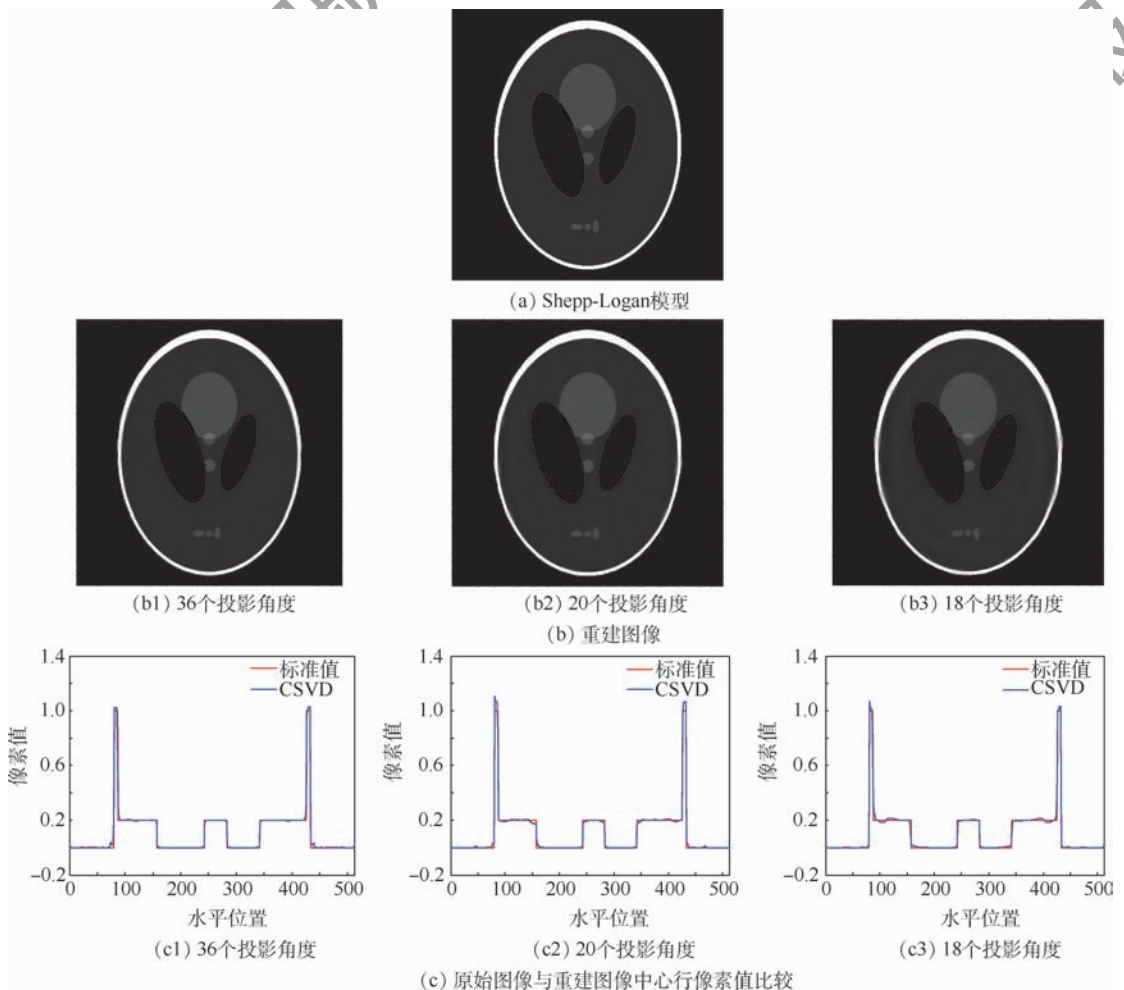


图5 Shepp-Logan模型和重建图像及其中心行像素值比较

Fig. 5 Shepp-Logan model and reconstructed images, as well as comparison of pixel values of center row between them

(Peak Signal to Noise Ratio, PSNR)、全局质量指标 (Universal image Quality Index, UQI)<sup>[17]</sup> 3 种衡量标准对 3 种算法 (FBP 算法、ART-TV 算法和 CSVD 算法) 的重建质量进行客观评价,结果如图 6 所示。实验结果表明:CSVD 算法在各项指标上明显优于其他 2 种算法,说明 CSVD 算法在重建图像精确度、噪声抑制和图像恢复程度等方面有着更好的性能。

最后给出以上 3 种算法在 20 个投影角度下的 3 种衡量指标具体数值以及重建时间,如表 2 所示。与 FBP 算法相比,CSVD 算法耗费了较多的时间,但是 CSVD 算法在不完全投影数据下的重建性能明显优于 FBP 算法。与 ART-TV 算法相比,CSVD 算法的重建效率提高了 2 倍多,同时从以上 3 种衡量指标可以看出 CSVD 算法的重建质量有明显提升。

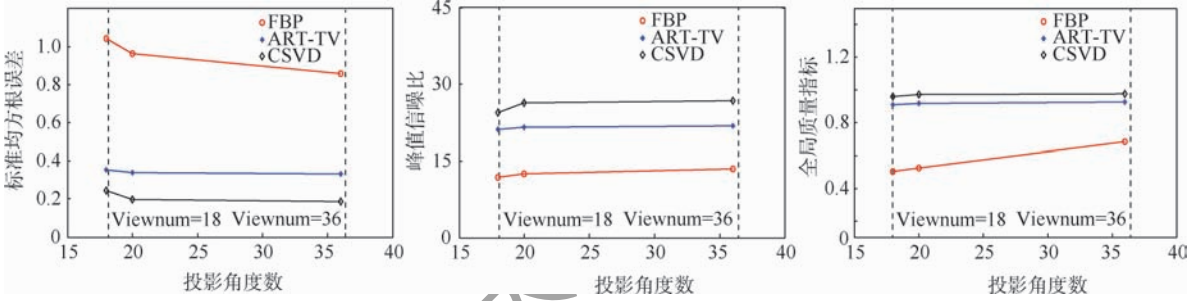


图 6 各个投影角度数下不同算法的重建图像质量对比

Fig. 6 Comparison of reconstructed image quality of different algorithms under various projection angles

表 2 各个投影角度数下不同算法的重建结果

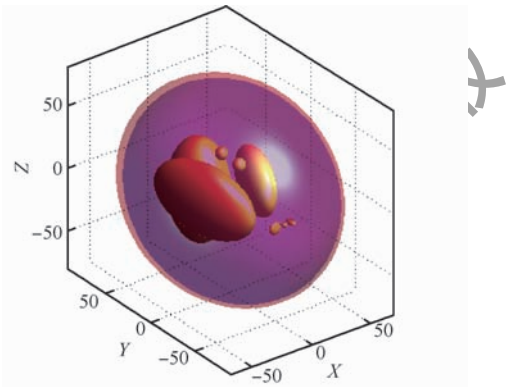
Table 2 Reconstruction results of different algorithms under various projection angles

重建算法	NRMSE	PSNR	UQI	重建时间/s
FBP	0.964 1	12.466 3	0.522 2	4.094
ART-TV	0.338 7	21.552 6	0.918 1	69.585
CSVD	0.195 8	26.311 3	0.973 4	32.997

### 2.2 极稀疏投影数据下的三维锥束图像重建

与二维扇束图像重建实验类似,首先对自定义的三维 Shepp-Logan 模型扫描获得投影数据,该模型透视图如图 7(a) 所示;其次,使用 CSVD 算法对该模型分别在 20 和 18 个投影角度数下进行三维图像重建,获得中间 6 层 (125 层至 130 层) 的横断面切片,选取其中的第 125 层和 128 层的重建结果作为展示,如图 7 所示,其中图 7(b)、图 7(c) 分别为 20 和 18 个投影角度下的重建图像,同时还比较了第 128 层重建图像与参考图像在水平方向上图像中心像素值,得到的像素分布曲线与图 5(c) 类似,这里不再列出;最后,为了更客观地评价重建图像的质量,使用 NRMSE、PSNR、UQI 三种衡量标准对第 128 层重建图像质量进行分析如表 3 所示。

重建结果表明:在极稀疏投影数据的条件下,CSVD 算法表现出良好的重建性能。在仅有 18 个投影角度的前提下,除重建图像边缘较模糊外,各个组织结构仍能清晰分辨,像素值分布曲线重合



(a) Shepp-Logan 模型



(b) 20 个投影角度



(c) 18 个投影角度

图 7 Shepp-Logan 模型透视图和重建图像 (第 125 层和 128 层)

Fig. 7 Perspective of Shepp-Logan model and reconstructed images (125th and 128th layers)

度高,且在 NRMSE、PSNR、UQI 这 3 项指标上与 20 个投影角度相当。

表3 CSVD 算法重建图像质量评价

Table 3 Quality evaluation of reconstructed images using CSVD algorithm

质量评价指标	20 个投影角度	18 个投影角度
NRMSE	0.2887	0.2980
PSNR	22.9883	22.7137
UQI	0.9406	0.9362

### 3 结论

研究如何在极稀疏投影数据情况下进行 CT 迭代图像重建具有重要的临床意义。理论分析与仿真实验结果都表明,CSVD 算法能够从极稀疏投影数据足够精确地重建断层图像,从而将能够在显著降低 CT 检查 X-射线辐射剂量的前提下,提供充分适宜影像学临床诊断需求的重建图像。CSVD 算法良好的图像重建性能主要体现在:

1) 数值精度高。仿真实验结果表明:极稀疏投影角度数下的重建图像精确地再现了参考图像的图像结构及像素分布,另外 CSVD 算法的各项图像质量衡量指标明显优于 ART-TV 算法和 FBP 算法。

2) 计算复杂度低。由前文的理论分析可知,CSVD 算法一次迭代会处理一个投影角度,且在一个投影角度下,只需一次迭代就可以获得一行像素对所有检测器单元的贡献(正投影过程),减少了大量不必要的遍历运算,使得计算复杂度大幅度降低。

3) 内存开销少。在医学成像应用中,系统矩阵的规模通常都很大,致使基于其他系统模型的 CT 迭代图像重建一般都需要存储系统矩阵,而基于投影驱动系统模型的图像重建则不需要对系统矩阵进行存储,大大减小了内存的开销,CSVD 算法有着很强的工程实用性。

总之,在极稀疏投影数据的条件下,CSVD 算法数值精度高,计算复杂度低,内存开销少,有很强的工程实用性。这给相关领域的科研工作者在极稀疏投影数据情况下进行 CT 迭代图像重建(从而可以降低 CT 检查的 X-射线辐射剂量)提供了一条切实的技术途径。

### 参考文献 (References)

[1] SABA L, SURI J S. Multi-detector CT imaging principles, head, neck, and vascular systems[M]. Boca Raton: CRC Press, 2013: 103-122.

[2] OHNESORGE B M, FLOHR T G, BECKER C R, et al. Multi-slice CT technology[M]. Berlin: Springer, 2007: 41-69.

[3] NORELLI L J, COATES A D, KOVASZNY B M. Cancer risk from diagnostic radiology in a deliberate self-harm patient[J].

Acta Psychiatrica Scandinavica, 2010, 122(5): 427-430.

[4] RAMPINELLI C, DE M P, ORIGGI D, et al. Exposure to low dose computed tomography for lung cancer screening and risk of cancer: Secondary analysis of trial data and risk-benefit analysis[J]. British Medical Journal, 2017, 356(347): 8.

[5] PEARCE M S, SALOTTI J A, LITTLE M P, et al. Radiation exposure from CT scans in childhood and subsequent risk of leukaemia and brain tumors: A retrospective cohort study[J]. Lancet, 2012, 380(9840): 499-505.

[6] MEHYAR L S, ABU-ARJA M H, STANEK J R, et al. The risk of developing secondary central nervous system tumors after diagnostic irradiation from computed tomography in pediatrics: A literature review[J]. Pediatric Neurology, 2019, 98: 18-24.

[7] SIDKY E Y, KAO C M, PAN X. Accurate image reconstruction from few-views and limited-angle data in divergent-beam CT[J]. Journal of X-ray Science and Technology, 2006, 14(2): 119-139.

[8] SIDKY E Y, PAN X. Image reconstruction in circular cone-beam computed tomography by constrained, total-variation minimization[J]. Physics in Medicine and Biology, 2008, 53(17): 4777-4807.

[9] DONOHO D L. Compressed sensing[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2006, 52(4): 1289-1306.

[10] CHEN G H, TANG J, LENG S. Prior image constrained compressed sensing (PICCS): A method to accurately reconstruct dynamic CT images from highly under-sampled projection data sets[J]. Medical Physics, 2008, 35(2): 660-663.

[11] DEBATIN M, ZYGMANSKI P, STSEPAKOU D, et al. CT reconstruction from few-views by anisotropic total variation minimization[C] // 2012 IEEE Nuclear Science Symposium and Medical Imaging Conference Record. Piscataway: IEEE Press, 2012: 2295-2296.

[12] DEBATIN M, HESSER J. Accurate low-dose iterative CT reconstruction from few projections by generalized anisotropic total variation minimization for industrial CT[J]. Journal of X-ray Science and Technology, 2015, 23(6): 701-726.

[13] CANDÈS E, ROMBERG J, TAO T. Stable signal recovery from incomplete and inaccurate measurements[J]. Communications on Pure and Applied Mathematics, 2006, 59(8): 1207-1223.

[14] MAN B D, BASU S. Distance-driven projection and backprojection[C] // 2002 IEEE Nuclear Science Symposium Conference Record. Piscataway: IEEE Press, 2002: 1477-1480.

[15] MAN B D, BASU S. Distance-driven projection and backprojection in three dimensions[J]. Physics in Medicine and Biology, 2004, 49(11): 2463-2475.

[16] TUY H K. An inversion formula for cone-beam reconstruction[J]. SIAM Journal on Applied Mathematics, 1983, 43(3): 546-552.

[17] WANG Z, BOVIK A C. A universal image quality index[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2002, 9(3): 81-84.

### 作者简介:

武丽君 女, 硕士研究生。主要研究方向: 生物医学信号与信息处理。

孙丰荣 男,博士,教授。主要研究方向:CT 图像重建、基于人

工智能的医学影像分析与诊断。

## CT image reconstruction from ultra-sparse projection data

WU Lijun<sup>1</sup>, SUN Fengrong<sup>2,\*</sup>, YANG Jiangfei<sup>3</sup>, YU Qianlei<sup>1</sup>, HE Fangfang<sup>1</sup>

(1. School of Information Science and Engineering, Shandong University, Qingdao 266237, China;

2. School of Microelectronics, Shandong University, Jinan 250101, China;

3. Department of Medical Imaging, Shandong Provincial Hospital Affiliated to Shandong University, Jinan 250014, China)

**Abstract:** In order to provide the reconstructed images which are suitable for the clinical imaging diagnosis, this study focuses on reconstructing the tomographic images from sparse projection data with sufficient accuracy under the premise of significantly reducing the X-ray dose of Computerized Tomography (CT) examination. Aimed at 2D image reconstruction of fan-beam projection under circular scanning, this paper proposes the view driven model and designs a CT iterative image reconstruction algorithm by combining the iterative algorithm and the Compressed Sensing (CS) theory. Then the algorithm is extended to 3D image reconstruction of cone-beam projection under circular scanning. The simulation results show that the algorithm has high numerical accuracy, low computational complexity, less memory overhead, and strong engineering practicability under the condition of ultra-sparse projection data (no more than 20 projection angles for fan-beam/cone-beam scanning in the range of  $[0, 2\pi)$ ).

**Keywords:** Computerized Tomography (CT); image reconstruction; sparse projection; view driven; Compressed Sensing (CS)

**Received:** 2019-12-05; **Accepted:** 2020-06-12; **Published online:** 2020-06-28 16:46

**URL:** [kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200628.1645.002.html](https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200628.1645.002.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (81671703); Natural Science Foundation of Shandong Province (ZR2019MF048)

\* **Corresponding author.** E-mail: [sunfr\\_journal@163.com](mailto:sunfr_journal@163.com)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2019.0611

# GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨能力分析



李谨成\*, 郭德明

(南京电子技术研究所, 南京 210039)

**摘 要:**收发平台分置于地球同步轨道(GEO)和无人机(UAV)的 GEO-UAV 空天双基合成孔径雷达(SAR)系统能够实现重点观测区域高精度、高时相的观测,二维分辨能力为其重要的系统指标。针对 GEO-UAV 空天双基 SAR 的二维分辨能力进行了分析:首先,基于梯度法给出了空天双基 SAR 矢量化的二维分辨率的计算方法;其次,基于 GEO-UAV 空天双基 SAR 的构型计算了其距离分辨率、方位分辨率以及二维分辨矢量夹角;最后,基于系统的二维分辨能力提出了 GEO-UAV 空天双基 SAR 的构型设计准则,通过点目标仿真对该准则的有效性进行了验证。所提设计准则能够为 GEO-UAV 空天双基 SAR 的系统设计提供有力支撑。

**关键词:**合成孔径雷达(SAR);双基雷达;星机双基 SAR;SAR 分辨率;梯度法

**中图分类号:** TN958

**文献标志码:** A **文章编号:** 1001-5965(2020)12-2374-07

合成孔径雷达(SAR)是位于运动平台上的对地观测系统,按照 SAR 所在的平台可分为星载 SAR 和机载 SAR 系统<sup>[1-3]</sup>。星载 SAR 的优势在于收集数据的广度上,其百公里量级的测绘带宽度能够覆盖大多数目标区域,但卫星轨道固定且变轨成本较高,使其观测灵活度较低。与星载 SAR 相比,机载 SAR 的优势在于其收集数据的灵活性上,能够以较低的成本实现对目标区域高时相的信息获取。

以地球同步轨道 SAR(GEO SAR)为辐射源,以无人机 SAR(UAV SAR)接收信号的 GEO-UAV 空天双基 SAR 能够充分实现天基 SAR 和空基 SAR 的优势互补,具有构型配置灵活多样、安全性高、重访周期短、持续观测时间长等优点,是未来空天雷达网络发展的重要方向之一<sup>[4-9]</sup>。GEO-UAV 空天双基 SAR 的发射接收平台分置,发射斜距和接收斜距不同,2 个平台相对于目标的位置与运动关系(即双基 SAR 的构型)直接决定了其分辨能力。如同单基 SAR 不具备前视能力,GEO-UAV 空天双基 SAR 在特定区域(观测盲区)也不具备分辨

能力,且盲区由其构型决定。因此,在 GEO-UAV 空天双基 SAR 的系统设计中应充分考虑二维分辨能力与双基构型的关系。梯度法是一种广泛应用的计算双基 SAR 二维分辨率的方法,Cardillo 给出了梯度法的定义<sup>[10]</sup>,Moccia 基于梯度法分析了不同双基 SAR 组合(如低轨 SAR + 低轨 SAR,低轨 SAR + 机载 SAR 等)的二维分辨率<sup>[11]</sup>,但没有针对 GEO SAR + UAV SAR 的组合形式进行分析。

首先,本文基于多普勒频率和时间延迟变化率最大的准则推导了空天双基 SAR 的二维分辨率;其次,分析了 GEO-UAV 空天双基 SAR 的构型对雷达二维分辨能力的影响,给出了对二维分辨矢量的大小与夹角的约束条件,并将该约束条件作为 GEO-UAV 空天双基 SAR 的构型设计准则;最后,通过对点目标的仿真验证了所提准则的准确性。

## 1 空天双基 SAR 的二维分辨率

空间分辨率是衡量 SAR 系统性能最重要的指标之一,它代表了 SAR 系统对场景中相邻目标

收稿日期: 2019-12-04; 录用日期: 2020-04-07; 网络出版时间: 2020-04-17 08:40

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200416.1502.003.html

\* 通信作者. E-mail: jin Cheng. li@buaa.edu.cn

引用格式: 李谨成, 郭德明. GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨能力分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2374-2380.  
LI J C, GUO D M. Two-dimensional resolution ability of GEO-UAV bistatic SAR [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2374-2380 (in Chinese).

的分辨能力。SAR 系统的分辨率包括方位向和距离向分辨率,其大小由雷达信号参数和工作模式决定。对于传统单基 SAR,方位向指雷达平台的运动方向,距离向指与雷达视线的方向<sup>[1]</sup>。而双基 SAR 系统包含 2 个平台运动方向和 2 个雷达视线方向,上述定义方式不再适用,因此需要寻求 SAR 方位向和距离向定义的本质。本质上,SAR 的方位向分辨率对应着系统对多普勒频率的分辨能力。因此,方位向分辨率可以被定义为单位多普勒分辨单元对应的距离变化,即

$$\rho_a = \frac{\partial r_a}{\partial f_D} df_D = \frac{1}{\partial f_D / \partial r_a} df_D \quad (1)$$

式中: $r_a$  为以长度表示的方位向坐标; $f_D$  为多普勒频率。另一方面,SAR 距离向的分辨能力对应着系统对时间延迟的分辨能力,距离向分辨率可以被定义为单位时间延迟分辨单元对应的距离变化,即

$$\rho_g = \frac{\partial r_g}{\partial \tau} d\tau = \frac{1}{\partial \tau / \partial r_g} d\tau \quad (2)$$

式中: $r_g$  为以长度表示的距离向的坐标; $\tau$  表示快时间。

梯度法<sup>[10]</sup>将 SAR 的方位向和距离向定义为多普勒频率和时间延迟变化最大的方向,可以证明单基 SAR 二维分辨率的定义为式(1)和式(2)的一种特殊形式,则 SAR 系统二维分辨率的计算等价于对多普勒频率和时间延迟最大变化率及其所在方向的求解。

图 1 给出了 GEO-UAV 空天双基 SAR 的几何构型。其中卫星位于  $XOZ$  平面并且星下点  $S$  位于  $X$  轴的负半轴,卫星速度  $V_T$  指向  $Y$  轴的正方向, $V_R$  为飞机的运动速度; $V_T$  和  $V_R$  之间的夹角为  $\psi$ ; $\theta_T$  和  $\theta_R$  分别为发射机和接收机相对于场景中心  $O$  的地面入射角; $A$  为机下点;飞机的观测角  $\Phi$  为  $\overrightarrow{OS}$  与  $\overrightarrow{OA}$  的夹角; $P$  为场景中的任一目标点,

定义  $\overrightarrow{OP} = \mathbf{r}$ ; $i_T$  和  $i_R$  分别为由  $P$  指向发射机和接收机的单位向量。

目标点  $P$  处的雷达信号时间延迟可以表示为

$$t(\tau, \mathbf{r}) = \frac{1}{c} [ |\mathbf{R}_T(\tau, \mathbf{r})| + |\mathbf{R}_R(\tau, \mathbf{r})| ] \quad (3)$$

式中: $c$  为光速; $\mathbf{R}_T(\tau, \mathbf{r})$  和  $\mathbf{R}_R(\tau, \mathbf{r})$  分别为发射和接收距离。如前所述,SAR 距离向的分辨能力本质上是对时间的分辨,则当向量  $\mathbf{r}$  沿任一方向发生变化时,相应的雷达信号时间延迟变化为

$$dt = \nabla t \cdot d\mathbf{r} \quad (4)$$

式中: $\nabla t \equiv (\mathbf{i}_T(\tau, \mathbf{r}) + \mathbf{i}_R(\tau, \mathbf{r}))/c$  为  $t(\tau, \mathbf{r})$  关于  $\mathbf{r}$  的梯度<sup>[10]</sup>。对于信号带宽为  $B_r$  的雷达系统,其最小时间分辨间隔为  $1/B_r$ ,则由式(4)可得

$$|d\mathbf{r}| = \frac{dt}{|\nabla t| \cdot \cos \theta_n} \leq \frac{dt}{|\nabla t|} = \frac{1/B_r}{|\nabla t|} \quad (5)$$

式中: $\theta_n$  为  $d\mathbf{r}$  与  $\nabla t$  的夹角,当且仅当  $\theta_n = 0$  (即  $\nabla t$  与  $d\mathbf{r}$  方向一致)时,式(5)中不等式的等号成立。由于 SAR 系统最终实现的是对地面目标的分辨,将  $\nabla t$  投影到地面为  $\nabla t_g$ ,则可得到空天双基 SAR 在地面的距离分辨矢量<sup>[11]</sup>为

$$d\mathbf{r}_g = \frac{1/B_r}{|\nabla t_g|} \mathbf{i}_{t_g} \quad (6)$$

式中: $\mathbf{i}_{t_g}$  为  $\nabla t_g$  的单位矢量。由于机载 SAR 成像场景较小,以中心场景点  $O$  为参考计算地距分辨率可得

$$|\nabla t_g| = \frac{1}{c} \sqrt{\sin^2 \theta_T + \sin^2 \theta_R + 2 \sin \theta_T \sin \theta_R \cos \Phi} \quad (7)$$

$$\mathbf{i}_{t_g} = \frac{\begin{bmatrix} -\sin \theta_R \cos \Phi - \sin \theta_T \\ \sqrt{\sin^2 \theta_T + \sin^2 \theta_R + 2 \sin \theta_T \sin \theta_R \cos \Phi} \\ \sin \theta_R \sin \Phi \end{bmatrix}}{\sqrt{\sin^2 \theta_T + \sin^2 \theta_R + 2 \sin \theta_T \sin \theta_R \cos \Phi}} \quad (8)$$

同样地,可以得到双基 SAR 的方位向分辨矢量为<sup>[11]</sup>

$$d\mathbf{r}_a = \frac{1/T_s}{|\nabla f_{Dg}|} \mathbf{i}_{f_g} \quad (9)$$

式中: $T_s$  为合成孔径时间; $\nabla f_{Dg}$  为多普勒梯度  $\nabla f_D$  在地面的投影; $\mathbf{i}_{f_g}$  为  $\nabla f_{Dg}$  的单位矢量。多普勒梯度  $\nabla f_D$  的表达式为

$$\nabla f_D = \frac{1}{\lambda} \left[ \frac{1}{|\mathbf{R}_T(\tau, \mathbf{r})|} (\mathbf{V}_T - (\mathbf{V}_T \cdot \mathbf{i}_T) \mathbf{i}_T) + \frac{1}{|\mathbf{R}_R(\tau, \mathbf{r})|} (\mathbf{V}_R - (\mathbf{V}_R \cdot \mathbf{i}_R) \mathbf{i}_R) \right] \quad (10)$$

式中: $\lambda$  为信号波长。由于全孔径时间内的多普勒梯度变化很小,因此可以选择孔径中心时刻计

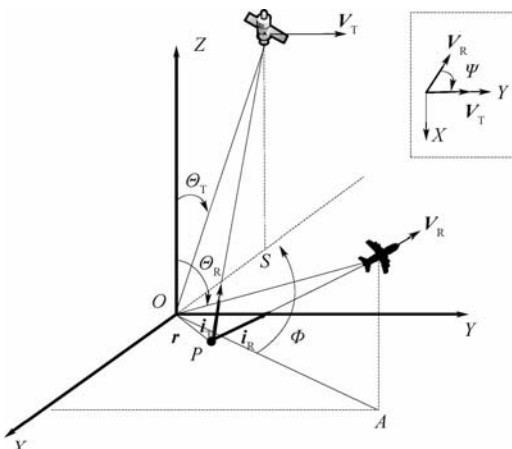


图 1 GEO-UAV 空天双基 SAR 的几何构型

Fig. 1 Geometric configuration of GEO-UAV bistatic SAR

算  $\nabla f_d$ 。

由于 SAR 最终实现的是对目标的二维分辨,由式(6)和式(9)中的二维分辨矢量可以定义空天双基 SAR 的分辨单元。由图 2 所示,空天双基 SAR 的二维分辨单元为平行四边形,其二维高度分别为  $|\mathbf{dr}_g|$  与  $|\mathbf{dr}_a|$ ,  $\mathbf{i}_{fa}$  为单位方位向分辨率矢量,其夹角由二维分辨矢量的指向决定并且可以表示为

$$\Omega = \arccos(\mathbf{i}_{fg} \cdot \mathbf{i}_{fg}) \quad (11)$$

二维分辨单元的面积

$$A_{\text{cell}} = \frac{|\mathbf{dr}_g| \cdot |\mathbf{dr}_a|}{\sin \Omega} \quad (12)$$

由式(12)可知,空天双基 SAR 的二维分辨单元的大小不仅与其二维分辨矢量的绝对大小(即二维分辨率)有关,还与二者之间的夹角有关。当二者相互正交( $\Omega = 90^\circ$ )时,在相同的二维分辨率下能够实现最优二维分辨;与当二者的指向互相平行( $\Omega = 0^\circ$ 或  $\Omega = 180^\circ$ )时,空天双基 SAR 的距离分辨矢量和方位向分辨矢量处于同一维度,此时的空天双基 SAR 不具备二维分辨能力。

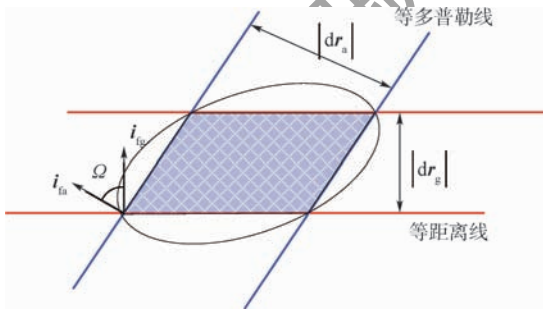


图 2 空天双基 SAR 的二维分辨单元

Fig. 2 Two-dimensional resolution cell of bistatic SAR

## 2 GEO-UAV 空天双基 SAR 的二维分辨能力与构型的关系

由式(7)、式(8)和式(10)可知,双基 SAR 的二维分辨矢量与双基 SAR 的构型直接相关,相同的雷达参数在不同的双基 SAR 的构型中实现的二维分辨能力不同。如前所述,双基 SAR 的分辨能力主要由距离分辨率、方位向分辨率以及二维分辨矢量的夹角决定,下面将分析这 3 个参数与 GEO-UAV 空天双基 SAR 构型的关系。

### 2.1 距离分辨率

由式(6)~式(8)可知,空天双基 SAR 的距离向分辨率由  $\theta_T$ 、 $\theta_R$  和  $\Phi$  三个变量决定,与发射接收平台的运动速度无关。在实际应用中,已知的是观测场景与卫星的位置,以此可以计算发射机的入射角  $\theta_T$ 。由式(7)可知,由于  $\theta_T$  和  $\theta_R$  的取值范围均为  $0^\circ \sim 90^\circ$ ,所以当  $\cos \Phi = 1$  (观测

角  $\Phi$  为  $0^\circ$ )时取得最佳距离分辨率,当  $\cos \Phi = 0$  (观测角  $\Phi$  为  $180^\circ$ )时取得最差距离向分辨率,即

$$|\mathbf{dr}_g|_{\min} = \frac{c}{B_r} \cdot \frac{1}{|\sin \theta_T + \sin \theta_R|} \quad (13)$$

$$|\mathbf{dr}_g|_{\max} = \frac{c}{B_r} \cdot \frac{1}{|\sin \theta_T - \sin \theta_R|} \quad (14)$$

由式(8)可知,当  $\theta_T = \theta_R$ ,  $\Phi = 180^\circ$ 时,时间延迟的梯度  $\nabla t$  垂直于地面(即在地面没有投影,  $\nabla t_g$  为零向量),此时的空天双基 SAR 没有地距分辨能力,即式(14)所给示距离向最差分辨率趋于无穷大。

图 3 给出了当发射信号带宽为 250 MHz 以及发射机入射角为  $45^\circ$  时,不同接收机入射角下空天双基 SAR 的距离向分辨率随观测角的变化,可见  $\theta_R$  与  $\theta_T$  越接近,  $|\mathbf{dr}_g|_{\max}$  的值越大。此外在一些观测角下,由于等效入射角度大于单基 SAR,空天双基 SAR 能够取得比单基 SAR 更好的地距分辨率。

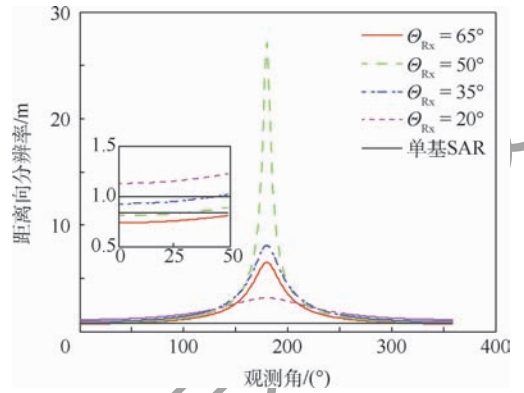


图 3 不同接收机入射角下 GEO-UAV 空天双基 SAR 的距离向分辨率随观测角的变化 ( $\theta_T = 45^\circ$ )

Fig. 3 Range resolution curves of GEO-UAV bistatic SAR changing with observation angle under different receiver incidence angles ( $\theta_T = 45^\circ$ )

### 2.2 方位分辨率

由式(9)和式(10)可知,空天双基 SAR 的方位向分辨率与发射机和接收机的位置与速度均有关。发射信号的 GEO SAR 在转动地心坐标系下的相对目标速度为<sup>[12-13]</sup>

$$V_{st} = R_{st} \sqrt{(\omega_s - \omega_e \cos i_{inc})^2 + (\omega_e \cos \theta_{lat} \sin i_{inc})^2} \quad (15)$$

式中:  $R_{st}$  为卫星到目标的距离;  $\omega_s$  为卫星角速度;  $\omega_e$  为地球自转的角速度;  $i_{inc}$  为轨道倾角;  $\theta_{lat}$  为目标纬度。图 4 给出了低轨道倾角 GEO SAR 在不同纬度幅角的运动速度,可见 GEO SAR 的运动速度小于常规无人机的飞行速度(即  $|\mathbf{V}_T| \ll |\mathbf{V}_R|$ )。同时考虑到目标到卫星的距离远大于其到飞机的距离(即  $|\mathbf{R}_T(\tau, \mathbf{r})| \gg |\mathbf{R}_R(\tau, \mathbf{r})|$ ),因此式(10)

中多普勒梯度  $\nabla f_D$  主要来源于第 2 项,即空天双基 SAR 的方位向分辨能力主要来源于接收机平台运动积累的多普勒带宽。

将表 1 所列的 GEO-UAV 空天双基 SAR 参数代入式(9)和式(10),可以得到空天双基 SAR 的方位向分辨率随观测角和速度夹角的变化,结果绘制在图 5 中,该图中的最差方位向分辨率为最佳方位向分辨率的 1.44 倍。由图 5 可知,方位向分辨率的大小由观测角和速度夹角共同决定,所以不同构型的 GEO-UAV 空天双基 SAR 能够获得不同的多普勒分辨能力。对于 GEO-UAV 空天双基 SAR,发射机的速度对方位向分辨率影响较小,发射机的位置在合成孔径时间内变化较小,其构型的改变主

要依托于无人机的运动参数。因此,可以通过合理设计无人机的航迹获得更好的方位向分辨率。

### 2.3 二维分辨矢量夹角

由于 SAR 图像最终实现的是对目标的二维分辨,考量其分辨能力的不仅仅是其距离分辨率和方位向分辨率的标量大小,还有其二维分辨矢量的正交性,即图 2 中所绘制的二维分辨矢量夹角  $\Omega$ 。由图 2 与式(12)可知,当  $|dr_g|$  和  $|dr_a|$  大小固定时,  $\Omega$  的值越接近  $90^\circ$ , 二维分辨矢量的正交性越好,二维分辨单元的面积  $A_{cell}$  的值越小,双基 SAR 的二维分辨能力越强,反之则二维分辨能力越差。

将表 1 所列的 GEO-UAV 空天双基 SAR 参数代入式(8)、式(10)和式(11),可得空天双基 SAR 的二维分辨矢量夹角随观测角和速度夹角的变化,结果绘制于图 6 中。图 6 二维分辨矢量夹角由观测角  $\Phi$  和速度夹角  $\Psi$  共同决定,适当设置 GEO-UAV 空天双基的 SAR 的构型才能获得在对目标合理的二维能力。

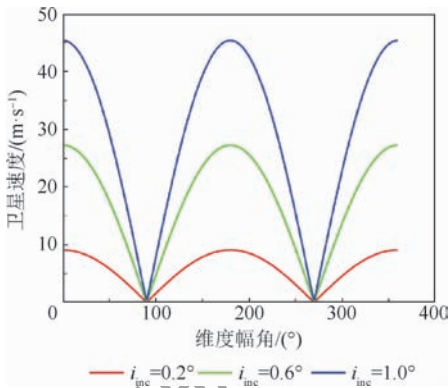


图 4 低轨道倾角 GEO SAR 的卫星运动速度  
Fig. 4 Satellite velocity of low-inclination GEO SAR

表 1 GEO-UAV 空天双基 SAR 参数

Table 1 Parameters of GEO-UAV bistatic SAR

参数	发射机	接收机
波长/m	0.24	0.24
带宽/MHz	250	250
接收天线长度/m	0.75	0.75
平台高度/km	35 786	500
平台运动速度/(m · s <sup>-1</sup> )	30	65
地面入射角/(°)	45	35

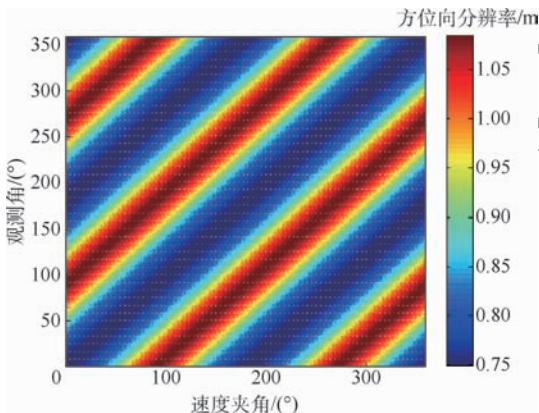


图 5 GEO-UAV 空天双基 SAR 的方位向分辨率随观测角和速度夹角的变化  
Fig. 5 Azimuth resolution of GEO-UAV bistatic SAR at different observation angles and velocity angles

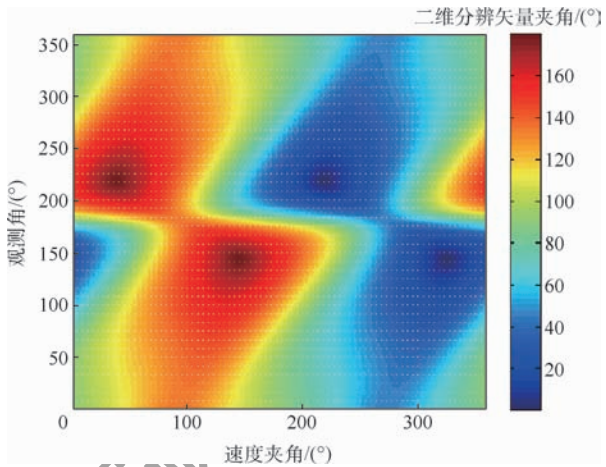


图 6 GEO-UAV 空天双基 SAR 的二维分辨矢量夹角随观测角和速度夹角的变化  
Fig. 6 Two-dimensional resolution vector angle of GEO-UAV bistatic SAR at different observation angles and velocity angles

## 3 基于二维分辨力的构型设计准则

由图 1 可知,空天双基 SAR 的构型设计是对观测角  $\Phi$  和速度夹角  $\Psi$  的设计,这 2 个参数主要由接收机的运动参数决定,即接收机波束照射目标时飞机相对于目标的观测位置和飞行方向。在以上分析中,均假设观测角和速度夹角为 2 个独立的变量,而实际的 UAV SAR 在工作中斜视角通常是固定的,即其波束指向相对于机身固定。观测角和速度夹角是耦合的,给定观测角和速度夹角二者中的一个变量的值,便可得到另外一个变量的值。因此,对空天双基 SAR 构型的设计可以简化为对雷达照射目标时观测角  $\Phi$  或速度夹角  $\Psi$  的设计。

为保证系统具备二维分辨能力,空天双基 SAR 构型应使得

1) 距离分辨率应与方位向分辨率匹配:

$$|dr_g| \leq 2 |dr_a| \text{ (当 UAV SAR 在正侧视模式时, } |dr_a| = L_a, L_a \text{ 为天线长度)}.$$

2) 方位向和距离向应尽可能接近正交,这里取  $30^\circ \leq \Omega \leq 150^\circ$ .

以二维分辨单元面积来表示,则有

$$A_{\text{cell}} \leq 4L_a^2 \quad \text{s. t. } \sin \Omega \geq 0.5 \quad (16)$$

不失一般性,通过观测角  $\Phi$  对空天双基 SAR 进行构型设计.基于式(16)中的准则和表1中的雷达参数,并假设雷达工作中正侧视模式,可以得到如图7中红色范围所示的 GEO-UAV SAR 可行观测角.

为验证所提准则的有效性,基于表1中的雷达参数,在无人机 SAR 采用正侧视模式的情况下,采用后向投影算法 (Back Projection Algorithm, BPA)<sup>[14-15]</sup> 对不同观测角下的空天双基 SAR 仿真回波数据进行成像处理.不同观测角  $\Phi$  下的点

目标成像结果如图8所示,可见由于位于地球同步轨道的发射机运动速度较慢,GEO-UAV 空天双基的多普勒分辨率主要来自于接收机的运动.因此,不同的双基构型的方位向分辨率相同,但需

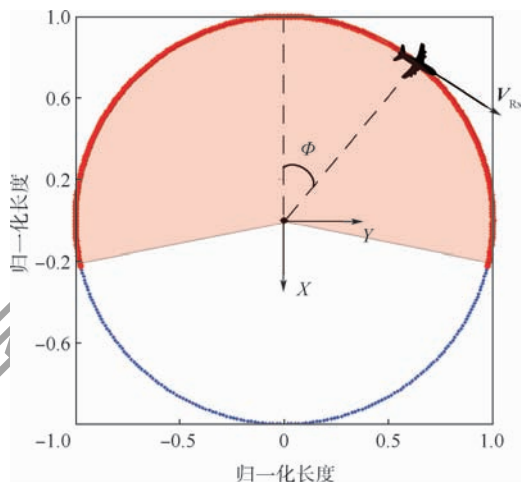


图7 满足式(16)中构型设计准则的 GEO-UAV 空天双基 SAR 可行观测角

Fig. 7 Feasible observation angle of GEO-UAV bistatic SAR under configuration criteria in Eq. (16)

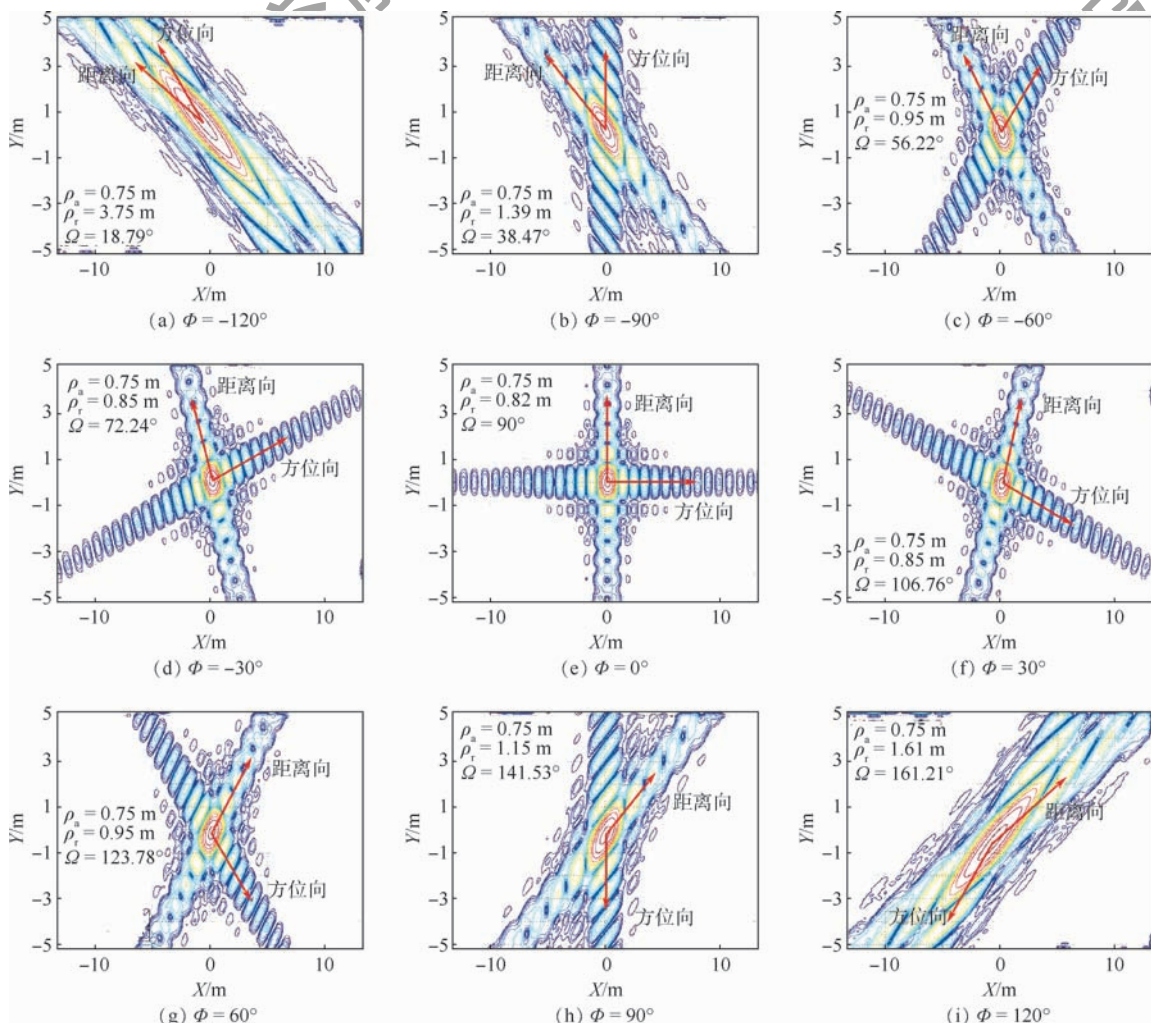


图8 不同观测角下 GEO-UAV 空天双基 SAR 点目标成像结果 (UAV SAR 采用正侧视模式)

Fig. 8 Point target contours of GEO-UAV bistatic SAR at different observation angles (UAV SAR in side-looking mode)

要注意方位向分辨矢量的指向随接收机运动方向的变化而变化。而双基 SAR 的距离分辨率则随着观测角的变化而不同(见图 3)。图 8(b)~(h)中点目标的二维分辨矢量夹角均在  $30^\circ \sim 150^\circ$  之间,能够清晰地分辨目标的方位向与距离向。而图 8(a)、(i)中点目标二维分辨矢量指向接近一个维度,此时的图像严重扭曲,系统不具备对目标进行二维分辨的能力。

由图 8 所示的成像结果可知,当双基构型满足式(16)中的构型设计准则时,系统具备二维分辨的能力,获取的图像具有可读性。不满足准则的情况下,图像严重畸变。

## 4 结 论

与不具备前视能力的单基 SAR 类似,GEO-UAV 空天双基 SAR 也具有丧失二维分辨能力的观测盲区。与单基不同的是,GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨矢量的正交性同样会影响系统的二维分辨能力:

1) 不同观测角下,GEO-UAV 空天双基 SAR 地距分辨率起伏较大,特定观测角下能够取得比单基 SAR 更好的地距分辨率。

2) GEO-UAV 空天双基 SAR 的方位分辨能力主要通过无人机平台的运动实现,可以通过优化无人机航迹提升系统的二维分辨能力。

3) 为保证图像的可读性,GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨矢量夹角应在  $30^\circ \sim 150^\circ$  之间。

## 参考文献 (References)

- [ 1 ] CUMMING I G, WONG F H. 合成孔径雷达成像:算法与实现[M]. 北京:电子工业出版社,2012.  
CUMMING I G, WONG F H. Digital processing of synthetic aperture radar data: Algorithms and implementation[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012 (in Chinese).
- [ 2 ] 李春升,王伟杰,王鹏波,等. 星载 SAR 技术的现状与发展趋势[J]. 电子与信息学报,2016,38(1):229-240.  
LI C S, WANG W J, WANG P B, et al. Current situation and development trends of spaceborne SAR technology[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2016, 38(1): 229-240 (in Chinese).
- [ 3 ] YAN X Y, CHEN J, LIYANGAGE B, et al. A light-weight SAR system for multi-rotor UAV platform using LFM quasi-CW waveform[C]// Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2016: 7346-7349.
- [ 4 ] 徐海胜,宋红军,邓云凯,等. 星/机双基 SAR 成像技术研究[J]. 电子与信息学报,2011,33(10):2438-2444.  
XU H S, SONG H J, DENG Y K, et al. A study of spaceborne/airborne hybrid bistatic SAR imaging[J]. Journal of Electronics and Information Technology, 2011, 33(10): 2438-2444 (in Chinese).
- [ 5 ] KRIEGER G, MOREIRA A. Spaceborne bi- and multistatic SAR: Potential and challenges [J]. IEEE Proceedings-Radar Sonar and Navigation, 2013, 153(3): 184-198.
- [ 6 ] BEHNER F, REUTER S, NIES H, et al. High resolution bistatic experiments using TerraSAR-X staring spotlight mode and the very high resolution SAR mode of the Fraunhofer FHR PAMIR system [C]// Proceedings of the Eusar: European Conference on Synthetic Aperture Radar. Piscataway: IEEE Press, 2016: 741-744.
- [ 7 ] 李谨成. 空天双/多基 SAR 成像与探测技术研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2018:18-45.  
LI J C. Bistatic and multistatic SAR imaging and exploration technology based on aero-space platforms [D]. Beijing: Beihang University, 2018: 18-45 (in Chinese).
- [ 8 ] SUN Z, WU J, YANG J, et al. Path planning for GEO-UAV bistatic SAR using constrained adaptive multiobjective differential evolution [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(11): 6444-6457.
- [ 9 ] SUN Z, WU J, PEI J, et al. Inclined geosynchronous spaceborne-airborne bistatic SAR: Performance analysis and mission design [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2016, 54(1): 343-357.
- [ 10 ] CARDILLO G P. On the use of the gradient to determine bistatic SAR resolution [C]// Proceedings of the Antennas and Propagation Society International Symposium. Piscataway: IEEE Press, 1990: 1032-1035.
- [ 11 ] ANTONNIO M, ALFREDO R. Spatial resolution of bistatic synthetic aperture radar: Impact of acquisition geometry on imaging performance [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2011, 49(10): 3487-3503.
- [ 12 ] 郑经波. 地球同步轨道合成孔径雷达系统分析及工作模式研究[D]. 北京:中国科学院大学,2011.  
ZHENG J B. System analysis and working mode GEO SAR [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2011 (in Chinese).
- [ 13 ] YU Z. Concepts, properties, and imaging technologies for GEO SAR [J]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering, 2009, 7494: 749407.
- [ 14 ] ULANDER L M H, HELLSTEN H, STENSTROM G. Synthetic-aperture radar processing using fast factorized back-projection [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3): 760-776.
- [ 15 ] MARC R C, PAUL P, KRIEGER G, et al. Efficient time-domain image formation with precise topography accommodation for general bistatic SAR configurations [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(4): 2949-2966.

### 作者简介:

李谨成 男,博士,工程师。主要研究方向:雷达系统设计与信号处理。

郭德明 男,博士,高级工程师。主要研究方向:雷达系统设计与信号处理。

## Two-dimensional resolution ability of GEO-UAV bistatic SAR

LI Jincheng\*, GUO Deming

(Nanjing Research Institute of Electronics Technology, Nanjing 210039, China)

**Abstract:** Mounted on the Geostationary Earth Orbit (GEO) and Unmanned Aerial Vehicle (UAV) platforms, the GEO-UAV bistatic Synthetic Aperture Radar (SAR) can achieve precise and quick observation on the interested areas. The two-dimensional resolution ability is important performance metrics. The analysis on the two-dimensional resolution ability of GEO-UAV bistatic SAR is given. First, the calculation method of bistatic SAR vectored two-dimensional resolution based on the gradient method is given. Then, the range resolution, azimuth resolution and the angle between the azimuth and range vector are calculated according to the configuration of the GEO-UAV bistatic SAR. Finally, based on the two-dimensional resolution ability of the system, a configuration criterion for GEO-UAV bistatic SAR is proposed, which is verified via experiments on simulated point targets. The proposed configuration criterion is beneficial to the system design of GEO-UAV bistatic SAR.

**Keywords:** Synthetic Aperture Radar (SAR); bistatic radar; spaceborne-airborne bistatic SAR; SAR resolution; gradient method

## 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 1 期 (总第 323 期)

- 7693 同轴旋转倒置圆台环隙间流动特性分析 ..... 鲍锋, 卢愿, 曾华轮, 涂立 (1)
- 7694 环月降轨实现月面着陆的控制策略 ..... 李革非, 刘勇, 马传令, 郝大功 (13)
- 7695 长征运载火箭发射地火直接转移轨道研究 .....  
..... 耿光有, 王珏, 侯锡云, 余梦伦, 王建明, 张志国 (20)
- 7696 基于方向和距离的双因子定权的地磁数据通化方法 .....  
..... 刘晓刚, 徐婧林, 管斌, 马健, 段渭超 (29)
- 7697 面向 InSAR 的空气扰动影响机翼挠曲变形建模 ..... 朱庄生, 张萌 (38)
- 7698 航天器多通道近场无线能量传输系统设计 ..... 刘冶钢, 朱立颖, 张晓峰, 杨世春, 刘卿君 (51)
- 7699 基于激光诊断技术的汽油直喷发动机喷雾机理 ..... 尚勇, 金伟 (60)
- 7700 热致混合式转子变结构与动力学特性 ..... 潘健智, 魏大盛, 胡伟男 (67)
- 7701 基于气动导数的类 X-37B 飞行器纵向稳定性分析 ..... 张庆, 叶正寅 (77)
- 7702 航空用国产碳纤维/双马树脂复合材料湿热特性 .....  
..... 徐伟伟, 文友谊, 顾轶卓, 李博, 涂家祎, 张佐光 (86)
- 7703 基于高效搜索方法的可靠性分析改进响应面法 ..... 洪林雄, 李华聪, 彭凯, 肖红亮, 张煦 (95)
- 7704 故障样本量确定与分配一体化设计方案 ..... 王康, 史贤俊, 韩旭, 龙玉峰 (103)
- 7705 基于阈值的激光雷达 K 均值聚类算法 ..... 夏显召, 朱世贤, 周意遥, 叶茂, 赵毅强 (115)
- 7706 频率分集阵列负型模糊函数特性仿真 ..... 王博, 谢军伟, 张晶, 孙渤森 (122)
- 7707 中国区域电离层异常数据野值检测 ..... 刘禹彤, 李锐, 包俊杰, 刘亚希 (133)
- 7708 涌浪及降雨影响下的 GNSS 海面反射信号建模 ..... 吴迪, 张波, 李博闻 (141)
- 7709 基于逆系统解耦的 MSCSG 姿态测量方法 ..... 于春森, 汪洲, 任元, 王卫杰, 樊亚洪 (150)
- 7710 基于脱靶量级数解的最优机动突防策略 ..... 王亚帆, 周韬, 陈万春, 赫泰龙 (159)
- 7711 芯片间时间触发通信综合规划方法及其优化 ..... 汪晶晶, 李峭, 熊华钢, 李二帅 (170)
- 7712 基于集成学习的遥测数据互相关结构知识发现 ..... 石梦鑫, 智佳, 高翔, 杨甲森 (181)
- 7713 深度学习机制与小波融合的超分辨率重建算法 .....  
..... 杨思晨, 王华锋, 王月海, 李锦涛, 王赞豪 (189)
- 7714 Boost 电路开关瞬间电压尖峰产生机理及抑制方法 ..... 于兆龙, 葛红娟, 李尚, 杨帆 (198)
- 7715 考虑壁板单向压紧制孔瞬时回弹的压紧力优化 .....  
..... 王威, 王珉, 陈文亮, 徐庆贺, 黄稳, 蒋红宇 (210)
- 7716 毫米波调频引信的优化二维 FFT 信号处理算法 .....  
..... 郭晨曦, 郝新红, 栗苹, 李国林, 贾瑞丽 (220)
- 7717 CFRP 超声振动套磨钻孔高效排屑机理和实验 ..... 李哲, 王新, 张毅, 侯博, 张德远 (229)

## 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 2 期 (总第 324 期)

- 7718 含内热源的多孔方腔自然对流非正交 MRT-LBM 模拟 .....  
..... 张莹, 包进, 过海龙, 连小龙, 黄逸宸, 李培生 (241)
- 7719 空间多体系统轨道姿态及机械臂一体化控制 ..... 魏春岭, 袁泉, 张军, 王梦菲 (252)
- 7720 多级次孔结构  $ZnMn_2O_4$  微球负极的研究 ..... 任衍彪, 张世超, 张临财, 何小武, 赵金光 (259)
- 7721 面向低视角场面监视的移动目标速度测量 ..... 张天慈, 丁萌, 钱小燕, 左洪福 (266)
- 7722 基于三维点云模型的空间目标光学图像生成技术 .....  
..... 陆婷婷, 李潇, 张尧, 阎岩, 杨卫东 (274)

- 7723 直接再入大气的月地转移轨道设计…………… 本立言, 严玲玲, 谢祥华, 张锐, 王国际 (287)
- 7724 航模舵机的动态特性测试与系统辨识…………… 孙玉凯, 张仁嘉, 吴志刚, 杨超, 杨阳 (294)
- 7725 考虑绳阻尼的绳系并联机器人动力学特性分析……………  
…………… 彭苗娇, 吴惠松, 林麒, 周凡桂, 柳汀, 王晓光 (304)
- 7726 有向通信拓扑和时延条件下的无人机集群时变编队控制……………  
…………… 何吕龙, 张佳强, 侯岳奇, 梁晓龙, 柏鹏 (314)
- 7727 基于矩独立重要度的电路系统容错设计方法…………… 卢震旦, 陈云霞, 金毅, 何小斌 (324)
- 7728 航空发动机传感器与执行机构信息重构算法…………… 孙浩, 郭迎清, 赵万里 (331)
- 7729 具有控制时滞的电动加载系统迭代学习复合控制…………… 代明光, 齐蓉 (340)
- 7730 重叠网格中隐式装配策略的改进…………… 宣传伟, 韩景龙 (350)
- 7731 结冰风洞实验中的相似理论…………… 田永强, 蔡晋生, 张正科, 杨磊磊 (359)
- 7732 基于离散正弦调频变换的中段多微动目标分离…………… 陈帅, 冯存前, 张蓉 (371)
- 7733 机械振动对平面触觉感知特性的影响…………… 宋瑞, 孙晓颖, 刘国红 (379)
- 7734 基于改进 GRA-TOPSIS 的空战威胁评估…………… 奚文飞, 徐安, 寇英信, 李战武, 杨爱武 (388)
- 7735 两阶段变阈值关联竞争退化建模…………… 王乾元, 袁宏杰, 徐如远 (398)
- 7736 机器人旋转超声钻削铝合金叠层构件毛刺特性……………  
…………… 胡力闯, 郑侃, 董松, 薛枫, 束静, 苗迪迪 (407)
- 7737 不确定条件下航空不安全事件灵敏度分析的 Monte-Carlo 方法……………  
…………… 陈浩然, 崔利杰, 任博, 张贾奎 (414)
- 7738 近程动态范围激光雷达测距系统设计及误差分析…………… 王皓, 罗沛, 李小路 (422)
- 7739 电磁层析成像中传感器阵列的优化设置……………  
…………… 岳远里, 刘泽, 武建利, 苗宇, 刘向龙, 王嘉伟 (430)
- 7740 燃料电池无人机动力系统半实物仿真…………… 戴月领, 刘莉, 张晓辉 (439)
- 7741 纤维增强型软体夹持器变形及末端接触力…………… 顾苏程, 王保兴, 刘俊辰, 李巍, 曹毅 (447)

### 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 3 期 (总第 325 期)

- 7742 基于静电互相关灵敏度加权的气路碎片监测…………… 王超, 张帅, 李亚东, 贾林 (457)
- 7743 新型大转角 2T2R 并联机构的设计与分析…………… 房海蓉, 李壮壮 (465)
- 7744 基于 QAR 数据的碳当量值适航符合性验证方法…………… 曹惠玲, 汤鑫豪 (474)
- 7745 卷积神经网络求解有限元单元刚度矩阵…………… 贾光辉, 于云瑞, 王丹 (481)
- 7746 基于支持向量机的飞行器多余物信号识别…………… 孟德, 李阳刚, 张国强, 赵长兴 (488)
- 7747 基于反步控制方法的菱形翼无人机起飞滑跑控制…………… 李继广, 董彦非, 杨芳, 申洋 (496)
- 7748 飞机燃油质量特性计算的截面自适应分割法…………… 宋伟, 钟若瑛 (505)
- 7749 翼身融合布局客机客舱布置快速生成原型系统…………… 祝雯生, 余雄庆 (515)
- 7750 钇稳定二氧化锆火焰传感器的静态响应特性……………  
…………… 徐汉卿, 樊未军, 张荣春, 石强, 覃文隆, 冯健洧 (524)
- 7751 矩阵带宽缩减技术在隐式间断有限元中的应用…………… 李亮, 吴颂平 (532)
- 7752 飞行载荷外部气动力的二次规划等效映射方法…………… 刘耘臻, 万志强, 杨超 (541)
- 7753 分布式用户痕迹采集存储系统…………… 夏乾臣, 吕江花, 孟祥曦, 马世龙 (548)
- 7754 基于岭回归的红外协同定位优化算法…………… 王俊迪, 许蕴山, 彭芳, 肖冰松 (563)
- 7755 影响三瓣式高速浮环密封性能的敏感参数…………… 李庆展, 李双喜, 郑焯, 马文杰, 庄宿国 (571)
- 7756 一种高超声速滑翔再入在线轨迹规划算法…………… 李俊, 江振宇 (579)
- 7757 一种适用于浸入有限元方法的网格自适应方法…………… 张华, 白俊强, 乔磊, 刘艳 (588)
- 7758 空间激光干涉引力波探测器轨道修正方法…………… 黄文涛, 师鹏, 赵育善, 武海雷 (598)
- 7759 基于辅助进气门的进气道/发动机一体化控制…………… 叶东鑫, 张海波, 陈浩颖 (608)
- 7760 面向冲突证据的改进 DS 证据理论算法…………… 张欢, 陆见光, 唐向红 (616)

- 7761 强电磁脉冲下柴油发动机系统薄弱环节识别 ..... 刘恬诗, 赵昱, 祝挺, 孙铁刚, 武艺, 孙晓颖 (624)
- 7762 基于视频帧间运动估计的无人机图像车辆检测 ..... 陈映雪, 丁文锐, 李红光, 王蒙, 王旭 (634)
- 7763 FDA 对比幅法单脉冲测向的角度欺骗 ..... 王博, 谢军伟, 葛佳昂, 张晶 (643)

## 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 4 期 (总第 326 期)

- 7764 航空电子系统机载网络实时性能评价技术 ..... 何锋, 周璇, 赵长啸, 李峭, 王鹏, 熊华钢 (651)
- 7765 回转误差测试中系统噪声分离技术 ..... 冯明, 周程瑜, 张坤, 王新杰 (666)
- 7766 不确定需求下航空公司枢纽网络优化设计 ..... 乐美龙, 郑文娟, 吴明功, 王泽坤 (674)
- 7767 AUV 自航对接的类物理数值模拟 ..... 吴利红, 王诗文, 封锡盛, 李一平, 刘开周 (683)
- 7768 高超声速滑翔飞行器地形匹配辅助导航方法研究 ..... 鲜勇, 任乐亮, 杨子成, 张大巧, 李杰 (691)
- 7769 基于改进遗传算法的移动机器人路径规划 ..... 魏彤, 龙琛 (703)
- 7770 面向 Web 科学可视化的临近空间数据视频化方法 ..... 谭剑, 王圣华, 郭长顺 (712)
- 7771 固液火箭发动机车轮形装药参数化设计与内弹道性能研究 ..... 李新田, 蔡强, 李延成, 王雪坤, 淡林鹏 (724)
- 7772 北斗导航星座星间通信速率控制方法 ..... 李献斌, 王建, 范广腾, 杨志奎 (731)
- 7773 推进剂贮箱区间干涉时变可靠性分析方法 ..... 辛腾达, 赵继广, 崔村燕, 段永胜 (739)
- 7774 一种圆柱物料装填机器人残余振动抑制方法 ..... 郑昱, 广晨汉, 杨洋 (746)
- 7775 航天器高精度多维安装解耦标定方法 ..... 毛柏源, 姬军鹏, 张鹏飞 (754)
- 7776 脉冲星方位误差估计的 TSKF 算法 ..... 许强, 范小虎, 徐利国, 王宏力, 冯磊 (761)
- 7777 一类复杂通信条件下高阶线性群系统编队控制 ..... 石晓航, 张庆杰, 吕俊伟 (769)
- 7778 可重复使用飞行器再入姿态的区间二型自适应模糊滑模控制设计 ..... 杨珍书, 毛奇, 窦立谦 (781)
- 7779 基于压缩感知的高精度地磁基准图构建方法 ..... 马啸宇, 张金生, 郝亮亮, 李婷, 王少博, 李琳 (791)
- 7780 3-PPP 型柔性并联微定位平台的设计与分析 ..... 王保兴, 孟刚, 林苗, 李巍, 曹毅 (798)
- 7781 一种用于图像翘曲变换的高速缓冲存储器设计 ..... 康洁, 刘强 (808)
- 7782 同步式 GPS 欺骗干扰信号生成技术研究与设计 ..... 柳亚川, 寇艳红 (814)
- 7783 基于 LSTM 的 TTE 网络速率约束流量预测 ..... 史亚菲, 李峭, 熊华钢 (822)
- 7784 水上飞机水面降落全过程力学特性数值研究 ..... 赵芸可, 屈秋林, 刘沛清 (830)

## 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 5 期 (总第 327 期)

- 7785 基于复杂网络的空中交通复杂性识别方法 ..... 吴明功, 叶泽龙, 温祥西, 蒋旭瑞 (839)
- 7786 CFRP/钛合金叠层构件陀螺铣孔方法 ..... 高延峰, 方向恩, 熊俊, 肖建华 (851)
- 7787 基于最小二乘拟合法的分布式 POS 全局估计方法 ..... 叶文, 刘艳红, 王博, 蔡晨光, 李建利 (862)
- 7788 带前缘小翼的扇翼翼型气动特性数值模拟分析 ..... 杜思亮, 冯衬, 唐正飞 (870)
- 7789 DRO 计算及其在地月系中的摄动力研究 ..... 吴小婧, 曾凌川, 巩应奎 (883)
- 7790 基于 M-K 模型的 TA15 钛合金高温成形极限 ..... 毕静, 马博林, 张艳苓, 张志, 吴向东 (893)
- 7791 非线性多目标概率约束规划免疫优化算法 ..... 张仁崇, 张著洪 (900)
- 7792 基于背景和变化稀疏性的瞬变源图像重建算法 ..... 杨宜, 邓丽, 段然, 杨震 (915)
- 7793 基于散射光强度的碳黑团聚体分形结构和粒径分布同时反演 ..... 张俊友, 齐宏, 王一飞, 任亚涛, 阮立明 (925)

- 7794 丙烯环路热管补偿器的可视化实验研究 ..... 刘成, 谢荣建, 王仕超, 吴亦农 (933)
- 7795 基于 CFD/CSD 松耦合的直升机配平分析方法 ..... 余瑾, 王松, 刘勇, 杨卫东 (941)
- 7796 基于光场成像技术的散射性火焰温度场重建 ..... 黄兴, 齐宏, 牛志田, 任亚涛, 阮立明 (952)
- 7797 二阶多智能体系统自抗扰编队跟踪与避撞控制 ..... 姚辉, 席建祥, 王成, 胡来红 (960)
- 7798 一种基于图论的机场空域无人机流量控制方法 ..... 崔恺, 曾国奇, 林伟, 全权 (978)
- 7799 单频 RTK 动态精度检测法及实验验证 ..... 孙艺轩, 蔚保国, 杨东凯, 杜毅, 汉牟田 (988)
- 7800 基于深度学习的大型陨石坑识别方法研究 ..... 郑磊, 胡维多, 刘畅 (994)
- 7801 基于扩张状态观测器的运输机多故障容错控制 ..... 董文瀚, 童颖裔, 朱鹏, 郭佳 (1005)
- 7802 昼夜温度变化对燃油箱空余空间氧浓度的影响 ..... 张瑞华, 刘卫华, 彭孝天, 冯诗愚 (1018)
- 7803 一种飞机大尺寸曲面测量点差异性规划方法 ..... 毛喆, 李浣果, 徐岩, 曾琪, 主遼 (1024)
- 7804 燃油箱耗氧惰化与中空膜惰化的数值模拟及比较 .....  
..... 王苏明, 冯诗愚, 李宗祺, 彭孝天, 刘卫华 (1032)
- 7805 基于深度学习的图像拼接篡改检测 ..... 边亮, 罗霄阳, 李硕 (1039)

### 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 6 期 (总第 328 期)

- 7806 幅度调制稳态听觉刺激脑电信号响应及选择性注意力分析 .....  
..... 郑德智, 贾弘茹, 姜凤敏, 朱美意, 那睿, 张帅磊 (1045)
- 7807 基于 MPC 导引律的 AUV 路径跟踪和避障控制 ..... 姚绪梁, 王晓伟 (1053)
- 7808 基于反馈线性化的 MSCMG 转子稳定控制 ..... 汤继强, 隗同坤, 宁梦月, 崔旭 (1063)
- 7809 基于锂离子电池温降指数的细水雾添加剂筛选方法 .....  
..... 张青松, 罗星娜, 程相静, 白伟 (1073)
- 7810 基于压敏漆的多羽流气动力效应试验研究 ..... 吴靖, 蔡国飙 (1080)
- 7811 基于 GPS 多星三频数据融合的 GNSS-IR 土壤湿度反演方法 .....  
..... 孙波, 梁勇, 汉牟田, 杨磊, 荆丽丽, 洪学宝 (1089)
- 7812 基于 CIDBN 的战术活动识别模型及在线精确推理 .....  
..... 国海峰, 刘宏强, 莊炎龙, 杨海燕 (1097)
- 7813 翼伞充气过程的流固耦合方法数值仿真 ..... 张思宇, 余莉, 刘鑫 (1108)
- 7814 湿热环境对 CCF800/环氧挖补板拉压性能的影响 ..... 张婕, 程小全, 程羽佳, 冯振宇 (1116)
- 7815 不同速度运动汽车的磁异信号研究与探测 ..... 王尧, 邵建达, 胡国行, 刘晓凤, 张恺馨 (1125)
- 7816 火卫一周周期准卫星轨道及入轨分析 ..... 吴晓杰, 王悦, 徐世杰 (1133)
- 7817 基于解耦优化和环流 APF 的多平台协同攻击任务规划 ..... 贾正荣, 卢发兴, 王航宇 (1142)
- 7818 基于 BP-GIS 的京津冀碳钢土壤腐蚀速率地图研究 .....  
..... 李敬洋, 王震, 陈怡, 祁俊峰, 杨斌 (1151)
- 7819 基于扩张状态观测器的泵控电液伺服系统滑模控制 .....  
..... 郭新平, 汪成文, 刘华, 张震阳, 吉鑫浩, 赵斌 (1159)
- 7820 六自由度压电隔振平台面向控制的模态分析与动力学建模 ..... 于帅彪, 张臻, 周克敏 (1169)
- 7821 一种基于自适应滤波的 GPS 滚转角估计方法 ..... 刘阳, 李怀建, 杜小菁 (1177)
- 7822 基于改进型 YOLO 算法的遥感图像舰船检测 ..... 王玺坤, 姜宏旭, 林珂玉 (1184)
- 7823 一种基于 PCA 的面向对象多尺度分割优化算法 ..... 蒋晨琛, 霍宏涛, 冯琦 (1192)
- 7824 管制-飞行状态相依网络模型及特性分析 ..... 李昂, 聂党民, 温祥西, 王泽坤 (1204)
- 7825 武装直升机在杀爆弹打击下的易损性及防护策略 ..... 胡诤哲, 李向东, 周兰伟, 陈兴 (1214)
- 7826 基于 FRFT 的多分量 LFM 信号检测与参数估计方法 .....  
..... 宋耀辉, 黄仰超, 张衡阳, 秦智康, 高维廷 (1221)
- 7827 基于线性编码补偿方法的非固定丢包率下的分布式融合估计器 .....  
..... 韩旭, 赵国荣, 王康 (1229)

北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 7 期 (总第 329 期)

- 7828 一种鲁棒性增强的机载网络流量分类方法 ..... 吕娜, 周家欣, 陈卓, 刘鹏飞, 高维廷 (1237)
- 7829 基于改进前景理论的航空货运联盟博弈分析 ..... 闫妍, 张锦, 唐秋宇 (1247)
- 7830 基于勒让德正交多项式法的反射/透射特性研究 .....  
..... 何存富, 任哲文, 吕炎, 高杰, 王硕, 宋国荣 (1258)
- 7831 自动化飞行训练评估中的战机机动动作识别 .....  
..... 孟光磊, 张慧敏, 朴海音, 梁宵, 周铭哲 (1267)
- 7832 复杂低空物流无人机路径规划 ..... 张启钱, 许卫卫, 张洪海, 邹依原, 陈雨童 (1275)
- 7833 面向复杂飞行任务的脑力负荷多维综合评估模型 ..... 卫宗敏 (1287)
- 7834 菱形翼布局太阳能无人机螺旋桨滑流影响研究 ..... 赵炜, 黄江流, 周洲, 张顺家, 毕鹏 (1296)
- 7835 一种参数区间交叉类型的目标识别方法 ..... 李双明, 关欣, 赵静, 吴斌 (1307)
- 7836 基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法 .....  
..... 陈齐乐, 郝新红, 闫晓鹏, 乔彩霞, 王雄武 (1317)
- 7837 反导预警相控阵雷达网目标分配方法 ..... 杨善超, 田康生, 吴卫华, 刘文俭, 周广涛 (1325)
- 7838 数字开关液压系统管路压力波传播建模与分析 .....  
..... 陈晓明, 朱玉川, 吴昌文, 高强, 江裕雷 (1335)
- 7839 星座分布式自主定轨中信息融合方法比较研究 ..... 杨静, 魏若愚 (1345)
- 7840 航天器非奇异自适应终端滑模姿态轨联合控制 ..... 潘菲, 朱宏玉 (1354)
- 7841 基于神经网络的 OFDM 信道补偿与信号检测 ..... 刘步花, 丁丹, 杨柳 (1363)
- 7842 火箭空中爆炸冲击波峰值超压预测方法 ..... 王岩, 王华, 崔村燕, 段永胜, 赵蓓蕾 (1371)
- 7843 高效率的特征型紧致 WENO 混合格式 ..... 骆信, 吴颂平 (1379)
- 7844 基于受限参变率的飞翼无人机舵面阵风减缓控制 .....  
..... 孙逸轩, 白俊强, 刘金龙, 孙智伟 (1387)
- 7845 激光雷达复材型面测量精度分析方法 ..... 潘鑫, 张俐, 何凯 (1398)
- 7846 基于可视化模型的可重构航天器概念设计方法 .....  
..... 郭达维, 刘莉, 陈余军, 李文光, 程松 (1405)
- 7847 基于 CGAN 的避扰通信决策网络离线式训练方法 .....  
..... 江民民, 李大朋, 邱昕, 慕福奇, 柴旭荣, 孙志浩 (1412)
- 7848 面向订单的航空制造业多工厂生产与运输综合计划模型 ..... 沈广亚, 李立恒, 张宁 (1422)

北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 8 期 (总第 330 期)

- 7849 超声能对铝合金搅拌摩擦焊焊缝成型的影响 .....  
..... 杨坤玉, 彭彬, 袁朝桥, 宋佳寅, 贺地求 (1437)
- 7850 锂离子电池 SOC 及容量的多尺度联合估计 ..... 杨世春, 华旻, 顾启蒙, 闫啸宇, 李琳 (1444)
- 7851 新型排气余压利用系统无因次效率研究 ..... 虞启辉, 翟建伟, 谭心, 方桂花, 蒙建国 (1453)
- 7852 基于修正 IMM 的风机变桨系统故障诊断方法 ..... 王进花, 朱恩昌, 曹浩, 余萍 (1460)
- 7853 复材蒙皮的硬涂层阻尼减振设计与优化方法 ..... 张波成, 章健, 张泽峰, 扈静泽 (1469)
- 7854 基于 CFD 的 10 cm 氩离子推力器阳极推进剂供给方式优化 .....  
..... 胡竟, 杨福全, 郭德洲, 高俊, 郑茂繁 (1476)
- 7855 数据丢包和量化约束下的分布式滚动时域估计 ..... 刘帅, 赵国荣, 曾宾, 高超 (1485)
- 7856 应用于智能芯片的可视化反馈系统研究 ..... 李欣致, 董胜波, 崔向阳, 刘志哲, 郭广浩 (1494)
- 7857 动力增程型高超声速飞行器的再入轨迹规划 .....  
..... 冯玥, 王容顺, 梅映雪, 孙洪飞, 吴了泥 (1503)
- 7858 铜互连扩散阻挡层工艺优化 ..... 傅晓娟, 赵毅强, 刘峻, 宋凯悦 (1514)
- 7859 考虑物料供应干扰的飞机移动生产线动态调度 ..... 卢斌, 陆志强 (1521)

- 7860 复杂管网系统未知信息调节阀的一种瞬变建模方法 ..... 王焯君, 陈阳, 蔡国飙, 黄玉龙, 王仙勇 (1535)
- 7861 飞机电动滑行系统驱动特性及节能减排性能分析 ..... 唐建军, 郭卫东, 徐东光, 贾玉红 (1545)
- 7862 基于高分辨率网络的单声道歌声分离 ..... 张阳, 牛之贤, 牛保宁, 常艳 (1555)
- 7863 基于改进 MRNSD 算法的电阻抗层析成像 ..... 范文茹, 李靛瑶, 王勃 (1564)
- 7864 基于 IFA-HFS 的雷达波形域 LPI 性能评估方法 ..... 杨诚修, 王谦喆, 彭卫东, 李寰宇, 裴少婷 (1574)
- 7865 计及弯折波的舰载飞机偏心拦阻动力学分析 ..... 谢朋朋, 彭一明, 魏小辉, 聂宏 (1582)
- 7866 基于子集包含减少 ARAIM 子集数量的方法 ..... 刘金鑫, 滕继涛, 李锐, 王君君 (1592)
- 7867 基于 EDT 的扫描测试压缩电路优化方法 ..... 李松, 赵毅强, 叶茂 (1601)
- 7868 一种可变锚框候选区域网络的目标检测方法 ..... 李承昊, 茹乐, 何林远, 迟文升 (1610)
- 7869 一种新型低功耗 SRAM 读写辅助电路设计 ..... 郭春成, 郝旭丹, 陈霏 (1618)

### 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 9 期 (总第 331 期)

- 7870 面向视频专网的网络安全态势指标体系的构建 ..... 李欣, 段詠程, 黄淑华, 樊志杰 (1625)
- 7871 面向个体人员特征的跨模态目标跟踪算法 ..... 周千里, 张文靖, 赵路平, 田乃倩, 王蓉 (1635)
- 7872 基于道路特征信息的车道结构化解析 ..... 罗胜, 赵丽, 王慕抽 (1643)
- 7873 基于高置信局部特征的车辆重识别优化算法 ..... 窦鑫泽, 盛浩, 吕凯, 刘洋, 张洋, 吴玉彬, 柯韦 (1650)
- 7874 基于 SM4 算法的白盒密码视频数据共享系统 ..... 吴震, 白健, 李大双, 李斌, 曾兵, 张正强 (1660)
- 7875 基于 PF\_RING 的多核视频流高性能传输模型 ..... 李欣, 樊志杰, 曹志威, 胡正梁, 陈国梁 (1670)
- 7876 基于迁移学习的暴恐图像自动识别 ..... 陈猛夫 (1677)
- 7877 基于局部语义特征不变性的跨域行人重识别 ..... 张晓伟, 吕明强, 李慧 (1682)
- 7878 基于三元组网络的单图三维模型检索 ..... 杜雨佳, 李海生, 姚春莲, 蔡强 (1691)
- 7879 基于结构加权低秩近似的泊松图像去模糊 ..... 吴庆波, 任文琦 (1701)
- 7880 基于收缩场学习的 Retinex 低照度图像增强 ..... 吴庆波, 王蕊, 任文琦 (1711)
- 7881 热红外视频监控下行人目标前景区域提取 ..... 张玉贵, 沈柳青, 胡海苗 (1721)
- 7882 联合足迹识别与监控视频分析的智能刑侦系统 ..... 陶一宁, 苏峰, 袁培江, 王田苗, 钟涛, 郝静如 (1730)
- 7883 双光谱智能体温检测与健康大数据管理系统 ..... 张洁茹, 苏峰, 袁培江, 王田苗, 陶一宁, 丁东 (1739)
- 7884 基于空间注意力机制的行人再识别方法 ..... 张子昊, 周千里, 王蓉 (1747)
- 7885 基于 MobileFaceNet 网络改进的人脸识别方法 ..... 张子昊, 王蓉 (1756)
- 7886 一种基于区域划分的改进 ORB 算法 ..... 孙浩, 王朋 (1763)
- 7887 基于面部视频分析的生命体征检测 ..... 陈辉, 郑秀娟, 倪宗军, 张昀, 杨晓梅 (1770)
- 7888 一种轻量化的多目标实时检测模型 ..... 邱博, 刘翔, 石蕴玉, 尚岩峰 (1778)
- 7889 基于跨尺度特征聚合网络的多尺度行人检测 ..... 曹帅, 张晓伟, 马健伟 (1786)
- 7890 基于联合正则化策略的人脸表情识别方法 ..... 兰凌强, 李欣, 刘淇缘, 卢树华 (1797)
- 7891 基于 U-Net 的掌纹图像增强与 ROI 提取 ..... 陆展鸿, 单鲁斌, 苏立循, 焦雨欣, 王家骅, 王海霞 (1807)

### 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 10 期 (总第 332 期)

- 7892 基于事故数据挖掘的 AEB 路口测试场景 ..... 徐向阳, 周兆辉, 胡文浩, 肖凌云, 李文娟, 王书翰 (1817)

- 7893 基于 AIGWO-IMMUKF 的目标跟踪算法 ..... 游航航, 韩其松, 余敏建, 龙宏志, 杨海燕, 李朋永 (1826)
- 7894 量子定位系统中符合计数与到达时间差的获取 ..... 丛爽, 宋媛媛 (1834)
- 7895 基于最小值通道与对数衰减的图像融合去雾算法 ..... 杨燕, 张得欣, 岳辉 (1844)
- 7896 基于合同网的对地观测资源动态协同规划方法 ..... 裴新宇, 刘宝举, 邓敏, 伍国华, 白雪, 胡淑苓 (1853)
- 7897 模拟月壤铺粉过程 DEM 数值仿真 ..... 李雯, 徐可宁, 黄勇, 胡文颖, 王道宽 (1863)
- 7898 基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法 ..... 刘芳, 孙亚楠, 王洪娟, 韩笑 (1874)
- 7899 基于 GNSS-R 的裸土圆极化散射特性研究 ..... 吴学睿, 欧阳馨秋, 王芳, 马文骁 (1883)
- 7900 燕尾樯连接结构微动疲劳全寿命预测方法 ..... 徐可宁, 李雯, 黄勇, 余庆陶, 马国佳, 胡文颖 (1890)
- 7901 变时滞间隙非线性机翼颤振主动控制方法 ..... 聂雪媛, 郑冠男, 杨国伟 (1899)
- 7902 基于非线性干扰观测器的航天器相对姿轨耦合控制 ..... 刘增波, 乔建忠, 郭雷, 刘宗玉, 范松涛 (1907)
- 7903 考虑误差不确定性的航空安全预测新方法 ..... 任博, 曾航, 刘敏, 王芳, 崔利杰, 陈浩然 (1916)
- 7904 预测纳米多孔铜弹性模量的随机分布单胞模型 ..... 计羽, 邢誉峰, 邵丽华 (1923)
- 7905 基于速度观测的双余度电液舵机系统容错同步控制 ..... 李婷, 王新民, 杨婷, 曹宇燕, 谢蓉 (1929)
- 7906 引入失效情形下某型液压电机可靠性分析 ..... 胡文林, 吕卫民 (1941)
- 7907 复杂威胁环境下无人机实时航线规划逻辑架构 ..... 刘畅, 谢文俊, 张鹏, 郭庆, 肖宗豪, 高超 (1948)
- 7908 空中加油软管“甩鞭”现象安全性分析与仿真验证 ..... 丛继平, 崔利杰, 陈浩然, 任博 (1958)
- 7909 基于 ADRC 和 RBF 神经网络的 MSCSG 控制系统设计 ..... 李磊, 任元, 陈晓岑, 尹增愿 (1966)
- 7910 基于博弈论的 GRA-TOPSIS 辐射源威胁评估方法 ..... 董鹏宇, 王红卫, 陈游 (1973)
- 7911 一种 GTD 模型参数估计的改进 2D-TLS-ESPRIT 算法 ..... 郑舒予, 张小宽, 郭艺夺, 宗彬锋, 徐嘉华 (1982)
- 7912 基于多目标灰狼算法的干扰资源多效能优化方法 ..... 邢怀玺, 吴华, 陈游, 张翔 (1990)

北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 11 期 (总第 333 期)

- 7913 基于 ORBCOMM 卫星机会信号的定位技术 ..... 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 赵超 (1999)
- 7914 基于形态学滤波的快速多通道图像 EMD ..... 胡建平, 杜影, 谢琪, 王小超, 张道畅 (2007)
- 7915 单侧面板裂纹损伤对钛合金蜂窝夹层结构弯曲性能影响 ..... 岳喜山, 闫群, 赵伟, 谢宗蕻 (2018)
- 7916 FY-3D 卫星高光谱温室气体监测仪热控设计及在轨验证 ..... 申春梅, 于峰, 刘文凯 (2026)
- 7917 具有变点的不确定竞争失效退化系统的可靠性建模 ..... 刘宝亮, 张志强, 温艳清, 康淑瑰, 张磊 (2039)
- 7918 空间遥感器用环路热管瞬态数值模拟与在轨验证 ..... 孟庆亮, 杨涛, 于志, 赵振明, 赵宇, 于峰 (2045)
- 7919 基于边际-人工蜂群算法的舰载机机群出动保障人员配置-调度联合优化方法 ..... 苏析超, 伍恒, 崔荣伟, 张勇 (2056)
- 7920 密封汽流激振下转子动力特性的时域分析 ..... 司和勇, 曹丽华, 郭帅, 李盼 (2069)
- 7921 四旋翼无人机执行器可重构性量化评价方法研究 ..... 申富媛, 李炜 (2077)
- 7922 激波风洞 7°尖锥边界层转捩实验研究 ..... 栗继伟, 卢盼, 汪球, 赵伟 (2087)

- 7923 基于 SVM 和 EKF 的高超声速滑翔飞行器轨迹预报 ..... 程云鹏, 孙成志, 闫晓东 (2094)
- 7924 倾转四旋翼飞行器倾转过渡走廊分析方法 ..... 俞志明, 陈仁良, 孔卫红 (2106)
- 7925 潜望式激光通信粗指向装置的多工况拓扑优化 ..... 赵瑞杰, 王春洁, 阎肃 (2114)
- 7926 基于 XFEM-CZM 耦合的胶接接头裂纹扩展分析及强度预测 ..... 周伟, 张超, 甘淑媛 (2121)
- 7927 电液负载敏感位置伺服系统自抗扰控制方法 ..... 刘华, 汪成文, 郭新平, 赵斌, 霍鹏飞 (2131)
- 7928 基于改进 GERT 的任务过程时间特性建模分析方法 ..... 夏宏青, 焦健, 褚嘉运, 赵廷弟 (2140)
- 7929 一维 GTD 散射中心模型参数估计的改进 MUSIC 算法 ..... 郑舒予, 张小宽, 郭艺夺, 宗彬锋, 徐嘉华 (2149)
- 7930 无人机组导航直接法与间接法滤波方式比较 ..... 王均晖, 孙蕊, 程琦, 张文宇 (2156)
- 7931 基于 CRITIC-TOPSIS 的动态辐射源威胁评估 ..... 徐宇恒, 程嗣怡, 庞梦洋 (2168)
- 7932 基于瞬时相关频域检测的复合调制引信定距方法 ..... 王雄武, 郝新红, 贾建光, 栗革, 陈齐乐 (2176)
- 7933 GSO 卫星系统布设中的通信干扰评估方法 ..... 董苏惠, 姚秀娟, 高翔, 韩朝晖, 闫毅, 孙云龙 (2184)

### 北京航空航天大学学报 2020 年第 46 卷第 12 期 (总第 334 期)

- 7934 考虑冲击韧性的退化-冲击相依竞争失效建模 ..... 孙富强, 李艳宏, 程圆圆 (2195)
- 7935 分体四轮式空气循环制冷系统仿真及试验研究 ..... 杨涵, 张兴娟, 王超, 杨春信 (2203)
- 7936 多表冗余惯导数据融合算法及在自对准中的应用 ..... 郭建刚, 陈鹏, 郑伟 (2211)
- 7937 民机客舱布局工效学量化设计模型 ..... 陈浩, 庞丽萍, 完颜笑如, 方玉峰, 郭司南, 闵雨晨 (2217)
- 7938 一种全球临近空间大气密度建模方法及应用 ..... 程旋, 肖存英, 杨钧烽, 胡雄, 闫召爱, 柳丹 (2227)
- 7939 考虑舵机时滞的阵风减缓主动控制律设计 ..... 杨阳, 杨超, 吴志刚, 戴玉婷 (2236)
- 7940 辐照和 EO 灭菌对 SIS 材料免疫原性的对比研究 ..... 孙磊, 袁源, 牛睿, 李伟峰, 翟晖, 牛旭峰 (2245)
- 7941 基于 ASTSMO 和 UIO 的故障估计方法 ..... 秦玉峰, 史贤俊, 翟禹尧, 韩露, 龙玉峰 (2253)
- 7942 复杂系统的选择性维修模型和求解算法 ..... 王海朋, 段富海, 马骏 (2264)
- 7943 基于 SADRC 的四旋翼姿态解耦控制及稳定性分析 ..... 万慧, 齐晓慧, 李杰 (2274)
- 7944 半自动驾驶公交车辆编组与调度优化 ..... 代壮, 陈汐, 马晓磊 (2284)
- 7945 暖机对舰载机滑跃起飞安全影响分析 ..... 钱仁军, 李本威, 徐彦军, 董庆, 张赞 (2293)
- 7946 基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法 ..... 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 余旺盛, 马素刚 (2302)
- 7947 空地量子密钥分发网络中数据协调方案 ..... 孙海正, 尚涛, 刘建伟, 耿云霄 (2311)
- 7948 基于 Hamilton 体系的 Lagrange 方程盒式倾转旋翼无人机建模 ..... 吴翰, 王正平, 周洲, 王睿 (2320)
- 7949 基于 SMO 的改进型转子位置检测方法 ..... 赵亚辉, 冯明, 李卫文 (2329)
- 7950 基于复合控制的磁悬浮 CMG 动框架效应抑制 ..... 王舒, 郑世强 (2339)
- 7951 基于自适应学习策略的改进鸽群优化算法 ..... 胡耀龙, 冯强, 海星朔, 任羿 (2348)
- 7952 基于 RS-CRITIC 的空战目标威胁评估 ..... 杨爱武, 李战武, 徐安, 吕跃, 奚之飞 (2357)
- 7953 极稀疏投影数据的 CT 图像重建 ..... 武丽君, 孙丰荣, 杨江飞, 于倩蕾, 贺芳芳 (2366)
- 7954 GEO-UAV 空天双基 SAR 二维分辨能力分析 ..... 李谨成, 郭德明 (2374)

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2020 Vol. 46 Total Contents

(Sum 323 ~ Sum 334)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 1 (Sum 323)**

- 7693 Interannular flow characteristics of coaxial rotational conical cylinder  
..... BAO Feng, LU Yuan, ZENG Hualun, TU Li (1)
- 7694 Control strategy of lunar orbit descent to achieve lunar landing  
..... LI Gefei, LIU Yong, MA Chuanling, HAO Dagong (13)
- 7695 Study on Earth-to-Mars direct transfer trajectory by the Long March launch vehicle  
..... GENG Guangyou, WANG Jue, HOU Xiyun, YU Menglun, WANG Jianming, ZHANG Zhiguo (20)
- 7696 Bifactor weight determination method based on direction and distance in geomagnetic data assimilation  
..... LIU Xiaogang, XU Jinglin, GUAN Bin, MA Jian, DUAN Weichao (29)
- 7697 Air disturbance affecting wing deflection deformation modeling for InSAR  
..... ZHU Zhuangsheng, ZHANG Meng (38)
- 7698 Design of spacecraft multi-channel near-field wireless energy transfer system  
..... LIU Zhiqiang, ZHU Liying, ZHANG Xiaofeng, YANG Shichun, LIU Qingjun (51)
- 7699 Mechanism of spray in gasoline direct injection engine based on laser diagnostics  
..... SHANG Yong, JIN Wei (60)
- 7700 Variable structure and dynamics properties of mixing rotor due to thermal expansion  
..... PAN Jianzhi, WEI Dasheng, HU Weinan (67)
- 7701 Longitudinal stability analysis for X-37B like trans-atmospheric orbital test vehicle based on aerodynamic derivatives  
..... ZHANG Qing, YE Zhengyin (77)
- 7702 Hygrothermal property of domestic carbon fiber/bismaleimide resin composites for aeronautic application  
..... XU Weiwei, WEN Youyi, GU Yizhuo, LI Bo, TU Jiayi, ZHANG Zuoguang (86)
- 7703 Improved response surface method of reliability analysis based on efficient search method  
..... HONG Linxiong, LI Huacong, PENG Kai, XIAO Hongliang, ZHANG Xu (95)
- 7704 Integrated design scheme for fault sample size determination and allocation  
..... WANG Kang, SHI Xianjun, HAN Xu, LONG Yufeng (103)
- 7705 LiDAR K-means clustering algorithm based on threshold  
..... XIA Xianzhao, ZHU Shixian, ZHOU Yiyao, YE Mao, ZHAO Yiqiang (115)
- 7706 Negative ambiguity function characteristics simulation of FDA  
..... WANG Bo, XIE Junwei, ZHANG Jing, SUN Bosen (122)
- 7707 Outlier detection of ionospheric anomaly data in China  
..... LIU Yulong, LI Rui, BAO Junjie, LIU Yaxi (133)
- 7708 Modeling of GNSS-R signal under effects of swell and rain  
..... WU Di, ZHANG Bo, LI Bowen (141)
- 7709 MSCSG attitude measurement method based on inverse system decoupling  
..... YU Chunmiao, WANG Zhou, REN Yuan, WANG Weijie, FAN Yahong (150)
- 7710 Optimal maneuver penetration strategy based on power series solution of miss distance  
..... WANG Yafan, ZHOU Tao, CHEN Wanchun, HE Tailong (159)
- 7711 Integrated planning method and optimization for off-chip time-triggered communication  
..... WANG Jingjing, LI Qiao, XIONG Huagang, LI Ershuai (170)
- 7712 Knowledge discovery of telemetry data cross-correlation structure based on ensemble learning  
..... SHI Mengxin, ZHI Jia, GAO Xiang, YANG Jiasen (181)
- 7713 Super-resolution reconstruction algorithm based on deep learning mechanism and wavelet fusion  
..... YANG Sichen, WANG Huafeng, WANG Yuehai, LI Jintao, WANG Yunhao (189)
- 7714 Mechanism of voltage spike production during switching transients and its suppression methods in Boost converter  
..... YU Zhaolong, GE Hongjuan, LI Shang, YANG Fan (198)
- 7715 Optimization of pressing force considering instantaneous springback in skin-side pressed drilling  
..... WANG Wei, WANG Min, CHEN Wenliang, XU Qinghe, HUANG Wen, JIANG Hongyu (210)
- 7716 Optimized two-dimensional FFT signal processing algorithm for millimeter-wave FM fuze  
..... GUO Chenxi, HAO Xinhong, LI Ping, LI Guolin, JIA Ruili (220)
- 7717 Mechanism and experiment on high-efficiency chip removal in ultrasonic vibration core drilling of CFRP  
..... LI Zhe, WANG Xin, ZHANG Yi, HOU Bo, ZHANG Deyuan (229)

- 7718 Non-orthogonal multiple-relaxation-time lattice Boltzmann simulation of natural convection in porous square cavity with internal heat source  
..... ZHANG Ying, BAO Jin, GUO Hailong, LIAN Xiaolong, HUANG Yichen, LI Peisheng (241)
- 7719 Integrated orbit, attitude and manipulator control of space multi-body system  
..... WEI Chunling, YUAN Quan, ZHANG Jun, WANG Mengfei (252)
- 7720 Hierarchical porous ZnMn<sub>2</sub>O<sub>4</sub> microsphere anode  
..... REN Yanbiao, ZHANG Shichao, ZHANG Lincai, HE Xiaowu, ZHAO Jinguang (259)
- 7721 Moving object speed measurement for low-camera-angle surface surveillance  
..... ZHANG Tianci, DING Meng, QIAN Xiaoyan, ZUO Hongfu (266)
- 7722 A technology for generation of space object optical image based on 3D point cloud model  
..... LU Tingting, LI Xiao, ZHANG Yao, YAN Yan, YANG Weidong (274)
- 7723 Design of Moon-to-Earth transfer orbit with direct atmospheric reentry  
..... BEN Liyan, YAN Lingling, XIE Xianghua, ZHANG Rui, WANG Guoji (287)
- 7724 Dynamic property test and system identification of model aircraft actuators  
..... SUN Yukai, ZHANG Renjia, WU Zhigang, YANG Chao, YANG Yang (294)
- 7725 Dynamic characteristics of wire-driven parallel robot with wire damping  
..... PENG Miaojiao, WU Huisong, LIN Qi, ZHOU Fangui, LIU Ting, WANG Xiaoguang (304)
- 7726 Time-varying formation control for UAV swarm with directed interaction topology and communication delay  
..... HE Lyulong, ZHANG Jiaqiang, HOU Yueqi, LIANG Xiaolong, BAI Peng (314)
- 7727 Fault-tolerant design method for circuit system based on moment-independent importance  
..... LU Zhendan, CHEN Yunxia, JIN Yi, HE Xiaobin (324)
- 7728 Information reconstruction algorithm of aero-engine sensors and actuators  
..... SUN Hao, GUO Yingqing, ZHAO Wanli (331)
- 7729 Composite iterative learning control for electric dynamic loading system with control time delay  
..... DAI Mingguang, QI Rong (340)
- 7730 Enhancement of implicit assembly strategy in overlapping grids  
..... XUAN Chuanwei, HAN Jinglong (350)
- 7731 Similarity theory in icing wind tunnel test  
..... TIAN Yongqiang, CAI Jinsheng, ZHANG Zhengke, YANG Leilei (359)
- 7732 Separation of midcourse multiple micro-motion targets based on DSFMT  
..... CHEN Shuai, FENG Cunqian, ZHANG Rong (371)
- 7733 Influence of mechanical vibration on characteristics of plane tactile sensing  
..... SONG Rui, SUN Xiaoying, LIU Guohong (379)
- 7734 Air combat threat assessment based on improved GRA-TOPSIS  
..... XI Zhifei, XU An, KOU Yingxin, LI Zhanwu, YANG Aiwu (388)
- 7735 Two-stage variable threshold correlative and competitive degradation modeling  
..... WANG Qianyuan, YUAN Hongjie, XU Ruyuan (398)
- 7736 Burr characteristics of robotic rotary ultrasonic drilling aluminum alloy stacked components  
..... HU Lichuang, ZHENG Kan, DONG Song, XUE Feng, SHU Jing, MIAO Didi (407)
- 7737 Sensitivity analysis for aviation insecure event using Monte-Carlo method under uncertain conditions  
..... CHEN Haoran, CUI Lijie, REN Bo, ZHANG Jiakui (414)
- 7738 Design of LiDAR ranging system for short-distance dynamic range and error analysis  
..... WANG Hao, LUO Pei, LI Xiaolu (422)
- 7739 Optimization for settings of sensor array in electromagnetic tomography  
..... YUE Yuanli, LIU Ze, WU Jianli, MIAO Yu, LIU Xianglong, WANG Jiawei (430)
- 7740 Hardware-in-the-loop simulation of fuel cell UAV power system  
..... DAI Yueling, LIU Li, ZHANG Xiaohui (439)
- 7741 Deformation and end contact force of fiber-reinforced soft gripper  
..... GU Sucheng, WANG Baoxing, LIU Juncheng, LI Wei, CAO Yi (447)

- 7742 Electrostatic cross-correlation sensitivity weighting based gas path debris monitoring  
..... WANG Chao, ZHANG Shuai, LI Yadong, JIA Lin (457)
- 7743 Design and analysis of a new large rotation angle 2T2R parallel mechanism  
..... FANG Hairong, LI Zhuangzhuang (465)
- 7744 Airworthiness compliance verification method of CO<sub>2</sub> metric based on QAR data  
..... CAO Huiling, TANG Xinhao (474)

- 7745 Solving finite element stiffness matrix based on convolutional neural network  
..... JIA Guanghui, YU Yunrui, WANG Dan (481)
- 7746 Signal recognition of loose particles inside aerobat based on support vector machine  
..... MENG Cai, LI Yanggang, ZHANG Guoqiang, ZHAO Changxing (488)
- 7747 Takeoff taxiing control of joined-wing UAV based on backstepping method  
..... LI Jiguang, DONG Yanfei, YANG Fang, SHEN Yang (496)
- 7748 Adaptive cross-section segmentation method for aircraft fuel mass properties calculation  
..... SONG Wei, ZHONG Ruoying (505)
- 7749 A prototype for rapid generation of cabin layout of blended wing body aircraft  
..... ZHU Wensheng, YU Xiongqing (515)
- 7750 Static response performance of yttria-stabilized zirconia based flame sensor  
..... XU Hanqing, FAN Weijun, ZHANG Rongchun, SHI Qiang, TAN Wenlong, FENG Jianwei (524)
- 7751 Application of matrix bandwidth reduction technique in implicit discontinuous Galerkin  
..... LI Liang, WU Songping (532)
- 7752 Quadratic programming equivalent mapping method for external aerodynamic force in flight load analysis  
..... LIU Yunzhen, WAN Zhiqiang, YANG Chao (541)
- 7753 Distributed user trace collection and storage system  
..... XIA Qianchen, LYU Jianghua, MENG Xiangxi, MA Shilong (548)
- 7754 Optimization algorithm of infrared cooperative location based on ridge regression  
..... WANG Jundi, XU Yunshan, PENG Fang, XIAO Bingsong (563)
- 7755 Sensitive parameters affecting performance of three-petal high-speed floating-ring seal  
..... LI Qingzhan, LI Shuangxi, ZHENG Rao, MA Wenjie, ZHUANG Suguo (571)
- 7756 Online trajectory planning algorithm for hypersonic glide re-entry problem  
..... LI Jun, JIANG Zhenyu (579)
- 7757 An adaptive mesh refinement method based on immersed finite element method  
..... ZHANG Hua, BAI Junqiang, QIAO Lei, LIU Yan (588)
- 7758 Orbit correction method of space-based laser interferometric gravitational wave detector  
..... HUANG Wentao, SHI Peng, ZHAO Yushan, WU Haifei (598)
- 7759 Inlet/engine integrated control based on auxiliary door  
..... YE Dongxin, ZHANG Haibo, CHEN Haoying (608)
- 7760 An improved DS evidence theory algorithm for conflict evidence  
..... ZHANG Huan, LU Jianguang, TANG Xianghong (616)
- 7761 Weak links identification of diesel engine system under strong electromagnetic pulse  
..... LIU Tianshi, ZHAO Yu, ZHU Ting, SUN Tiegang, WU Yi, SUN Xiaoying (624)
- 7762 Vehicle detection in UAV image based on video interframe motion estimation  
..... CHEN Yingxue, DING Wenrui, LI Hongguang, WANG Meng, WANG Xu (634)
- 7763 Angle deception effect of FDA on amplitude comparison direction finding system with single pulse  
..... WANG Bo, XIE Junwei, GE Jiaang, ZHANG Jing (643)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 4 (Sum 326)**

- 7764 Real-time performance evaluation technology of airborne network for avionics system  
..... HE Feng, ZHOU Xuan, ZHAO Changxiao, LI Qiao, WANG Peng, XIONG Huagang (651)
- 7765 Separation technology of system noise in error motion test  
..... FENG Ming, ZHOU Chengyu, ZHANG Kun, WANG Xinjie (666)
- 7766 Airline hub network optimization design under uncertain demand  
..... LE Meilong, ZHENG Wenjuan, WU Minggong, WANG Zekun (674)
- 7767 Physics-based numerical simulation of AUV docking by self-propulsion  
..... WU Lihong, WANG Shiwen, FENG Xisheng, LI Yiping, LIU Kaizhou (683)
- 7768 Terrain match aided navigation method of hypersonic glide vehicle  
..... XIAN Yong, REN Leliang, YANG Zicheng, ZHANG Daqiao, LI Jie (691)
- 7769 Path planning for mobile robot based on improved genetic algorithm  
..... WEI Tong, LONG Chen (703)
- 7770 Video formatting method of near-space data for Web scientific visualization  
..... TAN Jian, WANG Shenghua, GUO Changshun (712)
- 7771 Research on wagon-wheel fuel grain parametric design and internal ballistics performance of hybrid rocket motor  
..... LI Xintian, CAI Qiang, LI Yancheng, WANG Xuekun, DAN Linpeng (724)
- 7772 Inter-satellite communication rate control method of Beidou navigation constellation  
..... LI Xianbin, WANG Jian, FAN Guangteng, YANG Zhixi (731)
- 7773 Interval interference time-variant reliability analysis method for propellant tank  
..... XIN Tengda, ZHAO Jiguang, CUI Cunyan, DUAN Yongsheng (739)

- 7774 Residual vibration suppression method of a cylindrical material loading robot  
..... ZHENG Yu, GUANG Chenhan, YANG Yang (746)
- 7775 High-precision decoupling calibration method of multi-dimensional mounting spacecraft  
..... MAO Boyuan, JI Junpeng, ZHANG Pengfei (754)
- 7776 TSKF algorithm for pulsar position error estimation  
..... XU Qiang, FAN Xiaohu, XU Liguo, WANG Hongli, FENG Lei (761)
- 7777 Formation control for high-order linear swarm systems with complex communication conditions  
..... SHI Xiaohang, ZHANG Qingjie, LYU Junwei (769)
- 7778 Interval type-2 adaptive fuzzy sliding mode control design of reentry attitude for reusable launch vehicles  
..... YANG Zhenshu, MAO Qi, DOU Liqian (781)
- 7779 High-precision geomagnetic reference map construction method based on compressed sensing  
..... MA Xiaoyu, ZHANG Jinsheng, HAO Liangliang, LI Ting, WANG Shaobo, LI Lin (791)
- 7780 Design and analysis of a 3-PPP compliant parallel micro-positioning stage  
..... WANG Baoxing, MENG Gang, LIN Miao, LI Wei, CAO Yi (798)
- 7781 A Cache design for image warping  
..... KANG Jie, LIU Qiang (808)
- 7782 Research and design of synchronous GPS spoofing signal generation technology  
..... LIU Yachuan, KOU Yanhong (814)
- 7783 Rate-constrained traffic prediction of TTE network based on LSTM  
..... SHI Yafei, LI Qiao, XIONG Huagang (822)
- 7784 Numerical study on mechanical properties of seaplane in whole water surface landing process  
..... ZHAO Yunke, QU Qiulin, LIU Peiqing (830)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 5 (Sum 327)**

- 7785 Air traffic complexity recognition method based on complex networks  
..... WU Minggong, YE Zelong, WEN Xiangxi, JIANG Xurui (839)
- 7786 Tilted orbital milling method for hole-making of CFRP/titanium alloy laminated structures  
..... GAO Yanfeng, FANG Xiang'en, XIONG Jun, XIAO Jianhua (851)
- 7787 Global estimation method based on least square fitting for distributed POS  
..... YE Wen, LIU Yanhong, WANG Bo, CAI Chenguang, LI Jianli (862)
- 7788 Numerical simulation and analysis of aerodynamic characteristics of fan-wing airfoil with leading edge winglet  
..... DU Siliang, FENG Chen, TANG Zhengfei (870)
- 7789 DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system  
..... WU Xiaojing, ZENG Lingchuan, GONG Yingkui (883)
- 7790 Hot forming limit of TA15 titanium alloy based on M-K model  
..... BI Jing, MA Bolin, ZHANG Yanling, ZHANG Zhi, WU Xiangdong (893)
- 7791 Immune optimization algorithm for nonlinear multi-objective probabilistic constrained programming  
..... ZHANG Renchong, ZHANG Zhuhong (900)
- 7792 A image reconstruction algorithm of transient sources based on combined sparsities of background and variation  
..... YANG Yi, DENG Li, DUAN Ran, YANG Zhen (915)
- 7793 Simultaneous inversion of fractal morphology and particle size distribution of soot aggregate based on light scattering intensity  
..... ZHANG Junyou, QI Hong, WANG Yifei, REN Yatao, RUAN Liming (925)
- 7794 Visualization experimental study of compensation chamber of a propylene loop heat pipe  
..... LIU Cheng, XIE Rongjian, WANG Shiyue, WU Yinong (933)
- 7795 Trim analysis method of helicopter based on CFD/CSD loose coupling  
..... YU Jin, WANG Song, LIU Yong, YANG Weidong (941)
- 7796 Temperature field reconstruction of scattering flame based on light-field imaging  
..... HUANG Xing, QI Hong, NIU Zhitian, REN Yatao, RUAN Liming (952)
- 7797 Active disturbance rejection based formation tracking and collision avoidance control for second-order multi-agent system  
..... YAO Hui, XI Jianxiang, WANG Cheng, HU Laihong (960)
- 7798 Flow control method for UAV airport airspace based on graph theory  
..... CUI Kai, ZENG Guoqi, LIN Wei, QUAN Quan (978)
- 7799 Method and experimental verification of dynamic accuracy detection of single-frequency RTK  
..... SUN Yixuan, YU Baoguo, YANG Dongkai, DU Yi, HAN Mutian (988)
- 7800 Large crater identification method based on deep learning  
..... ZHENG Lei, HU Weiduo, LIU Chang (994)
- 7801 Multiple-fault fault-tolerant control of transport aircraft based on extended state observer  
..... DONG Wenhan, TONG Yingyi, ZHU Peng, GUO Jia (1005)
- 7802 Influence of diurnal temperature changes on oxygen concentration in free space of fuel tank  
..... ZHANG Ruihua, LIU Weihua, PENG Xiaotian, FENG Shiyu (1018)

- 7803 A difference measurement points planning method for large-scale surface of aircraft  
..... MAO Zhe, LI Shuanggao, XU Yan, ZENG Qi, ZHU Kui (1024)
- 7804 Numerical simulation and comparison of oxygen consumption inerting and hollow membrane inerting in fuel tank  
..... WANG Suming, FENG Shiyu, LI Zongqi, PENG Xiaotian, LIU Weihua (1032)
- 7805 Image mosaic tampering detection based on deep learning  
..... BIAN Liang, LUO Xiaoyang, LI Shuo (1039)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 6 (Sum 328)**

- 7806 EEG based amplitude-modulated auditory steady-state response and auditory selective attention analysis  
..... ZHENG Dezhi, JIA Hongru, JIANG Fengmin, ZHU Meiyi, NA Rui, ZHANG Shuailei (1045)
- 7807 Path following and obstacle avoidance control of AUV based on MPC guidance law  
..... YAO Xuliang, WANG Xiaowei (1053)
- 7808 Stable control of MSCMG rotor based on feedback linearization  
..... TANG Jiqiang, WEI Tongkun, NING Mengyue, CUI Xu (1063)
- 7809 Method for screening fine water mist additive based on temperature drop index of lithium-ion battery  
..... ZHANG Qingsong, LUO Xingna, CHENG Xiangjing, BAI Wei (1073)
- 7810 Experimental research on aerodynamic force effect of multiple plumes based on pressure-sensitive paint technique  
..... WU Jing, CAI Guobiao (1080)
- 7811 A method for GNSS-IR soil moisture inversion based on GPS multi-satellite and triple-frequency data fusion  
..... SUN Bo, LIANG Yong, HAN Mutian, YANG Lei, JING Lili, HONG Xuebao (1089)
- 7812 Tactical activity recognition model and online accurate inference based on CIDBN  
..... GUO Haifeng, LIU Hongqiang, ZHUANG Yanlong, YANG Haiyan (1097)
- 7813 Numerical simulation of parafoil inflation process based on fluid-structure interaction method  
..... ZHANG Siyu, YU Li, LIU Xin (1108)
- 7814 Effect of hygrothermal environment on tensile and compressive properties of CCF800/epoxy scarf-repaired laminates  
..... ZHANG Jie, CHENG Xiaoquan, CHENG Yujia, FENG Zhenyu (1116)
- 7815 Research and detection of magnetic anomaly signals of moving vehicles at different speeds  
..... WANG Yao, SHAO Jianda, HU Guohang, LIU Xiaofeng, ZHANG Kaixin (1125)
- 7816 Periodic quasi-satellite orbits around Phobos and their injections  
..... WU Xiaojie, WANG Yue, XU Shijie (1133)
- 7817 Multi-platform cooperative task planning with decoupling optimization and circulating APF  
..... JIA Zhengrong, LU Faxing, WANG Hangyu (1142)
- 7818 Beijing-Tianjin-Hebei carbon steel soil corrosion rate map based on BP-GIS  
..... LI Jingyang, WANG Zhen, CHEN Yi, QI Junfeng, YANG Bin (1151)
- 7819 Extended-state-observer based sliding mode control for pump-controlled electro-hydraulic servo system  
..... GUO Xiping, WANG Chengwen, LIU Hua, ZHANG Zhenyang, JI Xinhao, ZHAO Bin (1159)
- 7820 Control-oriented modal analysis and dynamic modeling for six-degree-of-freedom piezoelectric vibration  
isolation platform ..... YU Shuaibiao, ZHANG Zhen, ZHOU Keming (1169)
- 7821 A roll angle estimation method using GPS based on adaptive filter  
..... LIU Yang, LI Huaijian, DU Xiaojing (1177)
- 7822 Remote sensing image ship detection based on modified YOLO algorithm  
..... WANG Xikun, JIANG Hongxu, LIN Keyu (1184)
- 7823 An object-oriented multi-scale segmentation optimization algorithm based on PCA  
..... JIANG Chenchen, HUO Hongtao, FENG Qi (1192)
- 7824 Control-aircraft state interdependent network model and characteristic analysis  
..... LI Ang, NIE Dangmin, WEN Xiangxi, WANG Zekun (1204)
- 7825 Vulnerability and defense strategy for gunship against HE munition  
..... HU Zhengzhe, LI Xiangdong, ZHOU Lanwei, CHEN Xing (1214)
- 7826 Multicomponent LFM signal detection and parameter estimation method based on FRFT  
..... SONG Yaohui, HUANG Yangchao, ZHANG Hengyang, QIN Zhikang, GAO Weiting (1221)
- 7827 A decentralized fusion estimator using linear coding compensation method with non-fixed dropout rates  
..... HAN Xu, ZHAO Guorong, WANG Kang (1229)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 7 (Sum 329)**

- 7828 A robustness-enhanced traffic classification method in airborne network  
..... LYU Na, ZHOU Jiabin, CHEN Zhuo, LIU Pengfei, GAO Weiting (1237)
- 7829 Game analysis of airline freight alliance based on improved prospect theory  
..... YAN Yan, ZHANG Jin, TANG Qiuyu (1247)

- 7830 Reflection/transmission characteristics based on Legendre orthogonal polynomial method  
..... HE Cunfu, REN Zhewen, LYU Yan, GAO Jie, WANG Shuo, SONG Guorong (1258)
- 7831 Recognition of fighter maneuver in automatic flight training evaluation  
..... MENG Guanglei, ZHANG Huimin, PIAO Haiyin, LIANG Xiao, ZHOU Mingzhe (1267)
- 7832 Path planning for logistics UAV in complex low-altitude airspace  
..... ZHANG Qiqian, XU Weiwei, ZHANG Honghai, ZOU Yiyuan, CHEN Yutong (1275)
- 7833 A multi-dimensional comprehensive evaluation model of mental workload for complex flight missions  
..... WEI Zongmin (1287)
- 7834 Effects of propeller slipstream on diamond joined-wing configuration solar-powered UAV  
..... ZHAO Wei, HUANG Jiangliu, ZHOU Zhou, ZHANG Shunjia, BI Peng (1296)
- 7835 A methodology for target recognition with parameters of interval cross type  
..... LI Shuangming, GUAN Xin, ZHAO Jing, WU Bin (1307)
- 7836 Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging  
..... CHEN Qile, HAO Xinhong, YAN Xiaopeng, QIAO Caixia, WANG Xiongwu (1317)
- 7837 Target assignment method for phased array radar network in anti-missile early warning  
..... YANG Shanchao, TIAN Kangsheng, WU Weihua, LIU Wenjian, ZHOU Guangtao (1325)
- 7838 Modeling and analysis of pressure wave propagation inside pipeline of digital switched hydraulic system  
..... CHEN Xiaoming, ZHU Yuchuan, WU Changwen, GAO Qiang, JIANG Yulei (1335)
- 7839 Comparative study on information fusion methods in constellation distributed autonomous orbit determination  
..... YANG Jing, WEI Ruoyu (1345)
- 7840 Spacecraft non-singular adaptive terminal sliding mode attitude-orbit coupling control  
..... PAN Fei, ZHU Hongyu (1354)
- 7841 Channel compensation and signal detection of OFDM based on neural network  
..... LIU Buhua, DING Dan, YANG Liu (1363)
- 7842 Prediction method of shock wave peak overpressure generated by air explosion of rocket  
..... WANG Yan, WANG Hua, CUI Cunyan, DUAN Yongsheng, ZHAO Beilei (1371)
- 7843 An efficient characteristic-wise hybrid compact-WENO scheme  
..... LUO Xin, WU Songping (1379)
- 7844 Gust alleviation control for flying-wing UAV by control surface based on limited parameter variation rate  
..... SUN Yixuan, BAI Junqiang, LIU Jinlong, SUN Zhiwei (1387)
- 7845 Method of accuracy analysis for composite material surface measurement by lidar  
..... PAN Xin, ZHANG Li, HE Kai (1398)
- 7846 Conceptual design method of reconfigurable spacecraft based on visualization model  
..... GUO Dawei, LIU Li, CHEN Yujun, LI Wenguang, CHENG Song (1405)
- 7847 An offline training method using CGAN for anti-jamming communication decision network  
..... JIANG Minmin, LI Dapeng, QIU Xin, MU Fuqi, CHAI Xurong, SUN Zhihao (1412)
- 7848 An integrated planning model for production and transportation in make-to-order multi-site aviation manufacturing industry  
..... SHEN Guangya, LI Liheng, ZHANG Ning (1422)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 8 (Sum 330)**

- 7849 Influence of ultrasonic energy on weld formation of friction stir welding of aluminum alloy  
..... YANG Kunyu, PENG Bin, YUAN Zhaoqiao, SONG Jiayin, HE Diqiu (1437)
- 7850 Multi-scale joint estimation of SOC and capacity of lithium-ion battery  
..... YANG Shichun, HUA Yang, GU Qimeng, YAN Xiaoyu, LI Lin (1444)
- 7851 Dimensionless study on efficiency of new exhaust residual pressure utilization system  
..... YU Qihui, ZHAI Jianwei, TAN Xin, FANG Guihua, MENG Jianguo (1453)
- 7852 Fault diagnosis method for wind turbine pitch system based on modified IMM  
..... WANG Jinhua, ZHU Enchang, CAO Jie, YU Ping (1460)
- 7853 Damping anti-vibration design and optimization method of composite skin with hard coating  
..... ZHANG Bocheng, ZHANG Jian, ZHANG Zefeng, HU Jingze (1469)
- 7854 Optimization of anode propellant allocation manner of 10 cm xenon ion thruster based on CFD  
..... HU Jing, YANG Fuquan, GUO Dezhou, GAO Jun, ZHENG Maofan (1476)
- 7855 Distributed moving horizon estimation under constraints of quantized measurements and packet dropouts  
..... LIU Shuai, ZHAO Guorong, ZENG Bin, GAO Chao (1485)
- 7856 Visual feedback system applied to AI chips  
..... LI Xinzhi, DONG Shengbo, CUI Xiangyang, LIU Zhizhe, GUO Guanghao (1494)
- 7857 Reentry trajectory planning for range-extended hypersonic vehicles with boosters  
..... FENG Yue, WANG Rongshun, MEI Yingxue, SUN Hongfei, WU Liaoni (1503)
- 7858 Optimization of diffusion barrier process on copper interconnection  
..... FU Xiaojuan, ZHAO Yiqiang, LIU Jun, SONG Kaiyue (1514)

- 7859 Dynamic scheduling for aircraft mobile production line considering material supply interference  
..... LU Bin, LU Zhiqiang (1521)
- 7860 A transient modeling method for unknown information regulating valves in complex pipeline network system  
..... WANG Yejun, CHEN Yang, CAI Guobiao, HUANG Yulong, WANG Xianyong (1535)
- 7861 Driving characteristics and energy saving and emission reduction performance of aircraft electric taxiing system  
..... TANG Jianjun, GUO Weidong, XU Dongguang, JIA Yuhong (1545)
- 7862 Monaural singing voice separation based on high-resolution network  
..... ZHANG Yang, NIU Zhixian, NIU Baoning, CHANG Yan (1555)
- 7863 Electrical impedance tomography based on improved MRNSD algorithm  
..... FAN Wenru, LI Jingyao, WANG Bo (1564)
- 7864 Radar LPI performance evaluation method for waveform domain based on IFA-HFS  
..... YANG Chengxiu, WANG Qianzhe, PENG Weidong, LI Huanu, PEI Shaoting (1574)
- 7865 Dynamic analysis of off-center arrest for carrier-based aircraft considering kink-wave  
..... XIE Pengpeng, PENG Yiming, WEI Xiaohui, NIE Hong (1582)
- 7866 Method for reducing number of ARAIM subsets based on subset inclusion  
..... LIU Jinxin, TENG Jitao, LI Rui, WANG Junjun (1592)
- 7867 Optimization method of scan test compression circuit based on EDT  
..... LI Song, ZHAO Yiqiang, YE Mao (1601)
- 7868 Target detection method for region proposal network with variable anchor box  
..... LI Chenghao, RU Le, HE Linyuan, CHI Wensheng (1610)
- 7869 Design of a novel read and write assisted circuit in low power SRAM  
..... GUO Chuncheng, HAO Xudan, CHEN Fei (1618)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 9 (Sum 331)**

- 7870 Construction of network security situation indicator system for video private network  
..... LI Xin, DUAN Yongcheng, HUANG Shuhua, FAN Zhijie (1625)
- 7871 Cross-modal object tracking algorithm based on pedestrian attribute  
..... ZHOU Qianli, ZHANG Wenjing, ZHAO Luping, TIAN Naiqian, WANG Rong (1635)
- 7872 Lane semantic analysis based on road feature information  
..... LUO Sheng, ZHAO Li, WANG Muchou (1643)
- 7873 Vehicle re-identification optimization algorithm based on high-confidence local features  
..... DOU Xinze, SHENG Hao, LYU Kai, LIU Yang, ZHANG Yang, WU Yubin, KE Wei (1650)
- 7874 White-box cryptographic video data sharing system based on SM4 algorithm  
..... WU Zhen, BAI Jian, LI Dashuang, LI Bin, ZENG Bing, ZHANG Zhengqiang (1660)
- 7875 High-performance multi-core video stream transmission model based on PF\_RING  
..... LI Xin, FAN Zhijie, CAO Zhiwei, HU Zhengliang, CHEN Guoliang (1670)
- 7876 Automatic recognition for terrorism related image based on transfer learning  
..... CHEN Mengfu (1677)
- 7877 Cross-domain person re-identification based on partial semantic feature invariance  
..... ZHANG Xiaowei, LYU Mingqiang, LI hui (1682)
- 7878 Monocular image based 3D model retrieval using triplet network  
..... DU Yujia, LI Haisheng, YAO Chunlian, CAI Qiang (1691)
- 7879 Structural weighted low-rank approximation for Poisson image deblurring  
..... WU Qingbo, REN Wenqi (1701)
- 7880 Learning shrinkage fields for low-light image enhancement via Retinex  
..... WU Qingbo, WANG Rui, REN Wenqi (1711)
- 7881 Extraction of foreground area of pedestrian objects under thermal infrared video surveillance  
..... ZHANG Yugui, SHEN Liuqing, HU Haimiao (1721)
- 7882 Intelligent criminal investigation system based on both footprint recognition and surveillance video analysis  
..... TAO Yining, SU Feng, YUAN Peijiang, WANG Tianmiao, ZHONG Tao, HAO Jingru (1730)
- 7883 Dual-spectrum intelligent temperature detection and health big data management system  
..... ZHANG Jieru, SU Feng, YUAN Peijiang, WANG Tianmiao, TAO Yining, DING Dong (1739)
- 7884 Pedestrian re-identification method based on spatial attention mechanism  
..... ZHANG Zihao, ZHOU Qianli, WANG Rong (1747)
- 7885 Improved face recognition method based on MobileFaceNet network  
..... ZHANG Zihao, WANG Rong (1756)
- 7886 An improved ORB algorithm based on region division  
..... SUN Hao, WANG Peng (1763)
- 7887 Vital signs detection via facial video analysis  
..... CHEN Hui, ZHENG Xiujuan, NI Zongjun, ZHANG Yun, YANG Xiaomei (1770)

- 7888 A lightweight multi-target real-time detection model  
..... QIU Bo, LIU Xiang, SHI Yunyu, SHANG Yanfeng (1778)
- 7889 Trans-scale feature aggregation network for multiscale pedestrian detection  
..... CAO Shuai, ZHANG Xiaowei, MA Jianwei (1786)
- 7890 Facial expression recognition method based on a joint normalization strategy  
..... LAN Lingqiang, LI Xin, LIU Qiyuan, LU Shuhua (1797)
- 7891 Palmprint enhancement and ROI extraction based on U-Net  
..... LU Zhanhong, SHAN Lubin, SU Lixun, JIAO Yuxin, WANG Jiahua, WANG Haixia (1807)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 10 (Sum 332)**

- 7892 Intersection test scenarios for AEB based on accident data mining  
..... XU Xiangyang, ZHOU Zhaohui, HU Wenhao, XIAO Lingyun, LI Wenjuan, WANG Shuhan (1817)
- 7893 Target tracking algorithm based on AIGWO-IMMUKF  
..... YOU Hanghang, HAN Qisong, YU Minjian, LONG Hongzhi, YANG Haiyan, LI Pengyong (1826)
- 7894 Coincidence counting and acquisition of the time difference of arrival in quantum positioning systems  
..... CONG Shuang, SONG Yuanyuan (1834)
- 7895 Image fusion dehazing algorithm based on minimum channel and logarithmic attenuation  
..... YANG Yan, ZHANG Dexin, YUE Hui (1844)
- 7896 Dynamic collaborative planning method of earth observation resources based on contract network  
..... PEI Xinyu, LIU Baoju, DENG Min, WU Guohua, BAI Xue, HU Shuling (1853)
- 7897 Numerical simulation of spreading process of lunar regolith simulant by DEM  
..... LI Wen, XU Kening, HUANG Yong, HU Wenyong, WANG Daokuan (1863)
- 7898 Adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning  
..... LIU Fang, SUN Yanan, WANG Hongjuan, HAN Xiao (1874)
- 7899 Bare soil circular polarization scattering properties for GNSS-R applications  
..... WU Xuerui, OUYANG Xinqiu, WANG Fang, MA Wenxiao (1883)
- 7900 A fretting fatigue total life prediction method for dovetail attachment  
..... XU Kening, LI Wen, HUANG Yong, YU Qingtao, MA Guojia, HU Wenyong (1890)
- 7901 Flutter active control method of time-varying delayed aerofoil with free-play nonlinearity  
..... NIE Xueyuan, ZHENG Guannan, YANG Guowei (1899)
- 7902 Nonlinear disturbance observer based control for relative position and attitude coupled spacecraft  
..... LIU Zengbo, QIAO Jianzhong, GUO Lei, LIU Zongyu, FAN Songtao (1907)
- 7903 A novel method for aviation safety prediction considering error uncertainty  
..... REN Bo, ZENG Hang, LIU Min, WANG Fang, CUI Lijie, CHEN Haoran (1916)
- 7904 Stochastic unit cell model for predicting elastic modulus of nanoporous copper  
..... JI Yu, XING Yufeng, SHAO Lihua (1923)
- 7905 Fault-tolerant synchronization control for a dual redundant electro-hydraulic actuator system based on velocity estimation  
..... LI Ting, WANG Xinmin, YANG Ting, CAO Yuyan, XIE Rong (1929)
- 7906 Reliability analysis on one type of hydraulic motor in the case of introducing failure  
..... HU Wenlin, LYU Weimin (1941)
- 7907 UAV real-time route planning logical architecture in complex threal environment  
..... LIU Chang, XIE Wenjun, ZHANG Peng, GUO Qing, XIAO Zonghao, GAO Chao (1948)
- 7908 Safety analysis and simulation verification of HWP in aerial refueling  
..... CONG Jiping, CUI Lijie, CHEN Haoran, REN Bo (1958)
- 7909 Design of MSCSG control system based on ADRC and RBF neural network  
..... LI Lei, REN Yuan, CHEN Xiaocen, YIN Zengyuan (1966)
- 7910 GRA-TOPSIS emitter threat assessment method based on game theory  
..... DONG Pengyu, WANG Hongwei, CHEN You (1973)
- 7911 An improved 2D-TLS-ESPRIT algorithm of GTD model parameter estimation  
..... ZHENG Shuyi, ZHANG Xiaokuan, GUO Yiduo, ZONG Binfeng, XU Jiahua (1982)
- 7912 Multi-efficiency optimization method of jamming resource based on multi-objective grey wolf optimizer  
..... XING Huaixi, WU Hua, CHEN You, ZHANG Xiang (1990)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 11 (Sum 333)**

- 7913 Positioning technology based on ORBCOMM signals of opportunity  
..... QIN Honglei, TAN Zizhong, CONG Li, ZHAO Chao (1999)
- 7914 A fast EMD for multi-channel images based on morphological filter  
..... HU Jianping, DU Ying, XIE Qi, WANG Xiaochao, ZHANG Daochang (2007)
- 7915 Influence of one side facesheet crack damage on flexural properties of titanium honeycomb sandwich structures  
..... YUE Xishan, YAN Qun, ZHAO Wei, XIE Zonghong (2018)

- 7916 Thermal control system design and on-orbit verification of hyperspectral greenhouse gas monitor on FY-3D satellite  
..... SHEN Chunmei, YU Feng, LIU Wenkai (2026)
- 7917 Reliability modeling of uncertain competing failure degradation system with a change point  
..... LIU Baoliang, ZHANG Zhiqiang, WEN Yanqing, KANG Shugui, ZHANG Lei (2039)
- 7918 Transient numerical simulation and on-orbit verification of loop heat pipe used for space remote sensor  
..... MENG Qingliang, YANG Tao, YU Zhi, ZHAO Zhenming, ZHAO Yu, YU Feng (2045)
- 7919 Joint optimization method for carrier-based aircraft fleet sortie support personnel configuration and scheduling  
based on marginal-ABC algorithm ..... SU Xichao, WU Heng, CUI Rongwei, ZHANG Yong (2056)
- 7920 Time-domain analysis of rotordynamic characteristics with steam flow excited vibration in seal  
..... SI Heyong, CAO Lihua, GUO Shuai, LI Pan (2069)
- 7921 Quantitative reconfigurability evaluation method of actuator for quadrotor UAV  
..... SHEN Fuyuan, LI Wei (2077)
- 7922 Experimental study of boundary-layer transition on a  $7^\circ$  sharp cone in shock tunnel  
..... LI Jiwei, LU Pan, WANG Qiu, ZHAO Wei (2087)
- 7923 Trajectory prediction of hypersonic glide vehicle based on SVM and EKF  
..... CHENG Yunpeng, SUN Chengzhi, YAN Xiaodong (2094)
- 7924 Analysis method for conversion corridor of quad tilt rotor aircraft  
..... YU Zhiming, CHEN Renliang, KONG Weihong (2106)
- 7925 Multi-working-condition topology optimization of coarse pointing mechanism for periscopic laser communication  
..... ZHAO Ruijie, WANG Chunjie, YAN Su (2114)
- 7926 Crack propagation analysis and strength prediction of bonded joints based on XFEM-CZM coupling method  
..... ZHOU Wei, ZHANG Chao, GAN Shuyuan (2121)
- 7927 Active disturbance rejection control method for position servo system based on electro-hydraulic load sensing  
..... LIU Hua, WANG Chengwen, GUO Xinping, ZHAO Bin, HUO Pengfei (2131)
- 7928 Improved GERT based time characteristic modeling and analysis method for task process  
..... XIA Hongqing, JIAO Jian, CHU Jiayun, ZHAO Tingdi (2140)
- 7929 Parameter estimation of 1D GTD scattering center model based on an improved MUSIC algorithm  
..... ZHENG Shuyu, ZHANG Xiaokuan, GUO Yiduo, ZONG Binfeng, XU Jiahua (2149)
- 7930 Comparison of direct and indirect filtering modes for UAV integrated navigation  
..... WANG Junhui, SUN Rui, CHENG Qi, ZHANG Wenyu (2156)
- 7931 Dynamic radiator threat assessment based on CRITIC-TOPSIS  
..... XU Yuheng, CHENG Siyi, PANG Mengyang (2168)
- 7932 A ranging method of hybrid modulation fuze based on instant correlation frequency domain detection  
..... WANG Xiongwu, HAO Xinhong, JIA Jianguang, LI Ping, CHEN Qile (2176)
- 7933 Communication interference assessment methods in GSO satellite system deployment  
..... DONG Suhui, YAO Xiujian, GAO Xiang, HAN Zhaohui, YAN Yi, SUN Yunlong (2184)

**Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2020 Vol. 46 No. 12 (Sum 334)**

- 7934 Competing failure modeling for degradation-shock dependence systems with shock toughness  
..... SUN Fuqiang, LI Yanhong, CHENG Yuanyuan (2195)
- 7935 Simulation and test study on split four-wheel air cycle refrigeration system  
..... YANG Han, ZHANG Xingjuan, WANG Chao, YANG Chunxin (2203)
- 7936 Data fusion algorithm of multi-sensor redundant inertial navigation and its application in self-alignment  
..... GUO Jianguang, CHEN Peng, ZHENG Wei (2211)
- 7937 Quantitative design model of civil aircraft cabin layout for ergonomics  
..... CHEN Hao, PANG Liping, WANYAN Xiaoru, FANG Yufeng, GUO Sinan, MIN Yuchen (2217)
- 7938 A modeling method and its application of global atmospheric density in near space  
..... CHENG Xuan, XIAO Cunying, YANG Junfeng, HU Xiong, YAN Zhaoai, LIU Dan (2227)
- 7939 Design of gust alleviation active control law considering time-delay of servo actuator  
..... YANG Yang, YANG Chao, WU Zhigang, DAI Yuting (2236)
- 7940 Comparative study on immunoreactions of small intestinal submucosa by irradiation and ethylene oxide  
sterilization treatments ..... SUN Lei, YUAN Yuan, NIU Rui, LI Weifeng, ZHAI Hui, NIU Xufeng (2245)
- 7941 Fault estimation method based on adaptive super-twisting sliding mode observer and unknown input observer  
..... QIN Yufeng, SHI Xianjun, ZHAI Yuyao, HAN Lu, LONG Yufeng (2253)
- 7942 Selective maintenance model and its solving algorithm for complex system  
..... WANG Haipeng, DUAN Fuhai, MA Jun (2264)
- 7943 Attitude decoupling control and stability analysis of SADRC based quadrotor system  
..... WAN Hui, Qi Xiaohui, LI Jie (2274)
- 7944 Semi-autonomous driving bus platooning and scheduling optimization  
..... DAI Zhuang, CHEN Xi, MA Xiaolei (2284)

- 7945 Effect of heating of turbine on the safety of carrier-based aircraft ski jump takeoff  
..... QIAN Renjun, LI Benwei, XU Yanjun, DONG Qing, ZHANG Yun (2293)
- 7946 Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism  
..... PU Lei, FENG Xinxi, HOU Zhiqiang, YU Wangsheng, MA Sugang (2302)
- 7947 Data reconciliation scheme for space-ground quantum key distribution network  
..... SUN Haizheng, SHANG Tao, LIU Jianwei, GENG Yunxiao (2311)
- 7948 Modeling of box-wing tilt-rotor UAV based on Lagrange equation in Hamilton system  
..... WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, WANG Rui (2320)
- 7949 Improved rotor position detection method based on SMO  
..... ZHAO Yahui, FENG Ming, LI Weiwen (2329)
- 7950 Composite control method for gimbal excitation effect suppression of magnetically suspended CMGs  
..... WANG Shu, ZHENG Shiqiang (2339)
- 7951 Improved pigeon-inspired optimization algorithm based on adaptive learning strategy  
..... HU Yaolong, FENG Qiang, HAI Xingshuo, REN Yi (2348)
- 7952 Threat assessment of air combat target based on RS-CRITIC  
..... YANG Aiwu, LI Zhanwu, XU An, LYU Yue, XI Zhifei (2357)
- 7953 CT image reconstruction from ultra-sparse projection data  
..... WU Lijun, SUN Fengrong, YANG Jiangfei, YU Qianlei, HE Fangfang (2366)
- 7954 Two-dimensional resolution ability of GEO-UAV bistatic SAR  
..... LI Jincheng, GUO Deming (2374)

# 《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

## 1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

## 3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》  
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵  
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇  
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金  
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人  
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰  
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平  
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁  
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第46卷第12期 2020年12月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS  
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.46 No.12 December 2020

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮编 100083

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information

Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics

and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100083, P. R. China)

Chief Editor ZHAO Qinpings

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965  
CN 11-2625/V

国内定价 50.00元/期

ISSN 1001-5965

