## 西北工业大学学报

## XIBEI GONGYE DAXUE XUEBAO

2020年12月 第38卷增刊 ISSN 1000 – 2758 CODEN XGDUE2

## 目 次

新型多级铝蜂窝缓冲器的缓冲性能研究与分析	
陈金宝 钱佳程 贾山 周金华 徐雅男	(1)
立方星发射技术研究	
吴晗玲 范书群 邓梦然 谢萱	(7)
石墨膜导热带在航天遥感器低温光学上的应用	
	(16)
基于 SiBCN 陶瓷材料的无毒 ADN 基发动机点火实验研究	
王梦 陈君 张涛 杨治华 李达鑫 王子欢 解舫	(22)
高超声速稀薄流尖前缘平板气动性能分析	
	(27)
盘绕式伸展臂纵杆变形分析研究	
	( 35)
卫星总装过程异构数据物联集成技术研究	
	(44)
航天器热控分系统的一种能源管理技术	
	(53)
空间电源系统小信号稳定性研究综述	
张文杰 乔卫新 王田 马季军 黄忞	( 58)
面向弹群智能协同的社会性依存模型框架研究	
陈轶迪 蔡达 黄蓓	(70)

平行智能导弹集群系统研究	
	(77)
基于卷积神经网络的空间站舱内目标检测研究	
曹哲 曹郁葱 李剑飞 徐超凡 谭启蒙	(84)
改进型变分自编码器及其在航天器故障检测中的应用	
	(90)
软件定义卫星有效载荷技术研究	
	(96)
一种改进的星载 CAN 总线时间同步方法	
	(102)
采用 eMMC 的新型小卫星大容量存储技术研究	(40=)
	(107)
一种适应卫星网络的 DTN 分组路由策略	(112)
MoSi <sub>2</sub> 涂层制备对于双组元离心式发动机的影响分析	(113)
	(120)
一种连杆式星箭分离机构的设计	(120)
	(127)
适用于商业航天的全局 MPPT 优化算法	, ,
	(133)
捕风一号卫星构型与结构优化设计	
单悌磊 白照广 陈寅昕 邸国栋 葛逸民 冯振伟	(140)
一种小尺度目标检测卷积神经网络设计	
	(146)
CubeSat 太阳电池阵研究进展	
兰志成 林君毅 崔新宇	(154)

# JOURNAL OF NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

Dec. 2020 Vol.38 Supplement ISSN 1000 – 2758 CODEN XGDUE2

## **Abstracts**

6	CHEN Jinbao, QIAN Jiacheng, JIA Shan, ZHOU Jinhua and XU Yanan
	Research and Analysis of Cushioning Performance of New Multistage Aluminum Honeycomb Buffer
15	WU Hanling, FAN Shuqun, DENG Mengran and XIE Xuan
	Research on CubeSat Launch Technology
21	WANG Yang, GAO Changchun, MENG Qingliang and KONG Qingle
	Application of Heat Conduction Band of Graphite Film in Low Temperature Optics of Space Remote Sensor
26	WANG Meng, CHEN Jun, ZHANG Tao, YANG Zhihua, LI Daxin, WANG Zihuan and
	XIE Fang
	Review on the Development of SiBCN Ceramic Materials and Its Application in Non Toxic ADN Based
	Engines
34	ZHANG Shuai, FANG Shuzhou and XU Yang
	Aerothermodynamics and Aerodynamics Analyses of Plates with Sharp Leading Edge in the Hypersonic
	Rarefied Flow
43	MA Haibo, MU Yuqiang, HUANG Hai and ZHAO Xurui
	Study on Longeron Deformation Analysis of a Coilable Mast
52	WANG Zhi, WAN Feng, WU Jianfeng, XING Xiangyuan and ZHAO Wenhao
	Research on Integration Technology of Heterogeneous Data of Satellite Assembly Process
57	LU Wei, CHEN Zhonggui, FAN Hanlin and PANG Bo
	A Power Management Technology for Spacecraft Thermal Control Subsystem
69	ZHANG Wenjie, QIAO Weixin, WANG Tian, MA Jijun and HUANG Min
	Review of Research on Small Signal Stability in Space Electrical Power System
76	CHEN Yidi, CAI Da and HUANG Bei
	Research on the Framework of Social Dependence Model for Intelligence Missile Swarm

- 83 XU Rui, LIU Zhongshi, ZHANG Yuling and SONG Tianli
  - Research on Parallel Intelligent Missile Cluster System
- 89 CAO Zhe, CAO Yucong, LI Jianfei, XU Chaofan and TAN Qimeng
  - Research on Target Detection in Space Station Cabin Based on Convolutional Neural Network
- 95 XIANG Gang, TAO Ran, QU Chen, HAN Feng and GAO Xiaoying
  - An Improved Variational Autoencoder and Its Applications on Fault Detection of Aerospace Craft
- 101 ZHOU Yuan, ZHANG Xunying, ZHI Yongfeng MEN Yongping
  Research on Software Defined Satellite Payload Technology
- 106 LI Guojun, SU Chenguang, LI Zhigang, ZHANG Dongchen and LI Zihao
  An Enhanced Synchronization Model for Onboard CAN Data Bus
- 112 TAN Weifeng, WANG Gan, DOU Jiao and CUI Yaozhong
  Research on New Mass Storage Based on eMMC for Small Satellite
- 119 MAO Yiding, TIAN Zhou, ZHAO Yu, SUN Hanwen, XU Weilin and ZHAO Yi
  A DTN Packet Routing Strategy for Satellite Networks
- 125 ZHANG Zhen, CAI Kun, JIA Zhonghua, WANG Na, YU Yusong, WANG Fengshan and MAO Xiaofang
  - Effect of the MoSi<sub>2</sub> Coating Preparation Quality on Performance and Reliability of Bipropellant Centrifugal Engine
- 132 LI Tengfei, ZHANG Hongliang, CHEN Yinxin, WANG Ruixian, MA Lingxi and SHAN Tilei
  - Design of Connecting Rod Separation Mechanism for Small Satellite
- 139 XU Yiyuan and XU Qifeng
  - A Global MPPT Optimization Algorithm for Commercial Aerospace
- Optimal Design of Configuration and Structure for BF-1 Satellite
- 153 CONG Longjian, LIU Yanxin, JIN Songzhi, HAO Mengxi, LIU Yanyangshuo, ZHOU Bin and ZHANG Hui
  - A Convolutional Neural Network Architecture for Small-Scale Object Detection
- 160 LAN Zhicheng, LIN Junyi and CUI Xinyu
  - The Research Development of CubeSat Solar Array

Vol.38 Supplement

## 新型多级铝蜂窝缓冲器的缓冲性能研究与分析

陈金宝1,2,3,钱佳程1,贾山1,2,3,周金华1,徐雅男1

(1.南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2.航天进入减速与着陆技术实验室, 江苏 南京 210016; 3.深空星表探测机构技术工信部重点实验室, 江苏 南京 210016

摘 要:为提升行星探测器着陆缓冲过程的安全性与稳定性,提出了一种新型结构的多级铝蜂窝缓冲器,该缓冲器属于双向拉压缓冲器,具有结构简单、可靠性强、通用化程度高等特点。通过Ansys/Ls-dyna 对 3 种材料的三级铝蜂窝缓冲进行冲击仿真实验,并与传统的 2 种材料的三级铝蜂窝进行对比,其结果表明在一级铝蜂窝压缩完成后,冲击平台反向加速度峰值明显降低,且加速度变化曲线较为顺滑,有利于提高行星探测器着陆过程中整体安全特性。在此基础之上,考虑到实际结构工程应用,对 3 种材料的三级铝蜂窝进行旋转正交组合实验,选取一种最具有合理性的搭配方案。将该搭配方案应用于新构型的整机环境中利用 Adams 进行冲击仿真,并与传统悬臂式着陆器的仿真结果进行对比分析以验证其缓冲性能。

**关 键 词:**着陆缓冲;缓冲器;多级铝蜂窝;反向加速度;整机仿真 中图分类号:V476.3 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0001-06

缓冲器作为行星探测器着陆过程中最重要的吸能装置,承担着吸收大部分冲击动能以及保护行星探测器的本体结构和有效载荷不受到冲击破坏的任务。铝蜂窝作为缓冲器的重要组成部分,利用其结构变形来实现吸收冲击动能的目的[1-5]。铝蜂窝是一种多孔固体材料,具有密度低、压溃强度弱、压缩变形大且空间适应性强等优点。在许多工程领域,特别是航天工程领域得到了广泛的应用,例如阿波罗11号月球探测器、嫦娥三号、嫦娥四号月球探测器。因此铝蜂窝缓冲性能的优化对行星探测器具有重要意义,国内国防科技大学李翔城等[6]对组合式铝蜂窝缓冲结构进行了研究,为缓冲吸能结构的优化设计提供新的选择方式。文献[7]对2种材料的铝蜂窝进行了多级搭配仿真,研究得出三级铝蜂窝具有最优良的缓冲吸能特性。

本文首先以新型多级蜂窝缓冲器作为研究对象,在此构型的基础上进行了3种材料的三级铝蜂窝的仿真实验,并与文献[7]中的2种材料的三级铝蜂窝的搭配仿真结果进行分析对比;其次将三级

铝蜂窝进行旋转正交组合仿真实验,进而对多级铝蜂窝缓冲器进行优化设计,为实际应用提供一种可行性方案。并将这种可行性方案应用到一定质量的新构型着陆器本体上做多种工况下的仿真分析,与传统悬臂梁式的探月着陆器做相应的对比分析以验证缓冲性能,为后续工程实施提供技术支撑。

## 1 新型缓冲器的基本构型与原理

缓冲器的设计由两块核心内容组成:缓冲设计和强度设计<sup>[8]</sup>。在缓冲设计部分,铝蜂窝具有密度低、压溃强度弱、压缩变形大且空间适应性强等优点。

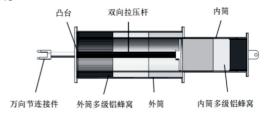


图 1 双向拉压多级蜂窝缓冲器

**收稿日期:**2020-09-01 **基金项目:**南京航空航天大学青年科技创新基金(NS2018052)资助

作者简介:陈金宝(1980—),南京航空航天大学教授,主要从事航天器结构与机构设计、航天器着陆缓冲机构设计研究。

通信作者:贾山(1983—),南京航空航天大学讲师,主要从事着陆缓冲系统与航天器结构研究。e-mail:jiashanazz@nuaa.edu.cn

如图 1 所示, 为一种新型的双向拉压多级蜂窝 缓冲器,通过在内筒内部设有压缩吸能材料、在外筒 内部设有拉伸吸能材料,以及在外筒内部设置凸台、 双向拉压杆、压缩装置相配合的设计,实现了行星着 陆缓冲器在着陆过程中的拉压双向吸能。具体工作 原理: 当缓冲器在冲击作用下受拉时, 拉力通过万向 节连接件拉动双向拉压杆的凸台对缓冲器外筒产生 作用,使得外筒和内筒产生相对滑动,在滑动过程中 外筒底部端盖压缩外筒多级铝蜂窝,外筒多级铝蜂 窝吸收冲击动能;当缓冲器在冲击作用下受压时,压 力通过万向节连接件传递给双向拉压杆,双向拉压 杆通过底部圆盘对内筒多级铝蜂窝进行压缩,内筒 多级铝蜂窝吸收冲击动能。其相对于传统缓冲器而 言结构简单,可靠性、通用化程度高。在结构设计上 基于新型多级蜂窝缓冲器的探月着陆器相对于传统 构型着陆器而言,具有一定的特殊性,图2所示为新 构型着陆器示意图。

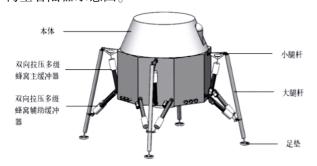


图 2 基于新型多级蜂窝缓冲器的探月着陆器

## 2 缓冲材料的选择

根据铝蜂窝结构压缩特性,可将其压缩过程分为异面压缩和面内压缩。如图 3 所示,沿着 z 方向压缩即为异面压缩,沿着 x,y 方向即为面内压缩。由于异面压缩时产生的平均应力远远大于面内压缩时产生的平均应力<sup>[9]</sup>,所以通常情况下,在铝蜂窝缓冲器中,由铝蜂窝来承受异面压缩方向的冲击载荷。

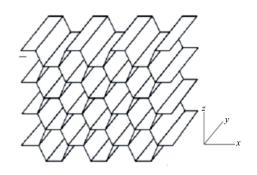


图 3 铝蜂窝材料异面方向示意图

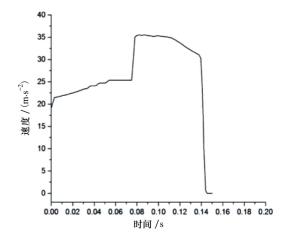


图 4 探测器(总质量 1 800 kg)反向加速度曲线[7]

文献[10]中利用 Hex web 公司的 2 种强度的铝蜂窝串联作为缓冲器的二级缓冲材料,以研究分析二级铝蜂窝缓冲装置的缓冲特性。而文献[7]在选取 Hex web 公司的 2 种强度的铝蜂窝作为缓冲材料的基础上,又对三级,四级和五级进行仿真分析,确定最佳吸能缓冲级数为三级。但是,上述三级蜂窝缓冲器仅仅局限于 2 种材料的铝蜂窝,且其仿真结果如图 4 所示。在当第一级蜂窝材料完全压缩时,探测器反向加速度发生突变,造成探测器过载突然增大,容易对探测器本体及有效载荷产生不利影响,且如若针对载人探测器而言,其内部宇航员具有不太良好的舒适度,或对宇航员身体造成损伤。在这一情况下,为缓和探测器反响加速度发生突变的情况,在 2 种材料的铝蜂窝之间再添加一种强度适中的铝蜂窝材料作为搭配,如表 1 所示。

表 1 铝蜂窝材料参数表[11]

型号	$E_X$ /GPa	$E_{Y}$ /GPa	$E_z$ /GPa	$G_{XY}$ /GPa	$G_{XZ}$ /GPa	$G_{YZ}$ /GPa
Hexweb1/4-5052-0.001-2.1	$1.3 \times 10^{-3}$	$1.3 \times 10^{-3}$	1.63	0.30	0.15	0.22
Hexweb1/4-5052-0.0015-2.3	$2.3 \times 10^{-3}$	$2.3 \times 10^{-3}$	1.75	0.35	0.18	0.26
Hexweb1/4-5052-0.0015-3.4	$3.1 \times 10^{-3}$	$3.1 \times 10^{-3}$	2.18	0.40	0.20	0.30

## 3 仿真分析验证

根据文献[12]所给出的着陆冲击模型及参数确定方法,选用探测器本身四分之一质量对铝蜂窝进行异面冲击(因为探测器本身如果为四腿结构,主缓冲支柱和辅助缓冲支柱分别承担纵向和横向载荷,竖向冲击主要靠主缓冲支柱来吸收,每条主缓冲支柱承担约四分之一的冲击质量),在 Ansys/Ls-dyna 软件中进行简化建模,利用 Ls-prepost 进行后处理,简化模型见图 5,质量块同样设为 450 kg,压缩完成后的状态如图 6 所示,仿真结果可得质量块的反向加速度如图 7 所示。

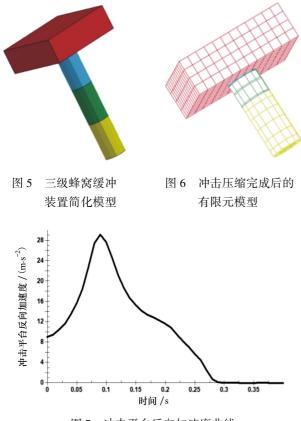


图 7 冲击平台反向加速度曲线

该仿真结果与先前两种材料的铝蜂窝搭配的三级蜂窝缓冲器对比,其冲击平台加速度最大值明显降低,且其冲击平台反应加速度曲线也更为平滑。由此可见,在强弱铝蜂窝间添加一种过渡性材料则更有利于减小在弱蜂窝铝材压缩量达到最大时突变加速度的变化峰值。

但是,为了适应新型双向拉压多级蜂窝缓冲器

的需求,需要将三级铝蜂窝的内外径,强中弱 3 种蜂窝的厚度,搭配出一种最优解,即三级铝蜂窝压缩量达到最大,且冲击平台反向加速度的最大值最小。针对上述问题,采用旋转正交组合实验对三级铝蜂窝进行搭配仿真实验。利用旋转正交组合方案进行实验具有较强的代表性,能够比较全面地反映各因素水平对指标影响的大致情况,具有均衡分散性和整体可比性,能减少实验次数,使计算分析大为简化[13]。

将压缩行程仿真结果导入到 Design-Expert 软件进行验证其结果是否收敛<sup>[14]</sup>,如图 8 所示,验证可得其仿真结果在合理范围之内,具有收敛性。且当三级 铝蜂 窝整个行程为 750 mm,弱蜂窝(Hexweb1/4-5052-0.001-2.1)长度为 300 mm,中蜂窝(Hexweb1/4-5052-0.0015-2.3)长度为 250 mm,强蜂窝(Hexweb1/4-5052-0.0015-3.4)长度为 200 mm时,其压缩行程最长,且其压缩完一级弱蜂窝时达到加速度最大值,相较于传统的 2 种材料的铝蜂窝组成的三级铝蜂窝而言,加速度峰值明显降低。

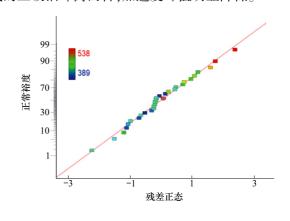
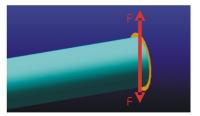


图 8 压缩行程残差正态图

在对多级铝蜂窝的搭配方式进行优化后,需要将优化结果应用到整机环境中,其整机多体动力学模型在 ADAMS 中建立,如图 9 所示。与传统悬臂梁式的探月着陆器机体质心反向加速度做相应的对比分析以验证缓冲性能,其模型如图 10 所示。为了对铝蜂窝的压溃力模拟,建立 2 个摩擦块,利用摩擦力来模拟铝蜂窝压溃[14]。建模方法:内筒与两摩擦块建立接触副,2 个摩擦块之间建立平面副,且均与外筒存在滑移副,方向沿内筒轴向,并且存在摩擦,图 11 展示了铝蜂窝的摩擦块建模形式。在工况 1 环境中,质心加速度响应极限工况下着陆器机体姿

态为四腿同时着地,其触地速度为 4 m/s,本体质量 为 1 600 kg, 引力环境为 1.63 m/s<sup>2</sup>, 本体质心加速度 如图 12 所示,着陆器足垫触地后,通过铝蜂窝压溃 进行吸能减速。传统构型的铝蜂窝着陆器,其最大 质心加速度出现在  $0.062 \text{ s}, a_{\text{max}} = 40.8 \text{ m/s}^2$ ,新构型 的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最大质心加速度出现 在 0.056 s,  $a_{\text{max}} = 36.2 \text{ m/s}^2$ 





新构型探月着陆器多体动力 学模型(四腿同时着地)

图 10 传统构型探月着陆器多体动 力学模型(四腿同时着地)

图 11 铝蜂窝压溃模拟示意图

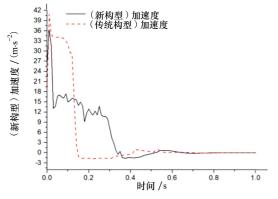


图 12 本体质心加速度(四腿同时着地)

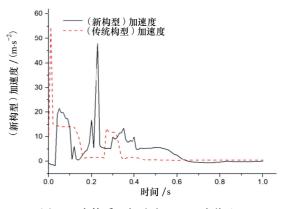


图 15 本体质心加速度("2-2"式着地)

图 13 和图 14 分别展示了"2-2"着陆条件下新 构型探月着陆器和传统构型探月着陆器的多体动力 学模型,其着陆条件为:触地速度为4 m/s,本体质 量为 1 600 kg, 月面坡度 8°, 引力环境为 1.63 m/s², 本体质心加速度如图 15 所示,着陆器足垫触地后, 通过铝蜂窝压溃进行吸能减速。传统构型的铝蜂窝 54.8 m/s²,新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最

着陆器,其最大质心加速度出现在  $0.052 \text{ s}, a_{\text{max}} =$ 大质心加速度出现在 0.224 s, $a_{max}$  = 49.3 m/s<sup>2</sup>。

图 13 新构型探月着陆器 多体动力学模型 ("2-2"式着地)

图 14 传统构型探月着陆器 多体动力学模型

("2-2"式着地)

图 16 和图 17 分别展示了"1-2-1"着陆条件下 新构型探月着陆器和传统构型探月着陆器的多体动 力学模型,其着陆条件为:触地速度为4 m/s,本体 质量 1600 kg, 月面坡度  $8^{\circ}$ , 引力环境为  $1.63 \text{ m/s}^2$ , 本体质心加速度如图 18 所示,着陆器足垫触地后, 通过铝蜂窝压溃进行吸能减速。传统构型的铝蜂窝 着陆器,其最大质心加速度出现在  $0.098 \, \mathrm{s}, a_{\mathrm{max}} =$ 41 m/s²,新构型的多级铝蜂窝缓冲着陆器,其最大 质心加速度出现在  $0.289 \text{ s}, a_{\text{max}} = 34.7 \text{ m/s}^2$ 。





图 16 新构型探月着陆器 多体动力学模型 ("1-2-1"式着地)

图 17 传统构型探月着陆器 多体动力学模型 ("1-2-1"式着地)

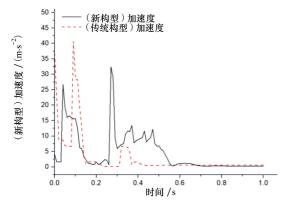


图 18 本体质心加速度("1-2-1"式着地)

将仿真结果进行对比分析,结果表明:在多种工况的着陆条件下,基于新型多级蜂窝缓冲器的探月着陆器的本体质心加速度普偏低于传统悬臂式着陆器,特别是在极端工况下,其最大质心加速度的响应时间低于传统悬臂式着陆器,这对于着陆器本体而言,更有利于其大大降低在着陆过程中出现的损伤。为后续工程实施及未来新着陆构型的设计提供技术支撑。

## 4 结 论

基于 Ansys/Ls-dyna 有限元软件,在传统 2 种强

度铝蜂窝的材料的基础之上再添加一种强度的铝蜂 窝材料进行过渡,对这种搭配方式的多级铝蜂窝进 行仿真,并将优化后的搭配方案应用于整机环境中, 该整机模型基于 Adams 仿真软件进行多条件多工 况下的仿真,其验证结果如下:

- 1) 在传统三级铝蜂窝缓冲器上添加另一种强度的铝蜂窝材料进行过渡后,以同样尺寸和质量的冲击平台对其进行冲击,经研究对比发现其相对于传统三级铝蜂窝缓冲器缓冲吸能特性更加良好,且在一级铝蜂窝压缩完成后,冲击平台反响加速度没有明显的突变,且其峰值也降低了不少,有利于降低探测器着陆过程中的损伤。
- 2)将新型的三级蜂窝缓冲器,从铝蜂窝厚度尺寸,内外径大小等方面进行搭配,这里采用了旋转正交组合实验,对多级铝蜂窝缓冲器进行优化设计,为实际应用选取了一种最具有合理性的搭配方案。
- 3)将优化后的搭配方案应用于整机环境中,在 "四腿同时着地","2-2 式着地","1-2-1 式着地"工 况下进行仿真验证,基于新型多级蜂窝缓冲器的探 月着陆器是完全可行的,且其缓冲性能相对于传统 悬臂式着陆器而言具有一定的优越性。

## 参考文献:

- [1] YAMSHITA M, GOTOH M. Impact Behavior of Honeycomb Structures with Various Cell Specifications-Numerical Simulation and Experiment [J]. International Journal of Impact Engineering, 2005, 32(1/2/3/4): 618-630
- [2] HONG ST, PAN J, TYAN T. Quasi-Static Crush Behavior of Aluminum Honeycomb Specimens under Compression Dominant Combined Loads[J]. International Journal of Plasticity, 2006, 22(6): 1062-1088
- [3] ZHOU Q Q, MAYER R R. Characterization of Aluminum Honeycomb Material Failure in Large Deformation Compression, Shear, and Tearing[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2002,124(4): 412-420
- [4] DOENGI F, BURNAGE S T, COTTARD H. Lander Shock-Alleviation Techniques [R]. ESA Bulletin 93, 1998
- [5] 王闯. 四腿桁架式月球着陆装置设计及其着陆缓冲技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008
  WANG Chuang. Design and Landing Buffer Technology of Four-Leg Trussed Lunar Landing Device [D]. Harbin: Harbin
  Institute of Technology, 2008 (in Chinese)
- [6] 李翔城, 林玉亮, 卢芳云, 等. 两种二级铝蜂窝结构缓冲吸能特性研究[J]. 中国测试,2016,42(10): 100-106 LI Xiangcheng, LIN Yuliang, LU Fangyun, et al. Study on Energy Absorption Characteristics of Two Secondary Aluminum Honeycomb Structures[J]. China Test, 2016, 42(10): 100-106 (in Chinese)
- [7] 卢志强. 载人登月飞行器用多级蜂窝缓冲器及全机软着陆冲击研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015 LU Zhiqiang. Multi-Stage Honeycomb Buffer and Impact of Soft Landing on Manned Lunar Landing Vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (in Chinese)
- [8] 杨建中,曾福明,满剑锋,等. 嫦娥三号着陆器着陆缓冲系统设计与验证[J]. 中国科学:技术科学,2014,44(5): 440-449

- YANG Jianzhong, ZENG Fuming, MAN Jianfeng, et al. Design and Verification of Landing Buffer System for CE-3 Lander [J]. Science of China; Technical Science, 2014, 44(5): 440-449 (in Chinese)
- [9] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular Solid: Structure and Properties [M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1997
- [10] 陈金宝, 聂宏, 赵金才, 等. 月球探测器软着陆缓冲机构着陆性能分析[J]. 宇航学报, 2008(6): 1729-1732 CHEN Jinbao, NIE Hong, ZHAO Jincai, et al. Analysis of Landing Performance of Lunar Prob Soft Landing Buffer Mechanism [J]. Acta Asronautica, 2008(6): 1729-1732 (in Chinese)
- [11] HexWeb. HexWebTMHoneycomb Energy Absorption Systems Design Date [EB/OL] (2005-08-15) [2020-03-15]. http://www.hexcelcomposites.com/Markets/Products/Honeycomb
- [12] 叶民镇. 地面撞击模型建模及相关参数确定[J]. 工程力学, 2006, 23(10): 107-110
  YE Minzhen. Modeling of Ground Impact Model and Determination of Related Parameters[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23 (10): 107-110 (in Chinese)
- [13] 刘颖,王海燕. 试验设计与分析[M]. 北京:清华大学出版社,2005 LIU Ying, WANG Haiyan. Test Design and Analysis[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005 (in Chinese)
- [14] NOHMI M, MIYAHARA A. Modeling for Lunar Lander by Mechanical Dynamics Software [C] // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Reston, 2005

## Research and Analysis of Cushioning Performance of New Multistage Aluminum Honeycomb Buffer

CHEN Jinbao<sup>1,2,3</sup>, QIAN Jiacheng<sup>1</sup>, JIA Shan<sup>1,2,3</sup>, ZHOU Jinhua<sup>1</sup>, XU Yanan<sup>1</sup>

- 1. School of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
- 2. Aerospace Enters Deceleration and Landing Technology Laboratory, Nanjing 210016, China;
- 3.Key Laboratory of Deep Space Astronomy Exploration Agency Technology Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing 210016, China

Abstract: To improve the safety and stability of the planetary detector during the landing buffer process, a novel structure of multi-stage aluminum honeycomb buffer is proposed. The buffer belongs to a bidirectional tension and pressure buffer that has the characteristics of simple structure, high reliability and high generalization. The impact simulation test of the three-stage aluminum honeycomb buffer of three materials has been carried out by Ansys/Ls-dyna. Compare with the traditional three-stage aluminum honeycomb of two materials, the results show that after the compression of the primary aluminum honeycomb is completed, the reverse acceleration peak of the impact platform is significantly reduced, and the acceleration curve is smoother, which is beneficial to improve the overall safety characteristics of the planetary detector during landing. On this basis, considering the actual structural engineering application, the rotating orthogonal combination test of three materials of three-stage aluminum honeycomb has been carried out to select the most reasonable matching schemes. The collocation scheme was applied to the new configuration of the whole machine environment using Adams for impact simulation, and compared with the traditional cantilever lander simulation results to verify its cushioning performance.

**Keywords:** landing buffer; buffer; multi-stage aluminum honeycomb; reverse acceleration; machine simulation

Dec.

2020 Supplement

Vol.38

## 立方星发射技术研究

吴晗玲, 范书群, 邓梦然, 谢萱 (北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要:针对立方星发射技术在推动立方星技术发展方面的重要作用,总结了当前立方星的3种发射方式:搭载发射、在轨平台发射和专用发射,介绍了各种发射方式的技术特点及典型应用案例,并对其优缺点进行了分析,指出立方星解体、星上危险品、电磁兼容、分离姿态是影响立方星发射安全性和可靠性的主要因素。从分离释放技术、零部件及材料选用要求和实验验证方法3个方面论述了提高发射安全性和可靠性的措施,基于立方星技术及应用领域的未来发展,分析了立方星发射技术所面临的研究内容和技术挑战,对探索高安全、高可靠、标准化的立方星发射技术将有重要的意义。

**关 键 词:**立方星; 搭载发射; 在轨平台发射; 专用发射; 立方星释放装置 中图分类号:V421.7 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0007-09

立方星(CubeSat,也称立方体卫星)是指由若干个尺寸约为100 mm×100 mm×113.5 mm、质量不超过1.33 kg 立方体单元(一般称为1U)组成的微纳卫星,常见立方星规格有1U、2U、3U、6U、12U等[1-3]。立方星采用商业化货架产品和模块化设计方案,具有易于技术更新、研制周期短、经济成本低等突出优点。自立方星概念提出后,其应用范围从教学和科研逐渐拓展到新技术验证、通信遥感、空间在轨服务、高抗毁性星群分布式空间组网等领域[4],研发主体由大学和科研院所向商业公司转化,其应用数量越来越多、应用领域越来越广。全球首批立方星于2003年06月30日由Rokot/Briz-KM运载火箭成功发射,总共6颗。截止2020年01月01日,全球已有1200颗不同规格的立方星发射升空[5]。

立方星具有体积小、重量轻、形状规则特点,其发射方式与传统大、中、小型卫星发射方式必然有差异。首先,无论是从体积、重量,还是从发射费用方面来考虑,立方星都无法作为主星来发射,只能以搭载或多个立方星集群发射的方式来进行;其次,立方星在发射过程中如发生解体或提前分离释放故障,会对整个发射任务带来灾难性的影响,因此,要提高立方星及立方星释放装置的安全性和可靠性,并经

实验验证,确保在发射过程中不能出现影响运载火箭、其他卫星及整个发射任务安全性与可靠性的问题;最后,技术及市场应用需求的发展使得立方星在性能和功能上需要进一步提升,由此带来结构外形、可展开部件、推进系统等方面突破原有立方星通用设计规范的束缚。为了满足未来应用需求,需要突破现有立方星通用规范规定的相关内容,针对立方星新的技术要求研究针对性的解决措施方法,以便于立方星的可靠发射。

基于立方星发射技术研究需求,本文在分析总结已有发射技术经验的基础上,结合立方星未来发展趋势,对立方星发射方式、发射安全性与可靠性、实验验证方法、发射规范化等方面内容进行研究和分析,以推动立方星技术的有利、有序和可控发展。

## 1 立方星发射安全性与可靠性

立方星在发射过程中的安全性与可靠性直接影响到整个发射任务的安全性与可靠性。而影响立方星发射安全性与可靠性的主要因素有:①卫星解体;②星上的危险品;③与主星或其他卫星的电磁兼容;④分离角速度过大。提高立方星发射安全性和可靠

性的技术及方法是广大立方星研究者重点关注的问题之一。

#### 1.1 分离释放技术

立方星的出现给星箭分离技术带来了新的研究 内容,适用于立方星的星箭分离技术成为立方星技术发展的重要支撑,他需要确保立方星在发射及分 离过程中的安全,不能影响其他卫星及整个发射 任务。

针对立方星的特点,加州州立理工大学和斯坦福大学共同提出一种专用于立方星装载与释放的技术方案<sup>[6]</sup>:将立方星封装在一个矩形金属箱内,金属箱一端有一可旋转打开的舱门,箱侧面有专门用于立方星测试的、可拆卸的口盖,箱底部装有分离弹簧,为立方星分离出筒提供动力。在飞行阶段,立方星被固定在箱内(通过舱门或者其他机构)。接到分离指令后,舱门锁紧,释放机构开始工作使舱门解锁,然后舱门在扭簧的作用下快速旋转打开,立方星在分离弹簧的推动下沿着释放装置内部直线导轨被弹射出去,完成立方星分离。完成了P-POD立方星释放装置产品研发,成功用于立方星在运载火箭上的装载与释放。P-POD立方星释放装置及内部结构如图1所示。

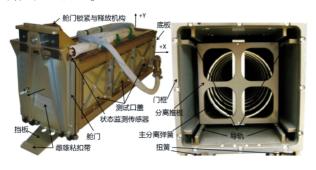


图 1 P-POD 立方星释放装置及内部结构图

立方星释放装置主要通过以下措施提高立方星的发射安全性<sup>[7-8]</sup>:①采用封闭式构型,即使在发射过程中立方星出现解体故障,也能将所有解体后的部件封闭在装置内部,避免其对运载火箭和其他卫星的影响,解决了立方星解体所带来的风险,同时封闭构型可以形成法拉第笼,进而避免运载火箭或主星受到电磁干扰的影响;②立方星及其释放装置通过采用直线导轨滑动,合理设计导轨配合间隙,可使立方星以较小的角度和角速度分离入轨,能在很大程度上改善立方星的分离姿态;③立方星上的行程开关顶在立方星释放装置的推板上,以关闭立方星

的星上电源,使得星上无线电设备停止工作,避免产生或传播无线电信号,从而产生与运载火箭或其他卫星产生电磁干扰等问题,一般要求立方星释放 45 分钟后,星上无线电设备才能开始工作。

立方星释放装置主要通过以下措施提高立方星的发射可靠性<sup>[7-8]</sup>:①绝大部分舱门锁紧与释放机构采用电磁铁、电机、记忆合金丝等非火工驱动源,可重复使用,性能可检可测;②舱门锁紧与释放机构采用冗余驱动源,在其中一个驱动源失效的情况下,另一个驱动源仍能正常工作,解除舱门约束,使得舱门能正常打开;③直线导轨上增加减磨润滑涂层,一方面防止冷焊,避免真空环境下立方星导轨和立方星释放装置导轨的粘连,另一方面可以减小二者导轨之间的滑动摩擦力,便于立方星弹射出筒;④增加分离状态监测传感器,监测舱门打开到位及分离推板到位状态,便于对立方星释放装置工作状态及立方星分离释放状态进行识别。

迄今为止,国内外已有多家研究机构基于立方星通用规范研制出多种形式的立方星释放装置,并成功用于立方星的装载与释放,国内外典型立方星释放装置有美国加州州立理工大学的 P-POD、美国 NanoRacks 公司的 NRCSD、荷兰太空创新解决方案公司的 ISI-POD、日本东京大学的 T-POD、日本宇航局的 J-SSOD、加拿大多伦多大学的 X-POD、德国 Astrofein 公司的 SPL/DPL/TPL/PSL-P、意大利 GAUSS Srl 公司的 GPOD、西北工业大学的 XYS-1等[3,9]。

#### 1.2 零部件及材料选用要求

立方星及其释放装置上所用的零部件应满足地 面集成、发射过程及真空使用环境的功能与性能 要求。

立方星及其释放装置在发射及分离释放过程中,所有部件都应约束在星上或释放装置上,不应产生活动物体。

立方星上的可展开部件(如天线、太阳能电池板等)应被约束在星上,不能依靠立方星释放装置约束这些可展开部件。可展开部件应在立方星分离30分钟后再展开。

立方星星上贮存的化学能总量一般不超过 100 Wh<sup>[1-2]</sup>。

立方星及其释放装置一般禁止使用易燃易爆有毒材料(含火工品),所用材料应是低放气性,真空质损(TML)不超过1.0%,可凝挥发物(CVCM)不超

过 0.1%[1-2]。

#### 1.3 实验验证方法

实验验证是检验立方星及其释放装置能否满足 其使用环境的重要措施,也是检验设计方案是否满 足设计要求的主要途径,进而能证明其满足发射安 全性和可靠性。

从发射角度来考虑(不考虑立方星为了适应真空使用所开展的各种真空环境实验),立方星及其释放装置所面临的最大预示环境(Maximum Predicted Environments, MPE)主要是地面集成和发射过程中的力、热与真空环境。实验项目及条件由立方星及其释放装置的研发者根据运载火箭或者空间站等发射载体提供的实验项目及条件来制定,并经双方认可。

在实验项目方面,一般要求鉴定件需要开展随机振动、正弦振动、冲击和热真空循环实验,首飞件还需要开展热真空烘烤实验,验收件需要开展随机振动、正弦振动、热真空循环和热真空烘烤实验,其

立方星:与飞行件一致的产品

中仅立方星释放装置开展热真空循环实验,主要是针对在轨平台释放立方星的应用场景。NASA 发射服务项目中立方星发射<sup>[10]</sup>的典型实验流程如图 2 所示,实验项目及量级如表 1 所示。

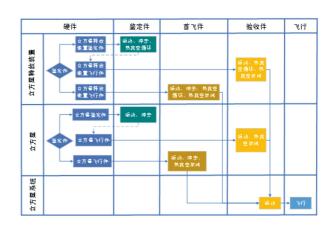


图 2 立方星及其释放装置实验流程

表 1 立方星及其释放装置实验项目及量级

	表 1 立万星及其粹放装直头验坝目及量级					
实验项目	鉴定件	首飞件	验收件			
随机振动6	MPE+6 dB, 三方向, 每方向 3 min	MPE+3 dB, 三方向, 每方向 2 min	MPE,三方向,每方向 1 min			
正弦振动6	MPE+6 dB, 对未被随机振动实验 覆盖的内容进行实验	1.25×MPE,对未被随机振动实验覆 盖的内容进行实验	MPE,对未被随机振动实验覆盖的内容进行实验			
冲击6	MPE+6 dB, 三方向 <sup>1,3</sup> , 每方向 3 次	MPE+3 dB, 三方向 <sup>1,3</sup> , 每方向 1 次				
热真空循环 (针对立方星 释放装置)	$MPE_{-10}^{+10}$ $\mathbb{C}^2$ ,低温: $-14_{-3}^0$ $\mathbb{C}$ ~+ $71_0^{+3}$ $\mathbb{C}$ ;循环次数: 8;停留时间: 热稳定后高低温状态最少为 1 h;温度变化速率:<5 $\mathbb{C}$ /min;真空度: 0.013 3 Pa	$MPE_{-10}^{+10}$ $\mathbb{C}^2$ ,低温: $-14_{-3}^0$ $\mathbb{C}$ ~+ $71_0^{+3}$ $\mathbb{C}$ ;循环次数: 4;停留时间: 热稳定后高低温状态最少为 1 h;温度变化速率:<5 $\mathbb{C}$ /min;真空度: 0.013 3 Pa	$MPE_{-5}^{+5} \mathbb{C}^2$ ,低温: $-9_{-3}^0 \mathbb{C} \sim +66_0^{+3} \mathbb{C}$ ; 循环次数:2;停留时间:热稳定后 高低温状态最少为 1 h;温度变化 速率: $<5 \mathbb{C}/min$ ;真空度:			
热真空烘烤 (针对立方星 释放装置)		最低温度 70℃ <sup>4,7</sup> ;循环次数:1;停留时间:热稳定后最少 3 h;温度变化速率:无要求;真空度:0.013 3 Pa	最低温度 70℃ <sup>4,7</sup> ;循环次数:1;停留时间:热稳定后最少 3 h;温度变化速率:无要求;真空度: 0.013 3 Pa			
热真空烘烤 (针对立方星)		最低温度 70℃ <sup>5.8</sup> ;循环次数:1;停 留时间:热稳定后最少 3 h;温度变 化速率:<5℃/min;真空度: 0.013 3 Pa	最低温度 70℃ <sup>5.8</sup> ;循环次数:1;停留时间:热稳定后最少 3 h;温度变化速率:<5℃/min;真空度:			
实验件	立方星释放装置:与飞行件一致的 产品(包括非火工驱动源、电缆线 和电连接器)	立方星释放装置:飞行件(包括非 火工驱动源、电缆线和电连接器) 立方星:飞行件	立方星释放装置:飞行件(包括非 火工驱动源、电缆线和电连接器) 立方星:飞行件			

表 1 的补充说明如下:

- 1) 动态环境随机振动 MPE 为 P95/50 的包络 值或飞行环境平均值+5 dB。正弦振动条件为载荷 预计值及飞行环境值的包络。冲击环境的 MPE 为 至少3个样本的 P95/50 包络值,如果使用小于3个样本,则应考虑4.5 dB 的不确定系数。
- 2) 热环境最大预示值:通过模拟得到的最大预示值+11℃(考虑不确定性)。
- 3)下列 2 种条件下不需要进行冲击实验:①转换为等效冲击响应谱(Q=10的 3 $\sigma$ 响应)时的鉴定随机振动实验谱超过 2 000 Hz 以下的所有频率的鉴定冲击频谱要求;②高于 2 000 Hz 的最大预期冲击频谱不超过(g)在 2 000 Hz 以上的所有频率的0.8倍频率值,对应于(50 f/s)的速度。
- 4) 假定在相同的真空条件中执行烘烤实验,为了一致,最高烘烤温度设定为热循环实验中的最高温度。
- 5) 如果立方星无法达到该温度量级,则立方星至少需要在60℃的最低温度下保持6h。
- 6)量级定义在立方星释放装置与运载火箭/在 轨平台的机械接口处。
  - 7) 热烘烤温度不超过鉴定级温度。
- 8)除非发射服务商根据材料选用、数量及证明 文件清单取消对立方星要求,否则立方星需要进行 热真空烘烤实验。

## 2 立方星发射方式

在早期只有大、中型运载火箭可选的情况下,立 方星数量少、体积小、重量轻使得其只能通过搭载发 射的方式进入太空。随着立方星技术的成熟及需求 的不断增加,以国际空间站为代表的在轨平台也开 始开展立方星的在轨发射业务。

近年来,国内外以立方星为代表的的微小卫星发展态势迅猛,受到社会商业资本的广泛重视,纷纷进入商业航天领域,原有的发射模式难以满足批量化、高频次、快速化微小卫星商业发射市场需求,于是涌现了众多面向以立方星为代表的微小卫星发射市场的商业小火箭[11],采用专用发射方式,一次将多个微小卫星(含立方星)发射入轨,以适应商业航天市场发射需求。

#### 2.1 搭载发射

搭载发射是指在不影响主星发射任务的条件

下,利用运载火箭富余的运载能力和空间,通过搭载的方式将一定数量的立方星发射人轨。一般情况下,搭载发射的基本要求是:①服从,搭载的立方星发射时间、轨道等服从主星;②无害,搭载的立方星不能给运载火箭及主星的发射任务带来不利影响;③一致,搭载的立方星临时因故不能参加搭载发射时,需提供外形及质量特性与立方星一致的模拟件参加搭载发射。搭载发射是立方星进入太空的最早途径,随着技术的成熟,越来越多的运载火箭提供搭载发射机会,搭载发射的立方星数量也越来越多。

2017年02月15日,印度极地卫星运载火箭 (polar satellite launch vehicle, PSLV) 在该国东南部 安得拉邦的萨蒂什达万航天中心成功将104颗卫星 送入预定轨道<sup>[12]</sup>。主星为 CartoSat-2D 地球观测卫星,重约714 kg,以及 INS-IA 卫星与 INS-IB 卫星剩余101颗是立方星,由荷兰太空创新解决方案公司 (innovative solutions in space, ISIS)负责发射服务,并提供25个四联装的立方星分离机构及相关附属件,如图3所示。



图 3 25 个四联装立方星释放装置(内含立方星)

2018 年 12 月 27 日,俄罗斯的 Soyuz2-1a 型火箭在俄远东地区的东方发射场将 28 颗卫星送入预定轨道<sup>[13]</sup>。主星为 2 颗红外地球观测卫星 Kanopus-V-5&6,各重 473 kg,其次是 1 颗重约80 kg的微型卫星,剩下 25 颗均为立方星。除此之外,还有若干立方星模拟件(代替因故无法按时参加搭载发射的立方星)。主星与搭载星安装状态如图 4 所示。

从发射机会和发射成本角度考虑,相对于其他 发射方式,"主星+若干个立方星"的一箭多星搭载 发射模式仍然是未来相当长一段时间内立方星发射 升空的主流方式。



图 4 主星与搭载星安装状态

#### 2.2 在轨平台发射

在轨平台发射是指在空间站、货运飞船、卫星等 在轨平台上释放立方星。立方星一般放在货运飞 船、载人飞船或卫星里通过运载火箭运送至预定轨 道,再在合适的时间内从这些在轨平台上释放入轨。

2012年10月04日,通过日本HTV-3货运飞船进入国际空间站的5颗立方星在国际空间站上完成分离入轨任务,这是首次在国际空间站上释放立方星<sup>[14]</sup>。截至2018年8月,国际空间站上已释放200余颗立方星,其中大部分立方星发射业务由NanoRacks公司负责,该公司成立于2009年,于2013年10月获NASA授权在国际空间站上开展微纳卫星商业发射业务,至2017年12月底,NanoRacks公司共完成193颗立方星(其中176颗立方星是采用该公司NRCSD立方星释放装置)的在轨释放<sup>[15]</sup>。从国际空间站上通过机械臂吊舱释放立方星如图5所示。



图 5 从国际空间站上释放立方星

2014 年 06 月 19 日,意大利 GAUSS Srl 公司研发的 UniSat-6 卫星搭载 DNEPR-1 运载火箭发射入轨<sup>[16]</sup>,该卫星外形尺寸为 400 mm×400 mm,重为 26 kg,携带 1 颗 1U 立方星、1 颗 2U 立方

星和 2 颗 3U 立方星,在星箭分离 25 h 38 min 后,4 颗立方星完成在轨释放,如图 6 所示。



图 6 UniSat-6 卫星释放 4 颗立方星

2017 年 08 月 01 日,我国天舟一号货运飞船在 轨飞行 104 天后成功释放"丝路一号"科学实验卫 星 01 星(3U 立方星)<sup>[17]</sup>。

从当前实际应用来看,未来在轨平台发射立方 星仍以空间站平台为主。其次,从立方星发射费用 来看,在轨平台的发射费用要高于运载火箭的发射 费用。

#### 2.3 专用发射

专用发射是指运载方或第三方通过一枚运载火 箭一次性将多个立方星发射入轨。受限于运载能 力、分离复杂性及多个立方星协调难度,这样的运载 火箭一般是微纳卫星专用的微小型运载火箭,如美 国火箭实验室公司的"Electron"、中国长征火箭有限 公司的捷龙一号、维珍银河公司的"LauncherOne"等 小型运载火箭。2015年10月14日, NASA依托其 "发射服务计划(launch services program, LSP)"签订 三份"风险级发射服务(venture class launch services, VCLS)"的立方星专用发射合同,旨在为成 批的立方星提供专用发射服务,萤火虫航天系统公 司(现为萤火虫航空航天公司)、火箭实验室公司、 维珍银河公司3家公司分别获得550万美元、 690 万美元和 470 万美元的固定价小卫星商业发射 合同。目前,仅火箭实验室完成合同的发射任务。 2018年12月16日, "Electron" 小型运载火箭在新 西兰北岛的玛西亚半岛点火起飞,载荷为纳卫星教 育发射(educational launch of nanosatellites, ELaNa) 项目的 11 颗立方星和其他 3 颗立方星[18],星箭分 离在 56 min 后全部完成。其中 3U 立方星有 12 颗, 1.5U 立方星有 2 颗,如图 7 所示。

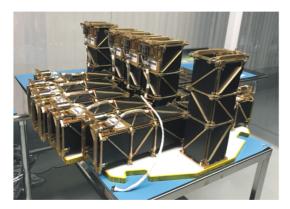


图 7 安装在适配器上的立方星

## 3 立方星免费发射计划

为了促进立方星在教育和科研领域的应用与发展,NASA和 ESA分别推出立方星免费发射计划,结合所负责的各种发射任务,整合资源,在确保发射安全的情况下,最大限度地确保用于教育和科研的立方星能尽快发射升空。

#### 3.1 NASA 立方星发射倡议计划

2008 年, NASA 发起立方星发射倡议(CubeSat launch initiative, CSLI) 计划<sup>[19]</sup>。该计划旨在为 NASA 下属各研究中心及项目、教育机构和非营利组织提供免费发射立方星的机会, 从而为立方星开发人员提供了一种低成本途径来进行科学领域的研究、探索、技术验证、航天教育或在轨卫星的运营维护。遴选人该计划的立方星均通过美国的运载火箭直接人轨或送至国际空间站, 再从国际空间站上释放入轨。自2011 年以来, 共有101 颗不同规格立方星通过该计划发射升空(其中6 颗立方星由于运载火箭发射故障未能进入预定轨道)<sup>[20]</sup>, 见图 8 所示。

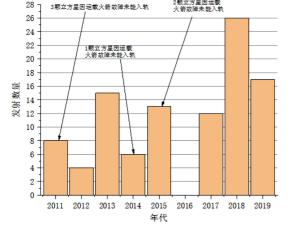


图 8 2011-2019 年立方星发射数量

从立方星发射倡议计划中所用的立方星发射方式来看,截至 2019 年 12 月,通过搭载发射的立方星数量最多,有 55 颗;其次是在轨平台发射,有 35 颗,其中既有通过国际空间站发射,也有通过货运飞船发射;目前,专用发射只进行了一次,有 11 颗立方星,如图 9 所示。

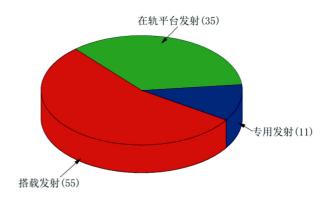


图 9 不同发射方式发射的立方星数量占比

#### 3.2 ESA"放飞你的卫星"计划

"放飞你的卫星(fly your satellite, FYS)"计划是ESA 教育办公室于 2012 年在 Vega 运载火箭成功搭载发射 7 颗大学立方星后发起的经常性的立方星项目<sup>[21]</sup>,使得大学生有机会在 ESA 专家的支持下完成立方星的研发与应用工作,参与的学生团队可以体验从设计、制造、测试、发射到卫星运行全寿命周期的卫星研发工作,其目的是开展航天工程教育、了解航天器研发流程、激励学生对航天的兴趣,为他们未来从事航天工作奠定基础。

该计划面向 ESA 成员国、加拿大和斯洛文尼亚的大学生立方星研发团队,要求团队核心成员不少于 8 人,其中硕士或博士级别的学生不少于 4 人。遴选标准主要有 4 个方面的内容,分别是:①教育内容;②任务目标;③项目可行性以及与 FYS 时间进度和里程牌节点的兼容性;④团队和项目组织。FSY 计划流程如图 10 所示。



图 10 FSY 计划流程

迄今为止,已有19个学生立方星团队被选入该计划,已发射4颗立方星,其中1颗是从国际空间站上释放入轨,3颗立方星是搭载Soyuz运载火箭发射(主星是Sentinel-1B雷达成像卫星)升空,如图11所示。

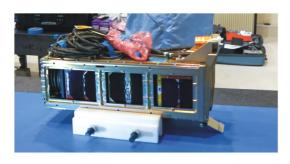


图 11 3 颗立方星安装到立方星释放装置内

## 4 立方星发射技术发展分析

近些年来,随着立方星在教育科研、新技术验证和商业通信遥感等领域需求的进一步提升和发展, 其功能和性能不断丰富。在可预见的未来,立方星 无论是在发射数量与尺寸大小,还是在性能、功能与 应用领域都将得到纵深发展,这给立方星发射技术 带来新的研究内容和技术挑战。

首先,为了提高通信、寿命、离轨等性能,越来越多的立方星上设有可展开部件,如太阳能电池板、天线、阻力帆、遮阳板、系绳等。这些可展开部件需折叠后束缚在立方星本体侧壁上,占用一定的空间,这要求立方星释放装置内部具有较大的空间,以便容纳这些折叠部件。同时,要求折叠部件在发射过程中牢固绑在立方星上,不能意外解除约束或展开。因此,需要研究新型高安全高可靠折叠机构,并对折叠机构的环境适应性进行实验验证,以确保折叠机构在发射应用中的安全可靠,进而提高立方星发射的安全性和可靠性。

其次,立方星在进行深空探索、轨道机动等任务 拓展应用需求时迫切需要立方星配有微小型推进系统,以提高在轨性能。微小型推进系统可以实现变 轨飞行、在轨位保和姿态控制,还可以实现编队飞 行、星座的轨道部署及维护、卫星寿命终止时进行快 速离轨。当前已提出多种用于立方星的化学和电推 进系统技术方案,但在小型化方面仍存在一定的技 术难度,此外,相对而言,化学推进在发射安全性方 面不如电推进系统,需要采取更严格的措施来保证 其发射过程中的安全性。

第三,立方星的应用范围由当前的近地轨道应 用拓展到行星或其他星球探索应用。对于深空在轨 平台释放情形,立方星释放装置的工作状态也由短 期飞行后在近地轨道释放逐渐拓宽到经长期空间飞 行后在行星轨道释放,在工作前它将长时间处于空 间环境中。因此,需要开展各种空间环境对立方星 释放装置性能影响及其对策研究,如①长时间处于 高真空环境中的物质可能出现的黏着冷焊效应,该 效应对舱门锁紧与解锁机构、导轨之间的运动都有 着非常不利的影响:②结构在照射面和背阴面产生 的截面温差将导致结构的热变形,会引起星与分离 装置之间导轨配合间隙变化,进而影响到立方星的 释放分离:③现有舱门锁紧与解锁机构均无法实现 空间环境中的长期高温环境(阳光直射时,最高温 度可达约150℃)和长期低温环境(阴影区的最低温 度可降至-150℃以下),需要重新研究温度适应范 围更宽的舱门锁紧与解锁技术或者采用热防护技术 等等。

最后,随着立方星星座市场应用需求的增长及小型运载火箭的成熟,采用小型运载火箭一次发射多颗立方星或者大中型运载火箭搭载发射多颗立方星入轨的方式受到越来越多的关注。对于这种多星集群发射任务,多个传统的 3U、6U 或 12U 立方星释放装置并排使用存在占用空间大、质量大的不足,迫切需要针对多颗立方星发射场景,研究新型多星集群发射装置,可通过分层布局模块化、插接式组合化的结构可拓展方案,同时增加多星分离时序控制器,实现多星可控释放,能极大降低立方星释放装置的质量和占用空间,进而降低发射成本,实现批量化生产,提高多星发射的安全性和可靠性。

## 5 结 论

开放和标准化的立方星架构为研究人员快速研发立方星提供了基础,降低了卫星研制门槛。基于立方星规则化与模块化的特点、从提高立方星发射安全性和可靠性角度研发的立方星释放装置为立方星提供了更多的发射机会,促进了立方星在教育、科研及商业应用领域的纵深发展。深入开展立方星发射技术研究,推动其向标准化和规范化发展,可为立方星的应用与发展奠定坚实的基础。

## 参考文献:

- [1] California Polytechnic State University. CubeSat Design Specification Rev.13 [EB/OL]. (2014-02-20) [2020-02-08]. https://static1. squarespace. com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds\_ rev13\_final2.pdf
- [2] California Polytechnic State University. 6U CubeSat Design Specification Rev. 1.0 [EB/OL]. (2018-06-07) [2020-02-08]. https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5b75dfcd70a6adbee5908fd9/1534451664215/6U\_CDS\_2018-06-07\_rev\_1.0.pdf
- [3] 刘莹莹,周军,刘光辉,等. 翱翔系列立方星的发展和展望[J]. 宇航学报,2019,40(10): 1115-1124 LIU Yingying, ZHOU Jun, LIU Guanghui, et al. Development and Prospect of "Aoxiang" Series CubeSats[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1115-1124 (in Chinese)
- [4] 贾平. 国外典型立方体卫星的军事应用及启示[J]. 国际太空,2016(8): 66-70

  JIA Ping. Military Application and Inspirations of Foreign CubeSats[J]. Space International, 2016(8): 66-70 (in Chinese)
- [5] MICHAEL S. CubeSat Database [EB/OL]. (2016-10-23) [2020-02-08]. https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database
- [6] Pignatelli D. Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk.III Rev.E User Guide [EB/OL]. (2014-03-14) [2020-02-08]. https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5806854d6b8f5b8eb57b83bd/1476822350599/P-POD\_MkIIIRevE\_UserGuide\_CP-PPODUG-1.0-1\_Rev1.pdf
- [7] 吴晗玲, 张志峰, 刘观日, 等. 立方星释放装置关键技术研究现状与发展研究[C]//首届中国航天大会论文集, 哈尔滨, 2019: 48-56
  WU Hanling, ZHANG Zhifeng, LIU Guanri, et al. The Key Technology Research and Development Analysis of CubeSat Deployer[C]//Proceedings of the First China Space Conference, Harbin, 2019: 48-56 (in Chinese)
- [8] PUIG-SUARI J, TURNER C, AHLGREN W. Development of the Standard Cubesat Deployer and a Cubesat Class Picosatellite [C] // IEEE Proceedings on Aerospace Conference, Big Sky, Montana, 2001: 10-17
- [9] 吴晗玲, 张飞霆, 郭小红, 等. 国外立方星释放装置产品化研究与分析[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(增刊 1): 37-43
  WU Hanling, ZHANG Feiting, GUO Xiaohong, et al. Productization Research and Analysis of CubeSat Deployers[J]. Journal
- [10] NASA Launch Services Program. Program Level Diespenser and CubeSat Requirements Document [EB/OL]. (2014-01-30) [2020-02-08]. https://www.nasa.gov/pdf/627972main\_LSP-REQ-317\_01A.pdf

of Northwestern Polytechnical University, 2019, 37(suppl 1): 37-43 (in Chinese)

- [11] 刘佳佳, 严宝峰, 毕永涛, 等. 关于发展商业小火箭的几点思考[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(5): 65-70 LIU Jiajia, YAN Baofeng, BI Yongtao, et al. Considerations on the Deveploment of Small Commercial Launch Vehicles[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(5): 65-70 (in Chinese)
- [12] 吴晗玲,王端志,张晓晖,等. 荷兰太空创新解决方案公司的发展与启示[J]. 航天工业管理, 2018(1): 52-56 WU Hanling, WANG Duanzhi, ZHANG Xiaohui, et al. Development and Analysis of Innovative Solutions in Space, Netherlands [J]. Aerospace Industry Management, 2018(1): 52-56 (in Chinese)
- [13] GUNTER'S Space. Soyuz-2-1a Fregat-M [EB/OL]. (2020-07-23) [2020-08-08]. https://space.skyrocket.de/doc\_lau\_det/soyuz-2-1a\_fregat-m.htm
- [14] JAXA-Japan Aerospace Exploration Agency. List of Deployed CubeSats Using J-SSOD[EB/OL]. (2019-12-03)[2020-02-08]. http://iss.jaxa.jp/en/kiboexp/jssod/history
- [15] NANORACKS L L C. Nanoracks Completes 13th CubeSat Deployment Mission from Space Station, First "Doublewide" Satellites [EB/OL]. (2017-11-21) [2020-02-08]. https://nanoracks.com/13-cubesat-deployment-doublewide
- [16] GAUSS Srl. UNISAT-6 MISSION [EB/OL]. (2019-12-03) [2020-02-08]. https://www.gaussteam.com/satellites/gauss-latest-satellites/unisat-6-mission
- [17] 新华. 天舟一号成功释放立方星[J]. 军民两用技术与产品, 2017(15): 19

  XIN Hua. Tianzhou-1 Successfully Released CubeSat[J]. Dual Use Technologies & Products, 2017(15):19 (in Chinese)

- [18] Rocket Lab. NASA ELANA-19 [EB/OL]. (2018-12-16) [2020-02-08]. https://www.rocketlabusa.com/missions/completed-missions/elana-19
- [19] NASA. About CubeSat Launch Initiative [EB/OL]. (2019-06-13) [2020-02-08]. https://www.nasa.gov/content/about-cubesat-launch-initiative
- [20] NASA. Past ElaNa CubeSat Launches [EB/OL]. (2019-12-12) [2020-02-08]. https://www.nasa.gov/content/about-cubesat-launch-initiative
- [21] ESA. Fly Your Satellite! Programme [EB/OL]. (2016-11-03) [2020-02-08]. https://www.esa.int/Education/CubeSats\_-\_Fly\_Your\_Satellite/Fly\_Your\_Satellite!\_programme

## Research on CubeSat Launch Technology

#### WU Hanling, FAN Shuqun, DENG Mengran, XIE Xuan

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In view of the important role of CubeSat launch technology in promoting the development of CubeSat technology, three current launch methods for CubeSat are proposed: piggyback launch, orbiting platform launch and dedi-cated launch. The technical characteristics and typical applications of each launch method are introduced. Its advantages and disadvantages are analyzed and compared. It is pointed out that CubeSat disintegration, hazard-ous materials in CubeSat, electromagnetic compatibility, and separation attitude are the main factors affecting the safety and reliability of CubeSat launch. The paper discusses the measures to improve the safety and reliability of launch: deployment technology, the selection requirements of components and materials, and test verification methods. Based on the future development of the CubeSat technology and application fields, it is of great significance to analyze the research content and technical challenges faced by CubeSat launch technology and then explore the standardized CubeSat launch technology with high safety and reliability.

Keywords: CubeSat; piggyback launch; orbiting platform launch; dedicated launch; CubeSat deployer

Dec. Vol.38 2020 Supplement

## 石墨膜导热带在空间遥感器低温光学上的应用

王阳,高长春,孟庆亮,孔庆乐

(北京空间机电研究所,北京 100094)

摘 要:为了确保某空间遥感器低温光学系统的正常工作,降低前端透镜温度以减小各透镜间的温差,需要通过高导热产品将其热量传递到低温冷源上。目前,传统的导热产品,包括槽道热管或铜质导热索等,受限于刚性或导热性的影响,无法满足前端透镜降温需求。为此,提出了采用柔性石墨膜导热带对前端透镜进行散热降温的方法,并通过理论计算及热真空实验对产品传热性能进行了验证。结果表明,通过采用石墨膜导热带,在保证高导热产品具有较好柔性的基础上,可以有效提高传热效率降低透镜温差,其传热热阻仅为同尺寸铜制导热索的48%,质量为同尺寸铜制导热索的23%。同时,为了分析卫星发射过程中的振动对石墨膜导热带传热性能的影响,在透镜组件力学振动实验时,对石墨膜导热带传热性能进行了测试分析,结果表明,卫星发射过程中的振动对石墨膜导热带传热性能无影响。

关键词:石墨膜导热带;传热性能;热阻;振动;低温光学

中图分类号:V443<sup>+</sup>.5 文献标

文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0016-06

随着空间遥感技术的不断发展,探测目标温度也逐步从高温向常温、低温转变。探测器接收到的背景噪声主要来自光路内高温结构所产生的热辐射,因此降低探测器及光学镜头的温度可以有效地提高探测器的灵敏度和成像质量<sup>[1-2]</sup>。通常红外相机的探测器封闭在杜瓦结构内,通过机械制冷机进行制冷,而光学镜头体积庞大,与周围结构装配关系复杂,无法形成封闭的"热防护"空间,而由于口径较大,即使采用周围设置冷屏辐射制冷的方式,透镜组件前端的镜头仍无法满足降温需求,透镜组件间温差较大<sup>[3]</sup>。此时,最直接且有效的方法即是通过高导热产品将前端透镜的热量传递至冷源上,以减小透镜间的温差。

在空间低温光学和大型红外焦平面方面,对轻质高柔性高导热材料的需求尤为急迫。在天基红外遥感及空基红外遥感中,高性能的红外探测器工作温度通常都要求在 100 K 以下,因此需要机械制冷机对其进行制冷,同时对于低温光学系统,常通过增加辐射冷屏的方式来对其进行辐射制冷。一方面,机械制冷机具有运动部件,不可避免地会产生振动,

探测器的振动对成像质量影响极大,而柔性冷链可 以很好地隔离制冷机的振动,避免对焦面影响[45]。 另一方面,低温光学系统制冷所用的辐射冷屏由于 结构安装问题,其一端多为自由端,在卫星发射过程 中会随着火箭的振动而振动,而柔性高导热产品可 以很好地隔离此振动,避免对镜头光学系统带来影 响。空间遥感器上常用的高导热产品主要为槽道热 管、铜块、铝块和铜质导热索等。槽道热管是一种利 用槽道界面张力的作用使液相工作介质回流,从而 实现吸液芯功能的热管,具有热阻小,传热系数高的 优点。但槽道热管管体一般为铝等金属材质,柔性 差,在卫星发射过程中的振动会引起冷源的谐振,从 而对透镜组件产生影响。铜块、铝块及铜质导热索 均为金属材质通过物理作用制作而成的导热产品, 其优点是性能稳定,工艺简单易加工,但是其密度 大,传热能力一般,同时其热膨胀系数大,在温度骤 变条件下,由于热膨胀系数不匹配,金属与基体之间 会产生较大的热应力,极易造成安装松动甚至核心 部件的永久性损坏,因此,高密度低导热的金属材料 远远不能满足轻质高导热的应用需求。

石墨膜材料具有优异的热性能,而且晶面热膨胀系数小,热阻低,密度小,石墨膜的这些优点引起了世界各地材料研究学者的广泛兴趣,被认为是理想且稳定的散热材料<sup>[67]</sup>。目前,国外对石墨膜材料的研究及应用比较成熟,已广泛应用于各电子产品的导热、散热,在天基、空基领域也得到了应用。日本航天局在某 X 射线光谱仪的压缩机上采用了TAI公司的石墨柔性导热带,防止了压缩机振动对成像的影响。国内对于石墨膜的研究及应用发展地比较慢,关于石墨膜的研究报道大多为专利、石墨膜合成方法以及对石墨膜复合材料性能研究的介绍,关于石墨膜的实际生产及应用等内容很少提及,特别是在空天领域的使用更为稀少<sup>[8-11]</sup>。

本文采用了由石墨膜材料制作而成的导热带作 为低温透镜系统的高导热产品,利用石墨膜的高导 热性及柔性解决了低温光学系统对高导热及隔振的 需求的问题。同时,为了避免石墨膜材料掉渣,利用 聚酰亚胺膜对石墨膜进行了封装,并通过力学振动 实验验证了卫星发射过程中的振动对石墨膜导热带 传热性能无影响。

## 1 石墨膜导热带介绍

本文所用石墨膜是将具有高定向度的有机高分子膜(聚酰亚胺膜)通过炭化、并经过2800~3200℃高温石墨化处理制得的一种高结晶态的石墨膜。该石墨膜具有独特的晶粒取向,沿膜面2个方向均匀导热,其面内导热系数高达1900W/(m・K)左右。图1给出了厚度为25μm单层石墨膜在-80~+60℃温度范围内导热系数的实测结果。

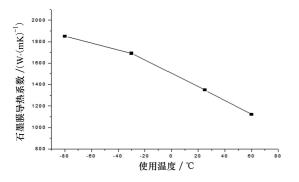


图 1 石墨膜(25 µm)导热系数随温度变化曲线

#### 1.1 石墨膜生产工艺

石墨膜制备主要原材料是聚酰亚胺膜,他是世

界上性能最好的薄膜类绝缘材料,由均苯四甲酸二酐和二胺基二苯醚在强极性溶剂中经缩聚并流延成膜再经亚胺化而成。其制备工艺核心是聚酰亚胺膜炭化和石墨化过程,如图 2 所示。聚酰亚胺膜炭化过程:将分条、分切完的聚酰亚胺膜放入炭化炉中,准确控制升温速率进行炭化,炭化温度为 1 200℃,炭化氛围为 N₂或 Ar;炭化结束后,控制合适的降温速率进行降温。聚酰亚胺膜石墨化过程:与炭化过程相似,区别在于石墨化温度为 2 800~3 200℃。在整个炭化、石墨化过程中,炉体要保证密封性,注意保护氛围,防止聚酰亚胺膜氧化。最后,石墨化后的石墨膜再通过压延、涂胶、覆膜、卷取、模切等工艺进行后处理得到成品石墨膜[12-13]。



图 2 石墨膜生产工艺流程

#### 1.2 石墨膜导热带制作及封装

根据某低温光学遥感器透镜组件结构及温度指标要求,经过热设计仿真分析,石墨导热带由 60 层 25 μm 厚石墨膜复合而成,其结构尺寸如图 3 所示。

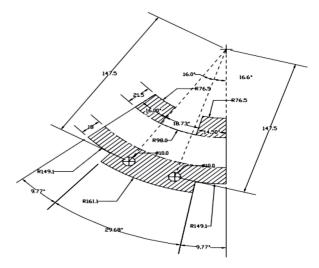


图 3 石墨膜导热带结构尺寸图

图中阴影区域为石墨膜与冷热两端安装位置, 阴影区内各石墨膜层与层间通过溶剂型聚丙烯酸酯 压敏胶粘合,其余区域自然叠加,以保证石墨膜导热 带具有良好的柔性。为了防止石墨膜掉渣,对石墨 膜导热带进行封装处理,即在石墨膜外侧封装 0.5 mm厚聚酰亚胺膜。在非阴影区域聚酰亚胺膜上开直径为 10 mm 的孔,并设计透气膜,在确保石墨膜粉尘不会泄露情况下,以备在轨真空放气用。

#### 1.3 石墨膜导热带热阻理论计算

石墨膜导热带能否高效将透镜组件的热量传递至冷源冷屏上进行散热,影响其传热性能的最直观参数是传热热阻。本文中石墨膜导热带由 60 层 25 μm 厚石墨膜复合而成,其结构尺寸如图 4 所示,两端传热热阻由接触热阻和导热热阻相互串并联组成(忽略石墨膜厚度方向和石墨膜间胶层自身的热阻),热阻示意图如图 4 所示,总传热热阻公式可表示为:

$$R = R_1 + R_3 + \frac{1}{\sum_{n=1}^{60} \frac{1}{n \times R_1 + R_2 + n \times R_3}}$$
 (1)

其中

$$R_1 = \frac{1}{hA_1}, \ R_2 = \frac{\delta}{\lambda A_2}, \ R_3 = \frac{1}{hA_3}$$

式中:  $R_1$  为镜框与石墨膜导热带之间的接触热阻, K/W;  $R_2$  为单层石墨膜的导热热阻, K/W;  $R_3$  为冷屏与石墨膜导热带之间的接触热阻, K/W; h 为接触换热系数,  $W/(m^2K)$ ;  $\lambda$  为石墨膜导热系数, W/mk;  $\delta$  为石墨膜传热距离, m;  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$  分别为接触面积和

导热截面积,m<sup>2</sup>。

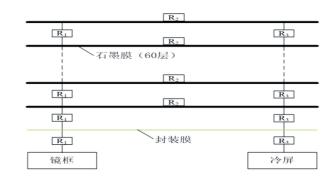


图 4 石墨膜导热带两端热阻示意图

根据图 1 石墨膜导热系数随温度变化曲线及透镜组件工作范围, $\lambda$  取 1 800 W/( $m \cdot k$ ),接触换热系数 h 取 2 000 W/( $m^2 \cdot K$ ),代入公式得 R为1.2 K/W。

#### 1.4 石墨膜导热带认定实验验证

作为空天领域新材料,依照航天对新材料首次 在轨应用的要求及型号运用中的需求,对石墨膜进 行各方面的认定验证,其认定项目及各项认定结果 如表1所示,各项认定实验的验证结果均符合认定 实验要求。

表 1 认定实验验证项目及结果

	认定实验项目	测试内容	单项认定结论
1	———————————— 外观检查	外观质量	 符合
2	基础物理性能	厚度、密度、热稳定性、吸水率	符合
3	结构分析	SEM、XRD、拉曼光谱	符合
4	化学分析	碳含量、灰分、挥发分、XPS	符合
5	力学特性	拉伸强度、耐折性	符合
6	电学性能	表面电阻率	符合
7	热学性能	比热、面内导热系数、晶面热膨胀系数	符合
8	地面环境适应性	湿热实验后表面状态检查及SEM、XRD、导热系数测试	符合
9	空间环境适应性	温度冲击和粒子辐照后表面状态检查及 SEM 、XRD、导热系数测试	符合

## 2 石墨膜导热带传热性能实验验证

为了确保石墨膜导热带在轨高效导热,地面进 行了真空热平衡实验对其传热性能进行了验证。同 时为了分析发射过程中的振动对石墨膜导热带传热性能的影响,在镜头组件振动实验过程中进行了传热性能测试。

#### 2.1 石墨膜导热带传热性能实验验证

文中石墨膜导热带应用于某空间遥感器低温光

学系统,其两端分别安装于前端透镜镜框和辐射冷屏上,目的是将低温光学系统前端透镜的热量传递 至辐射冷屏上进而通过散热面辐射散热,其传热示 意图如图 5 所示。

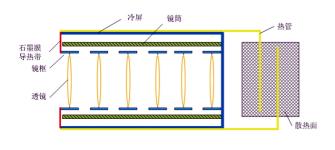


图 5 低温光学系统制冷示意图

石墨膜导热带传热性能主要特性参数传热热 阻为

$$R = \Delta t/Q \tag{2}$$

式中: Q 为传热量;  $\Delta t$  为温差,  $K_{\circ}$ 

利用 Thermal Desktop 软件,对该空间遥感器低温光学系统进行仿真建模,光学透镜控温目标为210±10 K,运行轨道为 IGSO 轨道,通过仿真计算分析,在高温工况下,透镜通过单片石墨膜导热带向冷屏的传热量为 1.48 W。相机主体在热真空模拟

罐内进行了真空热平衡实验验证,实验过程中,在镜框和冷屏上的石墨膜导热带安装位置设置了温度测点,图 6 为热平衡实验高温工况下镜框与冷屏温度随时 间 变 化 曲 线 图,可 以 得 到,两 端 温 差  $\Delta t$  = 1.75 K。

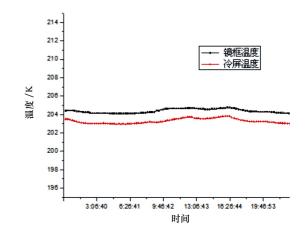


图 6 高温工况下镜框与冷屏温度曲线

将传热量及温差带入公式(2) 得传热热阻 R 为 1.18 W/K,略小于理论计算传热热阻。通过真空热平衡实验,验证了石墨膜导热带可以高效地将前端镜头的热量传递至低温冷源上,其传热热阻是同样尺寸的铜制导热索缩的 48%,而其质量仅为同尺寸铜制导热索质量的 23%,如表 2 所示。

表 2 石墨膜导热带与铜制导热索性能对比表

	截面尺寸	厚度/mm	计算热阻/(W・K <sup>-1</sup> )	实验热阻/(W・K <sup>-1</sup> )	质量/g
石墨膜导热带	如图 3 所示	1.8(含胶层)	1.2	1.18	24.8
铜制导热索	如图 3 所示	1.8	2.3		111.3

#### 2.2 振动对石墨膜导热带传热性能的影响

卫星在发射过程中会产生强烈振动,镜头辐射冷屏与石墨膜导热带安装端为自由端,随卫星产生的振幅较大。而石墨膜为 60 层 25 μm 厚薄膜,在随辐射冷屏振动过程中可能会产生损坏而影响其传热性能。因此,对镜头组件振动对石墨膜导热带传热性能的影响进行了实验研究。

镜头组件通过振动工装安装在振动台上,按 X, Y,Z 3 个方向进行振动。其振动实验条件见表 3。 石墨膜导热带及温度测点布局如图 7 所示,在热源 位置加载功耗,观察振动实验前后各测点温度变化。

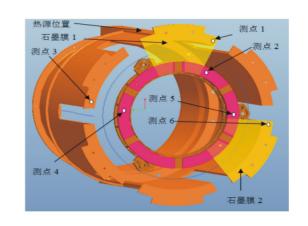


图 7 镜头组件振动实验温度测点布局图

准鉴定级一	垂直安装面方向(Z向)		平行安装面方向(X,Y向)		
住金足切	频率/Hz	量级/(o-p)	频率/Hz	量级/(o-p)	
正弦	5~15	22 mm	5~15	22 mm	
扫频	15~80	15 g	15~80	15 g	
*	80~100	10 g	80~100	10 g	
振动 	扫描速率	4 oct/min	扫描速率	4 oct/min	

表 3 镜头组件振动实验条件

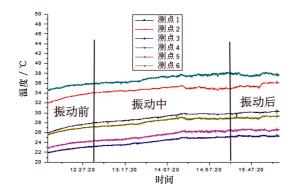


图 8 振动实验各测点温度

图 8 为镜头组件振动实验前、中、后各测温点温度随时间变化曲线图。由于结构热容较大,温度平衡时间较长,图中温度还未达到平衡,但各测点温差已稳定,对实验结果无影响。从图中可以看出:

1) 测点 5 与测点 6 温差远小于测点 3 与测点 4 温差,说明石墨膜导热带导热性能良好;

- 2) 测点 5 与测点 6 温差小于测点 1 与测点 2 温差,是因为测点 5 和测点 6 距离热源较远,传热量较小,因此温差较小。
- 3) 各区域测点温差在振动前、中、后无变化,说明在上述振动条件下振动对石墨膜导热带传热性能无影响。

## 3 结 论

本文采用石墨膜材料制作的导热带对某空间遥感器低温光学系统前端透镜进行导热降温,解决了常规用高导热产品在刚性和传热能力上不足的问题。通过理论计算及真空热平衡实验验证,结果表明石墨膜导热带传热性能良好,其传热热阻约为1.18 K/W。通过镜头振动实验表明,在卫星发射过程中产生的振动,对石墨膜导热带导热性能无影响。同时,石墨膜作为新型传热材料,对于后续低温光学系统等的传热均温具有重要意义。

## 参考文献:

- [1] 沈忙作,马文礼,廖胜,等. 低温光学系统的研制[J]. 光学学报, 2001, 21(2): 202-205 SHEN Mangzuo, MA Wenli, LIAO Sheng, et al. Development of a Cryogenic Optical System[J]. Acta Photonica Sinica, 2001, 21(2): 202-205 (in Chinese)
- [2] 李春来, 吴刚, 刘银年, 等. 低温光学系统辐射特性研究[J]. 激光与红外, 2006, 36(12): 1146-1148 LI Chunlai, WU Gang, LIU Yinnian, et al. Study of Cryogenic Optics System's Radiation Characteristic[J]. Laser & Infrared, 2006, 36(12): 1146-1148 (in Chinese)
- [3] 刘伏龙,李春林. 低温光学技术在航天遥感器上的应用研究[J]. 真空与低温,2011(增刊1):537-543 LIU Fulong, LI Chunlin. Application of Low Temperature Optical Technology in Space Remote Sensor[J]. Vacuum and Cryogenics, 2011(suppl 1),537-543 (in Chinese)
- [4] 孙德伟, 张广玉, 王武义, 等. 红外探测器保护结构设计与动力学分析[J]. 机械设计与研究, 2010, 26(3): 89-93 SUN Dewei, ZHANG Guangyu, WANG Wuyi, et al. Design and Dynamic Analysis of a Protection Structure of the Infrared Sensor[J]. Machine Design and Research, 2010, 26(3): 89-93 (in Chinese)
- [5] 王红娟, 王炜, 王欣, 等. 航天器微振动对空间相机像质的影响[J]. 光子学报, 2013, 42(10): 1212-1217 WANG Hongjuan, WANG Wei, WANG Xin, et al. Space Camera Image Degradation Induced by Satellite Micro-Vibration[J]. Acta Photonica Ainica, 2013, 42(10): 1212-1217 (in Chinese)

- [6] GEIM A K, NOVOSELOV K S. The Rise of Graphene [J]. Nature Materials, 2007, 6(3): 183-191
- [7] 邱汉讯, 闫廷龙, 李幸娟, 等. 碳膜材料的热学性能级研究进展[J]. 有色金属材料与工程, 2018, 39(2): 46-52 QIU Hanxun, YAN Tinglong, LI Xingjuan, et al. Research Progress on Thermal Performance of All-Carbon Film Materials[J]. Nonferrous Metal Materials and Engineering, 2018, 39(2): 46-52 (in Chinese)
- [8] 尹宗杰,何立粮,高敬民,等.高导热石墨膜用 PI 基膜的研究[J].广东化工,2018,45(379):48-51 YIN Zongjie, HE Liliang, GAO Jingmin, et al. Study on PI-Based Film for High Thermal Conductivity Graphite Film[J]. Guangdong Chemical Industry, 2018, 45(379):48-51 (in Chinese)
- [9] 徐斌,杨常玲,吕永根.高导热石墨烯膜的制备级研究[J].广东化工,2015,42(297):8-10 XU Bin, YANG Changling, LYU Yonggen. Preparation of High Thermal Conductivity Graphene Film[J]. Guangdong Chemical Industry, 2015,42(297):8-10 (in Chinese)
- [10] 曾功昶. 一种高导热柔性石墨烯薄膜垫片生产工艺: 中国, 201910941740.8[P]. 2019-09-30 ZHEN Gongchang. Production Process of Flexible Graphene Fime Gasket with High Thermal Conductivity: China 201910941740. 8[P]. 2019-09-30 (in Chinese)
- [11] 马传姣. 高导热石墨膜增强 C/SiC 复合材料的制备和改性研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2019 MA Chuanjiao. Preparation and Modification of C/SiC Composites Reinforced by High Thermal Conductivity Graphite Films[D]. Beijing: Beijing University of Chemical Technology, 2019 (in Chinese)
- [12] 袁观明,李轩科,董志军,等. 高导热石墨膜的制备及表征[J]. 功能材料, 2015, 17(46): 17097-17101 YUAN Guanming, LI Xuanke, DONG Zhijun, et al. Preparation and Characterization of Graphite Films with High Thermal Conductivity[J]. Journal of Functional Materials, 2015, 17(46): 17097-17101 (in Chinese)
- [13] 陈建君. 高导热石墨膜的分类及其生产工艺[J]. 炭素, 2015, 3: 26-29 CHEN Jianjun. Classification of High Thermal Conductive Graphite Film and Its Production Technology[J]. Carbon, 2015, 3: 26-29 (in Chinese)

## Application of Heat Conduction Band of Graphite Film in Low Temperature Optics of Space Remote Sensor

WANG Yang, GAO Changchun, MENG Qingliang, KONG Qingle

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

**Abstract:** In order to guarantee the cryogenic optical system of space remote sensor working normally, the temperature of the front lens should be low, and the temperature difference between each lens should be reduced. Hence, high thermal conductivity products are needed to transport the heat to the heat sink. At present, traditional products, including heat pipe or copper braid, limited by the effect of stiffness or thermal conductivity, do not meet the requirements of temperature control. Hence, flexible heat conduction band of graphite film is used to dissipate the heat of front lens. Its performances are verified by the theoretical calculation and thermal vacuum tests. Results of testing for graphite film brand indicate that the heat transfer efficiency increases and the temperature difference of lens reduces and at the same time the product has better flexibility. Its thermal resistance is only 48% and its weight is only 23% which is compared with copper braid in the same size. Meanwhile, in order to analyze the effect of vibration during the satellite launching on the heat conduction band of graphite film, its heat transfer property is tested during the mechanical vibration test of lens components. Results indicate that the vibration has no effect on the heat transfer property of the band of graphite film.

**Keywords:** heat conduction band of graphite film; heat transfer performance; thermal resistance; vibration; low temperature optical

Dec.

2020

Vol.38

Supplement

# 基于 SiBCN 陶瓷材料的无毒 ADN 基 发动机点火实验研究

王梦<sup>1,2</sup>,陈君<sup>1,2</sup>,张涛<sup>1,2</sup>,杨治华<sup>3</sup>,李达鑫<sup>3</sup>,王子欢<sup>1,2</sup>,解舫<sup>1,2</sup> (1.北京控制工程研究所,北京 100190; 2.北京市高效能及绿色宇航推进工程技术研究中心,北京 100190; 3.哈尔滨工业大学,哈尔滨 150001

摘 要:喷管耐高温抗氧化材料是无毒推进系统中至关重要的研究内容,决定了无毒发动机的性能水平,也是衡量无毒推进技术成熟度的重要指标,作为 ADN 无毒发动机的关键技术之一,耐高温抗氧化 SiBCN 陶瓷喷管材料成为了目前制约 ADN 无毒发动机研制中的瓶颈技术,需要对其进行深入研究。回顾了 SiBCN 陶瓷材料的发展历程和目前存在的问题,并开展了基于该材料的 ADN 基高性能无毒发动机的点火实验研究。

关键词:SiBCN;材料;ADN;发动机

中图分类号: V430 文献标识码: A

文章编号:1000-2758(2020)S0-0022-05

近年来,无毒二硝酰胺铵(ADN)单组元推进系统在越来越多的卫星等型号任务中得到了应用,更加苛刻的服役环境,对多功能防热和高温结构材料提出了更高的要求,因此发展具有质轻、耐高温、抗氧化、抗热震、耐烧蚀和高可靠性等优异特点的多功能防热和高温结构材料成为卫星姿轨控发动机研制的迫切需求。同时,如何进一步达到减重,提高性能和载荷的目的也需要同步考虑。

SiBCN 陶瓷材料所具有独特的组织结构以及良好的高温性能使其可以满足无毒发动机对于材料的需求。本文回顾了具有广泛应用前景的 SiBCN 陶瓷材料的发展历程和目前存在的问题,并开展了基于该材料的 ADN 基高性能无毒发动机实验,并获得成功。

## 1 SiBCN 系陶瓷材料发展历史

SiBCN 系陶瓷的发展可以追溯到 20 世纪,学者提出了用高分子先驱体转化法制备非氧化物陶瓷材料。之后,科学家采用有机聚合物先驱体裂解法制备出 Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>、SiC、SiCxNy、SiBCN 等陶瓷纤维和块体。常见的 SiBCN 陶瓷材料的制备方法有:先驱体裂解

法(有机法)、机械合金化-烧结法(无机法)、化学气相沉积、物理气相沉积等[1]。自 20 世纪 90 年代中期 Nature 报道 SiBCN 陶瓷具有优异的组织结构高温稳定性以来,该材料受到国内外科技工作者的广泛关注。

谭僖等<sup>[2]</sup>探讨了复合材料 SiC<sub>r</sub>/PyC/SiBCN 的显微组织,测试了弯曲强度和压缩强度等力学性能。研究表明,预制体结构对材料的力学性能有着重要的影响。许艺芬等<sup>[3]</sup>探讨了先驱体转化法制备的SiBCN 陶瓷的抗氧化性能,结果表明液态 SiBCN 前驱体转化陶瓷具有比 SiC 陶瓷更加优异的高温抗氧化性能。滕雅娣等<sup>[4]</sup>对前驱体制备 SiBCN 过程中所采用的制备方法和应用情况进行了综述。王秀军等<sup>[5]</sup>基于制备出的二维碳纤维增强 SiBCN 陶瓷基复合材料,并对其力学性能进行了研究。

综上所述,有机法制备的陶瓷不仅具有良好的高温稳定性,而且成分与组织结构均匀,加之该工艺具有良好的成分调控性,适合制备多孔陶瓷以及长纤维增 韧陶瓷基复合材料。例如,有机法制备SiBCN 系陶瓷材料在1400℃甚至更高温度仍能保持非晶态的组织结构;在惰性气氛中加热至1700~1900℃,其组织结构会由非晶态逐渐演变为晶态,

成为主要由 SiC、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>、SiCxNy、BN(C) 相构成的纳米复相陶瓷;在惰性气氛中加热至 2 000 $^{\circ}$ C时其失重率小于 1.0%,2 200 $^{\circ}$ C 保温 30 min 时失重率仍小于 5.0%。

此外,在1550℃条件下,SiBCN 系非晶陶瓷的 黏滞系数大约为1015 Pas,比熔石英的黏滞系数高约6个数量级,加之共价键性极强,原子之间相互键 合牵制导致原子自扩散系数很低,且具有极其牢固的三维的网络状分子结构,没有晶界,制备过程中未引入任何添加剂,因而在1400~1500℃范围内具有优异的抗蠕变性能,在1700℃的空气中具有比SiC和Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>更加优异的抗氧化性能<sup>[6-10]</sup>。

但有机聚合物先驱体裂解法在致密 SiBCN 系块体陶瓷的制备方面受限,学者开创的机械合金化-热压法工艺简单,制备材料组织结构均匀、性能优良,成为 SiBCN 系致密块体陶瓷和耐高温构件的有效制备手段,弥补了有机法的不足。通过无机法制备的 SiBCN 系陶瓷粉体为非晶态或者接近完全非晶态,在 X 射线衍射图(XRD)图谱上很难观察到SiC 的漫散峰。粉体由尺寸约为几百纳米到几个微米的近似球形团聚体构成,而团聚体又是由尺寸约为100~200 nm 的近似球形颗粒堆积而成的。采用透射电子显微技术对粉体进行观察,粉体中各原子呈长程无序排列状态,很难发现微晶的存在,各元素分布也比较均匀,没有明显的元素偏聚区域,具有非晶态材料的典型结构特征。

尽管 SiBCN 系陶瓷发展至今已有 20 余年,但是作为一种新兴的高温结构陶瓷,其研究仍然处于基础阶段,有关材料的制备方法、组织结构表征、性能评价的研究都存在一定不足,相关的理论知识和实验数据仍需补充完善。课题组前期研制 SiBCN 系陶瓷及其复合材料高温蠕变性能优异、耐烧蚀/抗热震性能良好、热稳定性高、富氧条件下具有较低的氧化速率,非常适合无毒推力器喷管燃烧室的使用性能需求。SiBCN 高性能复合材料的主要性能如下:

- 1) 优异的可机械加工性能,可实现切削、钻孔等加工:弯曲强度室温下大于300 MPa,1 400℃下大于200 MPa;弹性模量大于100 GPa等;
- 2) 良好的高温下抗氧化性能:1 200℃氧化 100 h,陶瓷表面的氧化层厚度<20 μm;
  - 3) 耐高温能力≥1 500℃:
  - 4) 良好的生产制备条件。



图 1 通过有机法试制得到的陶瓷喷管

## 2 基于 SiBCN 陶瓷材料 ADN 基陶瓷 发动机热试车实验

#### 2.1 问题的提出

由于 ADN 无毒发动机燃气温度较高,且受结构限制壁面无法通过液膜进行冷却,壁面及喉部温度可达到 1 500℃;同时,发动机工作时,ADN 基推进剂需首先经过催化床分解,首先生成诸如 NO<sub>x</sub>、硝基化合物等强氧化性成分,然后再与还原性成分发生二次反应;ADN 无毒发动机喷管工作环境极为恶劣,既需要在高温下长期稳定工作,又需要具有抗强氧化性燃气高温侵蚀的能力,对材料的高温力学性能和高温抗氧化性能提出了极为苛刻的要求。其次,由于 ADN 无毒发动机点火寿命要求达到 10 h或以上,发动机燃压可达到 0.6 MPa 以上,喷管长期工作在高温高压环境中为保证其长期工作的可靠性,对材料的抗高温蠕变性能提出了很高的要求。

综上所述,耐高温抗氧化喷管材料成为了目前制约 ADN 无毒发动机研制中的瓶颈技术。在更大推力发动机和含能量更高的推进剂研制中,SiBCN陶瓷材料的使用将有效降低发动机研制成本,为无毒发动机的设计提供了新思路。

#### 2.2 ADN 无毒发动机热试车结果分析

为了考核点火状态下 SiBCN 燃烧室材料耐高温抗氧化性能,本文采用已经成功在轨验证的 1N级 ADN 基发动机为研究对象。点火热试车前,对真空 ADN 基无毒热试车台液路系统、挤推系统进行了气密性检测,同时,对测试、控制系统进行了逐通道检测。

实验主要进行了 ADN 基无毒推力器组件在稳态工作性能和材料性能的测试。图 2 和图 3 分别为

启动温度 200°C,箱压为 0.9 MPa 下,发动机 1 000 s 长稳态,催化床温度随时间变化点火曲线和视屏截图。 $T_1$  为喷管喉部温度, $T_2$  为催化床入口处温度。实验结果表明,推力器组件实验中,推力器工作稳定,性能正常,累计最长工作时间超过了 1 200 s。机身表明测量温度最高 773°C,机身材料耐高温性能可以满足考核实验要求。



图 2 1 N 推力器长稳态实验截图

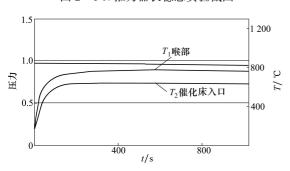


图 3 1 N 推力器长稳态点火视屏

## **2.3 ADN** 无毒发动机热试车后分解检查 实验后推力器状态如图 4 所示。



图 4 推力器点火热试车后外观图

可以看出,电磁阀、推力室各部件外观及机械结

构均无损坏。喷注器结构未发现异常,推力室喷注 面网丝、挡板、挡网均未见明显变化或变形。喷管经 过一系列点火实验后,结构完整,未发生断裂、烧穿、 严重烧蚀等灾难性破坏。催化床部位、喉径等相关 尺寸没有发生明显变化。同时,试车前后,压力传感 器测试通道性能无明显变化,均满足精度要求,喷前 压数据稳定可靠。

## 3 热试车后喷管材料状态

#### 3.1 喷管内部陶瓷成分变化情况

喷管经过点火实验后,对喷管材料进行了成分分析,图 5 为点火实验前后喷管的 XRD 衍射花样。喷管材料等主要物相没有发生变化,仍为 SC 和 BN (C)相。点火后的催化床部位出现了少量 SO<sub>2</sub> 相,说明点火实验中喷管内表面发生了轻微氧化。

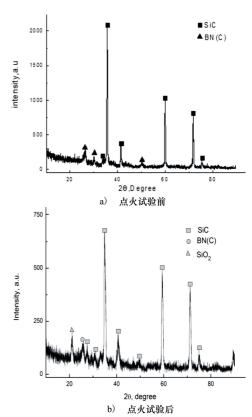


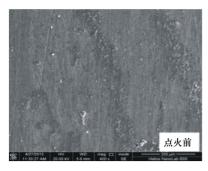
图 5 点火实验前后喷管的 XRD 衍射花样

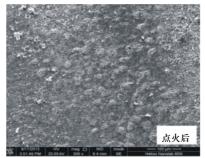
#### 3.2 喷管催化床部位微观结构变化情况

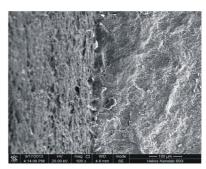
图 6 为点火实验前后喷管催化床部位的表面形貌,图 7 为点火实验前后喷管催化床部位端口形貌。点火后,喷管表面出现氧化层,说明了点火中喷管发

生了氧化,部分材料制备过程中含有的以及表面材料与高温燃气反应后生成的低熔点产物在以气体形式挥发出表面导致了表层孔洞的出现。点火后,催

化床部位出现了厚度约为 8 μm 的致密氧化层。氧化层有效减缓内部材料的进一步氧化。







a) 点火试验前

b) 点火试验后

图 6 点火实验前后喷管催化床部位的表面形貌

图 7 点火实验前后喷管催化床部位端口形貌

## 4 结 论

本文对 SiBCN 系陶瓷材料的发展历史进行回顾,国内外学者开展了大量的研究,得到其具有优异的组织稳定性、抗高温蠕变和抗氧化强的特点,而且具有价格相对低廉,密度低等优势。同时,开展了基

Composite [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2017, 37(4): 45-51

于 SiBCN 系陶瓷喷管的无毒 ADN 发动机点火热试车实验,实验后喷管结构完好,内部尺寸未发生明显变化。氧化层有效减缓内部材料的进一步氧化,表明该材料在喷管等防热构件方面具有极大的应用潜力。SiBCN 陶瓷材料的应用,可以满足后续 ADN 发动机比冲进一步提升的需求,为后续高性能 ADN 发动机研制奠定基础。

## 参考文献:

- [1] 赵振宁,朱世步,李崇俊,等. SiBCN 陶瓷制备及性能研究进展[J]. 航天制造技术,2018(5): 4-9 ZHAO Zhenning, ZHU Shibu, LI Chongjun, et al. Progress in Preparation and Property of SiBCN Ceramics[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2018(5): 4-9 (in Chinese)
- [2] 谭僖, 刘伟, 曹腊梅, 等. 不同纤维预制体结构对 SiCf/PyC/SiBCN 复合材料力学性能的影响[J]. 航空材料学报, 2017, 37(4): 45-51
  TAN Xi, LIU Wei, CAO Lamei, et al. Effect of Fabric Preform Structure on Mechanical Properities of SiCf/PyC/SiBCN
- [3] 许艺芬, 胡继东, 陈治宇, 等. 液态 SiBCN 前驱体转化陶瓷的抗氧化性能及机制[J]. 复合材料学报, 2019, 36(4): 905-913
  - XU Yifen, HU Jidong, CHEN Zhiyu, et al. Oxidation Behavior and Mechanism of SiBCN Ceramics Derived from Liquid Polymer Precursor[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2019, 36(4): 905-913 (in Chinese)
- [4] 滕雅娣, 黄鑫龙. SiBCN 陶瓷先驱体的制备和应用研究进展[J]. 有机硅材料, 2016, 30(2): 151-158 TENG Yadi, HUANG Xinlong. Research Advances in Preparation and Applications of SiBCN Ceramic Precursors[J]. Silicone Material, 2016, 30(2): 151-158 (in Chinese)
- [5] 王秀军, 张宗波, 曾凡, 等. 碳纤维增强 SiBCN 陶瓷基复合材料的制备及性能[J]. 宇航材料工艺, 2013, 2: 47-50 WANG Xiujun, ZHANG Zongbo, ZENG Fan, et al. Fabrication and Properties of Carbon Fiber Reinforced SiBCN Matrix Composites[J]. Aerospace Material Technology, 2013, 2: 47-50 (in Chinese)
- [6] JIRI Houska. Ageing Resistance of SiBCN Ceramics [J]. Ceramics International, 2015(41): 7921-7928
- [7] JI Xiaoyu, WANG Shanshan, SHAO Changwei, et al. High-Temperature Corrosion Behavior of SiBCN Fibers for Aerospace

- Applications [J]. ACS Applied Materials & Interfaces, 2018, 10(23): 19712-19720
- [8] DONG Shaohua, ZHAO Tong, XU Caihong. Synthesis and Thermal Behavior of Polymeric Precursors for SiBCN Ceramic [J]. Journal of Applied Polymer Science, 2018, 118(6): 3400-3406
- [9] LI Daxin, LI Qian, YUAN Jingkun, et al. Effects of High Pressure on the Low-Temperature Sintering of Dense Amorphous SiBCN Monoliths[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2018, 38(11): 3777-3786
- [10] ZHAO Mingxi, LIU Yongsheng, CHAI Nan, et al. Effect of SiBCN Content on the Dielectric and EMW Absorbing Properties of SiBCN-Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> Composite Ceramics[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2018, 38(4): 1334-1340

## Review on the Development of SiBCN Ceramic Materials and Its Application in Non Toxic ADN Based Engines

WANG Meng<sup>1,2</sup>, CHEN Jun<sup>1,2</sup>, ZHANG Tao<sup>1,2</sup>, YANG Zhihua<sup>3</sup>, LI Daxin<sup>3</sup>, WANG Zihuan<sup>1,2</sup>, XIE Fang<sup>1,2</sup>

- 1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
- 2. Beijing Engineering Research Center of Efficient and Green Aerospace Propulsion Technology, Beijing 100190, China;
- 3. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

**Abstract:** The high temperature and resistant oxidation of nozzle material is an important content in the non-toxic propulsion system, which determines the performance level of non-toxic thruster, and is also an important index to measure the maturity of non-toxic propulsion technology, as one of the key technologies of non-toxic ADN thruster. High temperature and oxidation resistant of SiBCN ceramic nozzle material has become the bottleneck technology in the development of non-toxic ADN thruster, which needs to be further studied. This paper first reviews the development course and existing problems of SiBCN ceramic materials, and the ignition experiments are carried out based on this material ADN based high performance non-toxic thruster.

**Keywords**: SiBCN; material; ADN; thruster; ignition

Dec.

2020

Vol.38 Supplement

## 高超声速稀薄流尖前缘平板气动性能分析

张帅,方蜀州,许阳 (北京理工大学宇航学院,北京 100081)

摘 要:采用 DSMC 方法对尖前缘平板在高超声速稀薄流中的气动性能进行分析。选取前缘楔角角度为  $10^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 的前缘无限尖化平板以及固定楔角角度  $\alpha = 45^{\circ}$ 的钝化半径为  $0.1 \sim 0.9$  mm 前缘尖点钝化平板进行计算分析,旨在揭示高超声速稀薄流中楔角角度与钝化半径对尖前缘平板气动性能的影响规律和内在机理。数值结果表明,楔角角度和钝化半径对前缘流场结构的影响较为一致,这也使得楔角角度和钝化半径对平板表面气动参数的影响规律极其相似。楔角角度和钝化半径对传热系数和摩擦阻力系数的影响较小,相比之下对压力系数的影响更为明显。在较小的楔角角度和钝化半径时,气动参数最大值均出现在唇缘顶点之后的位置,切向上气动参数呈现出先上升后下降的趋势。随着楔角角度和钝化半径的增大,气动参数最大值出现的位置不断前移,直至唇缘顶点。除此之外,平板表面气动参数的最大值也随着楔角角度和钝化半径的增大不断升高。

关 键 词:高超声速稀薄流;DSMC;尖前缘平板;气动特性 中图分类号:F407.5 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0027-08

20~100 km 的近空间流域是未来高超声速巡航 飞行器的飞行空域[1]。这类高超声速巡航飞行器 具有尖化前缘、气动外形复杂等特征。而对于未来 采用升力体或乘波体构型[2]的高超声速飞行器,由 于其外形特征多为扁平状升力面,在55 km 高度,尖 化前缘等局部区域就已经存在稀薄气体效应。近空 间稀薄流流域气体流动已经不再遵循连续性介质假 设,较之连续流流域,飞行器的热流、摩擦力等气动 参数发生很大的变化,适用于连续介质假设的经典 公式、数值方法将会失效。因此正确预测未来高超 声速巡航飞行器的气动特性成为气动设计研究中的 先决条件。在传统的设计研究中,出于简化问题的 考虑,主要将飞行器简化为平整的薄模型并研究其 表面的气动力、气动热分布情况。然而随着研究的 深入,越来越多的研究成果证明飞行器前缘的构型 会对表面流场结构造成很大的影响。

国外,Dogra 等<sup>[3]</sup>基于航天飞机再入大气层的背景,利用直接模拟蒙特卡洛(DSMC)方法分析了在 H=175 km,  $V_{\infty}=7.5$  km/s 工况下  $40^{\circ}$  攻角时理想化无限薄平板的气动特性。结果表明,在自由分子

流流域内会出现明显的过渡效应且计算结果合理。 之后 Dogra 和 Moss 等[4] 又利用 DSMC 方法分析了 100~200 km 高度零厚度与大长宽比钝头平板的流 场结构与气动性能,得出了钝头前缘对气动性能的 影响。Tsuboi 等[5]对高超声速稀薄流中二维 20°前 缘尖化平板进行了数值模拟并进一步分析确定了平 板周围的三维流场结构。Palharini 等[6] 采用 DSMC 方法分析了80 km 高度处稀薄过渡流区域理想化无 限薄不平整表面的流场结构和壁面气动参数,结果 表明缝隙会影响表面热流且缝隙内部会出现涡结 构。国内,黄飞等[1]对近连续流到自由分子流的二 维小尺寸平板表面受力情况进行分析,结果表明,随 着攻角的增加,波阻的急剧增加会导致摩阻所占比 重下降。之后,黄飞、张亮等[7] 分别采用 N-S 方法 和 DSMC 方法,对超声速尖前缘结构气动特性进行 分析,结果表明物面压力分布对稀薄效应的敏感性 较弱,局部热流对这种局部稀薄效应非常敏感。

值得注意的是,目前高超声速稀薄流飞行器表面气动性能的研究主要以平整的平板模型为主,而对有前缘构型的平板气动性能缺乏系统性的研究。

考虑到实际的升力体飞行器尖前缘的构型特点,有必要分析不同尖前缘构型对平板表面气动参数以及前缘附近流场结构的影响。本文基于已有的研究成果,针对飞行器尖前缘的构型特点,采用 DSMC 方法,对比分析了不同楔角角度理想无限尖化前缘和不同钝化半径实际尖点钝化前缘对平板上表面气动参数以及局部流场的影响。旨在揭示高超声速稀薄流中楔角角度与钝化半径对平板气动性能的影响规律和内在机理。

## 1 计算方法校验与模型

#### 1.1 计算方法

稀薄流中的计算一般采用 DSMC 方法<sup>[8]</sup>。该计算方法是在计算机中用大量模拟粒子代表真实气体分子,在计算机内存中保存模拟粒子的位置坐标、速度矢量等信息,并在模拟粒子互相碰撞以及粒子与表面碰撞的过程中改变这些信息的数值,根据文献[9-10],能量按自由度分配原则采用取舍法进行抽样分配,进而达到求解宏观流动特性的目的。根据文献[11],网格维度取为  $\Delta x \sim \left(\frac{1}{3}\right)\lambda$ ,其中  $\lambda$  为网格内气体分子的平均自由程,如此便能得到理想

网格内气体分子的平均自由程,如此便能得到理想的网格划分。本文计算中,分子间的相互碰撞采用硬球模型(VHS);分子与壁面之间的碰撞选用完全漫反射模型,这是一种以物面温度为平衡条件的非弹性碰撞模型<sup>[12]</sup>,模拟粒子碰撞物面之后遵循平衡的 Maxwell 散射。硬球模型的反射角<sup>[13]</sup>和漫反射模型的粒子分布函数分别满足

$$x = 2\cos^{-1}(b/d)^{1/\alpha} \tag{1}$$

$$f(C_r) = n_r \left(\frac{m}{2\pi kT}\right)^{1.5} \exp\left(-\frac{m}{2\pi kT}C_r^2\right) \qquad (2)$$

式中, $\alpha$ 是介于1和2之间的系数。文中物体表面压力系数定义为

$$C_p = \frac{(P_w - P_{\infty})}{\left(\frac{1}{2}\rho_{\infty}v_{\infty}^2\right)} \tag{3}$$

其中物面压力 $P_w$ 是由每个时间步长内入射和反射的粒子在物面上的法向动量通量决定的,SPARTA中的计算公式如下

$$P_{w} = P_{i} - P_{r} = \frac{F_{N}}{A\Delta t} \sum_{j=1}^{N} \left\{ \left[ (mv)_{j} \right]_{i} - \left[ (mv)_{j} \right]_{r} \right\}$$

式中:  $F_N$  为每个模拟粒子代表的真实粒子个数;  $\Delta t$  为时间步长, A 为物面面积; N 是单位时间内与单位面积相碰撞的粒子个数; m 为粒子的质量; v 是j 粒子物面法线方向的速度; i, r 分别为入射粒子与反射粒子。物面摩擦阻力系数(下文简称为"摩阻系数") 定义为

$$C_f = \tau_w / (\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2) \tag{5}$$

其中物面剪切力  $\tau_w$  是由每个时间步长内入射和反射的粒子在物面上的切向动量通量决定的。考虑到本文选取的碰撞模型,反射粒子的切向动量为零,则计算公式可简化为

$$\tau_w = \tau_i = \frac{F_N}{A\Delta t} \sum_{i=1}^N \left\{ \left[ \left( mu \right)_i \right]_i \right\} \tag{6}$$

式中,u为j粒子物面切线方向的速度。物面传热系数定义为

$$C_h = \frac{q_w}{\left(\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^3\right)} \tag{7}$$

SPARTA 通过计算碰撞壁面的模拟粒子的净能量通量来计算  $q_w$ ,热流  $q_w$ 与人射和反射粒子的平动能、转动能和振动能有关,定义如下

$$q_w = q_i - q_r = \frac{F_N}{A\Delta t} \left\{ \sum_{j=1}^N \left[ \varphi_j \right]_i - \sum_{j=1}^N \left[ \varphi_j \right]_r \right\} \quad (8)$$

式中:  $\varphi_j = 0.5 m_j c_j^2 + e_{R_j} + e_{V_j}$ ; c 为粒子的速度;  $e_{R_j}$  与  $e_{V_j}$  分别代表粒子的转动能和振动能。克努森数与 无量纲长度分别定义为

$$K_n = \lambda / L_c \tag{9}$$

$$L_{H} = L/L_{t} \tag{10}$$

 $L_c$  为特征长度(基于平板上表面长度);L 为局部长度;L, 为总长度; $L_H$  值恒为 1。

#### 1.2 算例校验

本文 DSMC 计算程序采用美国 Sandia 国家实验室的 SPARTA 程序。对文献[14]中 L/H=1 的缝隙平板算例进行了仿真校验,模型和计算状态与文献[14]完全相同。模型参数如图 1 所示,缝隙上游平板长度  $L_u$  与下游平板长度  $L_d$  均为 45.15 mm,缝隙的深宽均为 3 mm。计算状态由表 1 列出 [15]。采用硬球模型,漫反射壁面,气体成分为 76.3%  $N_2$  和 23.7%  $O_2$ ,不考虑气体化学反应,采用恒温壁面, $T_u=800~\mathrm{K}$ 。

图 2 和图 3 分别给出了 SPARTA 程序与文献 [14]计算得到的缝隙底面和侧面的气动参数结果

对比。由图可知,仿真结果与文献[14]中计算的数据结果在整体上一致性较好,在一定程度上证明了SPARTA 计算程序的正确性与可靠性。除此之外可以看到气动参数分布的以下特征:在缝隙底部平面上,传热系数与摩阻系数大致呈现对称分布,在底部平面拐点附近,传热系数有所下降而摩阻系数有所上升。在缝隙下游侧平面上,传热系数与摩阻系数仍然呈对称分布,由缝隙底部到平板上表面,沿着侧面的传热系数不断减小,而摩阻系数不断增大。

表 1 计算状态工况条件

参数	数值
高度 H/km	70
速度 $v_{\infty}/(\mathrm{m\cdot s}^{-1})$	7 456
温度 $T_{\infty}/K$	220.2
压力 $P_{_{\infty}}/({ m N}\cdot{ m m}^{-2})$	5.582
密度 $ ho_{\infty}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-3})$	$8.753 \times 10^{-5}$
粘度 $\mu_{\infty}/(\mathrm{Ns}\cdot\mathrm{m}^{-2})$	$1.455 \times 10^{-5}$
粒子数密度 $\eta_{\infty}/\mathrm{m}^{-3}$	$1.820~9\times10^{21}$
平均自由程 λ <sub>∞</sub> /m	9.03×10 <sup>-4</sup>

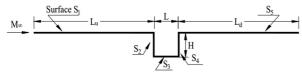


图 1 缝隙平板结构示意图

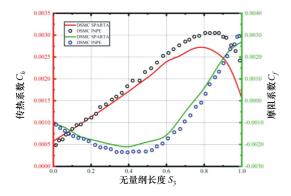


图 2 缝隙底面(S3)气动参数分布

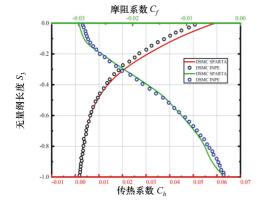


图 3 缝隙侧面(S4)气动参数分布

#### 1.3 计算模型

考察带有尖化前缘构型的二维平板模型,为了便于分析,取计算域内平板长度  $L=100\lambda$ 。前缘无限尖化楔角角度  $\alpha=5^\circ$ 、 $10^\circ$ ~90°,  $\Delta\alpha=10^\circ$ ;前缘尖点钝化半径  $R_n=0.1$ ~0.9 mm,  $\Delta R_n=0.2$  mm,模型结构如图 4 所示。克努森数  $K_n=0.01$ ,此时流体处于稀薄流的滑移流区域。当  $K_n$  值大于 0.01 时开始出现滑移流,当  $K_n$  值达到 0.1 和 10 时,其流动特征分别处于过渡流区和自由分子流区 [16]。坐标原点位于唇缘尖点。计算网格采用基于自由程正交自适应结构网格,为了方便宏观气体性质取样,网格尺寸要小于当地平均自由程 [17]。计算域为  $X_l=-18.0$  mm,  $X_h=90.3$  mm,  $Y_l=-13.0$  mm,  $Y_h=30.0$  mm。上下以及右边界条件采用自由出流边界,左边界条件为自由来流边界,来流方向平行于 X 轴与平板上表面。

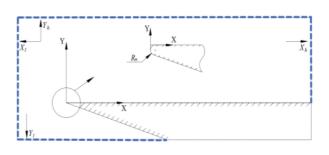


图 4 前缘平板结构与计算域示意图

## 2 结果与分析

本文的计算工况条件参照文献 [14], 时间步长取  $2\times10^{-8}$  s, 网格尺寸为  $1\times10^{-4}$  m, 局部自适应细化网格尺寸为  $2\times10^{-5}$  m。

#### 2.1 楔角角度对平板气动特性影响

首先考虑不同尖化前缘楔角角度对平板上表面 气动特性的影响。图 5 至图 7 给出了不同楔角角度 平板上表面的传热系数、摩阻系数和压力系数分 布图。

由图 5 可以看出,随着攻角的不断变大,平板上表面前缘附近的最大热流值随之不断升高。在 α ≤ 40°时,上表面最大热流值并不在尖化唇缘的顶点上,而是出现在唇缘顶点之后的位置。表 2 给出了不同楔角角度平板上表面传热系数最大值以及其出现的位置。由表可知,楔角角度越大,对应的最大热流值越高,最大热流出现的位置略有前移。在 α > 40°时,最大热流值发生突变,并且最大热流已经开

始出现在尖化唇缘的顶点上,而且位置不再随楔角 角度的增大而变化。整体来看,传热系数沿着上表 面切向方向不断下降。楔角角度对平板的传热系数 的影响主要集中在唇缘附近,而平板下游受楔角角 度的影响可以忽略不记,随着楔角角度的增大,传热 系数在数值上未有明显变化。导致这种现象的原因 是,当楔角角度 α>40°时,尖化唇缘附近激波层变厚 引起了激波层与边界层的重叠干扰,从而导致驻点 处热流相对于非干扰情况下的边界层情况有所升高。而在平板下游,激波层与边界层的相互干扰减弱直至消失,使得不同楔角角度平板上表面的传热系数未表现出明显的差异。除此之外可以发现,DSMC 方法计算的驻点传热系数已经明显偏离了气动加热预测中经典的 Fay-Riddell 公式预测的结果,显示出了明显的稀薄气体效应的影响。

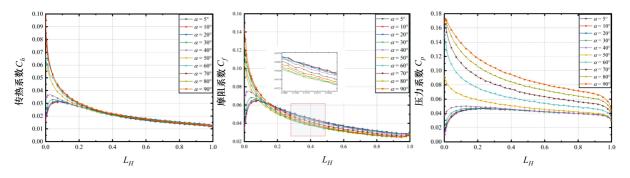


图 5 平板上表面传热系数分布

图 6 平板上表面摩阻系数分布

图 7 平板上表面压力系数分布

表 2 最大传热系数值与其出现的位置

多奴	5°	10°	20°	30°	40°
$C_{h \text{ max}}$	0.030	0.031	0.034	0.037	0.042
$L_{\scriptscriptstyle H}$	0.088	0.081	0.062	0.033	0.023

对比图 5 和图 6 可以看出,沿着平板上表面摩阻系数分布情况与传热系数分布十分相似。在  $\alpha \le 40^{\circ}$ 时,上表面摩阻系数最大值出现在唇缘顶点之后的位置,且最大值随楔角角度增大而变大。当  $\alpha > 40^{\circ}$ 时,摩阻系数最大值出现在唇缘顶点且随着楔角角度的增大逐渐变大。此外,楔角角度对下游平板(切向位置  $L_{H} \ge 0.1$ )表面的摩阻系数也有略微的影响。当楔角角度在  $\alpha \le 20^{\circ}$ 范围内变化时,摩阻系数变化幅值不大,在而较大楔角角度时,变化情况较为明显,当楔角由  $\alpha = 60^{\circ}$ 变化到  $\alpha = 70^{\circ}$ 时,切向  $L_{H} = 0.4$ 的位置上变化幅值为 3%左右。整体来看,摩阻系数沿着上表面切向也呈现不断下降的趋势。

由图 7 可知,平板表面压力系数分布情况与以上讨论相一致。值得注意的是,相较于传热系数和摩阻系数,压力系数的分布情况受楔角角度的影响较大。在  $\alpha \le 40^{\circ}$ 时,下游压力系数值变化幅值不明显,而在  $\alpha > 40^{\circ}$ 时,当楔角以同一角度增量变化时,压力系数值增幅很大,在楔角角度由  $\alpha = 50^{\circ}$ 变化到  $\alpha = 60^{\circ}$ 时,压力系数最大值增量高达 67%。在  $\alpha \le 40^{\circ}$ 时,沿着切向压力系数略有下降,但较之于传热系数和摩阻系数,下降趋势可以忽略不计。而当时,沿着切向压力系数值下降趋势明显。

由以上对气动热和气动力参数的分析可以看出,气动参数受前缘楔角的影响规律极为相似,楔角角度对气动参数的影响在唇缘附近表现最为剧烈。整体上,相较于气动热参数,气动力参数受楔角角度的影响更大。这是气动力,尤其是压力对唇缘附近的激波形态较为敏感导致的。当楔角角度由 α = 40°变化到 α = 50°时,唇缘附近处气动参数会发生突变,为了进一步分析楔角角度对流场结构的影响,图 8 给出了平板唇缘附近处的压力云图。

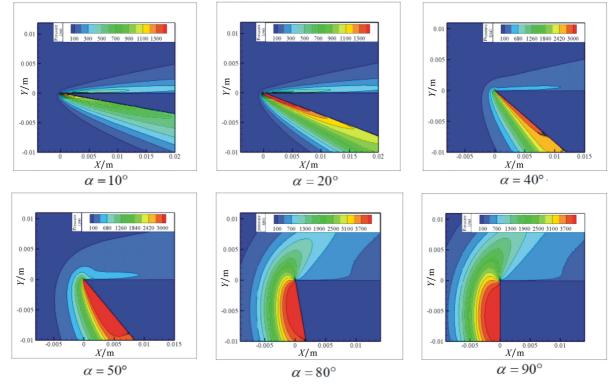


图 8 平板唇缘处压力分布云图

图 9 和图 10 分别给出了不同楔角角度时唇缘 尖点处法向的流场压力与流场温度分布曲线。由图 可知,当楔角较小时 ( $\alpha$  = 10°和  $\alpha$  = 20°),波后的温 度最大值以及压力最大值均出现在平板表面处,且 流场结构受楔角角度影响较小。当楔角由  $\alpha$  = 40° 变为  $\alpha$  = 50°时,波后的温度最大值出现的位置已经 开始上移,脱离物面,而波后的压力最大值未表现出这种趋势,仍然出现在平板表面处。在较大攻角时,波后的最大温度和压力值出现的位置已经明显脱离了物面,当楔角角度由 α=80°变为 α=90°时,激波脱体距离变大,波后的压力最大值也随之变大,而温度最大值变化则不明显。

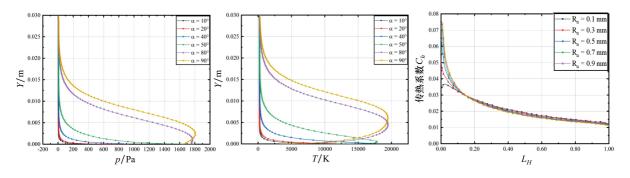


图 9 唇缘尖点处法向的流场压力分布

图 10 唇缘尖点处法向的流场温度分布

图 11 平板上表面传热系数分布

#### 2.2 钝化半径对平板气动特性影响

考虑同一楔角角度情况下不同前缘钝化半径对 平板上表面气动特性的影响。图 11 至图 13 给出了 楔角角度 α=45°时不同钝化半径尖化前缘平板上 表面的传热系数、摩阻系数以及压力系数分布图。 从图中可以看出,平板上表面的气动参数随前缘钝 化半径的变化规律与随楔角角度的变化规律极为相 似。此外,3 种气动参数随着钝化半径的改变规律 也十分一致。但整体来看,前缘钝化半径对气动参 数的影响不如楔角角度的影响剧烈。 当 $R_n$ =0.1 mm 时,最大气动参数均未出现在平板唇缘顶点,而是出现在平板唇缘顶点之后的位置。而当 $R_n$ >0.3mm 时,上表面气动参数发生突变,并且最大值已经开始出现在平板唇缘顶点上。随着钝化半径的增加,平板上表面气动参数的最大值也在随之升高。除此之外可以发现,前缘钝化半径对传热系数、摩阻系数的影响局限于唇缘附近,而其对压力系数的影响范围则更大,随着钝化半径的增加,压力系数的增加幅度较大。导致这种现象的原因是钝化半径改变了唇缘的激波形态,压力系数对激波形态敏感性较弱。

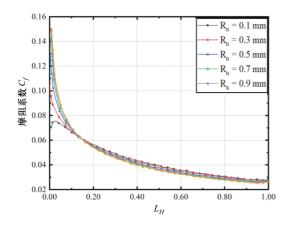


图 12 平板上表面摩阻系数分布

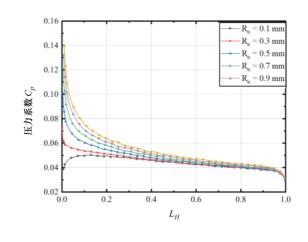


图 13 平板上表面压力系数分布

针对以上变化规律,为进一步更加直观地分析不同钝化半径对唇缘激波结构的影响,图 14 到图 17 分别给出了前缘尖点处切向与法向的压力分布以及温度分布情况。由图 14 和图 15 可知,在任一前缘钝化半径情况下,唇缘处压力均在驻点处达到最大值,沿平面的切向与法向压力值不断降低。随着前缘钝化半径的增大,激波不断前移,压力在距离唇缘更远的位置处开始升高,且驻点处的压力最大值也不断升高。

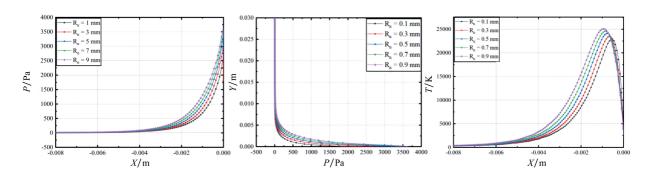


图 14 前缘尖点切向压力分布

图 15 前缘尖点法向压力分布

图 16 前缘尖点切向温度分布

从流场温度图中可以很明显地看到前缘处激波的形态,随着前缘半径的增大,激波的脱体距离不断变大,波后的温度也随之不断升高,温度在距离驻点处更远的地方开始激发,温度升高的位置距离驻点越来越远,温度在驻点前的激波后区域形成了明显的高温带。这种变化与楔角对前缘附近激波形态的影响规律趋于一致,由此可见,前缘钝化半径与前缘楔角角度对平板上表面气动参数影响的机理相同,

均是通过影响前缘激波的形态进而影响气动参数。 即增大前缘楔角角度与增大前缘钝化半径都是使得 激波形态朝着同一方向变化,较大的前缘钝化半径 的钝化尖前缘与较大的楔角角度尖锐尖前缘均会对 上表面气动参数产生相同的影响。

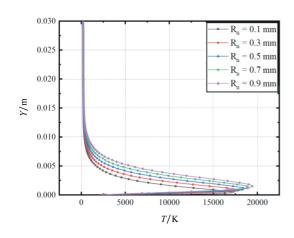


图 17 前缘尖点法向温度分布

# 3 结 论

本文利用直接模拟蒙特卡洛方法(DSMC)对尖前缘平板在高超声速稀薄流中的流场进行数值模拟,分析前缘楔角角度和钝化半径对平板表面气动参数的影响规律和内在机理。数值结果表明:

1) 在楔角角度  $\alpha \leq 40^{\circ}$ 时,上表面气动参数最大值并不出现在尖锐唇缘顶点,而是出现在尖锐唇缘顶点之后的位置。随着楔角角度增大,气动参数最大值出现的位置不断前移,当楔角角度  $\alpha > 40^{\circ}$ 时,

气动参数发生突变,最大值开始出现在尖锐唇缘顶点。气动参数达到最大值后沿着切向不断下降。

- 2)随着楔角角度的不断增大,前缘流场激波形态逐渐由斜激波转化为弓形激波,激波厚度不断增加,脱体距离逐渐增大,激波强度不断减弱,但是波后高压区最大压力不断变大。在大楔角角度时,流场压力等值线逐渐趋于弧状。
- 3) 平板上表面气动参数受钝化半径的影响规律与受楔角角度的影响规律相似。当  $R_n = 0.1$  mm时,气动参数最大值均未出现在钝化唇缘顶点,而是出现在钝化唇缘顶点之后的位置。而当  $R_n \ge 0.3$  mm时,气动参数发生突变,并且最大值已经开始出现在钝化唇缘的顶点。
- 4)随着钝化半径增大,激波厚度不断增加,脱体距离逐渐增大,波后压力与温度均在距离钝化唇缘较远处开始激发,且波后最大值随着钝化半径增大而升高。
- 5) 传热系数受楔角角度和钝化半径的影响较小,所受影响范围较为局限于唇缘附近,而气动力系数对其较为敏感,尤其是压力系数,数值变化幅度更大,且范围更广。楔角角度与钝化半径对平板上表面气动参数影响的机理相同,均是通过影响前缘激波的形态进而影响气动参数。

# 参考文献:

- [1] 黄飞,程晓丽,沈清. 高超声速平板近空间气动特性的计算分析研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 900-907 HUANG Fei, CHENG Xiaoli, SHEN Qing. Numerical Investigation of Hyersonic Aroedynamics of Flat Plate Flying in Near Space[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 900-907 (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(14): 3283-3285
  - LI Jian, HOU Zhongxi, LIU Xinjian, et al. Reentry Trajectories Simulations for Waverider Configuration Hypersonic Vehicle Based on Perturbation Atmosphere Model[J]. Journal of System Simulation, 2007(14): 3283-3285 (in Chinese)
- [3] DOGRA V, MOSS J, PRICE J. Rarefied Flow Past a Flat Plate at Incidence [C] // International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, 1989
- [4] DOGRA V K, MOSS J N. Hypersonic Rarefied Flow about Plates at Incidence [J]. AIAA Journal, 1989, 29(8): 1250-1258
- [5] SCIENCE A, TSUBOI N, YAMAGUCFFL H, et al. Three-Dimensional DSMC Simulation of Hypersonic Rarefied Gas Flow around a Sharp Flat Plate [C] // 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, 2001
- [6] PALHARINI R C, SCANLON T J, REESE J M. Aerothermodynamic Comparison of Two- and Three-Dimensional Rarefied Hypersonic Cavity Flows [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2014, 51(5): 1619-1630
- [7] 黄飞,张亮,程晓丽,等. 稀薄气体效应对尖前缘气动热特性的影响研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(2): 153-159 HUANG Fei, ZHANG Liang, CHENG Xiaoli, et al. Effects of Continuum Breakdown on Aerothermodynamic[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(2): 153-159 (in Chinese)

- [8] BIRD G. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows (Book) [M]. Oxford; Clarendon Press, 1995
- [9] MEHTA P M, MCLAUGHLIN C A, SUTTON E K. Drag Coefficient Modeling for Grace Using Direct Simulation Monte Carlo
  [J]. Advances in Space Research, 2013, 52(12): 2035-2051
- [10] 许啸,王学德,黄飞,等. 高超声速连续/稀薄流自适应界面推进重叠网格方法及应用研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(4): 563-571
  - XU Xiao, WANG Xuede, HUANG Fei, et al. An Overlapping Grid Adaptive Interface Advancement Method for Hypersonic Continuum-Rarefied Flow and Its Application [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(4): 563-571 (in Chinese)
- [11] 吴其芬,陈伟芳,黄琳,等. 稀薄气体动力学[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 2004 WU Qifen, CHEN Weifang, HUANG Lin, et al. Rarefied Gas Dynamics[M]. Changsha: National Defense University of Science and Technology Press, 2004 (in Chinese)
- [12] RAULT D F G. Aerodynamic Characteristics of a Hypersonic Viscous Optimized Waverider at High Altitudes [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1992, 31(5): 719-727
- [13] KANDLIKAR S, GARIMELLA S, LI D, et al. Heat transfer and Fluid Flow in Minichannels and Microchannels [M]. Oxford: Oxford Elsevier, 2005
- [14] PALHARINI R C, SANTOS W F N. The Impact of the Length-to-Depth Ratio on Aerodynamic Surface Quantities of a Rarefied Hypersonic Cavity Flow [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 88: 110-125
- [15] PALHARINI R C, SANTOS W. Computational Analysis of Hypersonic Flow over Cavities [C] // 3rd Sourthern Conference on Computational Modelling, 2009
- [16] PITAKARNNOP J, WONGPITHAYADISAI R, PHANAKULWIJIT S. Alternative Models and Numerical Simulations of Rarefied Gas Flow in Vacuum Systems [J]. Measurement, 2018, 126; 417-420
- [17] ALEXANDER F J, GARCIA A L, ALDER B J. Cell Size Dependence of Transport Coefficients in Stochastic Particle Algorithms [J]. Physics of Fluids, 1998, 10(6): 1540-1542

# Aerothermodynamics and Aerodynamics Analyses of Plates with Sharp Leading Edge in the Hypersonic Rarefied Flow

# ZHANG Shuai, FANG Shuzhou, XU Yang

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The aerothermodynamics and aerodynamics of the two-dimensional plates with a sharp leading edge were analyzed in hypersonic rarefied flow via DSMC method. The models with different wedge angle and bluntness radius were selected for calculation and analyses, aiming to reveal the influence rule and mechanism. The numerical results show that wedge angle and bluntness radius have the same influence on the flow field structure near the leading edge, which induces the influence rule of wedge angle and bluntness radius on aerothermodynamics and aerodynamics on the surface very similar. Wedge angle and bluntness radius have less effect on heat transfer coefficient and skin friction coefficient, while the pressure coefficient was more influenced by that. When the wedge angle and bluntness radius are relatively small, the maximum value of aerothermodynamics and aerodynamics parameters appears downstream from the lip edge. With the increase of wedge angle and bluntness radius, the position of the maximum value of the parameters moves forward continuously until the lip edge. In addition, the maximum value of aerothermodynamics and aerodynamics parameters also increases with that.

Keywords: hypersonic rarefied flow; DSMC; sharp leading edge; aerothermodynamics and aerodynamic

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec. Vol.38 2020 Supplement

# 盘绕式伸展臂纵杆变形分析研究

马海波1,穆育强1,黄海2,赵旭瑞2

(1.航天科工空间工程发展有限公司, 北京 100854; 2.北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要:介绍了一种纵杆变形分析的数值方法,用作盘绕式伸展臂逐层展开过程中的变形研究。该数值方法基于已有的弹性细杆变形分析理论,将伸展臂纵杆离散成一系列圆柱面约束条件下的短杆,分别对临界状态下的短杆进行边界条件确定和变形分析,进而运用迭代方法求得纵杆变形。针对在研伸展臂模型,分别进行微重力展开实验和根部展开动力学仿真,并将二者结果与数值计算结果进行对比,考察该数值方法的可行性和有效性。结果表明,数值计算所得纵杆变形状况与实验和仿真结果基本一致,可以用作伸展臂设计阶段的参考。

**关 键 词:**纵杆变形;弹性细杆分析;微重力展开实验;动力学仿真 中图分类号:V414.2 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-2758(2020)S0-0035-09

盘绕式伸展臂是一种典型的一维伸展机构,该机构因其较高的展开-收拢比和强度-重量比在航天器中得到了广泛的应用[1]。盘绕式伸展臂由3根通长纵杆、若干组横架和斜拉索组成。加载预紧力之后的斜拉索通过铰链分别与纵杆、横架相连接,从而为整个伸展臂提供需要的刚度和强度<sup>[2]</sup>。拉索展开是伸展臂常用的一种展开方式,该方式构形简单、功耗需求低。伸展臂根部固定,通过释放拉索展开伸展臂,展开过程中伸展臂顶部保持旋转<sup>[3]</sup>。拉索展开式伸展臂已经在空间任务中得到了广泛的应用<sup>[4-6]</sup>。

盘绕式伸展臂 3 根纵杆在横架与斜拉索的作用下分为明显的展开段、过渡段和收拢段,呈现出明显的非线性柔性特征。针对伸展臂的这一变形特点,国内外学者进行了大量的研究。

陈务军、戈冬明等以盘绕式空间伸展臂的收拢作为出发点,对"Y"横架无铰和有铰伸展臂的局部卷压及-整体卷压螺旋屈曲进行了分析<sup>[7-8]</sup>。Eiden指出,在忽略其盘绕半径的微小变化的前提下,盘绕式伸展臂的变形过程可以认为是纵杆在一个圆柱面上发生变形<sup>[9]</sup>。基于这种理论,展开过程中的伸展臂纵杆可以被看作圆柱面约束条件下的扭曲弹性细杆。Seemann和 Van 研究并分析了圆柱面约束下弹

性细杆的变形及其稳定性<sup>[10-11]</sup>。Bernard 在 Benham 和 Le 的 DNA 双螺旋弹性细杆模型基础上讨论了 DNA 弹性细杆模型的自接触问题<sup>[12]</sup>。刘延柱研究了基尔霍夫动力学比拟理论,并提出了圆柱面假设下圆截面弹性细杆的平衡方程<sup>[13]</sup>。根据刘延柱的理论,Liu 建立了同样具有圆柱面约束螺旋线特征的电缆线束力学模型<sup>[14]</sup>。上述弹性细杆的数学模型有一个共同特点,均是基于理想的边界条件,即外部载荷只作用在模型两端。对于盘绕式伸展臂来讲,由于横架对纵杆的横向作用以及刚性斜拉索的限位作用,上述的弹性细杆理论不能直接应用于伸展臂的分析。为解决这一问题,需要对纵杆进行离散化处理,使得离散后的短杆边界条件理想化,即仅在短杆两端存在外部载荷。随后,应用上述弹性细杆理论对纵杆变形进行分析和计算。

本文提出了一种纵杆变形分析的数值方法,可以用作盘绕式伸展臂逐层展开过程中的变形研究。该数值方法基于已有的弹性细杆变形理论,将伸展臂纵杆离散成一系列圆柱面约束条件下的短杆。分别对临界状态下的短杆进行边界条件确定和变形分析,进而运用迭代方法求得纵杆变形。针对伸展臂模型,分别进行微重力展开实验和根部展开动力学仿真,并将二者结果与数值计算结果进行对比。根

据对比结果验证该数值方法的可行性和有效性,并进一步用作伸展臂设计阶段的参考。

## 1 分析方法介绍

#### 1.1 临界状态定义

盘绕式伸展臂由 3 根通长纵杆、若干组横架和斜拉索组成,见图 1。拉索展开式盘绕式伸展臂根部固定,但可以保持绕伸展臂截面外接圆径向的转动自由度,通过释放沿伸展臂中心轴线的拉索,伸展臂各节由根部开始,逐层实现一维展开。

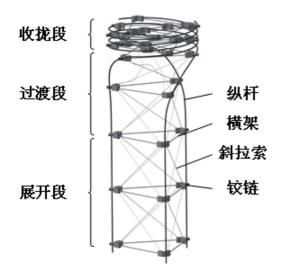


图 1 典型的盘绕式伸展臂展开图

如图 2 所示,通长纵杆被离散成一系列短杆,将伸展臂自下而上分别定义为第 1 节,第 2 节,……,相应的短杆定义为杆 1,杆 2,……。同样的,伸展臂横架自下而上分别定义为横架 1,横架 2,……。为减少研究过程中的外部干扰载荷,以伸展臂根部 4 节短杆作为研究对象。当第 5 节刚要展开时,横架 5 与横架 6 之间的接触力刚好减小到零,此时根部 4 节短杆在绳索拉力和根部边界载荷的作用下达到平衡状态。定义此刻的伸展臂状态为临界状态,以此为基础进行后续的变形分析研究。

为方便起见,本文中的分析均不考虑伸展臂展 开过程中的动力学效应。忽略过渡段盘绕半径的轻 微减小,伸展臂满足圆柱面假设,即展开过程中的通 长纵杆可以认定为在圆柱面内变形的扭曲弹性细 杆。由于伸展臂是一个空间对称结构,因此根部的

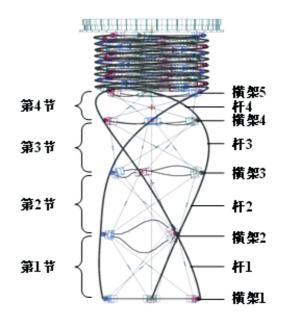


图 2 纵杆离散化和伸展臂定义

变形分析将只针对其中一根纵杆所离散得到的短杆来进行。

#### 1.2 短杆变形方程

纵杆离散后所得的短杆可以被看作是理想、线弹性、均匀的一维体。该短杆可以用沿短杆中心线的曲线坐标系来进行描述,其中相邻横截面之间的扭转角是关于曲线坐标。的连续函数。

为描述短杆的变形,参考刘延柱的研究结果对 坐标系定义如下,见图 3。

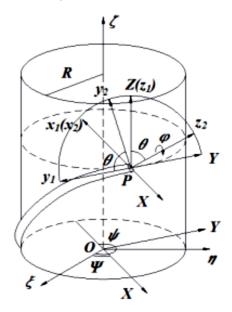


图 3 坐标系定义

以伸展臂轴线中某点 O 作为坐标原点,伸展臂轴线为  $O\zeta$  轴,并在伸展臂盘绕半径方向定义  $O\xi$  轴,从而获得坐标系  $O-\xi\eta\zeta$ 。将坐标系  $O-\xi\eta\zeta$  绕轴  $O\zeta$  旋转  $\Psi$ 得到坐标系 O-XYZ。定义 P 点为短杆某处截面中心点,将坐标系 O-XYZ 由点 O 平移至点 P,得到坐标系 P-XYZ。将坐标系 P-XYZ 绕 PZ 轴旋转  $180^\circ$  得到坐标系  $P-x_1y_1z_1$ ,此时  $\psi = \Psi + \pi$ 。最后,将坐标系  $P-x_1y_1z_1$  绕  $Px_1$  轴旋转  $\theta$  得到坐标系  $P-x_2y_2z_2$ 。

定义 $\varphi$ 为短杆某处截面绕 $Pz_2$ 轴旋转的角度,则 $\psi$ , $\theta$ 和 $\varphi$ 可以用来定义短杆截面的空间方位。对应的角度沿短杆曲线坐标的变化率  $d\psi/ds$ , $d\theta/ds$  和  $d\varphi/ds$  可以用来描述短杆的变形。 $d\varphi/ds$  描述了短杆相邻截面之间的相对转角, $d\psi/ds$  和  $d\theta/ds$  决定了截面法线的空间指向。

以离散后的短杆作为研究对象,根据文献 [13],短杆的变形满足公式(1),其中i=1,2,3,4, 对应于图 2 中不同的短杆。

$$\begin{cases} \frac{\mathrm{d}^2 \theta_i}{\mathrm{d}s^2} = -\frac{1}{R} (l_{0i} \cos \theta_i - m_i \cos 2\theta_i) + \\ \left(\frac{p_i}{2} + \frac{2 \cos \theta_i \sin^2 \theta_i}{R^2}\right) \sin \theta_i \\ l_{0i} = \left(\frac{R}{A}\right) F_{Yi} + m_i \cos \theta_i + \frac{\sin^3 \theta_i}{R} = \frac{M_{0i}}{A} \\ m_i = \frac{C}{A} \omega_{30i} \\ \omega_{30i} = \frac{\mathrm{d} \psi_i}{\mathrm{d}s} \cos \theta_i + \frac{\mathrm{d} \phi_i}{\mathrm{d}s} \\ p_i = \frac{2F_{Zi}}{A} \end{cases}$$

$$i = 1, 2, 3, 4$$
 (1)

公式(1)中, $\theta_i$ 为短杆某一截面处的螺旋角;s是短杆曲线坐标; $p_i$ , $l_{0i}$ 和 $m_i$ 是与短杆边界条件有关的积分常数;A和C分别为短杆截面弯曲刚度和扭转刚度; $M_{0i}$ 是短杆截面沿 $O\zeta$ 方向所受的外力矩;R是伸展臂盘绕半径; $F_{Yi}$ 和 $F_{Zi}$ 分别为短杆截面沿PY和PZ轴所受的外力。根据几何关系, $\psi_i(s)$ 和 $\theta_i(s)满足(2)式$ 

$$\mathrm{d}\psi_i = \frac{\mathrm{d}s \cdot \sin\theta_i}{R} \tag{2}$$

 $\omega_{30i}$  是短杆的扭率。由于纵杆和横架之间的连接只保留了 PX 轴方向的转动自由度,因此纵杆沿  $Pz_2$  轴方向的转动被限制,即  $d\varphi_i/ds$  在[0,t]上的积

分为零,其中t是伸展臂的节距。对 $\omega_{30i}$ 在[0,t]上进行积分

$$\int_{0}^{t} \omega_{30i} ds = \int_{0}^{t} \left( \frac{d\psi_{i}}{ds} \cos \theta_{i} + \frac{d\varphi_{i}}{ds} \right) ds =$$

$$\int_{0}^{t} \left( \frac{d\psi_{i}}{ds} \cos \theta_{i} \right) ds + \int_{0}^{t} \frac{d\varphi_{i}}{ds} ds = \int_{0}^{t} \frac{\sin \theta_{i} \cos \theta_{i}}{R} ds$$
(3)

当短杆仅在两端承受外载荷时其扭率保持不变<sup>[13]</sup>.即

$$\int_{0}^{t} \omega_{30i} ds = \int_{0}^{t} \frac{\sin \theta_{i} \cos \theta_{i}}{R} ds = \omega_{30i} t$$
 (4)

#### 1.3 短杆积分条件和初值

以图 2 中的短杆 i 作为分析对象, 积分常数  $p_i$ ,  $l_{0i}$  和  $m_i$  的求解可以转换为  $F_{Yi}$ ,  $F_{Zi}$  和  $M_{0i}$  的求解。 忽略伸展臂的展开动力学效应, 上述 3 个参数的求解可以通过对短杆 i 的边界受力分析来实现。

图 4 所示为短杆 i 顶端截面所受外载荷,其中  $\theta_i(0)$  是短杆 i 的顶端螺旋角。 $M_{zi}(0)$  是短杆 i 截面沿  $O\zeta$  方向所受的外力矩,由沿  $Py_2$  轴和  $Pz_2$  轴的 2 个正交分量  $M_{vzi}(0)$  和  $M_{zzi}(0)$  合成。

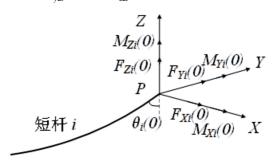


图 4 短杆 i 顶端截面外载荷示意

$$\begin{cases} M_{Zi}(0) = M_{y2i}(0) + M_{z2i}(0) = \\ A \frac{\sin^2 \theta_i(0)}{R} \sin \theta_i(0) + C\omega_{30i} \cos \theta_i(0) \end{cases}$$

$$M_{0i} = M_{Zi}(0) + F_{Yi}(0)R$$

$$(5)$$

将短杆 i 以上的收拢段和顶板看作一个整体 T。此时,T 在拉索拉力  $F_L$ ,短杆反作用力/力矩,以及斜拉索的拉力联合作用下处在平衡状态。 $F_{ri}$ , $F_{ri}$ 和  $F_{hi}$ 是斜拉索拉力在坐标系 P-XYZ 中的 3 个分量。由于伸展臂是一个空间对称结构,因此 3 根纵杆对 T 的反作用力/力矩数值相等。对 T 考虑沿  $O_X$  轴向的受力平衡, $M_{Zi}(0)$ , $F_L$ , $F_{Yi}(0)$ , $F_{Zi}(0)$ , $F_{vi}$  和  $F_{hi}$  满足(6) 式的关系。

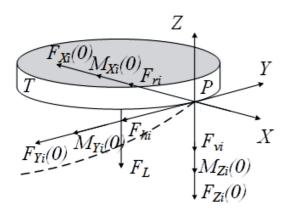


图 5 伸展臂顶端整体 T 受力平衡状态分析

$$\begin{cases} F_L + 3F_{Zi}(0) + 3F_{vi} = 0\\ 3(M_{Zi}(0) + F_{Vi}(0)R + F_{hi}R) = 0 \end{cases}$$
 (6)

以相邻短杆交界点处的微元作为分析对象,其受力平衡如图 6 所示,相应的沿 PX 和 PZ 轴力的分量平衡见公式(7)。 其中, $F_{xi}(t)$  和  $F_{zi}(t)$  可以由  $F_{yi}(0)$  和  $F_{zi}(0)$  根据(1) 式中的积分常数  $P_i$  和  $P_{zi}(t)$  算得到。

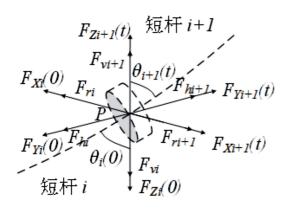


图 6 微元受力平衡状态分析

$$\begin{cases}
F_{Yi}(0) + F_{hi} = F_{Yi+1}(t) + F_{hi+1} \\
F_{Zi}(0) + F_{vi} = F_{Zi+1}(t) + F_{vi+1}
\end{cases}$$
(7)

斜拉索拉力的分量可以通过伸展臂相邻桁架之间的变形分析来求得,如图 7 所示。假设斜拉索长度为 l,在坐标系 P-XYZ 中的 3 个长度分量分别为  $l_{ii}$ ,  $l_{ii}$  和  $l_{ii}$ 。由于斜拉索只能承受拉力,因此其拉力分量与长度分量具有相同的几何关系。具体计算方法见(8) 式。

联立(5) 至(8) 式,可以求得短杆i 所需的截面外载荷 $F_{Yi}$ , $F_{Zi}$ 和 $M_{0i}$ ,相应的积分常数 $p_i$ , $l_{0i}$ 和 $m_i$ 也可计算得到。根据实验观察,第3节和第4节中斜拉

索处于松弛状态,因此当 i=3,4 时, $F_{vi}$  和  $F_{hi}$  等于零。

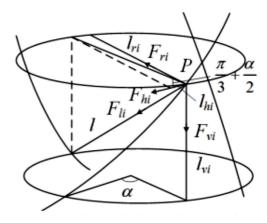


图 7 伸展臂节间变形分析

$$\begin{cases} \frac{F_{li}}{l} = \frac{F_{hi}}{l_{hi}} = \frac{F_{vi}}{l_{vi}} = \frac{F_{ri}}{l_{ri}} \\ l_{vi} = \int_{t} \cos\theta_{i} ds \\ \alpha_{i} = \int_{t} \frac{\sin\theta_{i}}{R} ds \\ l_{hi} = 2R\cos\left(\frac{\pi}{3} + \frac{\alpha_{i}}{2}\right) \sin\left(\frac{\pi}{3} + \frac{\alpha_{i}}{2}\right) \\ l_{ri} = 2R\sin^{2}\left(\frac{\pi}{3} + \frac{\alpha_{i}}{2}\right) \\ l = \sqrt{\left(l_{vi}^{2} + l_{hi}^{2} + l_{ri}^{2}\right)} \end{cases}$$

$$(8)$$

临界状态下纵杆根部 4 节短杆的变形分析将从第 4 节开始,向下计算到第 1 节。由于纵杆在展开过程中均是平滑过渡,因此短杆 4 的顶部螺旋角  $\theta_4(0)$  与收拢段螺旋角  $\theta_{col}$  相等。根据文献[15],平衡状态下第 1 节螺旋角变化较小,第 2 节到第 4 节近似接近于线性变化。因此

$$\begin{cases} \theta_4(0) = \theta_{\text{coil}} \\ \frac{d\theta_4}{ds} \Big|_{s=0} = \frac{\theta_{\text{bottom}} - \theta_{\text{coil}}}{3t} \end{cases}$$
 (9)

式中,  $\theta_{\text{bottom}}$  是短杆 1 的底部螺旋角, 即纵杆的根部螺旋角。

另外,由于纵杆变化的平滑性,相邻短杆交界点处的螺旋角保持一致。根据刘延柱的研究结果[13],螺旋角的变化率  $d\theta_i/ds$  满足(10) 式

$$\begin{cases} \theta_{i}(0) = \theta_{i+1}(t) \\ \frac{\mathrm{d}\theta_{i}}{\mathrm{d}s} \Big|_{s=0} \left( m_{i} - \frac{3}{2R} \sin 2\theta_{i}(0) \right) = \\ \frac{\mathrm{d}\theta_{i+1}}{\mathrm{d}s} \Big|_{s=t} \left( m_{i+1} - \frac{3}{2R} \sin 2\theta_{i+1}(t) \right) \end{cases}$$
(10)

#### 1.4 纵杆变形分析

由第 4 节开始,利用连续的迭代积分进行纵杆根部 4 节短杆的变形分析。首先分别给定根部螺旋角  $\theta_{\text{bottom}}$  和拉索拉力  $F_L$  一组初始值。随后计算各短杆积分条件和积分初值,并根据公式(1) 对  $\theta_i$  和  $d\theta_i/ds$  (i=1,2,3,4) 进行积分,各短杆积分区间均为[0,t]。

调整拉索拉力  $F_L$  的值,对上述积分进行迭代计算直至  $\theta_1(t)$  与根部螺旋角  $\theta_{\mathrm{bottom}}$  相等。后续继续调整  $\theta_{\mathrm{bottom}}$  的值,进行新的迭代计算直至  $\mathrm{d}\theta_1(t)/\mathrm{d}s$  等于 0,计算结束。其中, $F_L$  和  $\theta_{\mathrm{bottom}}$  分别为临界条件下的拉索拉力和纵杆根部螺旋角。图 8 所示为纵杆变形分析的流程。

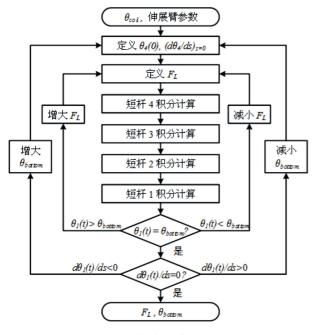


图 8 纵杆变形分析流程

# 2 纵杆变形数值计算

某一在研微纳卫星选定拉索展开盘绕式伸展臂作为半刚性重力梯度杆,以实现初步的对地稳定姿态。伸展臂实验样机的技术参数,如刚度、强度、展开收拢比以及几何尺寸等,是由姿态稳定需求所决定的,如表1所示。

表 1 盘绕式伸展臂实验样机技术参数

伸展臂技术参数	数值			
盘绕半径 R/mm	75			
横架节距 t/mm	95			
纵杆、横架材料	钛镍合金			
纵杆、横架材料弹性模量 E/GPa	83			
纵杆、横架材料泊松比 $\sigma$	0.31			
纵杆半径 r/mm	1			
横架半径/mm	0.4			
铰链材料	铝合金			
铰链材料弹性模量/GPa	70.6			
<b></b>	0.33			
<u> </u>	,			

其他的初始参数如短杆弯曲刚度、扭转刚度、斜拉索长度等如(11)式所示。另外收拢段相邻横架之间的间距为8 mm,因此,收拢段螺旋角  $\theta_{coil}$  =  $\arccos(8/95)$  =  $85.17^{\circ}$ 。

$$A = \frac{E\pi r^4}{4} \quad G = \frac{E}{2(1+\sigma)}$$

$$C = \frac{G\pi r^4}{2} \quad l = \sqrt{3R^2 + t^2}$$
 (11)

对伸展臂根部 4 节短杆进行变形分析,计算出 4 节短杆的螺旋角变化规律以及短杆两端的边界条件。临界状态下,伸展臂根部 4 节短杆的变形如图 9 所示。此时伸展臂的根部螺旋角为 29.454°,拉索拉力为 9.512 N。

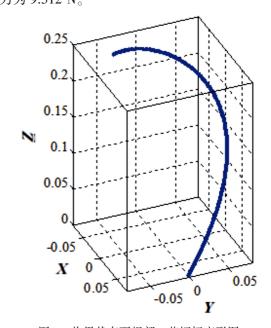


图 9 临界状态下根部 4 节短杆变形图

# 3 微重力展开实验和动力学仿真

通过调整不同的初始根部螺旋角,微重力展开 实验和动力学仿真将用来考察实验样机和仿真模型 的根部展开特性和变形情况,从而验证前文得出的 判据的有效性。

## 3.1 微重力展开实验

微重力展开实验采用如图 10 所示的一维展开实验装置。该装置包括桁架基座、直线导轨、同步系统和数据采集设备等。

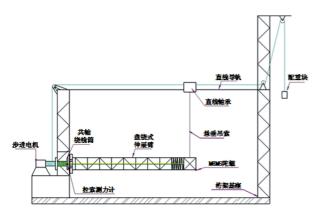


图 10 微重力展开装置

桁架基座用来支撑整套实验装置,并通过水平 直线导轨为伸展臂提供展开空间。同步系统包括共 轴绕线筒、直线轴承和配重块。共轴绕线筒通过步 进电机同步释放伸展臂拉索和水平导轨上的直线轴 承。配重块与直线轴承相连,保证直线轴承与伸展 臂顶板的同步运动。微重力展开实验的关键在于保 证伸展臂顶板部分的重力补偿。在实验前,通过调 整悬垂吊索的竖直角,直线轴承应处在伸展臂顶板 的正上方,悬垂吊索与铅垂线之间的夹角应限制在 3°以内。除此之外,拉索在共轴绕线筒上的绕线方 式应保持一致,从而确保拉索的释放同步性。配重 块的质量由实际展开过程中的轴承摩擦力决定。

数据采集系统包括测力计和 MEMS 陀螺,分别 用来测量伸展臂拉索拉力和顶板旋转角速度。当伸 展臂展开时,传感器每秒钟采集 5 次数据,用作后续 数据分析。

在实验中,伸展臂样机由完全收拢状态开始,以 15 mm/s 的速度匀速展开。由于伸展臂第 5 节和第 6 节横架之间的接触力在实际中很难直接测量,因 此实验中的伸展臂临界状态定义为第6节横架刚好与第5节横架分离时的状态。在展开过程中,利用角度计和拉索测力计测得临界状态下的伸展臂根部螺旋角为42.53°,对应的拉索拉力为10.697 N。临界状态下伸展臂实验样机的变形如图11所示。



图 11 临界状态下伸展臂实验样机变形示意图

#### 3.2 展开动力学仿真

伸展臂的展开动力学仿真在 MSC.ADAMS 环境下进行,该软件被广泛应用于航空航天领域的动力学设计。柔性部件如纵杆和横架采用刚柔混合建模法,首先离散成一系列的刚体,然后利用柔性单元Discrete Flexible Link 进行连接。模型中所有的单元属性均根据表 1 中的伸展臂特征进行定义,由此建立 14 节的伸展臂模型见图 12。

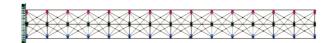


图 12 盘绕式伸展臂有限元模型

在仿真中,伸展臂模型在纵杆根部沿截面外接圆径向设定3个相对于基座的转动副。与微重力展开实验一致,伸展臂由完全收拢状态开始,以15 mm/s的速度匀速展开。和微重力展开实验不同

的是,仿真中的伸展臂临界状态依然采用横架之间的接触力来定义,即伸展臂第5节和第6节横架之间的接触力为零时的伸展臂状态。在临界状态下测得伸展臂根部螺旋角为36.524°,对应的拉索拉力为11.0217N。临界状态下伸展臂仿真模型的变形如图13所示。

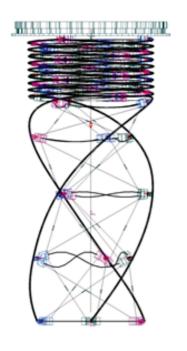


图 13 临界状态下伸展臂仿真模型变形示意图

# 4 校验及讨论

如图 13 所示,展开仿真分析给出了伸展臂根部 4 节短杆在三维空间中的变化,将此结果与前文的数值计算结果进行对比。图 14 分别给出了 2 组结果中根部 4 节短杆在三维空间的变形对比和沿伸展臂轴线投影的变形对比。可以看出,数值计算和仿真分析得到的纵杆变形基本相符,纵杆螺旋角的变化规律也基本一致。其中,仿真分析结果中的盘绕半径比数值计算结果稍微偏小,其原因主要是数值计算遵循严格的圆柱面约束,而实际的仿真分析中横架存在弯曲现象,因此伸展臂截面外接圆半径,即盘绕半径会偏小。

由前文数值计算结果可知,临界状态下伸展臂根部螺旋角为 29.454°,拉索拉力为 9.512 N。将该结果与微重力展开实验、动力学仿真得到的结果进行对比,如表 2 所示。可以看出,数值计算所得到的根部螺旋角和拉索拉力分别小于动力学仿真和展开

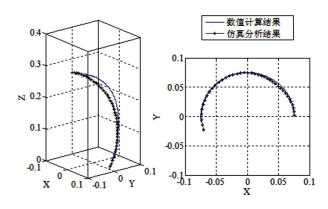


图 14 数值计算与仿真分析结果的根部 4 节短杆变形对比

实验所得到的结果,其中,根部螺旋角的差距分别为19.3%和30.7%,而拉索拉力的差距分别为13.6%和11.1%。由此可见,数值计算结果与仿真分析、展开实验的结果吻合度较好,其中拉索拉力的吻合度要优于纵杆根部螺旋角。该数值方法所得结果可以用作伸展臂设计阶段的参考。

表 2 临界状态下伸展臂根部螺旋角和拉索拉力对比

计算方法	根部螺旋角/(°)	拉索拉力/N
数值计算	29.454	9.512
动力学仿真	36.524	11.0217
展开实验	42.53	10.697

由于纵杆变形数值计算主要是在圆柱面约束条件下进行,因此并没有考虑在实际仿真和实验中存在的横架弯曲变形。这种弯曲变形会导致伸展臂盘绕半径的减小。在展开过程中,相邻横架之间的间距持续增加至伸展臂节距。从图 15 的几何变形示意图来看,在斜拉索的约束下,盘绕半径的减小会导

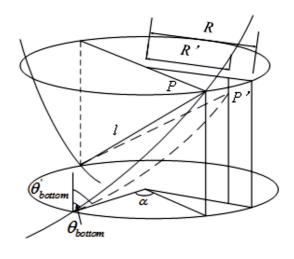


图 15 盘绕半径减小所导致的节间变形

致临界条件下横架之间的间距变小,相应的根部螺旋角也比未考虑盘绕半径减小时要大。

另外,由于伸展臂是空间对称结构,横架变形主要是对纵杆的横向作用,对伸展臂轴线方向影响有限。因此临界状态下数值计算、仿真分析和展开实验的拉索拉力结果更为接近。由于盘绕半径的减小,纵杆沿伸展臂轴线方向的拉压刚度增加,进而使得仿真及实验得到的拉索拉力大于数值计算结果,如表 2 所示。



图 16 展开实验与仿真分析的变形结果对比

除此之外,仿真和实验结果也存在一定的差异, 这主要是因为伸展臂实验样机中存在一些难以准确 模拟的局部摩擦,影响了伸展臂的展开运动,尤其是纵杆由收拢状态到伸直状态的转化运动。这一点可以通过图 16 中伸展臂根部 4 节在临界状态下的长度比较可以看出。因此,伸展臂实验样机比仿真模型较早地展开到临界状态,相应的根部螺旋角也更早地减小到临界值。局部摩擦力的存在也导致伸展臂实验样机展开时更多的能量消耗,因此拉索拉力值与仿真模型相比偏小。

# 5 结 论

本文提出了一种纵杆变形分析的数值方法,可以用作盘绕式伸展臂逐层展开过程中的变形研究。该数值方法在圆柱面约束弹性细杆变形理论基础上,利用纵杆离散化和沿曲线迭代积分的方法进行复杂边界条件下的纵杆变形计算。经过验证,数值计算结果与仿真分析、展开实验的结果吻合度较好,其中拉索拉力的吻合度要优于纵杆根部螺旋角,可以用作伸展臂设计阶段的参考。

由于圆柱面约束假设的存在,该数值计算方法 未考虑伸展臂展开过程中盘绕半径的减小,因此数 值计算所得的纵杆根部螺旋角和拉索拉力均小于仿 真分析、展开实验的结果,需要在后续应用当中加以 注意。

伸展臂的仿真模型无法完全准确地模拟实验样 机内部的摩擦力,因此后续工作中应根据实验结果 进一步调整仿真模型,优化铰链连接处的局部摩 擦力。

# 参考文献:

- [1] JOHNSON L, ALEXANDER L, FABISINSKI L, et al, Multiple NEO Rendezvous Using Solar Sail Propulsion [C] // Global Space Exploration Conference, Washington DC, 2012
- [2] MURPHY D M. Validation of a Scalable Solar Sailcraft System[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015, 44: 797-808
- [3] PUIG L, BARTON A, RANDO N. A Review on Large Deployable Structures for Astrophysics Missions [J]. Acta Astronautica, 2010, 67: 12-26
- [4] DAVID M M, MICHAEL E M, BRIAN D M. Demonstration of a 20-m Solar Sail System [C] // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Austin, Texas, 2005
- [5] MCEACHEN M E. Validation of SAILMAST Technology and Modeling by Ground Testing of a Full-Scale Flight Article [C] // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2010
- [6] KITAMURA T, OKAZAKI K, NATORI M, et al. Development of a "Hingeless Mast" and Its Applications [J]. Acta Astronautica, 1988, 17: 341-346
- [7] 陈务军, 张淑杰. 空间可展结构体系与分析导论[M]. 北京:中国宇航出版社, 2006: 13-27 CHEN Wujun, ZHANG Shujie. Deployable Space Structures and Analysis Theory[M]. Beijing: China Astronautic Publishing

- House, 2006: 13-27 (in Chinese)
- [8] 戈冬明,陈务军,付功义,等. 铰接盘绕式空间伸展臂屈曲分析理论研究[J]. 工程力学, 2008, 25(6): 176-180 GE Dongming, CHEN Wujun, FU Gongyi, et al, Buckling Theoretic Analysis of Coilable Hinged Extendable/Retractable Space Mast[J]. Engineering Mechanics, 2008, 25(6): 176-180 (in Chinese)
- [9] EIDEN M, BRUNNER O, STAVRINIDIS C. Deployment Analysis of the Olympus Astromast and Comparison with Test Measurements [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1987, 24(1): 63-68
- [10] SEEMANN W. Deformation of an Elastic Helix in Contact with a Rigid Cylinder [J]. Archive of Applied Mechanics, 1996, 67: 117-139
- [11] VAN DER G H M. The Static Deformation of a Twisted Elastic Rod Constrained to Lie on a Cylinder [J]. Proceedings of the Royal Society A, 2001, 457: 695-715
- [12] BERNARD D Coleman, DAVID Swigon. Theory of Self-Contact in Kirchhoff Rods with Applications to Supercoiling of Knotted and Unknotted DNA Plasmids [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A Mathematical Physical & Engineering Sciences, 2004, 362; 1281-1299
- [13] 刘延柱. 弹性细杆的非线性力学[M]. 北京:清华大学出版社,2006: 80-83 LIU Yanzhu. Nonlinear Mechanics of Thin Elastic Rod: Theoretical Basis of Mechanical Model of DNA[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 80-83
- [14] LIU J, TAO Z, NING R, et al. Physics-Based Modeling and Simulation for Motional Cable Harness Design[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2014, 27: 1075-1082
- [15] 韩建斌,王新升,马海波. 盘绕式伸展臂展开模式的力学原理[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(9): 1168-1173 HAN Jianbin, WANG Xinsheng, MA Haibo, et al, Mechanical Principle of the Deploying Mode for Coilable Mast[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 39: 1168-1173 (in Chinese)

# Study on Longeron Deformation Analysis of a Coilable Mast

# MA Haibo<sup>1</sup>, MU Yuqiang<sup>1</sup>, HUANG Hai<sup>2</sup>, ZHAO Xurui<sup>2</sup>

(1.Aerospace Science and Technology Space Engineering Development Co., Ltd., Beijing 100854, China; 2.School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: A mathematic analysis method was proposed for study on longeron deformation of a coilable mast deployed in local coil mode. The method was based on elastic rod analysis theory and conducted with discretizing the mast longeron into a series of rods under the cylinder assumption. Boundary conditions of ideal rods were analyzed, then rod integral conditions in critical state were achieved. Given with a set of initial values, iterative calculations aiming at the first four rods were carried out to obtain the longeron deformation. Subsequently, microgravity deployment tests with the existed model and deployment simulations based on finite element model were developed. Through the result comparisons of longeron deformations in critical state, the rationality and validity of the proposed analysis method were evaluated. The results revealed that the mathematic results obtained by the proposed method were approximately consistent with the tested and simulated results, and suitable for the reference of future coilable mast design. Furthermore, the coiling radius decrease during the mast deployment could affect the accuracy of mathematic results, which should be taken into consideration during the method application.

Keywords: longeron deformation; elastic rod analysis; micro-gravity deployment test; dynamic simulation

Dec.

Vol.38

2020 Supplement

# 卫星总装过程异构数据物联集成技术研究

王治,万峰,吴剑锋,邢香园,赵文浩 (上海卫星装备研究所,上海 200240)

摘 要:针对卫星总装过程中各类制造资源关联程度较低、信息不透明等问题,结合物联网技术的应用模式,研究了卫星总装过程异构数据物联集成技术,并设计开发了数据管理系统。采用基于物联网的数据采集技术,实现多源异构设备/系统/单元等数据的集成;构建了面向卫星总装过程异构数据管理模型,实现了数据的关联融合与分析应用;在此基础上,基于卫星总装过程物联网的体系架构,设计开发了卫星总装过程物联数据管理系统。该系统已成功应用于多个卫星型号研制中,应用效果良好。

关 键 词:卫星总装;物联网;数据采集;数据管理

中图分类号: V19 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0044-09

当前,卫星领域面临高强密度的研制任务,呈现出多品种、变批量及高复杂度的特点。在卫星总装过程中需采集精度测量数据、自动化工装实时运行参数、实验数据等各类数据。物联网(internet of things,IoT)具有信息数据动态感知、可靠传输与统一管理、智能处理与优化控制等功能,可有效满足当前卫星离散型研制模式下数据精确、完整、高效采集和有效管理的需求,对实现型号产品制造资源精细化管理、产品数据包构建、质量和技术状态管控等都具有重要意义[1-2]。

目前国内外制造企业和学者纷纷展开基于物联网的数据集成技术研究。国外方面,克里弗兰大学、宾汉顿大学等对无线传感网络技术进行研究,对车间制造资源进行组网设计;美国通用电气公司<sup>[3]</sup>、波音<sup>[4]</sup>、Vrigin<sup>[5]</sup>等企业利用工业物联平台实现对物理设备或系统的在线监控。国内方面,文献[6-7]利用物联网对制造资源信息进行采集与集成管理,实现资源的实时追踪与可视化监控;商飞、华为等企业构建了包含设备状态采集网络、无线射频网络以及条码识别网络在内的工业互联网,实现制造资源的整合。

上述学者或企业的研究应用主要集中在自动化程度较高、数据采集对象固定的流水式制造装配生

产线,而卫星总装过程属于典型的离散型模式,技术状态数据复杂多变,设备/系统/单元数据等分散存储。近年来,航天企业通过构建工业物联网平台实现设备数据的在线采集,但在多源异构数据集成管理、数据关联融合与分析应用等方面还需进一步研究与改进。针对卫星总装过程的特点与需求,本文研究了基于物联网的异构数据感知与管理技术,提出了一种卫星总装过程异构数据物联集成系统,开发集成了多种数据采集与管理功能模块,并在多个卫星型号研制装配中展开了应用,取得了良好效果。

# 1 卫星总装过程物联网整体架构

在对卫星总装过程中异构数据物联集成需求进行综合分析的基础上,提出了异构数据物联集成的整体架构,用于描述工业物联网系统的结构形式及各组成部分之间的关联关系,如图 1 所示。工业物联网平台采用分层架构搭建,包括产品设备层、数据通信层、业务管理层以及应用分析层。各层主要研究内容为:

1) 产品设备层:该层为基础层,确定物联网平台需要接入的目标对象,主要包括数字化装备、数据采集终端等。

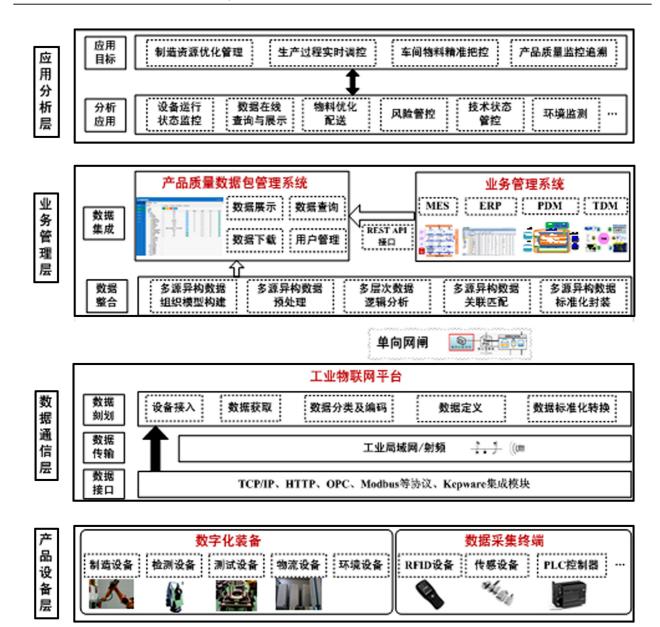


图 1 异构数据物联集成整体架构

- 2)数据通信层:通过多种通用化、规范化、集成化的数据集成接口,可以实现"人-机-物"基础数据的采集;利用车间工业局域网/射频网络实现集成数据的可靠性传输;同时利用单向网闸实现工控网与涉密网之间数据的安全传输。
- 3)业务管理层:该层主要实现数据的组织模型构建、多层次数据逻辑分析与关联匹配以及数据标准化封装等多源异构数据的整合;基于 REST AIP 软件系统集成接口,实现 PDM、MES、TDM 等业务系统数据的集成;构建产品质量数据包,实现数据的查询、展示、下载以及管理等功能。
- 4)应用分析层:通过数据的分析应用,实现数据在线查询与可视化展示、数字化装备运行状态监控、关键工序风险管控以及环境监测等功能,提高卫星总装车间的透明化、智能化管理水平。

# 2 异构数据采集技术

#### 2.1 异构数据感知技术

基于物联网的数据感知技术是实现卫星总装过程人、机、物、信息物理系统互联互通的基础,以多源异构数据映射为目标数据模式,经过源数据分析、接

口设计及标准格式转化,实现数据精确、完整、高效的采集。

#### 1) 异构数据类型描述

根据卫星总装过程中数据的存储方式、数据结构及传输方式,将数据集成方式进行分类,如表 1 所示。

表 1 数据集成方式分类

数据存储方式	数据结构	传输方式	数据集成方式
关系型数据库	结构化	数据库解析	离线数据采集-Access 关系型数据库
结构化文档	结构化	结构化文档解析	离线数据采集-固定格式的 Excel 文档
PLC 控制器	半结构化	通讯协议	实时数据采集-设备实时运行数据
传感器	半结构化	UDP 协议/RFID	实时数据采集-传感器实时检测数据
非结构化文档	非结构化	文件关联存储	离线数据采集-TXT、PDF 等数据文档

通过上述分析,卫星总装过程数据集成方式可以分为:①离线数据采集方式:对TXT、ORP、DOC、PDF等非结构化数据文件进行远程同步及关联存储;对ACCESS、EXCEL等标准化格式的数据文件进行解析及结构化存储;②实时数据采集方式:对可编程逻辑控制器(PLC)数据、传感器检测数据、物流数据等实时流数据进行采集。

### 2) 异构数据集成方式

根据上述分析,将数据集成方式分为基于 TCP/IP 协议的工业以太网数据采集模式和基于 RFID 的数据采集模式,具体内容如下:

①基于 TCP/IP 协议的工业以太网数据采集模式

目前 PLC、AGV 小车、各类仪表仪器等设备均配备了局域网口,拥有大量方便集成的接口,可以实现设备运行状态数据、系统状态信息、操作数据、报警信息、设备参数、坐标等数据的采集。通过采集适配层将通信接口统一成工业以太网,通过以太网连接交换机,数据经交换机传输到工业物联网数据采

集与管理平台,交换机与物联网之间通过光纤连接, 保证数据传输的实时性与安全性。

#### ②基于 RFID 的数据采集模式

通过基于 RFID 的数据采集技术,能够实现物流设备状态信息的采集,解决物料管理在卫星总装过程中物流信息实时性差、准确性差、信息采集与传递效率低等问题。RFID 数据采集设备主要包括电子标签、读写器和 RFID 中间件 3 部分。将统一规格的 RFID 标签附加/粘贴于物料合适位置上,当被标记对象处于 RFID 读写器的识别范围内时,读写器就可以通过无接触的方式读取电子标签中的内容,自动采集物料出入库、工位的位置、时间等信息,并实时发送到物联网数据管理服务器记录。

#### 2.2 跨网络数据安全传输

由于各类数据均集成在工控网(非密网)的物 联网平台中,因此利用单向网闸连接工控网与办公 网(涉密网),进行物联集成数据的单向传输,满足 型号质量与技术状态管控、质量数据包构建等要求。 跨网络数据传输业务流程图如图 2 所示,单向数据

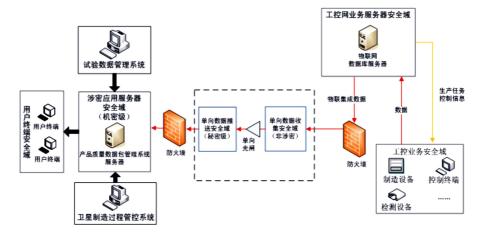


图 2 跨网络数据传输业务流程图

收集服务器和单向数据推送服务器负责数据检测与 分发,将物联集成数据收集到办公网的产品质量数 据包管理系统,各业务系统实现相关数据的同步,并 给用户提供相应数据访问服务及权限控制。

# 3 多源异构数据集成管理技术

#### 3.1 多源异构数据组织模型构建

为实现卫星总装过程中数据的细化组织、管理和分析展示,根据多源异构数据组成要素的分析,构建多维度数据组织模型,示意图如3所示。

1)组织结构维度:按照型号、阶段、产品、系统

单元、工艺流程、具体工序等树形结构层级,构建多源异构数据组织模型,如图 4 所示。

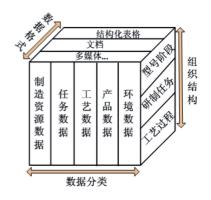


图 3 多维度数据组织模型示意图

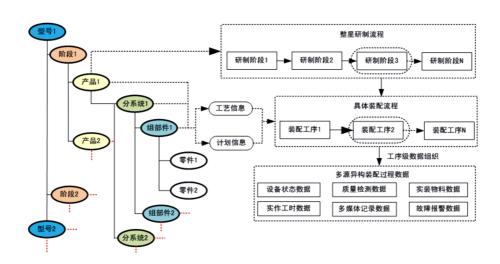


图 4 多源异构数据组织模型

- 2)数据分类维度:将数据从不同角度进行分类。从数据属性角度可分为静态数据、动态数据与统计数据<sup>[8]</sup>;从数据源头角度可分为制造资源数据、产品数据、工艺数据、任务数据以及环境数据。 多源异构物联集成数据分类如图 5 所示。
- 3)数据格式维度:将物联集成数据按数据格式进行分类组织,分为结构化数据与非结构化数据。结构化数据主要包括关系型数据库表、固定格式的EXCEL文件、实时流数据等;非结构化数据主要包括 PDF、WORD、TXT、多媒体数据等。

### 3.2 关键事件的关联分析及匹配

针对多源异构数据组织模型描述中数据关联性描述不足、数据语义表达能力缺乏、数据与关键事件

之间表达分离等问题,通过物联网平台的事件驱动引擎,结合业务逻辑与规则算法,实现多层次数据之间的关联匹配与操作运算,进而得到关键事件的感知结果,最后结合物联网平台的聚合页面构建引擎实现事件感知结果的推送与展示。

将卫星总装过程中物联集成数据按照逻辑层次处理为"Event = (Name/ID, Attribute, Content, Time)",可以分为简单的原始事件与复杂的关键事件<sup>[9]</sup>。原始事件为基于工业物联平台采集的数字化装备、数据采集终端等产品设备的基础数据,关键事件为经过关联分析、匹配运算形成的具有应用意义的事件,转换过程如图 6 所示。

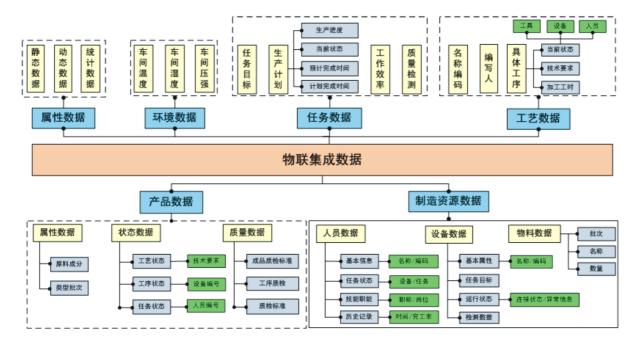


图 5 物联集成数据分类

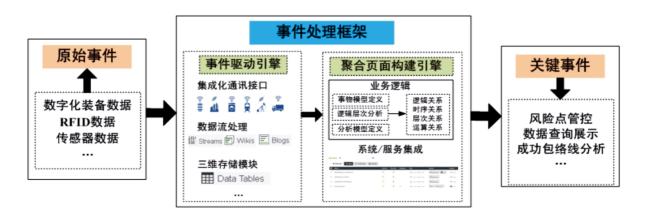


图 6 关键事件的转换过程

以典型型号侧板安装过程为例并参照其工艺流程,装配过程事件包括:目标任务信息、人员/物料的状态信息、设备运行状态信息、计划执行情况、工作环境等信息。基于业务应用需求,提取该流程中的关键事件,命名为:Event=(Name,Attribute,Content,Time),其中 Event 为辅助装配机械臂运动状态在线监控事件;Name 为辅助装配机械臂设备;Attribute为制造类设备;Content包括型号任务、工艺流程、具体工序及工装等;Time为实时运行时间。具体事件执行过程如图 7 所示。

#### .3 物联集成数据综合分析应用

基于准确、完整及实时的总装过程物联集成数

据及关键事件处理,根据型号产品具体的应用需求, 开展物联集成数据综合分析应用,具体内容如下:

## 1) 数据在线查询与集成展示

针对卫星总装过程中,大量设备数据分散在各异构软件系统或模块中,数据管理分散、数据查询追溯与汇总归集困难等问题,基于统一的工业物联网平台,实现数据的在线查询与集成展示。①多源异构数据关联查询:采用全属性查询、关联模糊搜寻等方法,实现多源异构数据在线快速查询、提取汇总与多视图集成展示,满足用户多样化数据需求,支撑产品质量追溯与质量分析。②多源异构产品数据集成展示:综合考虑数据组织结构维度、数据分类维度以

及数据格式维度等因素,构建了包含精测数据、质量特性测试数据、自动化工装实时运行数据等各类数

据集成展示看板,实现多源异构数据的统一组织与 可视化展示。

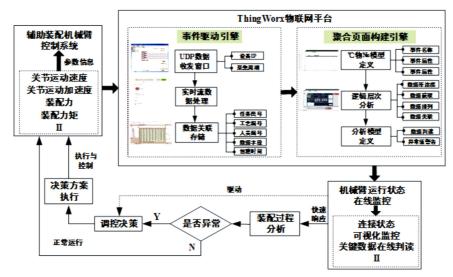


图 7 辅助装配机械臂运行状态在线监控事件执行过程

#### 2) 数字化装备运行状态在线监控

基于实时、丰富的数字化装备物联集成数据,采用折线图、柱状图以及饼状图等多种动态可视化方法对总装车间数字化装备运行状态进行可视化展示,实现设备连接状态、电源状况、运动参数、检测数据、故障报警等信息的在线实时监控,为卫星总装过程任务决策提供直观、准确、实时的数据支撑。同时让管理者更为便捷的了解车间现场情况,精确跟踪产品质量、全面掌握生产状态并及时响应生产异常,满足不同岗位、不同层级用户的多样化管理需求。

## 3) 产品质量数据挖掘与分析

基于构建的产品质量数据包,对卫星总装过程中质量数据进行挖掘与分析,包括基于数据分析的风险管控、产品成功数据包络线分析等,并结合各型号研制流程,实现产品质量的及时有效管控。

①基于数据分析的风险管控:对卫星总装过程中关键工序、质量检测、风险点等基础数据进行相关性分析及趋势预测,实现卫星总装过程的风险管控。一方面对关键工序的高危操作进行风险预警。根据工艺编制阶段对风险点的关联记录,分析判断实际操作过程中是否按要求进行完整记录,若不符合,则进行风险预警;另一方面对关键质量检测数据进行分析,根据预先定义的数据判读规则,对检测数据进行理论值与实测值的对比分析与自动判读,给出超差结论,并以异常颜色标注在可视化监控界面上,实现产品质量管控。

②基于历史数据的产品成功数据包络线分析:通过产品数据包系统集成所有产品总装过程成功的历史数据,形成每类特定产品的特性指标的数据包络线。在工艺流程受控的状态下,对比新产品总装过程中精测数据、质测数据、设备状态数据等数据指标是否在特性指标的数据包络线范围内,分析新产品质量情况,从而及时发现新产品审查过程中存在的潜在质量风险,更有利于保证产品的质量。

# 4 系统实现与应用

基于上述研究,本文设计开发了"卫星总装过程物联数据管理系统"。该系统依托 ThingWorx 物联网平台,基于 JDK 开发了 B/S(browser/server)架构的系统主体功能模块,采用 JS(java script)与 CSS进行界面功能与优化设计,并将 ORACLE 关系型数据库作为数据存储平台。目前已实现自动化设备运行数据、精测数据、质量特性测试数据以及环境数据等各类数据的物联集成,具备数据采集、数据存储与管理、数据分析与应用等功能,系统主界面如图 8 所示。该系统已在多个卫星型号的总装过程中开展了应用,取得了较好的效果。

卫星总装过程物联数据管理系统主要包括设备监控单元、任务监控单元、设备状态监控单元以及总装车间环境监测单元。设备监控单元能够实现制

造、测试、检测、物流与环境等设备的统一管理,划分为5个子系统,包括设备名称、位置以及状态检测(开/关)等功能。任务监控单元可实现对关键任务在线监控,掌握车间的生产状态,且能够实时反馈精

测、质量特性测试等数据,实现卫星型号的在线装配检测;设备状态监控单元能够实现对设备的接连状态、运行情况的监测;总装车间环境监测单元实现对总装车间温度、湿度及压强的实时监测。

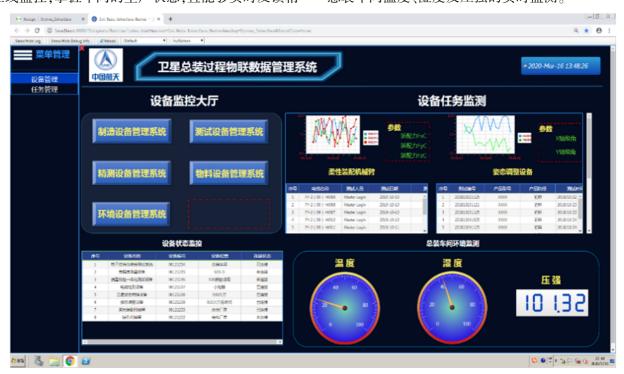


图 8 卫星总装过程物联数据管理系统界面



图 9 辅助装配机械臂运行状态在线监控

车间管理人员通过该系统能够掌握车间现场设

备的运行状态、产品技术状态、总装环境等信息。图

9 所示为辅助装配机械臂运行状态在线监控单元, 实时显示机械臂法兰盘末端位姿以及六维力传感器 数据,并利用曲线图、表格以及图表等多种可视化手 段对数据进行展示,便于管理人员直观地了解机械 臂的运动情况。

## 5 结 论

本文针对卫星总装过程多源异构数据感知与管

理困难等问题,结合物联网技术,重点研究了异构数据的采集技术、跨网络数据传输技术、数据存储与管理技术、数据分析与应用等关键技术,并设计开发了卫星总装过程物联数据管理系统,实现了数据精确、完整、高效的采集与管理,为技术状态控制、产品质量在线判读与产品质量数据包构建提供了重要的数据支撑。该系统为航天装配企业智慧化车间建设奠定了基础,后续将依托该系统数据可视化应用方面进行深入分析。

## 参考文献:

- [1] 黄少华, 郭宇, 方伟光,等. 离散车间制造物联网及其关键技术研究与应用综述[J]. 计算机集成制造系统, 2019, 25 (2): 22-40
  - HUANG Shaohua, GUO Yu, FANG Weiguang, et al. Review on Internet of Manufactuing Thing and Key Technologies for Discrete Workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2019, 25(2): 22-40 (in Chinese)
- [2] 姚锡凡,于森,陈勇,等. 制造物联网的内涵、体系结构和关键技术[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(1):1-10 YAO Xifan, YU Miao, CHEN Yong, et al. Connotation, Architecture and Key Technologies of Internet of Manufacturing Things [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(1): 1-10 (in Chinese)
- [3] 林楠, 孟飚, 范玉青, 等. 面向网络化制造的数控车间组织模式[J]. 北京航空航天大学学报, 2005(9): 87-91 LIN Nan, MENG Biao, FAN Yuqing, et al. Organization Mode of NC Workshop in Network Manufacturing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(9): 87-91 (in Chinese)
- [4] CASTRO L, WAMBA S F. An Inside Look at RFID Technology [J]. Journal of Technology Management & Innovation, 2007,2 (1): 128-141
- [5] HUANG G Q, WRINGHT P, NEWMAN S T, et al. Wireless Manufacturing: a Literature Review, Recent Developments, and Case Studies [J]. International Journal of Computer Integrated Manufacturing, 2009, 22(7): 579-594
- [6] ZHANG Y F, WANG J Q, SUN S D, et al. Real-Time Information Capturing and Integration Framework of the Internet of Manufacturing Things[J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 126(8): 4059-4063
- [7] 曹伟, 江平宇, 江开勇. 基于 RFID 技术的离散制造车间实时数据采集与可视化监控方法[J]. 计算机集成制造系统, 2017, 23(2): 273-284
  - CAO Wei, JIANG Pingyu, JIANG Kaiyong. Radio Frequency Identification-Based Real-Time Data Collecting and Visual Monitoring for Discrete Manufacturing Workshop[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2017, 23(2): 273-284 (in Chinese)
- [8] 方磊. 基于物联网的生产车间智能监测研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2018
  FANG Lei. Research on Intelligent Monitoring of Production Workshop Based on Internet of Things[D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2018 (in Chinese)
- [9] 陈伟兴, 李少波. 生产过程制造物联关键事件主动感知实现技术及方法[J]. 制造业自动化,2015, 37(9): 148-152 CHEN Weixing, LI ShaoBo. Implementation Technology and Method for Active Perception of Critical Events in IOMT-Based Manufacturing Process[J]. Manufacturing Automation, 2015, 37(9): 148-152 (in Chinese)

# Research on Integration Technology of Heterogeneous Data of Satellite Assembly Process

WANG Zhi, WAN Feng, WU Jianfeng, XING Xiangyuan, ZHAO Wenhao (Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, Shanghai 200240, China)

Abstract: Aiming at the problems of low correlation of various manufacturing resources and non-transparency of information in the process of satellite assembly, combined with the IOT, this paper studies the integration technology of heterogeneous data, and a data management system is designed. First, the data collection based on IOT is adopted to realize the integration of multi-source heterogeneous equipment / system / unit. Second, the data management model for satellite assembly process is constructed to realize the data association fusion and analysis application. Then, based on the architecture of Internet of things for satellite assembly process, the data management system of satellite assembly process is designed and developed. The system has been successfully used in the development of several satellites and good application results are achieved.

**Keywords:** satellite assembly; internet of things; data collection; data management

Dec. Vol.38 2020 Supplement

# 航天器热控分系统的一种能源管理技术

卢威1,2,陈忠贵1,范含林1,庞波1

(1.北京空间飞行器总体设计部,北京 100094; 2.空间热控技术北京市重点实验室,北京 100094)

摘 要:针对大型复杂航天器热控分系统在轨电能源消耗出现较大波动以及峰值功率较大的问题,提出一种基于总功率和温度二元参数耦合进行热控制的新型技术方法。该方法通过对热控电能源消耗值的实时统计监测来顶层控制热控用电部件(如电加热器)的工作状态,使热控电能源消耗值稳定在控制目标值附近,实现热控能源消耗的低值化和稳定化。将其应用到北斗三号 IGSO 卫星热控分系统中,在轨飞行结果表明:该技术可以有效降低热控用电峰值并减小功率波动,热控峰值功率降低 290~360 W,热控总功率波动由±500 W 减小到约±100 W。整星能源消耗亦趋于平稳且低值化。

关 键 词: 航天器; 热控; 能源; 管理 中图分类号: V211.3; V423; V524 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0053-05

热控分系统是航天器的重要组成部分,其任务是保证与热相关的参数满足航天器可靠完成预定功能的要求,其中,最常见的是保证航天器的温度在要求范围内<sup>[14]</sup>。随着航天器任务越来越复杂,器上设备对温度的要求越来越高,导致主动控温的能源消耗越来越多。

例如,世界各国航天器的规模越来越大,常用于航天器的主动热控制机构(例如电加热器、泵、风机等,这些也是热控用电部件),尤其是电加热器的数量不断增加,热控分系统消耗的功率随之增加。然而,由于现有航天器上的各路电加热器均以被控对象的温度作为唯一参数进行独立控制[5-6],而没有在更高层面对所有电加热器进行统筹管理,因此易导致在某时刻发生多路电加热器同时开启或同时关闭的现象,最终导致热控的总功率消耗在时间上呈现"杂乱无章"、功率曲线形成明显"波峰-波谷",进而造成整个航天器总功率出现较大波动。

多年航天器工程研制及运行经验表明,航天器 总功率波动主要是由于热控制机构控温"不协调" 的控制引起,其中电加热器占据了很大比例。航天 器电源系统设计时,需要考虑整器的最大功率情况, 热控功率的较大波动可能造成电源系统过设计,最 终导致整器电能资源的浪费。此外,热控功率的不稳定也不利于供配电设备的稳定运行。文献[7]研究了此问题,并给出了一种旨在优化加热器总功率的航天器电加热控制策略,但未考虑工程中电加热器所采用的控制方式和功率调节的实现问题。由于供电电压和电阻是固定值<sup>[89]</sup>,在航天器上单个电加热器开启的功率实际是不可调节的<sup>[10]</sup>。

本文从工程实际出发,研究了一种基于热控总 功率和温度二元参数耦合控制的热控制方法(简称 功率控温方法),利用航天器实测参数和热控软件, 构造出一种热控能源管理算法,使热控电能源消耗 值稳定在控制目标值附近,确保热控能源总消耗可 控。本技术已在北斗三号卫星中得到应用,取得了 良好效果。

# 1 总体思路

在航天器热控软件中增加一种功率控温功能, 从航天器系统顶层角度对所有主动热控制机构进行 系统化参数控制管理。该功能能够实现基于热控总 功率和温度二元参数对航天器进行耦合热控制,避 免由于各个主动热控制机构基于温度一元参数控温 以及各自独立的、无关联性、不协调的开启或关闭导致热控总功率消耗出现随机性、无序化波动。

航天器上的计算机根据装订在固定存储区的各个热控制机构的额定功率值以及各个热控制机构的运行状态(加电/断电、接通/断开等),实时统计出当前热控总功率。根据计算机统计得到或由地面统计得到的热控平均功率,或根据热控设计的结果以及在轨飞行任务剖面的具体情况,通过地面向航天器计算机发送指令设定热控总功率控制的目标值。

随后将功率控温功能使能,航天器计算机自主进行功率控温运算以及从顶层上根据"总功率+被控对象温度"二元参数按周期管理纳入功率控温范围的所有主动热控制机构,按逻辑和策略从顶层上干预下层热控制机构开启/关闭状态,从方法设计层面,在所有主动热控制机构被动对象温度仍在控制的正常范围之内的前提下使航天器实时热控总功率无限接近功率控温目标值,但理论上不超过功率控温目标值。

# 2 算法设计

在功率控温功能使能之前,预先设置功率控温目标值。根据计算机统计得到或由地面统计得到的热控平均功率,或根据热控设计的结果以及在轨飞行任务剖面的具体情况,通过地面向航天器计算机发送指令设定热控总功率控制的目标值。

设定功率控温目标值  $\Gamma$  后,将功率控温功能使能,航天器自主进行热控功率管理和自动控温。所有纳入管理对象的主动热控制机构按周期进行管理。从管理开始至管理结束,即从  $t_i$  时刻起进入管理程序至  $t_{i+1}$  时刻管理程序完成为一个周期。  $t_0$  为第一个周期的起始时刻。功率控温功能使能后,地面可随时根据具体情况发送指令修改功率控温目标值。

为了构造航天器软件能够实现的逻辑和程序, 进行如下算法设计:

第 1 步 航天器上计算机统计所有管理对象主动热控制机构在  $t_0$  时刻的开启 / 关闭状态,获得所有加电开启的热控制机构的功率、控温阈值上下限以及控温点温度,统计  $t_0$  时刻管理对象内所有开启热控制机构的热控总功率  $\sum_{i=1}^{m}Q_{i}$ 。

第 2 步 比较热控总功率  $\sum_{i=1}^{m} Q_{i}$  与功率控温目

标值  $\Gamma$  之间的差异。

第 3 步 若  $\sum_{i=1}^{\infty} Q_{i} = \Gamma$ ,则不进行顶层管理,直接进入下一个管理周期。

第4步 若  $\sum_{i=1}^{\infty} Q_i > \Gamma$ ,则逐一关闭当前开启的 热控制机构中控温点温度距离控温阈值上限最近的 热控制机构,直至总功率小于或等于目标功率;同时 判断在热控总功率不大于功率控温目标值的前提下,是否能逐一开启当前已经关闭的热控制机构中 控温点温度距离控温阈值下限最近的热控制机构,如果能,则开启并执行,并进入下一个管理周期。

第 5 步 若  $\sum_{i=1}^{\infty} Q_i < \Gamma$ ,则尽可能多地开启当前控温点温度距离控温阈值下限近的热控制机构,使热控总功率无限接近但不超过功率控温目标值。

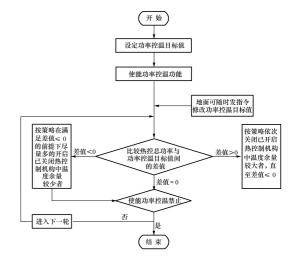


图 1 功率控温算法协调逻辑

上述的算法协调逻辑如图 1 所示。在进入下一个管理周期之前,先进行所有热控制机构基于温度的闭环控制,在所有被管理的热控制机构正常控温执行完成之后再进行功率管理。此设计使所有热控制机构管理对象的温度不超出控温阈值范围,保证航天器设备温度安全。

# 3 飞行验证

将基于功率控温方法的能源管理技术应用于北 斗三号 IGSO 卫星上。目前已有 3 颗卫星发射上 天,经过在轨飞行验证,该技术的应用效果显著。

将功率控温技术应用在某颗卫星的飞控任务。

飞控任务期间卫星载荷设备未开机,因此载荷舱温度主要靠热控电加热器来维持,热控总功率值处于较高水平。图 2 为此颗卫星应用功率控温前后的能源消耗变化曲线。应用功率控温技术之前,热控分系统总功率在 1 800~2 469 W 之间波动,热控峰值功率为 2 469 W,热控功率波动最大值为 669 W(功率波动范围约为±335 W)。卫星母线电流在28.32~37.44 A 间波动,由于卫星为 100 V 供电母线,相应的整星功率波动范围约为 2 832~3 744 W,整星功率峰值为 3 744 W,整星功率波动最大值为 912 W (功率波动范围约为±456 W)。从数值和曲线的变化规律均可看出热控功率是导致整星功率波动的主要原因。

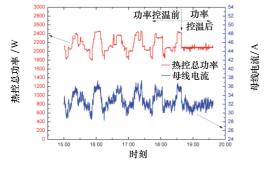


图 2 功率控温在某星飞控中的应用

应用功率控温技术后, 热控分系统总功率在 1996~2 185 W 之间波动, 热控总功率能够有效控制在目标值附近, 数值为目标值±100 W 左右(功率控温的目标值设为 2 100 W)。 热控峰值功率为 2 185 W, 热控功率波动最大值为 189 W(波动范围约为±95 W)。整星母线电流在 29.49~34.15 A 间波动, 相应整星功率波动范围约为2 949~3 415 W, 整星功率峰值为 3 415 W, 整星功率峰值为 3 415 W, 整星功率波动范围约为±233 W)。

通过飞控期间的应用可以看出,功率控温技术可将热控用电总功率波动由±335 W 降为±95 W,波动范围减小为之前的 28%,效果显著。同时,热控用电峰值由 2 469 W 降为 2 185 W,降低 284 W。总体上看,整星功率波动由±456 W 降为±233 W,整星的功率波动范围降低为之前的 51%,整星用电峰值降低约 330 W。从数据上可以看出,热控用电功率的低值化和稳定化有力促进了整星用电功率的低值和稳定。

将功率控温技术应用在另一颗导航卫星的正常 飞行任务中。与飞控任务相比,正常飞行任务载荷 设备均开机工作,因此热控的功率主要用于维持平台设备和舱外载荷设备的温度。而此时整星的功率水平也将达到正常的负载状态。图 3 为此颗卫星应用功率控温技术前后的能源消耗变化曲线。

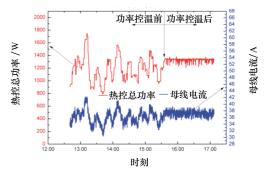


图 3 功率控温在某星正常飞行中的应用

在功率控温技术应用之前,热控分系统总功率在 788~1 745 W 之间 波动,热控峰值 功率为1 745 W,热控功率波动最大值为 957 W(波动范围约为±479 W)。卫星母线电流在 30.30~42.25 A 间波动,相应的整星功率波动范围为 3 030~4 225 W,整星功率峰值为 4 225 W,整星功率峰值为 4 225 W,整星功率波动最大值为1 195 W(波动范围约为±598 W)。从数值和曲线的变化规律均可看出正常飞行任务期间热控功率仍是导致整星波动的主要原因。

应用功率控温技术后, 热控分系统总功率在 1 209~1 383 W 之间波动, 热控总功率能够有效控制在目标值±90 W 左右(功率控温的目标值设为 1 300 W)。热控峰值功率为 1 383 W, 热控功率波动最大值为 174 W(波动范围约为±87 W)。整星母线电流在 35.28~39.26 A 间波动, 相应的整星功率波动范围约为 3 528~3 926 W, 整星功率峰值为 3 926 W, 整星功率波动范围约为 3 926 W, 整星功率波动范围约为 3 926 W, 整星功率波动范围约为 3 926 W, 整星功率波动范围约为±199 W)。

通过在卫星正常飞行任务期间的应用可看出,功率控温技术可将热控用电总功率波动由±479 W降为±87 W,波动范围减小为不到之前的 20%,效果更加显著。同时,热控用电峰值降低约 362 W。从总体上看,整星功率波动由±598 W降为±199 W,整星的功率波动范围降低为之前的 33%,整星用电峰值降低约 300 W。从上述数据可以看出,与飞控时相比,正常飞行时热控用电功率进一步低值化和稳定化,同时有力地促进了整星用电功率的低值和稳定。

正常飞行任务相对于飞控任务而言,航天器舱

外载荷的温度要求更高,需要更多的电加热去维持, 热控相应的功率波动也会增加。另外,由于外热流 变化以及舱内设备的工作模式改变,也会导致热控 功率变化,热控设计时需要仔细考虑这些影响因素。

航天器总体设计时,热控功率是航天器电源分系统的设计输入之一,热控总功率的准确确定对于提高航天器平台的设计能力显得十分重要。应用功率控温技术可为整个航天器节省一部分能源,意味着航天器平台能够具有更多的承载能力并减少平台重量。

# 4 结 论

航天器热控分系统的能源管理研究,不仅对热

控分系统设计能力的提高具有重要意义,而且对整个航天器的总体设计能力提升具有参考价值。本文提出一种功率控温方法,从顶层角度提出对所有主动热控制机构的控制规律进行系统化参数设计与控制。按照这种方法设计的热控软件,可以保证热控电能源消耗值较为稳定地控制在目标值附近。经过北斗三号 IGSO 系列卫星在轨飞行结果表明,该方法可显著降低热控分系统和整星的峰值功率和功率波动,实现了整星能源的小型化和稳定化。热控峰值功率降低了 290~360 W,热控功率波动值由±500 W减小到约±100 W。整星峰值功率降低了300~330 W,整个卫星的功率波动由±600 W减小到约±200 W。本文的技术和方法可以推广到其他航天器,具有广阔的应用前景。

## 参考文献:

- [1] 苗建印, 钟奇, 赵啟伟, 等. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018 MIAO Jianyin, ZHONG Qi, ZHAO Qiwei, et al. Spacecraft Thermal Control Technology [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018 (in Chinese)
- [2] 闵桂荣, 张正纲, 何知朱, 等. 卫星热控制技术[M]. 北京:中国宇航出版社, 2005
  MIN Guirong, ZHANG Zhenggang, HE Zhizhu, et al. Satellite Thermal Control Technology[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005 (in Chinese)
- [3] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术: 原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007 HOU Zengqi, HU Jingang. Spacecraft Thermal Control Technology: Principle and Application[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007 (in Chinese)
- [4] GILMORE D. Spacecraft Thermal Control Handbook [M]. El Segundo, CA: the Aerospace Corporation Press, 2002
- [5] 郭坚,陈燕,邵兴国. 航天器热控自主管理中的智能控制技术[J]. 航天器工程, 2012, 21(6): 49-53 GUO Jian, CHEN Yan, SHAO Xingguo. Intelligent Control Technology for Spacecraft Thermal Autonomous Management[J]. Spacecraft Engineering, 2012, 21(6): 49-53 (in Chinese)
- [6] 李运泽,杨娟,宁献文,等. 卫星主动控温回路的设计模型与算法[J]. 中国工程科学, 2008, 10(7):48-50 LI Yunze, YANG Juan, NING Xianwen, et al. Model and Algorithm for Satellite's Active Temperature Control Loop Design[J]. Engineering Science, 2008, 10(7): 48-50 (in Chinese)
- [7] 张洪波,潘宇倩,冯文婧,等.一种航天器电加热智能控制策略[J]. 航天器工程,2016,25(4):48-53

  ZHANG Hongbo, PAN Yuqian, FENG Wenjing, et al. An Intelligent Control Strategy of Spacecraft Electric Heating[J].

  Spacecraft Engineering, 2016, 25(4): 48-53 (in Chinese)
- [8] 谭维炽, 胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京:中国科学技术出版社,2009 TAN Weichi, HU Jingang. Spacecraft System Engineering [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2009 (in Chinese)
- [9] HYDER A K, WILEY R L, HALPERT G, et al. Spacecraft Power Technologies [M]. Covent Garden, London: Imperial College Press, 2003
- [10] CASIEZ P, JOULOT A, ROCHAS L, et al. Overview of the Electrical and Thermal Power Management of ATV[C]//The 52nd International Astronautical Congress, Toulouse, France, 2001

# A Power Management Technology for Spacecraft Thermal Control Subsystem

```
LU Wei<sup>1,2</sup>, CHEN Zhonggui<sup>1</sup>, FAN Hanlin<sup>1</sup>, PANG Bo<sup>1</sup>
(1.Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
(2.Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing 100094, China)
```

Abstract: A new thermal control technology based on total power and temperature binary parameters coupling management is proposed in this paper for the large complex spacecraft, which appears large on-orbit fluctuation and peak value in electrical energy consumption of the thermal control subsystem (TCS). In this method, the real-time statistics and monitoring are made on the electrical energy consumption value of TCS, and the thermal control components such as electrical heaters are controlled on top layer, therefore the total power of TCS can be stabilized near the target value and the energy consumption of TCS can be lower and high stable. According to the application in the TCS of Beidou-3 IGSO satellites, on-orbit flight results show that this technology can effectively reduce the peak power consumption and power fluctuation and of TCS, which the peak power reduced 290 to 360 watt and the power fluctuation reduced from ±500 watt to nearly ±100 watt of TCS in IGSO satellites. In addition, the whole energy consumption of the satellite also tends to be stable.

Keywords: spacecraft; thermal control; power; management

Dec.

Vol.38

2020 Supplement

# 空间电源系统小信号稳定性研究综述

张文杰, 乔卫新, 王田, 马季军, 黄忞

(上海空间电源研究所,上海 200245)

摘 要:在深入阐明空间电源系统组成及其存在的小信号稳定性问题基础上,全面归纳了基于阻抗比分析法和稳定禁区理论的一系列电源系统稳定性判据,总结对比了各判据优缺点并给出使用建议。系统回顾审视了国内外航天机构在空间电源系统稳定性领域的工程实践进展,重点分析了国内在稳定性工程实践和标准制定方面与国外存在的差距,总结提炼出了空间电源系统小信号稳定性研究的现状和发展趋势。着眼我国在研空间站电源系统和论证中的载人登月项目,给出启示与建议。首次较为全面地给出了空间电源系统稳定性领域理论研究、工程应用和标准制定方面的现状,对开展空间电源稳定性相关技术研究和攻关具有重要参考价值。

**关 键 词:**空间电源系统;直流/直流变换器;小信号稳定性;阻抗比中图分类号:V422 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0058-12

为满足人类长期驻留太空的需求,组成复杂、规模庞大的空间站(space station)一类的的航天器应运而生。保障能源供给的空间电源系统,简称电源系统(electrical power system, EPS)<sup>[1]</sup>,起产生、储存、变换、调节和分配电能的作用,对航天任务的成功开展至关重要。如何降低电源系统内部模块间的耦合干扰,使其协调工作,在多种工况下持续稳定地为其他分系统提供高品质电能,是一个重要问题,在设计该类大型电源系统时,因此必须对系统进行期间的稳定性问题(stability issues)予以充分关注,并进行针对性分析和设计。

全球各航天机构对空间电源系统开展了大量的理论研究和工程实践,但在空间电源系统小信号稳定性(small signal stability)领域,鲜见全面的综述性文章对其进行梳理和分析,缺乏形成该领域清晰发展脉络的归纳性总结。基于此背景,本文首先介绍了空间电源系统的一般组成并解释了其存在的小信号稳定性问题。其次,对电源系统稳定性理论研究、工程应用和标准制定3个方面的现状进行了概述,分析了国内外差距,总结提炼出开展空间电源系统小信号稳定性研究的发展趋势。最后,结合我国在研的空间站电源系统及论证中的载人登月工程电源

系统,进行展望并给出了建议。

# 1 空间电源系统组成及其小信号稳定 性问题

#### 1.1 空间电源系统组成

空间电源系统一般由发电设备、储能设备和功 率变换控制设备(power conditioning unit, PCU)组 成[1]。发电设备通常为太阳电池阵(photovoltaic arrays, PV arrays);储能设备通常为蓄电池组;功率 变换控制设备则由大量的直流/直流变换器(directcurrent to direct-current converter, DC/DC converter) 组成:分流调节单元(shunt regulator, SR)完成太阳 电池阵能量传输和多余能量的分流耗散:充放电调 节单元 (battery charger, BCR; battery discharger, BDR)实现蓄电池组的充放电;负载变换器和并网 控制器则分别实现负载稳压供电及不同功率通道间 的并网。由图 1 所示的国际空间站 (international space station, ISS)电源系统单功率通道示意图<sup>[2]</sup>及 图 2 所示的中国"天宫"一号与"神舟"系列飞船 ("神舟"八号、"神舟"九号和"神舟"十号)组合飞 行体电源系统示意图[3-5]可知,此类电源系统具有

组成和功能复杂的特点,即:①包含多个 DC/DC 变换器,而单个变换器常常既是前级变换器的负载,又是后级变换器的源;②变换器之间协同工作方式多样,包括级联、并联、串联及组合等。

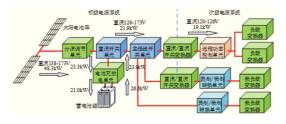


图 1 ISS 电源系统单功率通道示意图

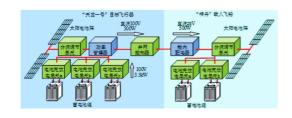


图 2 "天宫"一号与"神舟"飞船组合体电源系统示意图

DC/DC 变换器中半导体开关器件的大量使用意味着空间电源系统是一个时变非线性系统,由于模块或子系统的相互作用,整合而成的电源系统在测试或运行期间,其性能可能会下降,甚至发生母线电压振荡,系统无法正常工作的情况,由此产生了空间电源系统的稳定性问题。

#### 1.2 空间电源系统小信号稳定性问题

完整的稳定性问题分析包括稳态分析、小信号 稳定性分析和大信号稳定性分析。小信号分析是将 非线性系统在某一稳态工作点附近线性化处理后, 分析得到的线性系统稳定性的方法。空间电源系统 是高阶、时变、非线性系统,直接进行大信号分析及 设计计算量和难度大。工程和学界一般先进行小信 号稳定性分析和设计,然后通过系统负载和输入的 阶跃响应等特征响应,验证系统在实际工况下的稳 定性品质。空间电源系统的稳定,未见公开的精确 定义,一般从以下2个层次理解[6-7]:一是系统内部 子模块间工作协调有序,不因为彼此控制环路间相 互作用而导致子模块端口输出特性发生畸变、振荡。 二是对于整个电源系统,其供电品质可靠稳定,表现 为在负载切除与投入,输入电压或电流变化等扰动 下,母线电压、电流等重要被控指标不发生无法恢复 的畸变振荡或飙升跌落。

针对空间电源系统发生稳定性衰减甚至失稳的

现象,一般从以下2个方面给出解释:一是系统内各 变换器控制环路间相互耦合干扰导致系统稳定性下 降;二是归因于恒功率负载(constant power load, CPL) 所具有的负阻效应[8]。闭环负反馈调节下的 DC/DC 变换器,从输入端口探入,在其控制环路带 宽范围内表现为恒定功率负载,该类负载的输入阻 抗在任意时刻都是正的,但阻抗的动态增量是负的。 如图 3 所示, 当电压源接 CPL 时, 假设系统稳定运 行于A点,某时刻负载电流增大,CPL输入端电压u下跌,小于电压源端口电压,则 CPL 输入电流 i 进一 步增大,使得系统逐渐远离原本稳定工作点而失去 稳定性;反之亦然。因此,尽管每个子模块、变换器 自身是稳定的,但基于大量变换器的子系统组成的 整个电源系统,其控制带宽及稳定性,可能会发生大 的变化和衰减。由此产生了空间电源系统的稳定性 问题。

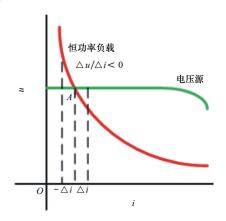


图 3 电压源与恒功率负载的 u-i 特性曲线

# 2 研究进展和现状

#### 2.1 空间电源系统小信号稳定性理论研究进展

阻抗分析法由 Middlebrook 教授于 1976 年在研究变换器输入滤波器设计时提出 (Middlebrook 判据)  $^{[9]}$ 。该方法要求输入滤波器的输出阻抗幅值  $|Z_o|$  在全频率范围内远小于开关变换器的输入阻抗幅值  $|Z_i|$ ,即  $|Z_o| \ll |Z_i|$ 。稳定禁区由(1)式定义,图 4 为复平面上增益裕度  $G_m$  取 2 即对应以 10 为底的对数坐标系下为 6 dB(20lg2=6)时的禁区示意图。

$$\mid T_{\rm m} \mid = \mid \frac{Z_{\rm o}}{Z_{\rm i}} \mid \leq \frac{1}{G_{\rm m}} \tag{1}$$

Middlebrook 判据只考虑了阻抗的幅值特性,会

导致系统设计得过于保守,但其却为复杂电源系统稳定性分析提供了思路,具有开创意义。若将输入滤波器视为源变换器(见图 5),则可得到源和负载变换器构成的级联系统。经戴维南等效可得到(2)式所示的输入到输出的传递函数。

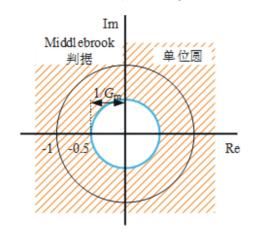


图 4 Middlebrook 判据稳定禁区

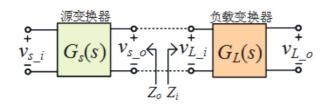


图 5 源和负载变换器级联系统

$$G(s) = \frac{v_{L-o}}{v_{s,i}} = \frac{G_s(s)G_L(s)}{1 + Z_o/Z_i} = \frac{G_s(s)G_L(s)}{1 + T_m} \quad (2)$$

式中, $T_{\rm m} = Z_o/Z_i$  称为阻抗比(等效环路增益, minor loop gain)。阻抗分析法即在  $G_s(s)$  和  $G_L(s)$  为稳定系统的传递函数前提下,对  $T_{\rm m}$  运用 Nyquist 判据进行稳定性分析的方法,系统的相对稳定性由相角裕度  $\phi_{\rm m}$ (phase margin, PM) 和增益裕度  $G_{\rm m}$ (gain margin, GM) 决定。

以 Middlebrook 阻抗比判据及其衍生出的源和负载级联架构为基础,其他学者对电源系统稳定性的研究集中在稳定裕度判据、改善稳定禁区保守性和针对典型结构的特定判据 3 个方面。

# 2.1.1 增益和相角裕度判据(gain margin and phase margin criterion, GMPM)<sup>[10]</sup>

1995 年, 美国贝尔实验室的 Wildrick 提出 GMPM 判据。同时考虑了  $T_{\rm m}$  的幅值特性和相角特性,在满足一定相角裕度的前提下,允许输出阻抗幅

值  $|Z_a|$  在某些频率范围内大于输入阻抗幅值  $|Z_i|$ 。GMPM 判据以(3)式确定了相对稳定的 边界。

$$\begin{cases} \mid T_{m} \mid = \mid \frac{Z_{o}}{Z_{i}} \mid \leq \frac{1}{G_{m}} \\ \mid \arg(Z_{o}) - \arg(Z_{i}) \mid \leq 180^{\circ} - \phi_{m} \end{cases}$$
 (3)

通常, $G_{\rm m}$  取 2,即对应以 10 为底的对数坐标系下为 6 dB, $\phi_{\rm m}$  取 60°是比较好的选择。如图 6 所示,蓝色线条以左为  $T_{\rm m}$  的 Nyquist 曲线禁区,即当  $T_{\rm m}$  位于半径为 0.5 的圆圈之外时,其相角距离 180°至少为 60°。

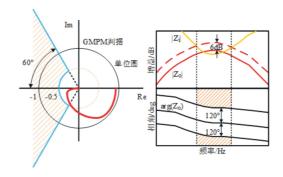


图 6 GMPM 判据示意图

#### 2.1.2 改善稳定禁区保守性的判据

#### 1) MPC(maximum peak criterion)判据<sup>[11]</sup>

MPC 判据启发于电压控制型 (voltage mode controlled, VMC) 变换器电压环路增益的幅值与相角裕度和相关参量振荡幅值的理论关系, 其稳定禁区如图 7 中绿色区域所示, 限定了  $T_{\rm m}$  的 Nyquist 曲线到点 (-1,j0) 的距离, 保证系统具有一定的稳定裕度。

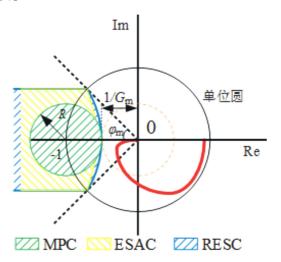


图 7 MPC、ESAC 和 RESC 判据禁区示意图

# 2) ESAC (energy source analysis consortium) 判据 $^{[12]}$

ESAC 判据的禁区由 2 条从单位圆到无穷远的平行于实轴的射线,以及 2 条从单位圆到点( $-1/G_m$ ,j0)的线段组成,如图 7 黄色区域所示。可见相比 Middlebrook 判据,其稳定禁区更小,保守性得到了较大改善。

3) RESC (root exponential stability criterion) 判据<sup>[13]</sup>

在 ESAC 判据基础上,后续又衍生出了 RESC 判据,它与用分段线性函数定义禁区的 ESAC 区别 在于通过连续微分函数定义了允许区域和禁止区域 之间的边界(见图 7 蓝色区域)。

#### 2.1.3 针对典型结构的特定判据

空间电源系统中并联、混合等结构十分常见。图 8 所示为一个源变换器后接多个并联负载变换器的结构, $P_o$  为变换器输出功率, $P_i$  为变换器输入功率, $Z_o$  为变换器输出阻抗, $Z_i$  为变换器输入阻抗。该类结构的稳定性分析判据有 OA(opposing argument criterion)判据<sup>[14]</sup>、PBSC(passivity-based stability criterion)判据<sup>[15]</sup>等。

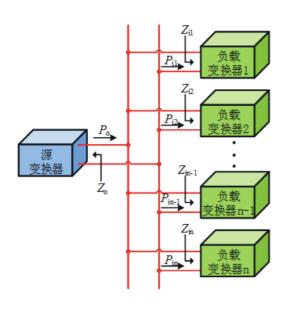


图 8 1 个源变换器给 n 个负载变换器供电示意图

#### 1) OA 判据

OA 判据中,负载变换器总的输入阻抗为  $Z_i = Z_{i1} \ /\!/ \ Z_{i2} \ /\!/ \cdots \ /\!/ \ Z_{in}$ ,则阻抗比  $T_{m-OA}$  为

$$T_{\text{m_-OA}} = \frac{Z_o}{Z_i} = \frac{Z_o}{Z_{i1}} + \frac{Z_o}{Z_{i2}} + \dots + \frac{Z_o}{Z_{in}}$$
 (4)

$$\operatorname{Re}\left(\frac{Z_{o}}{Z_{i}}\right) \leq -\frac{1}{G_{m}}\tag{5}$$

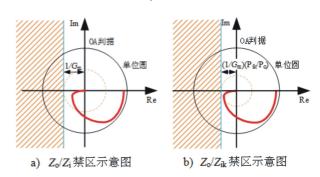


图 9 OA 判据禁区示意图

OA 判据下的稳定性分析由两部分组成,一是要求总的  $Z_o/Z_i$ 满足(5) 式,如图 9a) 所示;二是对于每个负载变换器,增加了功率加权下的裕度约束,即源变换器输出功率和所有负载变换器输入功率在满足(6) 式的条件下,每个负载变换器下的  $Z_o/Z_i$ 即满足(7) 式, $T_{m-OA}$  的 Nyquist 曲线不进入如图 9b) 所示的禁区。

$$P_o \ge P_{i1} + P_{i2} + \dots + P_{in}$$
 (6)

$$\operatorname{Re}\left(\frac{Z_{o}}{Z_{ik}}\right) \leq -\frac{1}{G_{m}}\left(\frac{P_{ik}}{P_{o}}\right) \tag{7}$$

#### 2) PBSC 判据

空间电源系统中,图 10 所示的多个源和负载变换器接在公共母线上是常见结构, $Z_a$ 为变换器输出阻抗, $Z_i$ 为变换器输入阻抗。

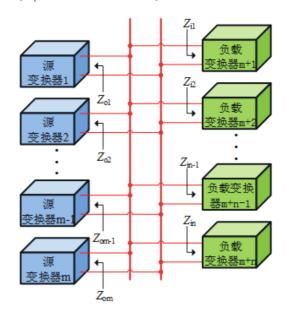


图 10 母线上接多个变换器的电源系统

针对该结构下的系统稳定性分析问题, 文献 [15] 运用端口理论,在得到接入母线的所有变换器 (不区分源和负载) 端口阻抗特性后,从母线正负端 探入,将所有变换器视为 1 个一端口无源网络(图 11),对由所有变换器输入阻抗并联得到的母线阻抗  $Z_{\rm bus}$  进行分析来判断系统稳定性。其中, $Z_{\rm bus}$  由 (8) 式得到。该判据要求为  $Z_{\rm bus}$  无右半平面(right half plane,RHP) 极点,全频率范围内  ${\rm Re}(Z_{\rm bus}) \ge 0$ 。

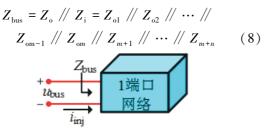


图 11 等效 1 端口网络

3) 基于 BVCC (bus voltage controlled converter), BCCC (bus current controlled converter)分类的通用阻抗判据<sup>[16]</sup>

国内阮新波教授、张欣博士在文献[16]中,也

不再区分源变换器和负载变换器,而是将变换器分为控制母线侧端口电压的变换器 BVCC 和控制母线侧端口电流的变换器 BCCC。各种结构形式都可以统一为通用的形式,利用二端口小信号模型,推导了系统稳定性的通用阻抗判据如(9)式所示。其稳定性可由端口电压控制型变换器与编口电源控制型变换器的编口阻抗之比  $T_{m-vc}$  是否满足 Nyquist 判据来判断。

$$T_{\text{m-vc}} = \frac{Z_v}{Z_c} = \frac{\left(\sum_{i=1}^{m} \frac{1}{Z_{vi}}\right)^{-1}}{\left(\sum_{j=1}^{n} \frac{1}{Z_{vi}}\right)^{-1}}$$
(9)

对上述主要稳定性判据的优缺点总结于表 1 中。需要指出的是:在对可靠性要求较高的空间电源系统领域,功率流向一般设计为固定流向, Middlebrook 判据在使用和测试中较为方便,且一般 通过在源和负载端口或母线上并接电容阵,可较为 容易的实现阻抗分离。但考虑到体积和成本因素, 该方法具有一定劣势。

文献[17-18] 还给出了 NSSC 判据(necessary and sufficient stability criterion)、T-SI (three-step impedance)判据等。

表 1 各稳定性判据优缺点比较

稳定性判据	提出年份	优点	缺点
Middlebrook 判据	1976	应用简单,方便工程设计	保守性大,造成滤波器过大,电源体积 重量增加;应用受功率流向限制
GMPM 判据	1995	保守性得到改善,应用较广泛	应用受功率流向限制
ESAC 判据	2000	保守性得到改善,滤波器件划分到源或 负载变换器均有效	应用受功率流向限制
OA 判据	2002	对 GMPM 判据的改进,适用于多负载并 联结构	和其他弱保守性判据一起使用时,该判据会失效
PBSC 判据	2012	适用于复杂系统稳定性评价和监测;不 受功率流向限制	无法判断某些频率下母线阻抗 Nyquist 曲线位于左半平面的有源系统稳定性; 难以定义稳定裕度
MPC 判据	2013	保守性得到较大改善,可采用直流母线 上加入电压小扰动的方法监测电源系 统稳定性	不适用于阻抗设计,很难在伯德图上对阻抗进行计算
基于 BVCC、BCCC 分类的通用阻抗判据	2015	适用于复杂系统稳定性分析,通用性较强且不受功率流向限制	需计算所有变换器的阻抗特性,较为 复杂

### 2.2 空间电源系统小信号稳定性工程应用进展

美国国家航空航天局(national aeronautics and space administration, NASA)及其伙伴机构很早就将空间电源系统稳定性理论应用到了以 ISS 为代表的航天工程中,积累了大量理论和实践经验<sup>[19-24]</sup>。

1993年,亚历克斯公司(analex corporation)的 Igor Lazbin 和罗克韦尔公司(rockwell international rocketdyne division)的 Bruce R Needham 在文献 [19]中,对国际空间站的前身"自由号"空间站电源系统(space station freedom electrical power system, SSF EPS)稳定性研究分析时,探讨了阻抗比法的优势和不足,对 EPS 一次电源系统做了大量时域和频域分析,并建立了频域结果与时域性能的相关性,概述了阻抗比方法和 EPS 中观察到的稳定性趋势,讨论了如何在时域性能和特征值阻尼方面解释稳定裕度的问题。

1999 年,字航公司(the aerospace corporation)的 J H Ly 和 C Truong 在文献[20]中,以代号为 5A 的飞行器模块电源系统为例,运用 SABER™软件进行仿真建模,用于生成输入/输出阻抗,以反映源变换器和负载设备在不同负载条件下的特性,后将生成的数据量庞大的阻抗数据库输入到使用 Matlab™进行编码的算法当中,对 5A EPS 中共 35 个负载组(包括加热器,风扇和电源插座等)的262 143种载荷组合进行仿真,算法结果给出了最坏情况的仿真结果以及载荷组合,并得出在 20~30 kHz 频率范围内添加更多的运行模式或负载时,系统可能会发生谐波振荡的结论。

2003 年,波音公司(the boeing company)的 Harold D Fassburg 和 Harry O Aintablian 在国际能源转换大会上,对国际空间站(ISS)有效载荷的输入滤波器拓扑的阻抗特性做报告时指出<sup>[21]</sup>:在 ISS 最近一次地面测试中发现电源系统某接口处输出阻抗相角比设计规定上限高出约 10°左右,经调查发现是设计师为满足线路压降需求而将电缆线径提高过多所致。为在确保系统稳定性前提下,避免修改规定及重新设计电缆,研究人员重点分析评估了负载LC、CL 以及高阶滤波器拓扑的输入阻抗特性,确定了"最坏情况"下兼容变化后输入阻抗相角特性的稳定性条件,避免了返工设计。

2004年,波音电子动力设备有限公司(boeing electron dynamic devices, Inc)的 Jae R Lee 在文献 [22]中对如图 12 所示的某典型航天器电源系统,

基于 PSPICE™仿真,运用阻抗比判据,对 NiH₂ 电池和多模块多单元放电调节器(BDR,该文中称为BDC,battery discharger)输入端接口稳定性进行了分析。对如图 13 所示的输入滤波器和 BDR 级联系统进行了分析仿真,验证了阻抗分离达 6 dB 时的稳定性;又对图 14 所示的 14 个 BDR 并联系统在电池输出电压最低而为维持功率恒定输出电流最大(此工况下系统稳定性最差)时的稳定性情况进行了仿真分析,并验证了在 BDR 输入端加入电容实现阻抗分离的有效性。

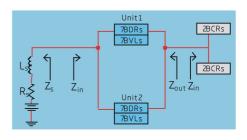


图 12 典型航天器电源系统示意图

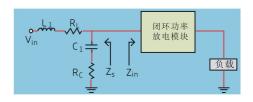


图 13 单个 BDR 模块阻抗相互作用分析框图

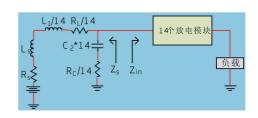


图 14 多个 BDR 模块阻抗相互作用分析框图

2011年,NASA 旗下 MEI 科技公司的 Bright L Wang 在文献[23]中介绍了一种用于混合 DC/DC 变换器稳定性诊断的故障检测技术,该技术运用功率谱分析方法和给定信号幅度/频率调制(AM/FM)理论,可将掩盖在频率范围很广的变换器输入电压噪声中的早期振荡信号识别出来,并指出了频谱分析方法与增益/相位裕度方法之间的显着相关性。定义了一种稳定性诊断定量指标稳定性诊断指数(stability diagnosis index,SDI),用以定量评价系统稳定程度。该技术能够在不干扰 DC/DC 变换器正常运行的情况下尽早检测振荡。

2016年,宇航公司的 JAE R LEE 在文献[24]中指出:在空间电源系统中相当于恒压源的电池和恒流源的太阳能电池阵列,不同滤波器、不同负载以及复杂的控制电路共同作用下,会在控制环路的 Bode 图中产生增益曲线多次穿越 0 dB,相位曲线多次穿越 180°的非标准形状的相位和增益曲线,测量相位裕度和增益裕度的常规方法可能导致系统稳定性的表示不准确,并导致系统整体振荡。建议使用 Nyquist 图法来确定准确的稳定性裕度。其以恒流源接 SR,恒压源接 10 个并联 BDR 为例,演示了如何确定 Bode 图的非标准形状。

欧洲宇航局(European space agency, ESA)对空间电源系统稳定性亦有研究:文献[25]搭建了如图 15 所示的 2 个降压变换器级联系统:源变换器将40 V的输入电压降压至28 V,负载变换器将28 V 的电压降压至12 V。作者将ESA稳定性标准<sup>[26]</sup>中的要求应用于级联系统中,通过对2个变换器的控制参数进行设定,测试并分析了3种情景下级联系统稳定性,对 $T_m$ 的 Nyquist 图进行分析,证明了其有效性。



图 15 2 个降压变换器组成的级联系统

日本宇宙航空研究开发机构(Japan aerospace exploration agency, JAXA)在国际空间站项目中负责研制的名为"Kibo"的实验舱(Japanese experiment module, JEM)于 2008 年 6 月成功发射并与国际空间站核心舱对接 $^{[27]}$ 。其电源分系统(JEM electrical power system, JEM EPS)是国际空间站电源系统的一部分。图 16 为 JEM EPS 示意图, 其中, DDCU是 ISS 中一二次电源间的接口, 对于良好的阻抗分离、保证  $Z_s \ll Z_L$  起着积极作用。图 17 中的 A, B 和 C 三点为用于阻抗测量和系统稳定性分析的接口。 JAXA 在本国进行 JEM 集成系统测试期间,使用 JEM 飞行系统和 NASA/DDCU 模拟器在这些接口上进行了阻抗测量和分析。最终的联合验证测试于 2003 年 8 月在美国佛罗里达州的 NASA 肯尼迪航天中心进行,结果表明其满足小信号稳定性。

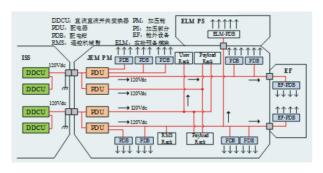


图 16 JEM EPS 结构图

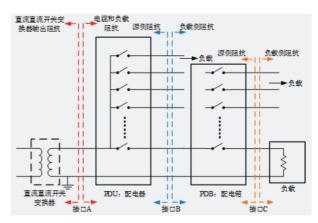


图 17 JEM EPS 稳定性分析的接口点

我国在空间电源系统稳定性应用领域,以中国 空间技术研究院、上海航天技术研究院空间电源研 究所为代表的科研院所和以哈尔滨工业大学、南京 航空航天大学为代表的高校开展着紧密良好的合 作,在理论研究、仿真和原理验证方面取得较好进 展:南京航空航天大学的阮新波教授团队以带蓄电 池储能的光伏供电系统和源变换器采用下垂控制的 DC-DPS 为例,通过实验验证了所提的通用阻抗判 据的正确性[28]。文献[29-30]以分布式供电系统中 负载变换器的输入阻抗作为标准化研究的对象,以 常见的同步整流 Buck 变换器为例,详细分析了变 换器的输入输出阻抗随功率等级、开关频率和控制 方式变化时的规律, 为制定 Buck 类 DC/DC 模块输 入输出阻抗标准打下基础。哈尔滨工业大学张东来 教授团队多年致力于直流电源系统稳定性研究,提 出一种实用的电流扰动测试法,可以测量变换器的 输入、输出阻抗以及级联变换器的阻抗比[31]。上海 空间电源研究所作为我国载人航天工程电源系统抓 总单位,对低轨高压电源多机组并联供电系统稳定 性、母线滤波电容优化设计进行了深入研究,取得了 一些讲展。

#### 2.3 空间电源系统小信号稳定性标准制定进展

旨在开发一套连贯、单一、用户友好的标准,以 用于所有欧洲空间活动的欧洲空间标准化合作组织 (European cooperation for space standardization, ECSS)在1999年至2019年间,先后制定了4版《太 空工程电气电子规范(space engineering-Electrical and electronic)》,代号分别为 ECSS-E-20A 4 October 1999, ECSS-E-20B 和 ECSS-E-ST-20C 31 July 2008 以及 ECSS-E-ST-20C Rev.115 October 2019。在最新 的 ECSS-E-ST-20-C% LOCALREF<sup>[26]</sup> 中提出了一些 重要的电力电子设备规范、相关理论依据和技术说 明。其中,对于闭环控制下的变换器(主要指 SR, BDR 和 BCR),要求其在寿命末期,在具有代表性的 恶劣负载条件下,相位裕度应至少为50°,增益裕度 应为 6 dB。当 2 个或多个模块级联连接时,其给出 了稳定性测量和评价的原理、方法:①在负载和源阻 抗大小相等的频段内,源阻抗和负载阻抗的相位之 间的差在[-130°,+130°]±n×360°之间,即保持50° 的相角裕度:②在源阻抗和负载阻抗的相位差等于 -180°±n×360°的频段内,源阻抗和负载阻抗的大小 之比小于 0.5, 即保持 6 dB 的增益裕度。

在电源系统稳定性方面的标准中, NASA 与 ESA 使用的方法和原理相同,但保守性更小[19-20]: 其要求用电设备被设计为在与 ISS 电力系统的接口 处保持最小3 dB 的增益裕度和30°的相位裕度。在 每个用户与 ISS 电力系统的接口上,所有运行时可 能出现的阻抗幅度和相位值的范围内都必须满足最 小裕度要求。此外,在美国航空航天学会(American institute of aeronautics and astronautics, AIAA) 在其 2007版《无人飞行器电源系统标准》[32]中,针对使 用传统光伏/电池电源的地球轨道卫星,给出了适用 于超高可靠性航天飞行任务的 EPS 设计准则,规定 了一般设计规范,并设定了无人航天器电源系统的 最低验证要求。喷气推进实验室(jet propulsion laboratory, JPL) 的 Manuel Martin Soriano 在 2018 年 IEEE 电磁兼容性、信号和功率完整性研讨会(EMC, SI和PI)上详细介绍了NASA现行标准下航天器直 流母线的输入阻抗测量和电源系统稳定性分析的 做法[33]。

国内中国航天科技集团有限公司从 2008 年开始推进航天产品化工作,并在 2016 年进一步明确"通用单机/组件去型号化、运载组件去任务化"的目标要求。调研中国空间技术研究院、上海航天技

术研究院等总体单位各型号设计规范发现,虽然各规范根据自身型号特点,侧重点不尽相同,但主要内容基本一致,都遵循"产品化、继承性、规范性"的总体思路<sup>[34-35]</sup>。在电源系统、电气设计部分,主要规定了加断电、供电接口、电搭接、接地、布线、电气安全距离、火工装置、供电母线过流保护设计等要求,基本满足了现有需求。但就电源系统领域,主要不足体现在。

- 1)各总体单位间标准尚未统一,存在交叉重复、甚至接口标准不一致的情况;
- 2) 更注重电源单机产品下的变换器器件选型、功率、电压等,而轻视子系统、系统层面的匹配性与整体性能:
- 3) 鲜见关于空间电源系统稳定性的原理介绍、阻抗特性规范、评价测试标准;
- 4) 相关标准更适合作为产品结果评价依据而 不适合作为设计人员研发设计的参考。

# 3 研究现状总结和趋势

## 3.1 现状总结

空间电源系统小信号稳定性问题理论研究,经过四十几年的发展,在基本判据、改进判据保守性和针对特定典型电网结构稳定性判定等方面已取得较多成果,分析、设计和评价方法趋于成熟。虽然国外研究起步早,但近年国内学者在改进稳定禁区保守性、推广相关判据应用于更一般、更常见的电网结构方面做出了一定贡献,在该领域的理论研究已与国外基本处于同一水平。

但在相关理论成果应用推广于工程实践和标准制定方面,国内与国外仍存在较大差距:美国航天事业起步早,发展历史悠久,以国际空间站的设计建造为牵引,包括 Boeing 电气公司、JPL 以及近年势头正盛的太空探索技术公司(SpaceX)在内多家研究和生产组织,在大型航天器电源系统领域积累了大量工程实践经验,其在电源系统稳定性设计、评价和在轨监测方面均有相关实践,且具有测试手段覆盖性强、逼近真实工况的特点;此外,其借助强大的计算机仿真技术,在充分仿真分析的基础上进行研制生产,产品开发周期大大缩短且故障缺陷回溯定位快速准确。相比之下,我国理论成果较多,但工程应用不足,一般的验证性实验,高校所搭建系统规模较小,变换器数量少,结构和负载工况单一,难以代替

实际的复杂空间电源系统。而科研院所虽然工程经验丰富,但在稳定性这个较为陌生的领域缺乏系统理论指导和总结归纳,具有排故、子模块性能调试匹配周期长、稳定性优化措施不足的问题。当前,我国空间站正处于研制测试阶段,期间航天科研院所联合高校学者展开了大量攻关合作,已在多舱多功率通道并网、多模块并联等关键技术领域取得一定进展。但鲜见稳定性相关设计生产和评价测试的标准。起牵引作用的我国载人航天三期工程,将带动我国空间电源系统稳定性领域在工程应用和标准制定方面取得较大进展。

#### 3.2 趋势分析

1) 稳定性研究对象结构复杂化

基于阻抗分析法的空间电源系统稳定性理论研究已趋于成熟,但未来由变换器级联、并联、组合等形式构成的电源系统规模将进一步扩大,复杂性也更大;此外,负载类型和工况众多情景下的稳定性分析、多功率通道接入母线以及多舱段并网下的稳定性分析亦存在挑战,在理论上需要得到适用于更一般的多变换器接入母线结构、多子模块级联结构的保守性更小的稳定性判据。

### 2) 稳定性分析设计虚拟化、智能化

随着计算机运算能力和仿真软件技术的快速发展,借助虚拟或半实物仿真技术进行电源系统单机技术论证、产品研发以及系统联试仿真,可大大缩短项目研制进展,且可提前诊断出可能导致系统集成后出现的震荡和不稳定的因素,做好优化和排故准备措施。负载的多样性和一定程度上的不可预知性给电源系统稳定性带来的风险,可通过相关仿真和数据处理技术(如借助国家超级计算中心),进行数据量庞大的仿真运算来识别和规避。

#### 3) 稳定性监测评价实时化

空间电源系统在轨运行期间,监测表征系统稳定性的相关阻抗值是尽早处理故障、保障任务安全的前提。现有母线阻抗检测法、端口阻抗检测法以及频谱分析法虽然在理论上和实验室条件下具备可行性,但因其注入交流扰动信号给系统带来失稳风险的固有缺陷而未见公开的推广应用。但实现包括

电源系统在内的航天器各分系统的自我感知、自我诊断乃至自我排故是未来的发展趋势。

## 4 启示与建议

当下我国空间站研制测试正进入关键时期,载 人登月前期项目也已开启论证。值此之际,审视和 回顾国内外同仁在空间电源系统稳定性领域的工 作,对于开展其他大型宇航工程具有重要参考价值, 主要启示包括:

1) 立足基础理论,用好优势平台,发展空间电源系统稳定性相关理论和技术

相对于传统物理结构故障及电路开路、短路故障,失稳时随机振荡导致的电源系统的失效具有不易察觉、机理复杂、发生快速的特点。需进一步发挥高校在稳定性理论分析和研究方面的牵引作用,深入开展电源系统并网稳定性(多机组、多功率通道以及多舱段)、故障模式下稳定性(单/多机组失效、单/多功率通道失效)等研究,积极研发自主可控、适合自身特点、满足自身需求的仿真分析和测试工具。科研生产院所在硬件实验设施方面具有优势,有能力开展多机组、多功率通道以及多舱段并网等条件下的稳定性相关大型实验。应更加密切高校学者和研究院所间的配合、攻关,充分发扬前者的稳定性理论功底、先进优化方法和后者的优势平台与实践经验,形成合力,共同发展空间电源系统稳定性相关理论技术。

2) 创新方式方法,缩短研发测试周期,助推空间电源产业升级

虽然空间电源产业经过数十年的发展,已较为成熟,但仍应该创新研究和发展的方式方法,加大计算机仿真技术在电源系统单机模块补偿参数设计、源和负载数量巨大的系统稳定性验证等方面的应用,积极推广国际先进软件的普及,提高设计人员的时域和频域稳定性建模能力和建模精度,以计算机高速运算代替人工反复劳动,提高研发测试效率,做到产品全生命周期内的可控、可追溯。

# 参考文献:

[1] 李国欣. 航天器电源系统技术概论(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2008

LI Guoxin. Introduction to Spacecraft Power System Technology (Part 1) [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House,

- 2008 (in Chinese)
- [2] GHOLDSTON E W, KARIMI K, LEE F C, et al. Stability of Large DC Power Systems Using Switching Converters, with Application to the International Space Station [C] // Proceedings of the 31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Washington, DC, USA, 1996
- [3] 方国隆,张玉花,马季军."神舟"号载人飞船电源分系统的研制[J]. 上海航天,2003(5): 11-17
  FANG Guolong, ZHANG Yuhua, MA Jijun. The Development of the Power Subsystem of Shenzhou Manned Spaceship[J].
  Aerospace Shanghai, 2003(5): 11-17 (in Chinese)
- [4] 王娜,黄峥,马季军,等. 我国交会对接任务中航天器电源设计与应用[J]. 载人航天,2013,19(3):52-59 WANG Na, HUANG Zheng, MA Jijun, et al. Spacecraft Power System Design and Application for the Rendezvous and Docking Tasks[J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(3): 52-59 (in Chinese)
- [5] 于磊. 空间电源系统并网供电技术研究[D]. 北京:北京交通大学,2018 YU Lei. Research on Power Utility Grid Connection of Space Power System[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2018 (in Chinese)
- [6] MASAAKI Komatsu, SATOAKI Arai. Stability Analysis for a Largescale Space Power Network, International Space Station and Japanese Experiment Module[J]. IEEE Trans PE, 2004, 124(12): 1475-1480
- [7] 万成安,于磊,刘建强. 航天器直流电源系统稳定性分析方法研究[J]. 航天器工程,2009,18(2): 14-19
  WAN Cheng'an, YU Lei, LIU Jianqiang. Research on the Stability Analysis Strategy for Spacecraft DC Power System[J].
  Spacecraft Engineering, 2009, 18(2): 14-19 (in Chinese)
- [8] AZIZI A, HAMZEH M. Stability Analysis of a DC Microgrid with Constant Power Loads Using Small-Signal Equivalent Circuit [C]//11th Power Electronics, Drive Systems and Technologies Conference, Tehran, Iran, 2020
- [9] MIDDLEBROOK R D. Input Filter Considerations in Design and Application of Switching Regulators [C] // IEEE Industry Applications Society Annual Meeting Chicago, 1976; 366-382
- [10] WILDRICK C M, LEE F C, CHO B H, et al. A Method of Defining the Load Impedance Specification for a Stable Distributed Power System[J]. IEEE Trans on Power Electronics, 1995, 10(3): 280-285
- [11] VESTI S, SUNTIO T, OLIVER J A, et al. Impedance-Based Stability and Transient Performance Assessment Applying Maximum Peak Criteria [J]. IEEE Trans on Power Electronics, 2013, 28(5): 2099-2104
- [12] SUDHOFF S D, GLOVER S F, LAMM P T, et al. Admittance Space Stability Analysis of Power Electronic Systems [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(3): 965-973
- [13] SUDHOFF S D, CRIDER J M. Advancements in Generalized Immittance Based Stability Analysis of DC Power Electronics Based Distribution Systems [C] // IEEE Electric Ship Technologies Symposium, Alexandria, VA, USA, 2011: 10-13
- [14] FENG X, LIU J, LEE F C. Impedance Specifications for Stable DC Distributed Power Systems [J]. IEEE Trans on Power Electronics, 2002, 17(2): 157-162
- [15] RICCOBONO A, SANTI E. A Novel Passivity-Based Stability Criterion (PBSC) for Switching Converter DC Distribution Systems [C]//2012 Twenty-Seventh Annual IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition, Orlando, FL, USA, 2012
- [16] ZHANG X, RUAN X, TSE C K. Impedance-Based Local Stability Criterion for DC Distributed Power Systems [C] // IEEE Trans on Circuits and Systems I, 2015
- [17] LI A S, ZHANG D L. Necessary and Sufficient Stability Criterion and New Forbidden Region for Load Impedance Specification [J]. Chinese Journal of Electronics, 2014, 23(3): 628-634
- [18] WANG X P, YAO R P, RAO F Q. Three-Step Impedance Criterion for Small-Signal Stability Analysis in Two-Stage DC Distributed Power Systems [J]. IEEE Power Electronics Letters, 2003, 1(3):83-87
- [19] LAZBIN I, NEEDHAM B R. Analysis of the Stability Margins of the Space Station Freedom Electrical Power System [C] // Proceedings of IEEE Power Electronics Specialist Conference, Seattle, WA, USA, 1993; 20-24
- [20] LY J H, TRUONG C. Stability Analysis of the International Space Station Electrical Power System [C] // Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications, Kohala Coast, HI, USA, 1999; 22-27
- [21] HAROLD D Fassburg, HARRY O Aintablian. Impedance Characteristics of Input Filter Topologies for International Space Station (ISS) Payloads [C] // 1st International Energy Conversion Engineering Conference, Portsmouth, Virginia, USA, 2003: 17-21
- [22] JAE R LEE. Source Load Interface Stability Analysis of Spacecraft Power Systems [C] // 2nd International Energy Conversion

- Engineering Conference, Providence, Rhode Island, 2004: 16-19
- [23] BRIGHT L Wang. Early Oscillation Detection for DC/DC Converter Fault Diagnosis [C] // AIAA 9th International Enrgy Conversion Engineering Conference, San Diego, CA, USA, 2011
- [24] JAE R LEE. Stability Analysis of Spacecraft Power Systems and Power Processing Units [C] // 14th International Energy Conversion Engineering Conference, Salt Lake City, UT, USA, 2016
- [25] TRIGGIANESE M, CARBONNIER H, TONICELLO F. Revised Stability Criteria for Cascaded DC-DC Converters in Space Applications [C] // 2019 European Space Power Conference, Juan-les-Pins, France, 2019: 30-34
- [26] European Cooperation fsr Space Standardization. Space Engineering-Electrical and Electronic[S]. ECSS-E-ST-20C, 2019
- [27] MASAAKI Komatsu, SATORU Yanabu. Analysis of the Small Signal Stability for the International Space Station/Jem Electric Power Systems[C] // 2008 IEEE 2nd International Power and Energy Conference, Johor Bahru, Malaysia, 2008: 1-3
- [28] 张欣. 直流分布式电源系统稳定性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014 ZHANG Xin. Research on Stability of DC Distributed Power System [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (in Chinese)
- [29] 吴涛,阮新波. 分布式供电系统中负载变换器的输入阻抗分析[J]. 中国电机工程学报,2008, 28(12): 20-25 WU Tao, RUAN Xinbo. Input Impedance Analysis of Load Converters in the Distributed Power System[J]. Proceedings of the CSEE, 2008, 28(12): 20-25 (in Chinese)
- [30] 吴涛,阮新波. 分布式供电系统中源变换器输出阻抗的研究[J]. 中国电机工程学报,2008, 28(3):66-72 WU Tao, RUAN Xinbo. Output Impedance Analysis of Source Converters in the DC Distributed Power System[J]. Proceedings of the CSEE, 2008, 28(3): 66-72 (in Chinese)
- [31] 佟强,张东来,徐殿国. 分布式电源系统中变换器的输出阻抗与稳定性分析[J]. 中国电机工程学报,2011,31(12):57-64 TONG Qiang, ZHANG Donglai, XU Dianguo. Output Impedance and Stability Analysis of Converters in Distributed Power Systems[J]. Proceedings of the CSEE, 2011,31(12): 57-64 (in Chinese)
- [32] AIAA. Electrical Power Systems for Unmanned Spacecraft[S]. AIAA S-122-2007, 2007
- [33] SORIANO M M. Input Impedance Measurement and Power System Stability Analysis for DC Spacecraft Buses[C]//2018 IEEE Symposium on Electromagnetic Compatibility, Signal Integrity and Power Integrity (EMC, SI & PI), Long Beach, CA, USA, 2018: 30-33
- [34] 姜东升,付林春,杜红,等. 航天电源与供配电标准体系建设[J]. 航天标准化,2015(4): 6-9 JIANG Dongsheng, FU Linchun, DU Hong, et al. Construction of Aerospace Power Supply and Power Supply and Distribution Standard System[J]. Aerospace Standardization, 2015(4): 6-9 (in Chinese)
- [35] 张伟. 航天电源技术及标准体系探讨[J]. 国防技术基础,2009(6): 10-14

  ZHANG Wei. Discussion on Space Power Technology and Standard System[J]. Technology Foundation of National Defence,
  2009(6): 10-14 (in Chinese)

# Review of Research on Small Signal Stability in Space Electrical Power System

ZHANG Wenjie, QIAO Weixin, WANG Tian, MA Jijun, HUANG Min

(Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: Focusing on the stability issue of space electrical power system (EPS), the paper clarifies the composition of EPS and its small signal stability issue first. The development of major stability criteria based on impedance ratio analysis and stable forbidden region theory is reviewed. Aiming at applying these criteria on the judging stability in space EPS, the characteristics of criteria are summarized and compared, giving advice on selecting criteria. The review of the practice in small signal stability engineering in space EPS of major aerospace organizations in the world shows that China has a gap with European countries and the U.S. in the stability dynamic design, testing and evaluation as well as related standards. The status and trends of small signal stability issue in space EPS are summarized. Focusing on the stability issues of China's space station in re-search and production as well as Moon landing project in pre-development, the paper gives suggestions. The small signal stability issue in space EPS is comprehensively reviewed for the first time in the paper, which has reference value for carrying out research on technologies in space EPS stability.

Keywords: space electrical power system; DC/DC converter; small signal stability; minnor-loop gain

Dec. Vol.38 2020 Supplement

# 面向弹群智能协同的社会性依存模型框架研究

陈轶迪, 蔡达, 黄蓓

(中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

摘 要:弹群智能协同作战是智能化战争的重要作战样式,围绕导弹集群在复杂动态环境中遂行综合化、对抗性作战任务的瓶颈问题,以群居性动物的协同行为为启发,提出弹群智能协同社会性依存模型,力图从"物理域、社会域和作战域"3个层面揭示群体协同增效的机理和方法,阐述相关支撑性关键技术,构筑面向弹群智能协同的社会性依存模型框架,为弹群智能协同作战提供理论参考。

**关 键 词:**导弹集群;智能协同;协同作战;社会性依存模型框架 中图分类号:V249.1 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0070-07

现代战争中,分布式、集群化、协同化作战方兴 未艾。面对具有强防御能力和高目标价值的航母战 斗群等敌方海面目标威胁,利用导弹集群进行智能 化协同作战,与单枚导弹或无协同关系的多枚导弹 作战相比,不仅可以提高体系突防能力、电子对抗能 力、探测感知能力和打击毁伤能力,而且可以降低作 战保障,减小作战成本,从而提高反舰作战效能<sup>[1]</sup>。 弹群智能协同作战是生成精确高效反舰战斗力的紧 迫需求,是破击敌一体化防御体系的关键力量,是适 应现代战争体系化、网络化、智能化趋势的必由 之路。

在强复杂、高动态、不确定的海战场环境下遂行综合化、动态化、对抗性反舰作战任务,对反舰导弹武器系统提出了较高的要求。体系突防方面,基于"海军一体化火控防空"作战概念,敌航母战斗群利用协同作战系统形成"远、中、近、末"多层次、多方位、多手段的一体化防御对抗体系,抑制了反舰导弹的突防能力,增大突防难度;电子对抗方面,敌方利用综合电子战系统有效整合侦察告警、有源干扰、无源干扰等对抗反制措施,形成电子对抗体系,增加战场迷雾,降低反舰效能;探测感知方面,海面作战环境复杂多变,舰船目标特征空间的维度具有爆炸性的特点,加之敌方多种干扰对抗手段,为舰船目标搜索、识别、定位、跟踪带来较大挑战;打击毁伤方面,

敌舰船目标具有集群化、多元化的特点,同时处在复杂的电磁环境中,仅靠单一的"引信—战斗部系统" 难以对体系化舰船目标实施高效毁伤<sup>[2]</sup>。

面对体系突防、电子对抗、探测感知、打击毁伤等方面的反舰作战需求,塑造具有鲁棒性、适应性和自主性的智能化导弹集群,需要深入挖掘弹群协同增效机理,构建弹群智能化协同模型,有效平衡协调导弹集群的单弹与弹群、局部与整体、短期与长远的代价和收益,使弹群形成战场环境适应、物理构型合理、任务分工合适、角色担当有效、利益分配普惠的有机整体,从而在反舰作战中有效破击防御体系、消散战场迷雾、提高探测精度、提升毁伤效能。本文以战术导弹集群协同为研究对象,以自然界中的群居性动物为启发,揭示弹群社会性协同机理,从"物理域、社会域和作战域"的层面构建弹群智能协同社会性依存模型框架,并提出相关关键技术,为弹群智能协同作战提供支撑。

# 1 国内外发展现状及趋势

#### 1.1 国内外弹群智能协同作战发展现状

自 20 世纪下半叶开始,前苏联为了有效对抗美国强大的航母战斗群,开展了导弹集群协同理论与技术的研究,到 20 世纪 70 年代后期开始陆续装备

了具有不同协同能力的武器装备,其中有"航母克 星"之称的"花岗岩"超声速反舰导弹和"水面舰艇 克星"之称的"舞会-E"系统最具有代表性[3]。"花 岗岩"反舰导弹具备一定的集群自主协同能力,其 弹载计算机装订有多种集群队形、威胁回避的策略、 敌方的各类现役战舰及其可能使用的电子对抗手段 的知识数据,具有目标选择与分配能力,可以选择一 种最佳的打击策略,攻击对方舰队中最重要的目标。 "花岗岩"反舰导弹具有多枚齐射的集群协同作战 样式,能以高、低2种弹道攻击目标,当导弹集群低 空突防进入末制导区域后,有1枚导弹被预先规划 在较高弹道飞行,其他导弹在低弹道飞行。在高弹 道飞行的导弹承担领弹角色,遂行目标探测任务,他 可以最早发现目标群,并将数据共享给在低弹道飞 行的导弹集群。低弹道的导弹实时更新数据和目标 分配信息,各自锁定目标后实施攻击。"花岗岩"反 舰导弹集群还具备较强的自组织性,如果领弹被中 途拦截,则备份领弹能够依次递补承担领弹任务。 "舞会-E"系统可装备 64 枚采用小型化设计的 X-35 天王星反舰导弹,一次可发射32枚,其显著特点是 可以对具有高军事价值的目标群实施饱和攻击,因 此也被俄方称为大型水面舰艇的"克星"。

美国方面,其"待机攻击导弹"(loitering attack missile, LAM)、"微型监视攻击巡航导弹" (SMACM)、"战术战斧"巡航导弹、远程反舰导弹 (LRASM)也具备了弹群协同的技术特征。洛克希 德·马丁公司的 LAM 是一种"察打一体"型导弹, 利用具有自动目标识别能力的激光雷达导引头,能 在飞行中搜索、识别、定位目标,并通过双向数据链 与集群联网的武器平台共享目标信息实现协同作 战,具有"空中待机巡逻"和根据战场态势变化在线 规划实施协同攻击的能力。SMACM 导弹能对战场 实施全天候的巡逻监视,并能对海上舰艇等活动目 标进行协同攻击。美军的"战术战斧"巡航导弹也 拥有信息共享、目标动态分配和"召唤导引与攻击 (call-for-fire)"的协同作战能力。近年来,随着"战 术战斧"巡航导弹逐步退役,由洛克希德·马丁公 司研发的远程反舰导弹(LRASM)被认为是当前智 能反舰导弹的典型代表,具备集群在线协同目标分 配功能,可有效避免发生多弹、多次无协调性地攻击 同一目标或无效目标的情况,以实现最大的综合作 战效能,具有一定的智能化自主协同作战能力。

在国内,具备智能协同能力的导弹集群反舰武

器装备鲜有公开报道,主要集中于相关理论研究和 关键技术攻关。北京航空航天大学的无人系统智能 协同技术实验室开展了导弹集群智能协同反舰技术 演示验证<sup>[4]</sup>,利用弹载协同计算机和弹间数据链, 使导弹集群具备协同目标探测、协同目标分配、协同 航路规划、协同制导控制和集群协同管理能力,组成 具有态势感知和群体认知能力的导弹集群,自主地 实施集群决策与管理,导引控制集群完成作战任务, 提升了导弹综合作战效能。

#### 1.2 弹群智能协同发展趋势

从国内外弹群智能协同反舰发展现状可以看出,其发展趋势在于通过弹群智能协同,使弹群具有态势感知、群体认知、集群决策、协调控制、互联互通的能力,在信息驱动和知识驱动下,形成空间、时间和功能上的自主协同有机整体,增强在复杂海战场环境中遂行综合反舰任务的适应性和灵活性,提升针对航母战斗群等大中型水面目标的综合作战效能。由此可见,具备一定的自主协同作战能力,是导弹智能集群的发展趋势,是挖潜集群协同效能的发力点,是倍增反舰作战效能的必由之路。

在 2000 年,美国空军研究实验室首次提出了自主作战的理念,定义了无人机的 10 个自主控制等级 (autonomous control level, ACL),图 1 给出了美军无人机系统发展路线图(2005-2030 版)<sup>[5]</sup>中对现有和未来项目的评级。等级 ACL1~ACL3 着眼于单无人机平台的飞行控制能力,等级 ACL4 开始追求单无人机的作战能力,代表了个体的最高性能。前 4 级(ACL1~ACL4)只是侧重于个体的自主能力,等级ACL5~ACL10 则注重群体的团队协同作战能力。从群体协调到群体协同,从小规模集群的战术目标到大规模集群的战略目标,直至群体具备完全自主能力,ACL5~ACL10 分级刻画了无人机集群的自主作战能力,其中等级 ACL7~ACL10 是美军未来的主要发展方向。

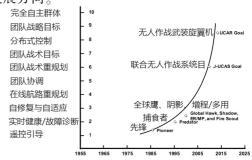


图 1 美军无人机发展路线图中的自主控制等级

基于无人机的自主性等级,北航无人系统智能协同技术实验室提出了导弹自主编队协同制导控制等级(CGCL)的分级描述<sup>[1]</sup>,见表 1。具有态势感知、群体特征认知和智能决策能力是等级 CGCL3 以

上导弹智能集群的重要特征,可见,等级 CGCL3 对于导弹集群的自主性和协同性程度具有标志性的意义,等级 CGCL3 以上的导弹智能集群是未来发展的主要方向。

表 I 寻评自主编队协问前寻控制等级(CGCL) 第级相处					
CGCL	主要功能	自主性	协同性	通信特征	智能特点
1	遥控编队飞行	半自动	人在回路	指控链路	操作员主导
2	预设集结区和目标 区飞行	全自动	预编程序	弹间链路	个体特征认知
3	航路协同规划和离 人队管理	半自主	部分的战场态势感 知与决策	支撑网络	具备部分的群体特征 认知和决策能力
4	战术任务 动态规划和编队决策与管理	完全自主	全面的战场态势感 知与决策	战术链路+支撑网络	具备完全的群体特征 认知和决策能力
5	使命任务运筹和战 术任务动态规划	自主自治	全面的战区态势感 知与决策	信息栅格+战术链路+ 支撑网络	体系协同和自治能力

表 1 导弹自主编队协同制导控制等级(CGCL)分级描述

# 2 弹群智能协同社会性依存模型

#### 2.1 群体智能协同机理

参照导弹自主编队协同制导控制等级分级描述,弹群的智能特征逐步从自动化迈向了自主化,最终达到自主态势感知、群体特征认知、智能自主决策、自主行动控制于一体的自主自治协同状态。为了将多个能力、智力水平有限的导弹个体组成"高效率、高智慧、成本可控、强自主"的导弹群体,获得等级 CGCL3 以上的智能弹群特征,揭示群体智能协同机理,尝试从群居性动物协同性行为中获得启发。自然界中的群居性动物群居而生,相伴发展,如:鱼群、鸟群、蜂群、蚁群、狮群和狼群等,群体中每个个体合同协作,自我组织形成了具有一定社会性的动物群体,它们具有自主自治的特征。深入挖掘群居性动物的协同机理,有助于弹群智能协同问题的研究。

图 2 所示的是鸟群威胁躲避和狼群围猎捕食时的场景,展现了群居性动物的集群协同行为。当鸟群面对老鹰等强大掠食者的威胁时,大量鸟类个体形成了轮廓清晰、疏密有致、协调有序的飞行阵型,通过群体性的威胁闪避和集中合围,显著降低了单个个体被捕食的概率,提升了鸟群整体的生存概率。当狼群面对体型几倍于自身的美洲野牛,采用围而



图 2 鸟群威胁躲避和狼群围猎捕食场景

不攻、伺机佯攻、集中进攻等群体性战术行动,将一只体弱的野牛个体从野牛群中分离,从而成功捕获猎物。鸟群和狼群通过群体性的有机协同和战术机动,相较于单个个体或无协同关系的多个个体,倍增了威胁躲避和食物捕获的成功率,对群体的繁衍生存具有积极意义。

针对鸟群的大规模集群行为,学者 Reynolds 指出在看似复杂的群体运动背后,其实是简单的规则分布式自组织涌现的成果,即:个体总是和邻近的伙伴朝相同的方向运动,并尽量保持和它们靠近但同时要避免碰撞。根据以上规则, Reynolds 建立了群体动力学协同的 3 条准则<sup>[6]</sup>:

- 1) 速度匹配准则: 与邻居保持同样的速度 矢量:
  - 2) 相互吸引准则:个体避免脱离群体而被

孤立:

3) 相互排斥准则: 相互间避免碰撞危险的 靠近。

依据 Reynolds 三准则,文献[7]证明了多个人工智能体可以形成类似鸟群的稳定性集群行为,这是多枚导弹能够形成一定物理队形的理论基础。Reynolds 三准则从群体动力学的角度揭示了群体物理层面协同性行为的机理,是个体组成"复杂性、大规模、成本可控"的群体的重要支撑。

针对狼群的协同围猎行为,仅依赖 Reynolds 三 准则不能完全解释狼群高效的战术协同行为,需要 从群体社会学的角度进一步分析。研究表明,狼群 存在严格的社会组织形态,有着明确的社会等级,且 各等级之间的利益与分工划分较为稳定<sup>[8]</sup>。在围猎行为中,狼群依据社会等级,调度形成各成员的任务分工,利用成员间紧密的协作关系,协同完成大型目标围猎任务。这种个体与个体、个体与群体之间紧密依赖、相互存续的协作关系称为社会性依存关系,尽管不同种类的群居性动物有其各自的特点,但一般遵循以下3条群体社会性依存原则<sup>[9]</sup>:

- 1) 社会性依存的必要原则:社会性群体的行动 比非社会性群体的行动会获得更大的收益,社会性 依存关系对于群体是必要的:
- 2) 群体综合收益最大原则:综合收益是体现成员与群体、局部与整体、近期与远期收益之间的协调平衡关系,社会性群体行动的目标是追求群体与成员的综合收益最大化:
- 3) 群体完整性的普惠原则:社会性群体的行动 要充分兼顾成员的个体差异,收益应惠顾到群体中 的所有成员,包容所有成员的群体完整性是社会性 群体的基本要求。

群体社会性依存原则揭示了社会性群体力求通 过尽可能高的行动效能、行动品质和行动普惠度这 三大要素来追求群体综合收益最大化的协同机理, 是左右所有成员个体上的行为选择以形成"大规 模、高效率、高智慧、强自主"群体的无形之手,是维 系群体协调有序、协同发展、融合共生的根本动力。

#### 2.2 弹群协同社会性依存模型

协同创造价值,群体的动力学协同准则和社会性依存原则分别从物理学和社会学的角度共同构筑成群体协同增效的基石。在现阶段弹群协同的研究中,大多集中于飞行队形、突防阵型和探测构型等物理学意义上的协同行为,从依存关系、组织结构、群

体分工等社会学角度的弹群协同问题研究较少。从 群居性动物可以看出,自主自治的协同特征有赖于 物理学协同和社会学协同的共同作用,不可偏废。

受群居性动物启发,参照等级 CGCL3 以上的导弹智能集群特征,多枚导弹组成协同弹群遂行作战任务,需遵循群体动力学和社会学 2 个层面的协同原则,形成适合于作战任务环境的物理构型和组织结构,将多个能力和智力有限的导弹个体组成"大规模、高效率、高智慧、强自主"的协同弹群有机整体。为有效揭示弹群协同机理,支撑弹群协同作战,构建由"物理域、社会域和作战域"组成的弹群协同社会性依存模型,见图 3。

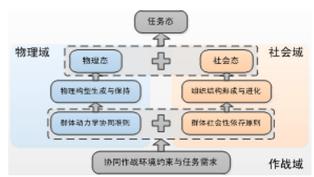


图 3 弹群协同社会性依存模型示意图

模型中的物理域包含但不限于弹群的协同飞行 队形、弹间组网通信和协同探测的电磁波束分布等 物理构型集,是弹群的外在物理实体,是弹群协同作 战的物质基础。物理域协同的核心目的在于遵循一 定的群体动力学协同原则,使弹群在时域、空域和频 域上的能量密度和物质分布满足作战任务需求和战 场环境约束,形成对敌最优作战物理构型,即"物理 态",提升综合作战效能。在协同反舰作战中,弹群 物理构型为弹群反舰作战奠定物理基础。协同目标 探测方面,依靠主被动雷达、红外和可见光等多种体 制的导引头,合适的物理构型能够使弹群在多方位、 多角度获取目标更全面的探测信息,形成协同探测 "复眼",提高探测精度;协同体系突防方面,面对敌 方的防御阵型,合适的物理构型能够使弹群在多方 位、多层次形成立体突防态势,分散敌方防御力量, 提升突防博弈效能:协同电子对抗方面,面对敌方的 干扰对抗手段,合适的物理构型能够使弹群在时域、 空域和频域上形成整体优势,拨开战场迷雾,增强对 抗效益:协同打击毁伤方面,结合多种类型的反舰战 斗部,合适的物理构型能够使弹群形成多角度、多批

第38卷

次的毁伤阵型,形成立体式组合打击态势,提高毁伤效能;协同组网通信方面,合适的物理构型不仅能够满足弹间无线信号传输需求,而且能有效加强弹间组网连通强度<sup>[10]</sup>,提升弹间网络服务质量,为弹群协同提供有力支撑。

模型中的社会域包含但不限于导弹个体与个 体、个体与弹群、弹群与战场环境之间的社会性依存 组织结构集,是弹群的内在组织形式,是弹群协同作 战的组织保障。社会域协同的核心目的在于遵循一 定的群体社会性依存原则,通过群体认知的手段,使 弹群形成协同发展的自我意识、整体意识和长远意 识,具备自觉性、依赖性、利他性和协作性等特征,形 成任务分工合适、角色担当有效、利益分配普惠的最 优组织结构,即"社会态",提升综合作战效能。在 协同反舰作战中,弹群组织结构为弹群反舰作战提 供组织保障。协同信息融合方面,合适的组织结构 能有效提升各导弹目标探测信息的融合效率和融合 精度,增益信息融合品质;协同态势认知方面,合适 的组织结构能使弹群形成相对整体和长远的态势认 识研判成果,减少片面与短视的认知,为集群决策提 供更优质的输入:协同决策管理方面,合适的组织结 构能使弹群有效平衡精度与速度、共性与个性、民主 与集中的辩证关系,一方面有利于弹群快速形成协 调统一的最优方案,另一方面有利于发挥导弹成员 的个体智慧,避免群体陷入局部最优,有效提高弹群 综合作战效能:协同冲突消解方面,合适的组织结构 能使弹群具备足够的组织韧性和组织潜力,强化对 冲突矛盾的容错度,提高群体的自愈性和抗毁性;协 同集群控制方面,合适的组织结构能加快各导弹位 置、速度等物理量的分布式一致性收敛速度,使弹群 形成期望物理构型的精度更高、速度更快、超调更 小,从而有效支撑物理域的协同行动。

作战域包含但不限于战场环境约束集和作战任务需求集,是弹群协同的目标归宿。作战域协同的核心目的在于有效融合弹群"物理态"和"社会态",使弹群在战场环境约束下满足协同体系突防、协同电子对抗、协同探测融合、协同打击毁伤等任务需求,达到最优综合作战效能的状态,即"任务态"。任务态是"物理态"和"社会态"的有机结合,是弹群协同追求的最终目标。

物理域和社会域分别构成了弹群协同的一体两面,是弹群协同的固有属性。物理域是弹群的外在物质基础,社会域是弹群的内在意识灵魂,仅强调物

理域协同而忽视社会域协同,会使弹群囿于片面、陷入短视、困于局部,削弱韧性、抑制活力、难以自愈,无法满足更高层次的弹群智能协同需求。发展物理构型和组织结构相为表里的弹群社会性依存模型,是多枚导弹形成"大规模、成本可控、高效率、高智慧、强自主"的智能协同弹群的必要途径,是适应于等级 CGCL3 以上的导弹智能集群发展的必然趋势,能够为智能弹群协同系统设计提供有力支撑。

# 3 弹群智能协同关键技术

#### 3.1 弹群物理构型生成与保持技术

围绕弹群在复杂动态环境中遂行综合作战任务的需求,通过物理构型生成与保持技术,使弹群在时域、空域和频域上形成并保持最优的物质分布流和能量密度流,是弹群物理域协同的目标。弹群物理构型生成与保持问题本质上是基于弹间数据链的分布式网络化一致性控制问题,由于弹间网络拓扑的随机性、时变性、长时延等特点,弹群物理构型控制具有分布式、非线性、非定常、变结构等难点,需利用神经网络、人工势场、自适应控制、模糊控制等智能方法,突破弹群协同飞行控制系统建模、基于切换拓扑的集群协同控制、弹群协同避碰/避障机动控制等关键技术,加强弹群协同物理构型控制的实时性、稳定性和鲁棒性,为弹群达到"物理态"提供支撑。

#### 3.2 弹群组织结构形成与进化技术

针对弹群态势感知、群体认知、集群决策、协调 控制、互联互通等能力需求,通过组织结构形成与进 化技术,使弹群具备协同性、整体性和长远性的协同 信息流和自主意识流,形成自主自治的弹群有机整 体,是弹群社会域协同的目标。弹群组织结构形成 与进化有赖于导弹集群的群体认知,弹群中的每枚 导弹成员凭借其自身的导引头体制、战斗部类型、突 防装置种类等能力配置,通过与其他成员的交互,自 主认知其与其他成员的社会性依存关系,认知其在 弹群中的角色和地位,自主形成导弹成员与成员、导 弹成员与弹群的社会性依存组织结构。同时伴随着 弹群任务环境的变化,弹群组织结构需具备自主进 化的能力,及时形成与任务环境相适应的组织结构。 围绕弹群组织结构的形成与进化需求,需借助深度 学习、数据挖掘、模糊关联等人工智能技术优势,突 破基于认知的个体角色定位、弹群社会结构学习进 化、弹群冲突预测与调解、弹群离入队管理等关键技 术,提升弹群组织结构的适应性、鲁棒性和灵活性, 为弹群达到"社会态"提供支撑。

#### 3.3 弹群综合仿真推演与联合优化技术

面向弹群在复杂动态环境中遂行协同突防、协同电子对抗、协同探测、协同毁伤等综合化、对抗性作战任务的需求,需采用综合仿真推演和联合优化技术,有效融合弹群"物理态"和"社会态",使协同信息流和自主意识流更好地带动物质分布流和能量密度流,形成对敌最优作战态势,是弹群作战域协同的目标。面对具有强耦合、高动态、多约束的弹群联合优化问题,采用深度学习训练、群体迭代进化、神经网络推理、博弈策略对抗、数字孪生推演等智能方法,遵循弹群社会性协同原则,权衡个体代价与群体收益,调解弹群矛盾冲突,管理成员离入队行为,仿真演绎弹群反舰作战趋势,联合优化弹群协同物理构型和组织结构,突破弹群协同作战任务环境仿真构建、协同任务规划与自主决策、集群协同管理等关

键技术,形成协同规则库、作战模式库、对抗策略集,增强弹群的鲁棒性、自主性和适应性,为弹群达到"任务态"提供支撑。

## 4 结 论

本文面向导弹集群协同作战,以群居性动物协同行为为启发,提出了由"物理域、社会域和作战域"构成的弹群智能协同社会性依存模型框架,揭示了由多枚导弹形成"大规模、成本可控、高效率、高智慧、强自主"的智能协同弹群的机理和方法,描述了从群体协同原则到群体协同状态的内在逻辑,阐述了弹群物理构型生成与保持技术、组织结构形成与进化技术和综合仿真推演与联合优化技术,有效支撑弹群达到"物理态、社会态和任务态",为智能弹群协同系统设计提供理论参考。

## 参考文献:

- [1] 吴森堂. 导弹自主编队协同制导控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015 WU Sentang. Cooperative Guidance & Control of Missiles Autonomous Formation[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2015 (in Chinese)
- [2] 曾家有,吴杰. 智能反舰导弹发展需求及其关键技术[J]. 战术导弹技术, 2018(2): 36-42
  ZENG Jiayou, WU Jie. Development Requirements and Key Technologies of Intelligent Anti-Ship Missiles[J]. Tactical Missile
  Technology, 2018(2): 36-42 (in Chinese)
- [3] 孙健. 飞行器编队协同制导控制研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2013 SUN Jian. Research on Aircraft Formation Cooperative Guidance Control[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese)
- [4] 蔡达. 导弹自主编队支撑网络系统研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2018

  CAI Da. Research on Supporting Networks System of Missiles Autonomous Formation [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018 (in Chinese)
- [5] Office of the Secretary of Defense. Unmanned Aircraft Systems Roadmap(2005-2030) [EB/OL]. (2005-08-04) [2020-06-13]. https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/18248
- [6] REYNOLDS C W. Flocks, Herds, and Schools: a Distributed Behavioral Model[J]. Comput Graphics, 1987, 21: 25-33
- [7] OLFATI-SABER R. Flocking for Multi-Agent Dynamic Systems: Algorithms and Theory[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2006, 51(3): 401-420
- [8] 段海滨, 张岱峰, 范彦铭, 等. 从狼群智能到无人机集群协同决策[J]. 中国科学:信息科学, 2019, 49(1):117-123 DUAN Haibin, ZHANG Daifeng, FAN Yanming, et al. From Wolf Pack Intelligence to UAV Swarm Cooperative Decision-Making[J]. Sci Sin Inform, 2019, 49(1): 117-123 (in Chinese)
- [9] 吴森堂. 协同飞行控制系统[M]. 北京:科学出版社, 2017 WU Sentang. Cooperative Flifht Control System[M]. Beijing: Science Press, 2017 (in Chinese)
- [ 10 ] CAI D, WU S T, DENG J. Distributed Global Connectivity Maintenance and Control of Multi-Robot Networks [ J ]. IEEE Access, 2017, 5: 9398-9414

# Research on the Framework of Social Dependence Model for Intelligence Missile Swarm

CHEN Yidi, CAI Da, HUANG Bei

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The intelligent cooperative operation of missile swarm is an important combat style of intelligent warfare. This paper focuses on the bottleneck of integrated and adversarial combat tasks in a complex dynamic environment of missile swarm. Inspired by the cooperative behavior of gregarious animals, the social dependence model for intelligence missile swarm is proposed. The social dependence model seeks to reveal the mechanism and method of group synergies from three levels: physical domain, social domain, and combat domain. The paper also expounds relevant supporting key technologies, and constructs a social dependence model framework for missile intelligent swarm collaboration, which provides theoretical reference for intelligent cooperative operations.

Keywords: missile swarm; intelligent coordination; cooperative operations; social dependence model framework

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec.

2020

Vol.38

Supplement

# 平行智能导弹集群系统研究

许睿, 刘忠仕, 张玉玲, 宋天莉 (中国人民解放军 96901 部队, 北京 100094)

摘 要:智能导弹集群是未来战争的大势所趋。回顾了导弹集群的发展历史,给出了智能导弹集群的概念图像,结合平行系统理论提出了平行智能导弹集群系统。平行智能导弹集群系统包含实际系统、人工系统、计算实验和平行执行四大部分。提出了平行智能导弹集群系统的双 V 模型,并详细论述了平行智能导弹集群系统在方案阶段、工程研制阶段、实验验证阶段和作战使用阶段的使用模式。

关 键 词:平行系统;平行智能;导弹集群;双 V 模型

中图分类号: V448 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0077-07

智能导弹是指具有自主感知和态势认知能力的 导弹,能够自主感知威胁、自主在线航迹规划、自主 目标识别和目标打击等。在现代战争中,随着对抗 技术和装备的发展,受平台资源限制,单枚导弹的作 战能力将变得越来越受限。只有贯彻体系对抗的思 想,采用导弹集群协同作战的方法,才能提高进攻导 弹体系的作战能力。导弹集群协同作战是通过多枚 导弹的协同配合,采用察打一体、多向攻击、饱和攻 击等多种作战运用模式,实现导弹集群突防能力和 打击能力的提升。

导弹集群协同作战的概念源自"分布式作战",而"分布式作战"概念则源自 1997 年美军提出的"网络中心战"。当前,在集群协同作战的研究方面,美国走在世界的前列,其他国家也紧跟其步伐。在飞行平台方面,针对无人机集群协同研究较多,具有代表性的项目有:小精灵(Gremlins)、郊狼(LOCUST Coyote)、山鹑(Perdix)等项目,这主要是因为无人机的成本较低、控制灵活。在导弹方面,目前主要有以下典型项目:①美国的"网火"系统<sup>[1]</sup>,该系统由 2 种导弹组成,采用 GPS/INS 组合导航,并配备多模导引头和双向数据链路,通过数据链路回传目标信息进行协同攻击;②美国的"CODE"项目<sup>[2]</sup>,全称为拒止环境协同作战项目(collaborative operations in denied environments, CODE),其典型作

战想定为12 枚巡航导弹深入敌方纵深攻击地空导弹发射阵地。通过采用协同作战方式,弹群可以协调地搜索区域,还可以相互传递目标信息,利用多个传感器的信息提高目标识别概率;③美国的"DBM"项目<sup>[3]</sup>,全称为分布式作战管理项目(distributed battle management,DBM),该项目重点在开发先进的规划控制算法和态势感知技术,主要功能包括分布式自适应规划控制和分布式态势感知,主要面向无人机协同,同时也适用于导弹集群协同;④俄罗斯的"花岗岩"导弹<sup>[4]</sup>,由前苏联特种机械设计局设计研发,是一款重型远程超音速反舰导弹。据俄称其具备网络化传感目标信息获取能力,具备一弹对一舰、多弹对多舰、组弹对目标群的攻击方式,具备高弹道"领弹"模式,可组成卫星-发射平台-导弹-领弹数据链。

智能导弹集群系统因其系统复杂性高,且需要攻克协同任务规划、协同组网、协同态势感知和协同制导控制等大量关键技术,采用传统模式进行研制存在诸多困难。本文提出一种平行智能导弹集群系统来辅助智能导弹集群系统的研制,其核心思想是采用整体论的观点考虑复杂动态系统问题,是平行系统理论在武器装备研制领域的具体应用。平行系统理论由王飞跃于 2004 年提出<sup>[57]</sup>,其核心思想是针对复杂系统,采用数据驱动的方式建立其对应的

人工系统,利用计算实验对人工系统的行为进行分 析和评估,实现人工系统和实际系统的并行循环虚 实互动[8]。平行系统理论在无人系统[9]、高速铁 路[10]、核电站[11]等诸多领域已有广泛应用,在武器 装备领域的应用也有不少研究。文献[12]提出了 武器装备体系平行实验的理论与方法;文献[13]开 展了平行实验在航天发射领域应用的初步探索研 究:文献[14]初步讨论了武器装备体系平行实验的 一些重要概念和方法,提出了开展平行实验的3个 方面的具体方法:基于 Agent 的建模方法、虚实结合 的方法以及体系效能评估方法: 文献[15] 基于平行 实验方法开展了导弹突防效能评估研究,文献[16] 提出了平行航母的概念,以及平行指挥与控制体系 框架结构在航母运维、编队、战术群至作战平台等各 方面的应用;文献[17]提出将平行智能应用于军事 体系的指挥控制过程,并提出了 PREA 环理论。

本文结合平行系统理论提出了平行智能导弹集群系统,包含实际系统、人工系统、计算实验和平行执行四大部分。结合系统工程 V 模型,提出了平行智能导弹集群系统的双 V 模型,并详细论述了平行智能导弹集群系统在方案阶段、工程研制阶段、实验验证阶段和作战使用阶段的使用模式,以及其面临的挑战。

# 1 智能导弹集群的概念图像

智能导弹集群通常由地面指控中心、发射单元、通信单元、智能导弹集群、卫星等组成。智能导弹集群系统典型的作战使用方式为:首先由地面指控中心规划作战任务,发射单元根据任务规划成果发射智能导弹集群,智能导弹集群在飞行过程中利用弹地、弹间或弹星链路组成网络,弹群内各个节点进行信息交互,完成时间、空间与功能等多维协同动作,最终实现对目标的协同打击,提升作战效能。其典型的作战场景如图 1 所示。

智能导弹集群的关键技术主要有协同任务规划 技术、协同组网技术、协同态势感知技术和协同制导 控制技术,这四项关键技术就如同人的大脑、神经、 眼睛和四肢,他们相互配合、相互协作才能有效完成 协同作战任务。

协同任务规划是智能导弹集群的大脑,其主要 任务是根据复杂的战场实时态势,在给定的约束条



图 1 典型智能导弹集群作战场景[18]

件下,动态规划每一枚导弹的作战任务和飞行航线等,涉及预先规划和在线规划,其难点是多枚导弹之间的任务分配和冲突检测、空间和时间的协同以及在线任务规划的实时性和快速性要求。

协同组网技术是智能导弹集群的神经,集群个体之间通过组网完成充分的信息交换是实现复杂协同动作的信息基础。其难点是网络通常无中心节点、拓扑变化快速、存在多跳等情况,同时,网络时间同步要求高。

协同态势感知技术是智能导弹集群的眼睛,其主要任务是利用集群中不同位置导弹的传感器实现目标信息的协同获取、协同定位以及攻防态势信息的共享。其难点是多源信息的实时融合、高动态信息的分发共享和相对位置信息的修正。

协同制导控制技术是智能导弹集群的四肢,其 主要任务是采用集中或分布式方式完成导弹集群的 复杂制导控制动作。其难点是对导弹控制的实时 性、空间精度和时间精度的要求都较高。

# 2 平行智能导弹集群系统

智能导弹集群系统的研究涉及一系列关键技术的攻关,而关键技术的验证主要有仿真和实验 2 种途径。对于复杂系统而言,纯数字仿真的可信度往往不足以支持工程研制,而开展多弹集群飞行实验的成本则难以承担。本文提出建立平行智能导弹集群系统,采用虚实结合的方式进行关键技术验证,以期达到验证可信度和成本之间的合理平衡。

# 2.1 平行智能导弹集群系统的基本框架

平行智能导弹集群系统是平行系统理论在导弹研制领域的应用,其目标是解决智能导弹集群研制

过程的复杂工程问题。图 2 为平行智能导弹集群系统的基本框架,包含 ACP"三步曲",其中"A"为人工系统,"C"为计算实验,"P"为平行执行。第一步,利用人工系统对复杂系统进行建模;第二步,利用计算实验对复杂系统进行分析和评估;第三步,将实际系统和人工系统进行并举,通过实际与人工之间的虚实互动,以平行执行的方式对复杂系统的运行进行有效的控制和管理。

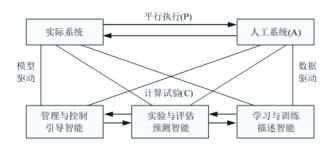


图 2 平行智能导弹集群系统的基本框架

#### 2.2 平行智能导弹集群系统组成

平行智能导弹集群系统由实际系统、人工系统、 计算实验和平行执行4个部分组成。

#### 1) 实际系统

典型的实际系统如图 1 所示,实际系统工作时 地面指挥与任务规划中心首先开展预先规划,在预 先想定的作战场景下,规划出各枚导弹的任务和发 射顺序。发射单元依据任务规划成果发射导弹。导 弹依据相关的动力学规律飞行,飞行过程中存在弹 地、弹星、弹间等多种网络链路。导弹的末制导系统 在距离目标一定距离范围内开始工作,其工作内容 包含目标的搜索、识别和定位等。

#### 2)人工系统(A)

人工系统的构建是平行系统实现的基础,人工系统建立方法有自上而下和自下而上2种模式。当人工系统与实际系统同步研制时,采用自上而下的建模方式建立人工系统。建模时按照弹群-单弹-分系统-单机等层级不断细化模型。在研制初期,实际系统的方案还具有较大不确定性时,可以利用人工系统的研究成果指导实际系统的设计。随着研制进度的推进,实际系统的方案逐渐固化,此时需要不断修正人工系统,以确保人工系统和实际系统的等效。而在人工系统与实际系统趋于等效时,人工系统可以反过来指导实际系统的运行。

## 3) 计算实验(C)

在经过多轮的迭代,人工系统与实际系统逐渐趋于等价之后,就可以利用人工系统开展计算实验来研究系统的相关规律。计算实验作为一个可控、可重复的实验室,可以系统性地设计各种实验,可以引入大量的不确定性和偏差因素,从而可以利用大样本的优势来分析复杂系统中存在的各种规律。利用计算实验不但可以研究正常工况下智能导弹集群系统的运行规律,还可以探索系统边界,研究各种极限、失效条件下的系统性能。

#### 4)平行执行(P)

平行执行是指在计算实验结果的基础上,实现实际系统和人工系统的平行执行。平行执行一方面可以利用人工系统计算实验的结果,对实际系统进行指导,以达到优化实际系统的作用,另一方面将实际系统执行的结果反馈到人工系统中,以修正人工系统的模型,使得人工系统与实际系统更为接近。平行执行系统在工程研制的不同阶段可以起到评估、控制、管理、优化、培训等不同作用。

执行时序是平行执行的关键环节<sup>[9]</sup>,在平行执行时人工系统在各个时间节点根据计算实验的需要向实际系统申请数据,实际系统则响应这些请求源源不断地将数据反馈至人工系统,此外,人工系统在申请数据的同时还可以将执行动作反馈给实际系统执行,以形成人工系统与实际系统的虚实互动<sup>[19]</sup>。在一些关键节点,人工系统甚至可以超前实际系统运行,给出一些超前的执行动作。具体的平行执行时序如图 3 所示。

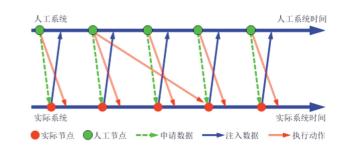


图 3 平行智能导弹集群系统的执行时序

# 3 平行智能导弹集群系统的运用与 挑战

## 3.1 平行智能导弹集群系统的运用模式

平行智能导弹集群系统的提出是为了更好地开展智能导弹集群系统研制工作。在系统工程的 V

模型基础上,本文提出了平行智能导弹集群系统的 双 V 模型,如图 4 所示。该模型由实际系统(reality system,蓝色)和人工系统(artificial system,红色)2 条路线组成。其中实际系统由 R1~R10 10 个节点组成:弹群系统设计、单弹系统设计、分系统层级设计、单机层级设计、实际系统研制、单机实验验证、分

系统实验验证、单弹系统实验验证、弹群系统实验验证、弹群系统作战使用;而人工系统则由 A1~A10 10 个节点组成:弹群概略模型、单弹概略模型、分系统概略模型、单机概略模型、人工系统研制、单机计算实验、分系统计算实验验证、单弹系统计算实验、弹群系统计算实验、弹群系统平行作战。

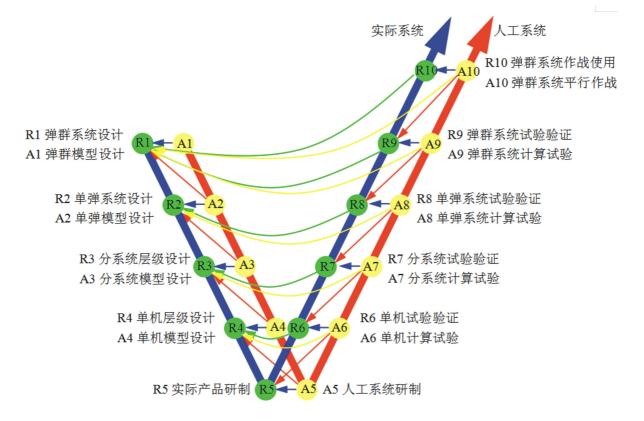


图 4 平行智能导弹集群系统的双 V 模型

在研制过程中,实际系统和人工系统 2 条线同步推进,互相促进,互相迭代。在每个节点的初期人工系统要超前开展下一节点的工作,以促进系统研制的迭代过程,而在节点研制的末期则需要在实际系统基本确定之后修正人工系统,以使得人工系统与实际系统更为接近。以下从方案阶段、工程研制阶段、实验验证阶段和作战使用阶段 4 个阶段来阐述平行智能导弹集群系统的运用。

#### 1)方案阶段

在方案阶段,利用人工系统为数字化虚拟系统的特点,其便于开发和修改,可以实现实际系统方案的快速调整优化和定量化设计。如在 R1 节点开展实际弹群系统设计时,便开展 A1 人工弹群模型设计,同时开展 A2 人工单弹模型设计。通过 A1 人工

弹群模型设计和 A2 人工单弹模型的支撑,可以设计大量的计算实验场景,从而定量确定 R1 实际弹群系统的相关指标。以计算实验场景中的典型场景为基础,可以优先设计 R1 相关指标的考核方案。同时,计算实验中由于有 A2 人工单弹模型的支撑,可以有效保证 R1 方案的闭合性,有效化解研制风险。

#### 2)工程研制阶段

在工程研制阶段,采用 R5 实际产品研制和 A5 人工系统研制同步进行的模式,通过不断地迭代测试,一方面可以保证人工系统与实际系统的一致性,另一方面还可以不断发现研制过程中可能出现的质量问题。虽然相比传统研制模式,多了人工系统研制的工作量,但是利用人工系统作为实际系统的测

试验证工具,省去了传统的单独开发测试验证工具的环节。总体上能够提高系统的研制效率。

#### 3)实验验证阶段

在实验验证阶段,一方面可以利用人工系统开 展大样本计算实验弥补实际系统实验成本高的问 题,另一方面可以利用人工系统与实际系统虚实结 合的特点,可以将实际系统的单机、分系统、单弹嵌 入到人工系统的分系统、单弹和弹群中,进行虚实结 合的实验验证。如在 R8 单弹系统实验验证时,开 展飞行实验成本较高,难以开展多种边界条件下的 实验验证,而利用 A8 单弹系统计算实验可以开展 大样本计算实验,可以充分考核 R8 单弹系统在各 种偏差的条件下各项指标是否达到 R2 单弹系统设 计阶段的要求。同时,R8 单弹系统还可以嵌入到 A9 弹群系统计算实验中,弹群计算实验中采用 1 枚 实际的导弹,n-1 枚虚拟的导弹,在实验中进行虚实 互动,可以开展许多原来单发导弹实验无法完成的 性能指标验证工作。而在 R9 弹群系统实验验证 时,可以结合 A9 弹群系统计算实验,开展 m 枚实际 导弹加 n-m 发虚拟导弹的弹群实验,充分验证最大 弹群条件下的各项指标是否满足 R1 弹群系统设计 的要求,同时节约了n-m 枚导弹产品的费用,还大 幅降低了实验组织的难度。

#### 4)作战使用阶段

在作战使用阶段,可以利用人工系统开展预先推演、实时推演和超实时推演。如在 R10 弹群系统 开展 n 枚导弹作战使用时,可以在预先利用 A10 弹群系统开展 n 枚导弹平行作战的预先推演,预先规划弹群的作战使用策略;在实际弹群发射后,可以开展实时推演,实时掌握弹群作战态势;还可以开展超实时推演,为弹群在线任务和策略调整提供依据。

#### 3.2 平行智能导弹集群系统面临的挑战

平行智能导弹集群系统的运用给智能导弹集群 系统的工程研制带来诸多好处的同时,也应该看到 现阶段开发平行智能导弹集群系统仍然面临诸多 挑战:

- 1)人工系统与实际系统的一致性挑战。智能导弹集群系统是一个复杂的大系统,对于复杂的实际系统,建立其精细准确模型是一项极具挑战的工作。建模的精细程度会受到建模工作规模和计算资源的限制,同时实际系统中会存在大量难以建模的环节。而事实上,人工系统与实际系统的等价永远是一个相对的概念,而且平行系统理论中并不要求人工系统与实际系统完全一致。人工系统与实际系统一致性要达到何种程度,需要在实际工程中随着实际系统和人工系统的逐步迭代而决定。
- 2)人工系统与实际系统的实时交互的挑战。智能导弹集群系统对实时性要求非常高,尤其涉及到控制系统,其运行实际步长通常非常短,人工系统由于要考虑到计算资源的能力,往往难以达到和实际系统一样的步长。此时,人工系统若要和实际系统进行实时交互,势必存在许多实时性问题。

# 4 结 论

本文针对智能导弹集群系统开展了研究,回顾了美俄在导弹集群方面的先进研究成果,同时给出了一种典型的智能导弹集群系统的概念图像。而本文的重点则是提出了一种平行智能导弹集群系统,其包含实际系统、人工系统、计算实验和平行执行四大部分。在智能导弹集群系统研制过程中,引入平行智能导弹系统,形成双 V 模型的研制模式。该方法能够在导弹集群系统研制的方案阶段、工程研制阶段、实验验证阶段和作战使用阶段产生巨大的作用,可以使需求指标更加量化合理,研制效率更加高效,实验验证更为充分,作战使用更为灵活,总体上可以大幅度降低全寿命周期成本。当然,平行智能导弹集群系统的建立仍然面临诸多挑战,需要通过后续不断深入的研究来逐一解决。

# 参考文献:

- [1] 杨新民,付建苏,董文德.飞航武器集群协同规划方法[J]. 指挥与控制学报,2017(4): 336-339 YANG Xinmin, FU Jiansu, DONG Wende. Collaborative Planning Method of Aviation Weapon Cluster[J]. Journal of Command and Control, 2017(4): 336-339 (in Chinese)
- [2] 李磊, 王彤, 胡勤莲, 等. DARPA 拒止环境中协同作战项目白军网络研究[J]. 航天电子对抗, 2018, 34(6): 56-61 LI Lei, WANG Tong, HU Qinlian, et al. Research on the White Army Network in DARPA's Rejection of Cooperative

- Operations in the Environment[J]. Aerospace Electronic Countermeasures, 2018, 34(6): 56-61 (in Chinese)
- [3] 王彤, 李磊, 蒋琪. 美国 DBM 项目推进分布式指挥控制能力发展[J]. 战术导弹技术, 2019, 193(1): 31-38 WANG Tong, LI Lei, JIANG Qi. US DBM Project Promotes Distributed Command and Control Capability Development [J]. Tactical Missile Technology, 2019, 193(1): 31-38 (in Chinese)
- [4] 刘桐林. 花岗岩——世界智能化飞航导弹的先驱[J]. 飞航导弹, 2005(9):14-18

  LIU Tonglin. Granite: the Pioneer of Intelligent Cruise Missiles in the World[J]. Cruise Missiles, 2005(9): 14-18 (in Chinese)
- [5] 王飞跃. 人工社会、计算实验、平行系统——关于复杂社会经济系统计算研究的讨论[J]. 复杂系统与复杂性科学, 2004 (4): 28-38

  WANG Feiyue. Artificial Society, Computational Experiments, Parallel Systems: a Discussion on Computational Research of Complex Social and Economic Systems[J]. Complex Systems and Complexity Science, 2004(4): 28-38 (in Chinese)
- [6] 王飞跃. 计算实验方法与复杂系统行为分析和决策评估[J]. 系统仿真学报, 2004(5): 34-38
  WANG Feiyue. Computational Experimental Methods and Behavior Analysis and Decision Evaluation of Complex Systems[J].
  Journal of System Simulation, 2004(5): 34-38 (in Chinese)
- [7] 王飞跃. 平行控制:数据驱动的计算控制方法[J]. 自动化学报, 2013, 39(4): 293-302 WANG Feiyue. Parallel Control: Data Driven Computational Control Method[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(4): 293-302 (in Chinese)
- [8] 王飞跃,张梅,孟祥冰,等. 平行手术:基于 ACP 的智能手术计算方法[J]. 模式识别与人工智能, 2017, 30(11): 3-12 WANG Feiyue, ZHANG Mei, MENG Xiangbing, et al. Parallel Surgery: ACP Based Intelligent Surgery Calculation Method[J]. Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2017, 30(11): 3-12 (in Chinese)
- [9] 白天翔, 王帅, 沈震, 等. 平行机器人与平行无人系统: 框架、结构、过程、平台及其应用[J]. 自动化学报, 2017, 43 (2): 161-175

  BAI Tianxiang, WANG Shuai, SHEN Zhen, et al. Parallel Robots and Parallel Unmanned Systems: Framework, Structure, Process, Platform and Their Applications[J]. Acta Automatica Sinica, 2017, 43(2): 161-175 (in Chinese)
- [10] 宁滨, 王飞跃, 董海荣, 等. 高速铁路平行控制与管理系统研究框架[J]. 复杂系与复杂性科学, 2010, 7(4): 11-21 NING Bin, WANG Feiyue, DONG Hairong, et al. Research Framework of High Speed Railway Parallel Control and Management System[J]. Complex System and Complexity Science, 2010, 7(4): 11-21 (in Chinese)
- [11] 熊刚, 王飞跃, 侯家琛, 等. 提高核电站安全可靠性的平行系统方法[J]. 系统工程理论与实践, 2012, 32(5): 1018-1026

  XIONG Gang, WABG Feiyue, HOU Jiachen, et al. Parallel System Method for Improving Safety and Reliability of Nuclear

Power Plants [J]. System Engineering Theory and Practice, 2012, 32(5): 1018-1026 (in Chinese)

- [12] 张育林. 平行试验——武器装备体系试验的理论与方法[C] //第 428 次香山科学会议, 北京, 2012 ZHANG Yulin. Parallel Test: Theory and Method of Weapon System of Systems Test[C] // The 428th Xiangshan Scientific Conference, Beijing, 2012 (in Chinese)
- [13] 范丽, 杨雪榕. 航天发射试验平行管理[C]//第七届中国管理学年会平行管理分会, 天津, 2012 FAN Li, YANG Xuerong. Parallel Management of Space Launch Test[C]//Proceedings of Parallel Management Branch of the 7th China Management Annual Meeting, Tianjin, 2012 (in Chinese)
- [14] 杨雪榕, 范丽, 王兆魁. 武器装备体系平行试验概念与方法的讨论[J]. 国防科技, 2013(3): 23-27 YANG Xuerong, FAN Li, WANG Zhaokui. Discussion on Concept and Method of Weapon Equipment System of Systems Parallel Test[J]. National Defense Science and Technology, 2013(3): 23-27 (in Chinese)
- [15] 杨雪榕, 范丽. 基于平行试验方法的导弹突防效能评估[C]//第二届中国指挥控制大会, 北京, 2014 YANG Xuerong, FAN Li. Missile Penetration Effectiveness Evaluation Based on Parallel Test Method[C]//The Second China Command and Control Conference, Beijing, 2014 (in Chinese)
- [16] 阳东升, 王坤峰, 陈德旺, 等. 平行航母: 从数字航母到智能航母[J]. 指挥与控制学报, 2018, 4(2): 101-110 YANG Dongsheng, WANG Kunfeng, CHEN Dewang, et al. Parallel Aircraft Carrier: From Digital Aircraft Carrier to Intelligent Aircraft Carrier [J]. Journal of Command and Control, 2018, 4(2): 101-110 (in Chinese)
- [17] 阳东升, 张维明. PREA 环及其平行智能[J]. 指挥与控制学报, 2019, 5(4): 274-281

YANG Dongsheng, ZHANG Weiming. PREA Loop and Its Parallel Intelligence [J]. Journal of Command and Control, 2019, 5 (4): 274-281 (in Chinese)

- [18] 张凯杰, 林浩申, 夏冰. 导弹集群智能突防技术的新发展[J]. 战术导弹技术, 2018, 191(5): 7-11 ZHANG Kaijie, LIN Haoshen, XIA Bing. New Development of Intelligent Penetration Technology of Missile Cluster[J]. Tactical Missile Technology, 2018, 191(5): 7-11 (in Chinese)
- [19] 周云,黄柯棣, 胡德文. 动态数据驱动应用系统的概念研究[J]. 系统仿真学报, 2009(8): 23-26 ZHOU Yun, HUANG Kedi, HU Dewen. Concept Research of Dynamic Data Driven Application System[J]. Journal of System Simulation, 2009(8): 23-26 (in Chinese)

## Research on Parallel Intelligent Missile Cluster System

XU Rui, LIU Zhongshi, ZHANG Yuling, SONG Tianli

(Troops 96901 of PLA, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Intelligent missile cluster is the general trend of future war. In This paper, firstly, the history of missile clustering is reviewed. Secondly, the concept image of the intelligent missile cluster system is given. Then, the parallel intelligent missile cluster system (PIMCS) is proposed based on the parallel system theory. The PIMCS contains reality system, artificial system, computational experiments and parallel execution. The V&V model of PIMCS is proposed, and the application model of the PIMCS in program stage, development stage, test verification stage, and operational used stage are discussed in detail.

**Keywords:** parallel system; parallel intelligent; missile clustering; V&V model

Dec.

2020 Supplement

Vol.38

# 基于卷积神经网络的空间站舱内目标检测研究

曹哲1,曹郁葱2,李剑飞3,徐超凡3,谭启蒙3

(1.中国航天科工集团有限公司,北京 100048; 2.郑州航天电子技术有限公司,河南郑州 450000; 3.北京空间飞行器总体设计部 空间智能机器人系统技术与应用北京市重点实验室,北京 100094

摘 要:面向空间站内对物体感知的需求,基于 Darknet-53 网络建立了人工智能物体识别模型,利用 COCO 数据集开展了机器视觉的物体识别研究,采用国际空间站舱内生活视频进行了物体识别实验,分析了识别物体时边框划分准确程度和类别准确程度。结果表明:所提方法针对空间站内的典型物体识别效果好,边框划分正确率为 95.45%,边框内物体类别的识别正确率达到 79.54%。所提方法为空间站内物体感知提供了有效解决方法,工程上易于构建和实现,也可拓展到舱外物体识别的任务中。

关键词:智能感知;空间站;神经网络;机器视觉

中图分类号:V19 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0084-06

随着新飞船的成功入轨,我国空间站任务正在 向着更高阶段发展,对空间站的运营维护能力提出 了进一步的要求。

空间站舱内除航天员以外,还存放有生活用品、 工作用品和应急设备等大量物体。针对舱内人与物 体进行感知,可有效为计算机控制舱门开闭、舱内机 器人动作等提供输入,帮助航天员完成工作任务,提 升生活舒适度。

人工智能伴随着计算能力、算法的突破,近年来取得了突飞猛进的发展,在图像识别、无人驾驶、智能机器人等众多领域取得了国内外的关注和支持,展现出令人期待的发展前景[1]。机器视觉技术是近年来人工智能在图像处理领域的重要应用,该技术基于人的视觉模拟,提取目标特征,解读图像表征内容。

针对机器视觉对人和物体检测识别的研究,当前主要集中在地面应用,如交通领域中的车辆与行人识别、金融领域的人脸识别等。空间站的人体与物体主要呈现漂浮状态,其姿态与地面差异较大,针对航天领域特别是空间站内物体的物体识别研究,主要集中在人体跟踪领域且研究较少<sup>[2]</sup>,尤其是针对舱内生活用品的识别目前尚属空白。本文在一种

人工智能卷积神经网络 YOLOv3 的基础上,针对空间站内的生活场景开展目标检测研究。

# 1 基于智能感知的物体识别模型建立

#### 1.1 Darknet-53 特征提取网络实验方法

Darknet-53 的网络结构如表 1 所示。含有 53 个卷积层和 23 个 Res 层,卷积层中间使用 3×3 和 1×1的卷积核。参考残差网络(residual network)的 架构,Darknet-53 在层之间设置快捷链路。经过每一个 Res 层,就会进行一次快速链路操作。Res 层的意义在于将传统的神经网络逐层训练改为了逐阶段训练,通过将神经网络分割成若干子段的形式,获得多个含有较浅网络层数的小段,然后用快速链路的方式将每个小段对残差进行训练,每个小段学习总差的一部分,最终达到总体损失较小的结果。同时,这种方法能够控制梯度的传播,避免出现梯度消失或者爆炸等对训练不利的情景[3]。Darknet-53 网络与其他网络相比,性能超过了 Darknet-19,效率超过了 ResNet-101 和 ResNet-152<sup>[4]</sup>。具体如图 1 所示。

表 1	Darknet-53	网络结构
衣1	Darknet-55	网络纺饰

	AX I	Darknet-	OS MISTINA	
层类型	滤波	器尺寸	重复	输出尺寸
图片				416×416
卷积	32	3×3/1	1	416×416
卷积	64	3×3/2	1	208×208
卷积	32	1×1/1	卷积×1	208×208
卷积	64	3×3/1	卷积×1	208×208
残差			残差	208×208
卷积	128	3×3/2		104×104
卷积	64	1×1/1	卷积×2	104×104
卷积	128	3×3/1	卷积×2	104×104
残差			残差×2	104×104
卷积	256	3×3/2		52×52
卷积	128	1×1/1	卷积×8	52×52
卷积	256	3×3/1	卷积×8	52×52
残差			残差×8	52×52
卷积	512	3×3/2		26×26
卷积	256	1×1/1	卷积×8	26×26
卷积	512	3×3/1	卷积×8	26×26
残差			残差×8	26×26
卷积	1 024	3×3/2		13×13
卷积	256	3×3/1	卷积×4	13×13
卷积	1 024	3×3/1	卷积×4	13×13
残差			残差×4	13×13

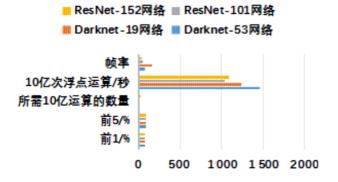


图 1 4 种常见神经网络的性能与效果对比

#### 1.2 边框的检测

本研究在 YOLO9000 提出的基于维度和聚类检

测的边框检测方法[5]基础上进行。神经网络输出被检测物体边框的 4 个坐标参数  $t_x$ ,  $t_x$ ,  $t_y$ ,  $t_h$ .

假设 Cell 从图像左上方的偏移量为 $(c_x, c_y)$ ,边 界框宽度为 $p_x$ ,高度为 $p_h$ ,则预测框如图 2 所示,为

$$b_{x} = \sigma(t_{x}) + c_{x} \tag{1}$$

$$b_{y} = \sigma(t_{y}) + c_{y} \tag{2}$$

$$b_w = p_w e^{t_w} \tag{3}$$

$$b_h = p_h e^{t_w} \tag{4}$$

训练过程中,损失(loss)为平方误差的和。假设坐标真实值为 $\tilde{t}_*$ ,则梯度可以由(5)式获得:

$$t'_* = \tilde{t}_* - t_* \tag{5}$$

预测每个边界的目标分数(objectness score), 利用逻辑回归的方法,当真实标签框与某个边界框 重叠的面积比大于其他任何边界框时,设此先验边 界框为1。基于文献[6]的方法,若先验边界框非最 优,但是与目标的真实标签框重叠面积大于阈值,则 忽略此预测。设定阈值为0.5。本方法仅对每个真 实标签框分配一个边界框,当先验边界框未分配给 真实标签框时,不会产生坐标或类别预测损失,只会 产生目标预测损失。

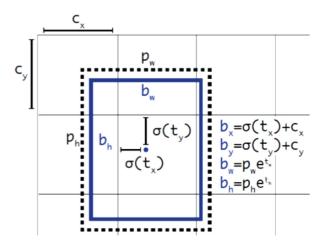


图 2 带有维度先验和位置预测的边框检测[5]

#### 1.3 类别的检测

在边框检测的基础上,开展类别检测,具体内容见文献[4],本节仅作简要介绍。常见的类别预测主要为 softmax 方法<sup>[7]</sup>,然而这种方法仅能进行单一标签的类别检测,本研究利用多标签逻辑分类器,使用二元交叉熵损失进行检测。该方法的优点在于能够支持更加复杂的数据集,如包含重叠标签(例如花和玫瑰花)的 Open Images 数据集<sup>[4]</sup>。

#### 1.4 多尺度的检测

本研究可预测3种不同尺度的外框。基于金字 塔型概念,以文献[8]的方法提取特征。基本特征 提取器上添加多个卷积层,其中最后1个卷积层预 测1个三维张量,即边界框、目标和类别。

以微软 COCO 数据集[9]为例,本神经网络可为 每个尺寸预测3个边界框,分别预测4个边界偏移 量、1个目标预测和80个类别预测,张量的大小为:

$$N \times N \times [3 \times (4 + 1 + 80)] \tag{6}$$

对前面2个层的中获取特征图和2倍采样,并 同更早的网络图层中获取特征图,使用按元素相加 的方式将其与上采样特征图进行合并,以便从早期 特征映射中的上采样特征图和更细颗粒度的信息中 获得更有意义的语义信息。再添加卷积层以处理特 征图,并最终预测出一个相似的、大小是原先两倍的 张量。

用同样方法预测边界框的最终尺寸,由于可以 从早期图像中获取更精细特征,故此方法也对类别 的检测有益。

使用 k-means 聚类[10]确定先验边界框。选择 9 个类和3个尺度,然后在所有尺度上均匀分割聚类。 在微软 COCO 数据集[9]上,9 个聚类分别为(10× 13),  $(16\times30)$ ,  $(33\times23)$ ,  $(30\times61)$ ,  $(62\times45)$ ,  $(59\times$ 119),  $(116\times90)$ ,  $(156\times198)$ ,  $(373\times326)^{[4]}$ 

#### 物体识别实验 2

#### 2.1 实验对象

考虑到空间站服务机器人对物体感知是连续 的,本研究选用国际空间站舱内视频(5分08秒)开 展识别[11],视频展示了航天员在空间站内的失重移

动、跑步机锻炼、操作食品、使用计算机、操作舱门等 活动。

#### 2.2 实验平台

本实验基于 Ubuntu 平台的 PC 端,其硬件配置 如表 2 所示,软件如表 3 所示。本实验使用微软 COCO 数据集、Python 编程语言。

表 2 硬件配置

类型	厂商	型号	参数
CPU	英特尔	i7-3770k	3.5 GHz@8 通道
内存	金士顿	DDR3	RAM 16 GB
显卡	英伟达	RTX 2070	VRAM 8 GB

表 3 软件及版本

软件名	用途	版本
Ubuntu	操作系统	18.04 LTS
CMake	代码合成	3.17.2
CUDA	显卡计算	10.2
OpenCV	图形输出	4.3
cuDNN	显卡计算	7.6.4

#### 2.3 评价指标

从视频中选择出20张典型的截图,分析神经网 络识别出的物体边框及类别的正确情况。

#### 实验过程

首先建立神经网络,并获取微软 COCO 数据集。 然后将视频输入神经网络,获得检测后的输出视频。 最后选取20张典型事件的截图,进行保存,以用于 对实验结果的分析。

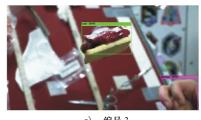
#### 2.5 实验结果

实验结果为一段与原素材同长度的视频,本研 究中选取20张典型截图,如图3所示。由于程序不 支持中文字符,识别出的人和物体使用英文标注。











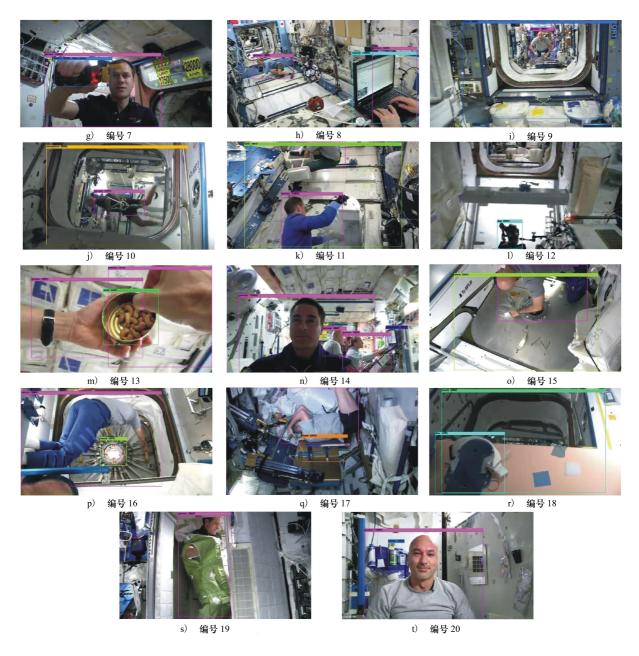


图 3 实验结果

# 3 实验分析

对实验结果进行分析,如表 4 所示。边框划分正确率为 95.45%,边框内物体识别正确率为 79.54%。

边框划分的错误为对物体框选过大或过小,例如在编号 5 的勺子区域划分过小,而在编号 18 的通道区域划分过大。总体而言,区域划分正确性可观。

表 4 结果分析

编号	边框数量	边框正确数量	类别正确数量
1	3	3	3
2	1	1	1
3	2	2	2
4	1	1	1
5	5	4	3
6	2	2	2

- 4	烘	#	- 4
- 7	Z3Ľ	ᅏ	4

<b>埃衣 4</b>					
编号	边框数量	边框正确数量	类别正确数量		
7	2	2	2		
8	3	3	3		
9	2	2	1		
10	2	2	1		
11	3	3	2		
12	1	1	0		
13	3	3	3		
14	4	4	4		
15	2	2	1		
16	2	2	1		
17	2	2	2		
18	2	1	1		
19	1	1	1		
20	1	1	1		

准确率表明对物体的识别是否正确,其中编号 5 将半固态实物识别为西兰花,编号 9 将空间站内部结构识别为火车车厢,编号 10 则将内部结构识别

为飞机机舱。针对舱内仪器设备,编号 12、编号 18 均识别错误。然而,针对地面常出现的人体、瓶子、碗甚至蛋糕等物体,本方法能正确识别。甚至地面少有出现的人体悬浮状态(编号 9、编号 10),亦不会对本方法造成干扰。

## 4 结 论

对空间站内人与物体进行识别,是对航天员提供辅助的重要前提。本文基于近年来物体识别能力较强的 YOLOv3 Darknet 神经网络,构建了识别空间站人与物体的模型。利用微软提供的公开 COCO 数据集,对国际空间站的生活视频开展了物体识别实验。实验结果表明,边框划分正确率为 95.45%,边框内物体识别正确率为 79.54%。本方法可移植到Arm 单片机上,工程上易于构建和实现。

后续在 COCO 数据集的基础上,通过对空间站物体进行手动标注获取特殊数据集,对模型进行进一步训练,可提升物体识别正确率。通过对舱外物体进行专门学习,本方法也可拓展到舱外物体识别的任务中。

# 参考文献:

- [1] 岳梦云,王伟,张羲格. 人工智能在中国航天的应用与展望[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(6): 1-4 YUE Mengyun, WANG Wei, ZHANG Xige. Application and Prospect of Artificial Intelligence in China Aerospace [J]. Computer Measurement & Control, 2019, 27(6): 1-4 (in Chinese)
- [2] 张锐,王兆魁. 基于深度学习的空间站舱内服务机器人视觉跟踪[J]. 上海航天, 2018, 35(5): 1-9 ZHANG Rui, WANG Zhaokui. People Visual Tracking for Assistant Robots in Spacecraft Based on Deep Learning[J]. Aerospace Shanghai, 2018, 35(5): 1-9 (in Chinese)
- [3] 王晓,关志强,王静,等. 基于卷积神经网络的彩色图像声呐目标检测[J]. 计算机应用, 2019, 39(增刊 1): 187-191 WANG Xiao, GUAN Zhiqiang, WANG Jing, et al. Target Detection of Color Image Sonar Based on Convolutional Neural Network[J]. Journal of Computer Applications, 2019, 39(suppl 1): 187-191 (in Chinese)
- [4] REDMON J, FARHADI A. Yolov3: an Incremental Improvement [EB/OL]. (2018-04-08) [2020-02-08]. http://arxiv.org/pdf/1804.02767
- [5] REDMON J, FARHADI A. Yolo9000: Better, Faster, Stronger [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017: 7263-7271
- [6] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards Real-Time Object Detection with Region Proposal Networks [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2015; 91-99
- [7] JANG E, GU S, POOLE B. Categorical Reparameterization with Gumbel-Softmax [EB/OL]. (2017-08-05) [2020-02-10]. http://arxiv.org/pdf/1611.01144
- [8] LIN T, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature Pyramid Networks for Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017: 2117-2125

- [9] LIN T, MAIRE M, BELONGIE S, et al. Microsoft COCO: Common Objects in Context[C] // European Conference on Computer Vision, 2014: 740-755
- [10] JAIN A K. Data Clustering; 50 Years Beyond K-Means [J]. Pattern Recognition Letters, 2010, 31(8); 651-666
- [11] Center NASA-Johnson-Space. ISS Video Resource Life on Station 720p [EB/OL]. (2013-11-14) [2020-02-08]. https://archive.org/details/ISSVideoResourceLifeOnStation720p. A1C47A5BEF85DB9CFAEC447F65C07CAE

# Research on Target Detection in Space Station Cabin Based on Convolutional Neural Network

CAO Zhe<sup>1</sup>, CAO Yucong<sup>2</sup>, LI Jianfei<sup>3</sup>, XU Chaofan<sup>3</sup>, TAN Qimeng<sup>3</sup>

- (1. China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100048, China;
- 2.Zhengzhou Aerospace Electronic Technology Co., Lt, Zhengzhou 450000, China;
- 3.Beijing Key Laboratory of Intelligent Space Robotic Systems Technology and Applications, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

**Abstract:** In order to meet the demand of object perception in space station, an artificial intelligence object recognition model is established by using the darknet-53 network. The object recognition research based on machine vision is carried out based on COCO data set. The object recognition experiment is carried out by using the video of life in the in-ternational space station. The accuracy of frame division and category classification in object recognition is analyzed. The results show that this method has good recognition effect for typical objects in space station. The correct rate of boundary division is 95.45%, and the recognition accuracy of object categories is 79.54%. This method provides an effective solution for object perception in space station. It is easy to construct and implement in engineering, and can also be extended to the task of object recognition outside the cabin.

**Keywords:** intelligent perception; space station; neural network; machine vision

Dec.

2020

Vol.38 Supplement

# 改进型变分自编码器及其在航天器 故障检测中的应用

向刚<sup>1,2,3</sup>, 陶然<sup>1,2</sup>, 屈辰<sup>1,2</sup>, 韩峰<sup>1,2</sup>, 高晓颖<sup>1,2</sup>

(1.北京航天自动控制研究所,北京 100854; 2.宇航智能控制技术国家级重点实验室,北京 100854; 3.北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院,北京 100191

摘 要:故障检测技术是实现航天器智能故障诊断和健康管理的基础。针对航天器故障检测领域存在的测试数据量大、故障标签稀缺问题以及对实时性的要求,提出了一种基于改进型变分自编码器(VAE)的无监督故障检测算法。所提算法首先利用长短期记忆(LSTM)单元替换 VAE 中传统的神经元,提取航天器测试数据间的时间依赖性和相关性等特征。然后提出了一种重构概率计算方法。该网络在只含有正常数据的训练集上进行训练,学习特征,并以较高的概率对训练集上的数据进行重构。当测试集中输入数据的重构概率小于设定的阈值时,则判定对应的输入数据为故障数据,从而实现故障检测。实验表明,所提方法可行,能够有效地对故障进行检测。

**关** 键 词:故障检测;长短期记忆单元;变分自编码;神经网络;航天器 中图分类号:V241.9; TP391 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0090-06

航天器(包含运载火箭、导弹武器、人造卫星、载人/货运飞船、探测器等)在人类探索浩瀚宇宙的过程中扮演着极其重要的角色。世界主要航天大国为了确保太空优势地位,提高航天科技整体水平,促进国民经济发展,提高国家综合实力,不约而同地将发展航天技术作为其战略任务之一。航天器的健康管理是根据各种传感装置的测量数据、测试数据以及历史数据等进行故障检测、诊断,并综合分析,利用各种评估算法对系统的健康状态进行评估,进而采取相关维修保养措施,以提高运载火箭的可靠性、安全性以及可利用性。对航天器开展健康管理是保障航天器安全运行的核心技术和重要手段。

无论是状态监测、故障诊断、还是剩余寿命预计健康管理,都是以故障检测为基础的。航天器是由 多个子系统组成的复杂系统,其故障检测有如下 特点:

- 1) 航天器参数多、数据维度高。每一时刻,采集到的表征航天器运行状态的参数多达上千个。每个参数之间相互耦合,容易带来维数灾难。
  - 2) 航天器数据量大。航天器从设计、生产、测

试、交付以及服役过程中会产生大量的数据,以某型火箭产生的数据为例,其在进行实验时,平均每小时产生 100 MB 左右数据,10 h 的实验将产生 1 GB 的数据量<sup>[1]</sup>,则可推算出火箭在整个生命周期中的数据量将超过 TB 的数量级。

- 3) 航天器故障样本极少。由于航天器的高可靠性以及高安全性设计原则,导致航天器在大部分运行阶段都处于正常工作状态,数据样本呈长尾分布<sup>[2-3]</sup>,即正常状态的数据样本丰富,而有故障的数据样本相对稀少。
- 4) 实时性要求高。航天器在运行过程中,要实时对各项参数进行监测,并能发现隐藏在正常数据中的故障状态,从而实现预防性维修,避免灾难性故障的发生。

针对以上特点,提出了一种基于改进型变分自 编码器(Variational Autoencoder, VAE)的无监督深 度学习模型,以实现航天器故障的实时在线检测。 该方法创新点如下:

1) 首次将 VAE 引入到航天器的故障检测中。 利用 VAE 将输入的多元数据进行降维,并在隐层空 间进行高效的特征提取,避免了对人工特征提取的 依赖。

- 2)提出了一种改进的 VAE 网络结构。利用长短期记忆网络(long short term memory, LSTM)单元替换 VAE 网络中传统的神经元,能够提取测试数据的时间依赖性和相关性,从而可以获得更高的数据重构精度。
- 3)提出了一种重构概率计算方法。利用贝叶斯推断,结合概率论,当输入数据的重构概率小于预 先设定的阈值时,则判定对应的输入数据存在异常, 从而检测出故障。

# 1 航天器的故障检测技术

对于航天器的故障检测,主要的方法是对测试数据进行监测、采集、存储和分析。目前使用最多、最广泛的是基于专家系统的阈值判定方法。即根据领域知识和专家经验,为每个参数设置一个阈值,当被监测参数的测试数据超过规定的阈值时,则对应的数据被认为是故障点<sup>[4]</sup>。为了提高设置阈值的准确性,文献[5]提出了一种成功数据包络分析方法。基于阈值的故障检测方法原理简单、清晰,便于实施,但其需要丰富的专家经验和领域先验知识、需要设置的阈值多、可扩展性差、检测精度低,且容易造成故障的误检和漏检。

另一种常见的故障检测方法是基于模型的算法。该方法不依赖被检测系统的检测训练集和检测 经验,因此他可以用于新的或者尚无经验的系统的 故障检测。

基于预测模型的方法是目前使用较多的故障检测算法之一,他在正常的测试数据上训练预测模型,并根据测试集中测试数据的预测误差来判断其是否异常。典型的预测模型,如人工神经网络(artificial neural networks, ANN)和支持向量回归(support vector regress, SVR),被广泛地用来训练预测模型从而实现故障检测<sup>[6]</sup>。随着大数据的发展和计算能力的提升,深度学习被广泛应用于故障检测。循环神经网络(recurrent neural networks, RNN)引入带自反馈的神经元,具备记忆功能,能够学习到数据间的依赖关系,特别适合处理时序数据,广泛应用于故障检测领域<sup>[79]</sup>。

基于自编码器(autoencoder, AE)的重构模型也常用于故障检测领域。AE通过在正常数据上训练

无监督的深度学习模型,利用编码器对正常数据的特征进行自动提取与编码,利用解码器对信号进行重构。当重构的数据和对应的输入数据的重构误差小于某一阈值时,则可将对应的输入数据判断为故障。张怀峰等[10]提出一种代表性特征自编码器(RFAE)模型,实现对卫星电源系统的无监督异常检测。Shao等[11]利用 SAE 自动提取数据的特征,并结合受限玻尔兹曼实现对马达的故障检测。Sun等[12]利用稀疏自编码器对数据进行特征提取,然后在提取到的特征上训练神经网络模型实现对发动机的异常检测。当前已有的基于自编码器的故障检测方法大多利用自编码强大的无监督特征提取和降维功能,结合其他有监督的机器学习算法实现对故障的检测和诊断。

变分自编码器 VAE 是由 Kingma 等<sup>[13]</sup>在 2013年提出的一种模型,利用观察到的一组数据训练变分编码器得到隐层空间的概率分布,然后利用变分自编码器的解码部分,输出与输入数据概率分布一致的数据。与 AE 相比, VAE 引入概率和贝叶斯推断,不需要很强的假设,通过反向传播算法可以进行快速的训练<sup>[14]</sup>。近年来, VAE 被主要应用于数据生成领域。在异常检测中, Guo 等<sup>[15]</sup>提出一种混合高斯的 VAE,可以学习到多元数据间的相互关系,实现对多元数据的异常检测。

# 2 改进的 VAE 网络

#### 2.1 网络结构

VAE 是一种生成模型,其基本思想是利用深度神经网络来分别建模 2 个复杂的概率密度函数:后验概率分布  $q_{\phi}(z \mid x)$  和条件概率分布  $p_{\theta}(x \mid z)$ 。产生  $q_{\phi}(z \mid x)$  的神经网络称为推断网络,而产生  $p_{\theta}(x \mid z)$  的网络称为生成网络。

航天器的测试数据属于时间序列,利用 LSTM 的记忆功能,将 LSTM 网络单元引入到 VAE 网络中,替换推断网络和生成网络中传统的神经单元,可以学习到输入数据时间上的依赖性和相关性,有助于在隐藏层提取出合适的特征,并实现对输入信号的重构。提出的改进的基于 LSTM 的 VAE(LSTM-AVE)网络结构如图 1 所示。图 1a)为推断网络, $x_{t-T},x_{t-1}$ 和 $x_t$ 代表输入数据, $e_t$ 为 LSTM 单元, $z_t$ 代表隐层空间的变量。图 1b)为生成网络, $x'_{t-T},x'_{t-1}$ 和 $x'_t$ 代表输出的重构数据, $d_t$ 为 LSTM 单元。

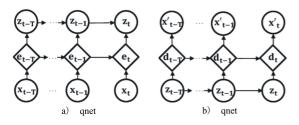


图 1 LSTM-VAE 网络结构

LSTM-AVE 推断网络目标是使产生的  $q_{\phi}(z \mid x)$ 尽可能地接近真实的后验  $p_{\theta}(z \mid x)$ , 通常利用 Kullback-Leibler 散度(DKL) 散度来表示 2 个分布的 相似程度,则

$$\begin{split} D_{\mathit{KL}}(q_{\phi}(z\mid x) \parallel p_{\theta}(z\mid x)) &= \\ \int q_{\phi}(z\mid x) \lg \frac{q_{\phi}(z\mid x)}{p_{\theta}(z\mid x)} \mathrm{d}x &= \\ E_{z\sim q_{\phi}} \big[ \lg q_{\phi}(z\mid x) - \lg p_{\theta}(z\mid x) \big] &\qquad (1) \\ \\ \text{由贝叶斯公式可得} \end{split}$$

$$p_{\theta}(z \mid x) = \frac{p_{\theta}(x \mid z)p(z)}{p(x)} \tag{2}$$

将(2)式带入(1)式中可得

$$\begin{split} D_{\mathit{KL}}(q_{\phi}(z\mid x) \parallel p_{\theta}(z\mid x)) &= E_{z \sim q_{\phi}} \big[ \lg q_{\phi}(z\mid x) - \\ \lg p_{\theta}(x\mid z) - \lg p(z) \big] + \lg p(x) \end{split} \tag{3}$$

(3)式可以改写为

$$\begin{split} \lg p(x) &- D_{\mathit{KL}}(q_{\phi}(z \mid x) \parallel p_{\theta}(z \mid x)) = \\ E_{z \sim q_{\phi}} \left[ \lg p_{\theta}(x \mid z) \right] &- D_{\mathit{KL}}(q_{\phi}(z \mid x) \parallel p(z)) \quad \text{(4)} \\ & \to \mathsf{Kullback-Leibler} \, \text{散度的非负性 则有} \end{split}$$

由于 Kullback-Leibler 散度的非负性,则有

$$\lg p(x) \ge \Delta_{\text{ELBO}}(\theta, \phi)$$
式中
$$\Delta_{\text{ELBO}}(\theta, \phi) = E_{z \sim q_{\phi}} [\lg p_{\theta}(x \mid z)] - D_{KL}(q_{\phi}(z \mid x) \parallel p(z))$$
(5)

 $\Delta_{\text{EIBO}}$  称为  $\lg p(x)$  的证据下界,同时也是 VAE 网络的损失函数(loss function)。为了尽可能地重 构出输入数据,可以使 $\Delta_{EIBO}$  尽可能大。 $\theta$ , $\phi$  分别为 生成网络和推断网络的参数。为了计算方便,通常 假设隐层变量 z 服从标准高斯分布,即 p(z) = N(0, $I), q_{\phi}(z \mid x)$  也服从高斯分布  $N(\mu_{I}, \sigma_{I}^{2}I)$ ,其中 $\mu_{I}$ 和  $\sigma^2$  是高斯分布的均值和方差,可以由 LSTM-VAE 中 推断网络来拟合输出。(5) 式中的Kullback-Leibler 散度可由(6)式计算得到

$$D_{KL}(q_{\phi}(z \mid x) \parallel p(z) = \frac{1}{2} \left[ \operatorname{tr}(\sigma_{i}^{2}I) + \mu_{I}^{T}\mu_{I} - k - \operatorname{lg}(\mid \sigma_{i}^{2}I \mid) \right]$$
 (6)  
进一步假设条件概率  $p_{\theta}(z \mid x)$  也服从高斯分布

 $N(\mu_c, \sigma_c^2 I)$ ,其中的 $\mu_c$ 和 $\sigma_c^2$ 由 VAE 中的解码网络 输出,则最终的目标函数可以表示为

$$L(\theta, \phi, x) = -\Delta_{\text{ELBO}}(\theta, \phi) = -\|x - \mu_G\|^2 + D_{KL}(N(\mu_I, \sigma_I^2 I) \| N(0, I))$$

$$(7)$$

(7)式中等号右边第一项可以近似看作是输入 x 的重构项,第二项为正则化项。

#### 2.2 VAE 网络的训练算法

利用梯度下降法对 LSTM-VAE 网络进行训练 时,一大难点是如何求解隐层变量z关于参数 $\phi$ 的 导数。本文采用再参数化方法来计算 z 关于参数 φ 的导数。 由于  $q_{\bullet}(z \mid x)$  服从高斯分布  $N(\mu_{I},$  $\sigma_I^2 I$ ),则

$$z = \mu_I + \sigma_I \odot \varepsilon \tag{8}$$

其中 $\varepsilon \sim N(0,I)$ 。这样z和 $\mu_I,\sigma_I^2$ 的关系就从 采用关系变为函数关系,就可以求得z关于参数 $\phi$ 的导数。

LSTM-VAE 的训练过程如图 2 所示。首先将测 试数据分为训练集和测试集,训练集仅包含正常数 据,在训练集中随机选取一部分数据作为验证集。 当验证集上的损失函数不再下降时采用早停策略停 止迭代。然后,对于每一个输入数据x,在隐层空间 采集L个变量z并计算损失函数。

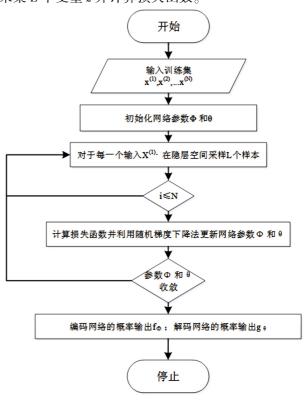


图 2 LSTM-VAE 网络训练过程

## 3 故障检测方法

基于 LSTM-VAE 的故障检测的基本思想是通过推断网络中的 LSTM 实现对测试数据时间依赖性的学习,从而建立一个低维的隐层空间。在这个空间中正常数据的特征分布和异常数据的特征分布存在明显的差异,通过 LSTM 解码神经网络后,正常数据的重构概率要远大于异常数据的重构概率。通过设置一个阈值门限  $\alpha$ ,当输入数据通过 LSTM-VAE 后的重构概率小于  $\alpha$  时,则认为对应的输入数据存在故障。

基于 LSTM-VAE 的故障检测如算法 1 所示。对于测试集中每一个数据  $x^{(i)}$ ,通过 LSTM-VAE 的解码网络后得到隐层空间分布的均值  $\mu_I[i]$  和方差  $\sigma_I[i]$ 。然后从分布  $N(\mu_I[i],\sigma_I[i])$  中采样 L 个样本。对于隐层空间样本  $z^{[i,l]}$ ,表示输入数据  $x^{(i)}$  的第 l 个样本。样本  $z^{[i,l]}$  经过解码网络后能到重构分布的均值  $\mu_c[i,l]$  和方差  $\sigma_c[i,l]$ ,将 L 个样本按照同样的方式通过解码网络后,计算  $x^{(i)}$  重构概率为  $P_R(x^{(i)})$ 。当重构概率小于阈值  $\alpha$  时,则认为  $x^{(i)}$  为故障点,反之,为正常点。

**算法 1** 基于 LSTM-VAE 的故障检测算法 输入:训练好的模型参数  $\theta$ ,  $\phi$ , 重构概率阈值  $\alpha$ , 测试集  $X_{\text{test}} = \{x^{(1)}, x^{(2)}, \cdots, x^{(N_{\text{test}})}\}$ 输出:故障序列集 S

for i = 1 to  $N_{\text{test}}$ :

- 1)  $\mu_I[i], \sigma_I[i] = f_{\phi}(z \mid x^{(i)});$
- 从 Z ~ N(μ,[i],σ,[i]) 中采样 L 个样本;
- 3) for l=1 to L  $\mu_G[\,i\,,l\,]\,,\sigma_G[\,i\,,l\,]=g_\theta(\,x\mid\,z^{[\,i,l\,]}\,)$

end

end

4) 计算重构概率

$$P_{R}(\boldsymbol{x}^{(i)}) = \frac{1}{L} \left( \sum_{l=1}^{L} N(\boldsymbol{x}^{(i)} \mid \boldsymbol{\mu}_{G}[i, l], \boldsymbol{\sigma}_{G}[i, l] \right)$$

- 5) 如果  $P_R(x^{(i)}) < \alpha, 则 x^{(i)}$  为故障数据,对应的 S[i] = 'Anomalous'
- 6) 如果 $P_R(x^{(i)}) \ge \alpha$ ,则 $x^{(i)}$ 为正常数据,对应的 S[i] = 'Normal'

## 4 实验结果分析

为了验证本算法的有效性,本文以某火箭电压数据为对象进行实验。首先将数据划分为训练集和测试集,训练集中只包含正常的数据,测试集中既包含正常数据也包含异常数据。然后对数据进行缩放归一化处理。之后输入到 LSTM-AVE 网络进行训练,神经网络超参数如下表 1 所示。

表 1 LSTM-VAE 主要超参数设置

序号	超参数名称	超参数取值
1	批处理大小	200
2	迭代次数	300
3	输入数据维数	32
4	隐层变量维数	2
5	优化器	rmsprop
6	Dropout	0.2
7	重构概率阈值 α	0.8

训练过程中损失函数的变化情况如图所示 3 所示。

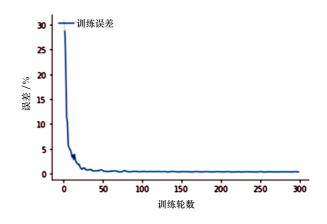


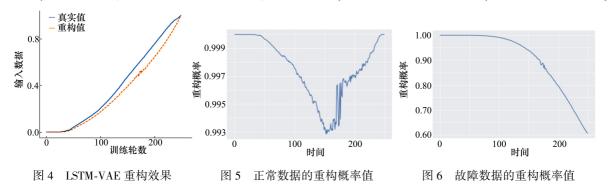
图 3 训练过程中损失函数变化情况

模型训练好后,利用测试集对模型的故障检测功能进行验证。图 4 中实线为原始的输入数据,虚线为经过 LSTM-VAE 网络后重构出来的数据,从图 4 中可知,重构数据很好的跟随了输入数据的变化趋势。

图 5 和图 6 分别表示正常数据和故障数据的重构概率值。由于 LSTM-VAE 网络模型以无监督的

方式学习正常数据的特征,因此,对于测试集中的正常数据,其重构概率值就会接近于1。而对于故障数据而言,由于其概率分布和正常数据的概率分布

不一致,通过 LSTM-VAE 网络后,其重构概率偏小。图 6 的重构概率最小值为 0.6,小于设定阈值门限值 0.8,判定该数据为故障数据,从而实现故障检测。



# 5 结 论

针对航天器测试数据数据量大、故障标签稀缺 导致故障检测困难的问题,本文提出了一种改进型 变分自编码器的无监督学习算法,能够实现对故障 的在线实时检测。该算法利用 LSTM 网络提取测试数据间的时间依赖性特征,并利用变分自编码来学习多元测试数据间的特征,从而在隐层空间能够有效地区分正常数据和异常数据。实验结果表明,本文的算法能够有效地对测试数据进行检测。

# 参考文献:

- [1] 刘孟语,张洁. 控制系统中国产化海量数据处理优化技术[J]. 航天控制, 2016, 34(6): 57-63

  LIU Menyu, ZHANG Jie. The Optimization Technique of Mass Data Processing Based on the Domestic Platform of Aerospace Control System[J]. Aerospace Control, 2016, 34(6): 57-63 (in Chinese)
- [2] ZHU X, ANGUELOV D, RAMANAN D. Capturing Long-Tail Distributions of Object Subcategories [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2014: 915-922
- [3] SALAKHUTDINOV R, TORRALBA A, TENENBAUM J. Learning to Share Visual Appearance for Multiclass Object Detection [C]//2011 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2011; 1481-1488
- [4] CHANG C. Satellite Diagnostic System: an Expert System for Intelsat Satellite Operations [C] // IVth European Aerospace Conference, 1991
- [5] 荆泉,李京苑,胡云. 对产品成功数据包络分析方法的探索与实践[J]. 质量与可靠性, 2014(4): 47-52 JIN Quan, LI Jingyuan, HU Yun. The Exploration and Practice of Product Successful Data Envelop Analysis Methods[J]. Quality and Reliability, 2014(4): 47-52 (in Chinese)
- [6] SAMSUDIN R, SHABRI A, SAAD P. A Comparison of Time Series Forecasting Using Support Vector Machine and Artificial Neural Network Model [J]. Journal of Applied Sciences, 2010, 10; 950-958
- [7] MALHOTRA P, VIG L, SHROFF G, et al. Long Short-Term Memory Networks for Anomaly Detection in Time Series [C] // European Symposium on Artificial Neural Networks, 2015
- [8] HUNDMAN K, CONSTANTINOU V, LAPORTE C, et al. Detecting Spacecraft Anomalies Using Lstms and Nonparametric Dynamic Thresholding [C] // ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, 2018: 387-395
- [9] 董静怡, 庞景月, 彭宇, 等. 集成 LSTM 的航天器遥测数据异常检测方法[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(7): 23-29 DONG Jingyi, PANG Jingyue, PENG Yu, et al. Spacecraft Telemetry Data Anomaly Detection Method Based on Ensemble LSTM[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(7): 23-29 (in Chinese)
- [10] 张怀峰, 江婧, 张香燕, 等. 面向卫星电源系统的一种新颖异常检测方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(12): 1469-1477 ZHANG Huaifeng, JIANG Jing, ZHANG Xiangyan, et al. Novel Anomaly Detection Method for Satellite Power System [J].

- Journal of Astronautics, 2019, 40(12): 1469-1477 (in Chinese)
- [11] SHAO S Y, SUN W J, YAN R Q, et al. A Deep Learning Approach for Fault Diagnosis of Induction Motors in Manufacturing [J]. Chin J Mech Eng, 2017, 30(6): 1347-1356
- [12] SUN W, SHAO S, ZHAO R, et al. A Sparse Auto-Encoder-Based Deep Neural Network Approach for Induction Motor Faults Classification [J]. Measurement, 2016, 89(1): 171-178
- [13] KINGMA D P, WELLING M. Auto-Encoding Variational Bayes [EB/OL]. (2014-05-01) [2020-07-02]. http://arxiv.org/bas/1312.6114
- [14] 袁非牛,章琳,史劲亭,等. 自编码神经网络理论及应用综述[J]. 计算机学报, 2019, 42(1): 203-229 YUAN Feiniu, ZHANG Lin, SHI Jinting, et al. Theories and Applications of Auto-Encoder Neural Networks: a Literature Survey [J]. Chinese Journal of Computer, 2019, 42(1): 203-229 (in Chinese)
- [15] GUO Y, LIAO W, WANG Q, et al. Multidimensional Time Series Anomaly Detection: a GRU-Based Gaussian Mixture Variational Autoencoder Approach [J]. Proceedings of Machine Learning Research, 2018, 95: 97-112

# An Improved Variational Autoencoder and Its Applications on Fault Detection of Aerospace Craft

XIANG Gang<sup>1,2,3</sup>, TAO Ran<sup>1,2</sup>, QU Chen<sup>1,2</sup>, HAN Feng<sup>1,2</sup>, GAO Xiaoying<sup>1,2</sup>

- (1.Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;
- 2. National Key Lab on Aerospace Intelligent Control, Beijing 100854, China;
- 3. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: Fault detection technology is the prerequisite for realizing intelligent fault diagnosis and health management of spacecraft. In view of the large amount of test data, the scarcity of fault labels and the real-time requirements in the field of spacecraft fault detection, an improved unsupervised fault detection model based on Variational Autoencoder (VAE) is proposed. The algorithm uses Long Short-Term Memory (LSTM) recurrent neural networks to extract features such as time dependence and correlation between test data, and uses VAE to learn the correlation features of multiple test data. The network is trained on the training set containing only normal data, and reconstructs the data on the training set with a high probability. When the reconstruction probability of the input data in the test dataset is lower than the pre-set threshold, the corresponding input data is considered fault data. Experiments show that the proposed method is feasible and can effectively detect faults.

Keywords: fault detection; long short-term memory; variational autoencoder; neural networks; spacecraft

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec.

2020 Supplement

Vol.38

软件定义卫星有效载荷技术研究

周渊1,2、张洵颖1、智永锋1、门永平2

(1.西北工业大学, 陕西 西安 710072; 2.西安空间无线电技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:随着计算机和电子信息技术的飞速发展,现代航天器有效载荷硬件平台计算和处理能力不断提升,有效载荷功能主要依赖于软件实现。目前航天器载荷的研制主要以硬件研制为主线,软件研制嵌入到硬件研制流程中,所有硬件和软件功能调试测试完成后才装星发射。这种研制方式研制周期长,且每种载荷产品软、硬件平台均不相同,硬件和软件复用率低,开发效率不高。为解决这些问题,提出了软件定义载荷的解决思路,统筹多种载荷功能需求,提出了软件定义高速数据传输、卫星测控、卫星通信、导航增强等多种载荷功能为一体的硬件架构和软件架构,支持在同一硬件平台上实现不同载荷功能在轨动态切换,实现载荷硬件批产化,载荷功能软件化,满足载荷设备快速集成和低成本要求。这种方法可有效克服传统卫星研制模式的不足,适用于深空探测领域任务和低成本短周期的微小卫星载荷制造领域。

关 键 词:卫星系统;有效载荷;软件定义;实时操作系统;模块化

中图分类号: V57 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0096-06

随着计算机和电子信息技术的飞速发展,航天器有效载荷的硬件平台计算和处理能力不断提升,有效载荷的功能主要依赖于软件实现。据粗略统计,一般单颗中型传输类遥感卫星上装载的各类软件数量(包括 FPGA 配套的软件)已经接近 100 套,代码总行数超过 50 万行,而且软件数量和单个软件规模逐年上涨的趋势。

航天器的研制目前主要以硬件平台研制为主线进行开展,软件研制深度嵌入到硬件研制流程中。软件与硬件相互制约,导致研制周期长、开发成本高。硬件平台以定制为主,通用性不强,扩展能力不足,软件状态重用率偏低、开发效率低,成本高。接口复杂,各部组件和设备之间缺乏统一的协议标准。虽然部分软件已经具备在轨维护的能力,但操作便利性有待加强。

在工业和军事领域,软件无线电得到了广泛的应用,并深刻地改变了传统的产品研制和使用模式。近年来,信息产业和人工智能飞速发展,在低成本短周期的商业航天快速发展的推动下,"软件定义"的概念扩展至卫星制造领域,"软件定义卫星","软件

定义载荷"的概念呼之欲出。

文献[1-5]描述了卫星系统在多种场合下存在功能重构需求,并给出了一些功能重构方法。文献[6]提出软件定义卫星是以天基操作平台和星载操作环境为核心的开放式系统,可配备多种有效载荷、可加载丰富的应用软件,能够实现动态功能重构,完成不同的空间任务。文献[6-7]介绍了当前国内外上软件定义卫星的工程实践情况。

软件定义载荷是软件定义卫星的关键技术之一,是软件无线电技术在卫星有效载荷领域的应用。将载荷功能尽可能由软件实现,在统一的硬件平台上通过加载不同的软件实现用户所需要的功能。文献[7]给出了软件定义卫星的基本特征是需求可定义,硬件可重组,软件可重配,功能可重构。这些特征同样也适用于软件定义载荷。

本文第1节结合多种载荷的功能,提出了软件定义载荷的系统架构方案。第2节论述了软件定义载荷的相关关键技术;第3节描述了软件定义载荷适合的应用领域。第4节总结了软件定义载荷的内涵和意义。

# 1 软件定义卫星载荷系统架构方案

卫星数传系统作为传输型遥感卫星的重要有效 载荷之一,包括信源编码、信道编码、存储、调制、发 射通道、天线及伺服控制等部分,构成了一个完整的 通信系统。数传类载荷功能需求多样,用户可以选 择不同的压缩算法、编码算法、调制方式,下传速率 等。本文以数传载荷作为研究对象和研究基础,通过软件定义的思路,探讨将功能扩展至电子侦察、导航增强和通信载荷的可行性。

卫星高速数据传输、数据中继、测控、通信、导航、电子侦察本质上都属于通信范畴,物理模型上均可统一抽象为图 1 所示的形式,可分为基带处理、数字信号处理、高速 AD/DA、射频通道(包括天线),各部分主要性能参数如表 1 所示。

表 1	不同载荷功能及资源需求
-----	-------------

卫星载荷	基带部分	数字信号处理部分	AD/DA 覆盖频段	模拟通道/GHz
对地数传	图像处理、压缩、纠错编码、帧格式处理	QPSK_BPSK_8PSK	C 、Ku 、Ka	8~30
数据中继	数据编码译码、格式转换处理	QPSK_BPSK_8PSK	C 、Ku 、Ka	8~20
测控	遥控、遥测数据	BPSK,PM,CW	$L_SX$	1~10
小容量通信	语音或文本信息	CMDA \FDMA	C 、Ku 、Ka	8~30
导航增强	位置、速度信息、报文信息	BOC, BPSK	С	10~16
电子侦察	信号处理,特征提取、通信模 式识别,侦察目标识别	雷达脉冲 调制方式	L,S,X ,C,Ku,Ka	1~30



图 1 软件定义无线电框图

由表 1 可以看出,基带部分和数字信号处理部分均适合采用软件实现,AD/DA 和射频通道部分出存在交集,因此只要硬件物理平台和射频通道的性能和带宽足够高,就可以通过软件定义的方式在同一卫星平台上实现不同的载荷功能。

根据软件定义载荷思路,硬件通用化,模块化, 采用实时操作系统实现软件与硬件解耦,将硬件平 台抽象为各类资源接口,供应用软件调用。软件定 义载荷系统架构可分为3层:应用层、中间层和物理 层,如图2所示。

在应用层,主要支持高速数据传输与处理,在轨智能图像识别与处理、智能测控、通信、导航增强、电子侦察等载荷功能。应用层主要与嵌入式实时操作系统和硬件驱动及相关接口进行交换。采用通用的应用软件接口,通过操作系统或硬件驱动接口与物理层进行数据交互。

中间层为嵌入式操作系统和硬件驱动接口,对

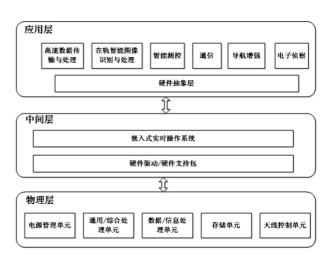


图 2 软件定义载荷系统架构框图

下负责硬件接口管理与数据驱动,对上支持应用层 各类载荷功能的实现与维护。

物理层为硬件平台,包括电源管理单元,通用/综合处理单元,数据/信息处理单元,存储单元和天 线控制单元。

# 2 软件定义卫星载荷关键技术

#### 2.1 支持软件定义的通用可扩展硬件平台

通用可扩展硬件平台在设计时需考虑功能模块化、硬件资源归一化。对接口变化较小的功能模块开展标准化设计,形成独立的标准功能模块。对接口和性能变化较大的功能模块,依据不同的功能划分原则,将其分解为模块化的功能单元,再把功能单元分类组合成功能子模块。为便于功能和单板可扩展,需选择合适的背板实现各功能单元的互联。针对机、电、热、EMC、关键工艺等要素进行一体化设计,同时需考虑不同模块之间的重组带来的影响。各类工艺和模块设计便于批产及局部更新、升级、修复。

基于以上考虑,设计的软件定义载荷硬件设计平台方案如图 3 所示。根据功能单元进行聚合分类,包括电源管理单元、平台接口单元、高速载荷接口单元、通用/综合处理器、信号/信息处理单元、存储单元、高速宽带 AD/DA 单元、智能射频通道和高速路由单元。其中智能射频通道包括模拟通道和智能天线。每个功能单元可根据建立型谱进行独立研制和更新换代,在具体应用中可根据需求进行选配。



图 3 软件定义载荷通用化可扩展硬件平台方案

- 1) 电源管理单元:接收来自卫星平台一次母线电源,完成硬件平台各功能组件供电及加电控制功能。反馈系统内供电状态信息。不同平台电源电压可能不同,可根据+100 V,+42 V,+28 V等母线电压设计不同的电源管理模块。对内和对外接口形式相同,可插拔替换。
- 2) 平台接口单元:与卫星平台的总线接口和数据接口,主要完成与卫星平台的通信功能。通常卫星平台总线接口有 1553B 总线、CAN 总线、RS422、RS485、SpaceWire、LVDS 等接口。

- 3) 高速载荷接口单元:与高速载荷(如高分辨率相机、雷达等)设备连接的接口,接收高速数据。常用的接口有 LVDS、TLK2711、TLK3118、光纤等接口。
- 4) 通用/综合处理器:通用处理器,也称综合处理器,是整个软件定义载荷系统的综合调度和控制的核心,核心部件为 CPU,运行嵌入式操作系统和应用软件。完成整个系统控制信息流的调度和控制算法的处理。对整个系统的健康状态进行诊断,具备自主管理功能。
- 5) 信号/信息处理单元:主要完成高速信号和信息流的处理,包括高速数据传输与处理、测控数据生成与处理、通信基带数据处理与转发、电子侦察基带数据处理与分发等基带处理功能。
- 6) 存储单元: 对数据进行在轨存储, 可根据文件号、时间日期、任务标识、地址控制等多种方式进行数据记录、回放和擦除。 支持不同载荷功能任务的数据检索和存储。
- 7) 高速宽带 AD/DA 单元:完成数字高频、中频 采用和处理,完成数字调制、解调。高速宽带 AD/ DA 与系统内模拟收发通道相连。
- 8)智能伺服驱动单元:完成天线指向和跟踪控制。可根据轨道和任务要求自主进行天线指向规划和伺服电机控制。
- 9) 高速路由单元:高速路由单元是整个系统的高速信息流汇集分发的中心,主要完成数据路由、分发、协议转换,编码解码等功能。

#### 2.2 系统功能在轨重构

系统功能在轨重构是软件定义载荷的核心技术,是指载荷系统在轨工作期间,通过对硬件平台中CPU、DSP和FPGA等可编程器件装载的软件进行全部或局部更新,使系统实现不同的载荷功能或功能升级的操作。

功能重构可以是芯片级、单机级或系统级。芯片级重构是指对 CPU、DSP 或 FPGA 进行软件更新,实现单芯片级功能升级和变更;单机级功能重构,是指对单机内相关软件进行更新,实现单机级功能升级或变更;系统级功能重构是指对系统内相关软件进行更新,实现对系统功能升级或变更。

根据重构期间是否需要中止当前的任务,可分为静态重构和动态重构。静态重构是指停止当前执行的应用程序任务进行程序代码更新的操作;动态重构是指在当前执行的应用程序任务过程中完成程

序代码更新。

根据是否需要地面向在轨的载荷系统上注程序 代码数据,可分为预置型重构和上注型重构。预置 型重构是指程序数据已经预先存储在星上的存储器 中,无需在轨上注程序数据,通过指令即可切换运行 程序实现不同的功能。这种方式重构过程短、可靠 性高,适用于在地面已规划化载荷功能的场景;上注 型重构是指通过地面上注程序数据实现星上功能重 构。这种方式使用灵活,但实现较为复杂,需考虑链 路稳定性等多种因素,耗时较长。

在软件定义载荷系统功能重构时,通常以预置型重构为主,上注型重构为辅。预置型重构可实可通过程序控制切换。上注型重构主要用于故障应急处理,功能升级等场合。

为提高系统重构的便利性、可靠性和安全性。 需要考虑以下几个方面:

- 1) 统一地面和卫星平台上的上注接口协议,便 于对载荷系统进行功能重构。
- 2) 对于安全性要求较高的应用场合,需采取对数据进行加密,以及对上注设备进行身份认证等措施。
- 3) 为提高可靠性,载荷设备需支持最小系统的 安全模式、断点续传、上注区与预置程序区物理隔离 以及检错纠错等措施。

#### 2.3 嵌入式实时操作系统及中间件技术

从实现不同载荷功能本身而言,嵌入式实时操作系统及中间件技术不是必需的。然而软件定义载荷既是多种技术的集合,更是一种开发方法,内在要求具备快速开发和与硬件平台强隔离的特征。因此,需要引入嵌入式实时操作系统,可最大程度实现应用软件与硬件平台隔离,便于软件开发。引入中间件技术,将基本功能、接口和底层协议抽象为一个个构件,然后在构件基础上实现快速集成和开发。因此,嵌入式实时操作系统和中间件技术是软件定义载荷的关键技术。

在软件定义载荷系统中,不限定具体选择哪种操作系统,开发者可根据自身具备的基础条件或需要选择合适的操作系统。选择原则除满足功能和接口的基本需求外,还需考虑以下几个方面:

1) 支持可移植操作系统接口(portable operating system interface, POSIX)规范。POSIX 标准定义了操作系统应该为应用程序提供的接口标准,便于应用软件在不同操作系统上移植,最大程度实

现源码级重用。

- 2) 支持分时分区。不同载荷功能的应用程序可通过不同的分区隔离,相互之间通过空间隔离保护。每个分区有自己独立的应用环境,可独立开发、调试和维护升级。各分区通过严格的时间片轮询,逐个执行相应分区的功能。
- 3) 支持多核处理器。卫星上载荷系统通常需 处理大量的高速数据,因此需选择多核处理器进行 并行计算,相应的操作系统也需支持多核。

#### 2.4 统一的接口和协议

软件定义载荷需在统一的接口和协议框架下进 行开发,接口主要分为3类,与卫星平台接口、与其 他载荷接口以及载荷内部接口。

- 1)与卫星平台接口主要有能源接口和控制总 线接口。这两类接口参见图 3 所示的电源接口单元 和平台接口单元。
- 2) 与其他载荷接口,主要是与前端的相机或其他传感器接口,推荐选择高速串行接口,如 GTX 接口。GTX 支持速率高,支持射频接口和射频电缆传输,占用空间小。
- 3) 载荷内部接口,用于各功能单元的互联互通。数据接口采用 VPX 结构和采用高速串行 GTX 路由器相连,主要用于高速数据传输。控制接口采用 SpaceWire 接口和 SpaceWire 路由器形成控制网络,如图 4 所示,主要用于指令和遥测数据传输。

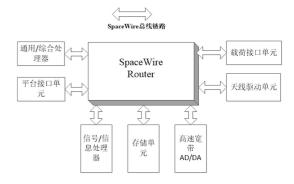


图 4 SpaceWire 控制总线网络

#### 2.5 智能射频通道技术

宽带射频通道技术是软件定义载荷的瓶颈技术 之一。不同的应用对射频通道的要求各异,用作通 信模式时带宽为窄带,要求射频前端具备低噪声大 动态特性;用作侦察模式时带宽为宽频带且动态范 围尽可能大。随着器件和射频技术的发展,目前可 实现带宽可软件定义,增益可软件定义.波束宽度和 方向可软件定义。

高速 AD/DA 位于天线之后,进行射频直采,要求器件采样频率足够高。目前高速 DA 器件更新速率可达 12 GSPS,高速 AD 采样速率也可达 10 GSPS。这为对于 C 频段以下射频功能集成提供了可能。可根据应用需求,通过软件设置具体带宽、通道增益和调整通道匹配参数。天线采用相控阵天线,波束控制灵活,扫描速度快,且易于通过软件控制和实现。

# 3 软件定义卫星载荷的应用

软件定义载荷适用于具有多种类型的载荷,但 传输速率或通信速率较低的卫星,尤其是对系统集 成度高、重量要求苛刻、系统在轨可维护性要求高的 领域,软件定义载荷的思路与之非常契合。

比如深空探测任务中,往往会携带大量的科学 探测仪器,载荷仪器可分时使用,通信速率较低,但 要求系统可维护程度高,选择软件定义载荷的研制 思路和设计方法比较适合。

对于当前各种商业卫星星座部署,通常要求成本低、周期短,软件定义载荷具有突出的成本优势和维护升级优势,可以解决传统卫星研制周期长、成本

高的问题。

## 4 结 论

软件定义载荷是指在共用的硬件平台和传输通 道上,可通过软件定义的方式实现不同类型有效载 荷的功能,实现同类型载荷不同的功能,即通过软 件定义的方式,实现载荷类型可重构,载荷功能可 重构。

软件定义载荷是软件定义无线电概念在卫星制造领域的延伸,是软件定义卫星重要组成部分。软件定义载荷的思想可推动系统硬件平台产品化货架化,载荷功能软件化,从而实现载荷系统的一体化和集成化,实现研制生产的批产化。软件定义载荷特别适用于深空探测领域,可以最大程度共用硬件平台,提高系统集成度,在相同的硬件平台实现不同载荷的功能。

软件定义载荷作为一种工程方法,最终形态可 形成一种产品研制平台或产品生产线。功能软件 化,系统内的功能尽可能通过软件实现。硬件模块 化,根据需求进行扩展和升级。软件构件化,按需集 成。最大程度重用已开发的技术、模块和构件,节约 开发成本,提高研制效率。

# 参考文献:

- [1] 李志刚,张彧,潘长勇,等. 抗单粒子翻转的可重构卫星通信系统[J]. 宇航学报,2009, 30(5): 1752-1756 LI Zhigang, ZHANG Yu, PAN Changyong, et al. A New SEU Tolerant Satellite Dynamically-Reconfigurable System Based on SDR[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5): 1752-1756 (in Chinese)
- [2] 胡宇桑,王大轶,刘成瑞. 卫星姿控系统可重构性综合评价方法研究[J]. 宇航学报,2015, 36(5):549-556 HU Yusang, WANG Dayi, LIU Chengrui. Reconfigurability Comprehensive Evaluation for Satellite Attitude Control System[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(5): 549-556 (in Chinese)
- [3] 梁广,龚文斌,刘会杰,等. 低轨卫星可重构通信系统设计[J]. 宇航学报,2010, 31(1): 187-191 LIANG Guang, GONG Wenbin, LIU Huijie, et al. The Design of Reconfigurable LEO Satellite Communication System[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 187-191 (in Chinese)
- [4] 于少波,吴玲达,陈晓燕,等. 面向任务的空间信息网络体系结构可重组设计[J]. 中国空间科学技术,2019, 39(2): 65-72
  - YU Shaobo, WU Lingda, CHEN Xiaoyan, et al. Reorganization Design of Task-Oriented Space Information Networks Architecture [J]. Chinese Space Science and Technology, 2019, 39(2): 65-72 (in Chinese)
- [5] TOUFIK Ahmed, EMMANUEL Dubois, JEAN-BAPTISTE Dupé, et al. Software-Defined Satellite Cloud RAN[J]. International Journal of Satellite Communications and Networking, 2018, 36(1): 108-133
- [6] 陈建光,王聪,梁晓莉. 国外软件定义卫星技术进展[J]. 卫星与网络, 2018(4): 50-53
  CHEN Jianguang, Wang Cong, LIANG Xiaoli. Development of Software Defined Satellite Technology Abroad[J]. Satellite & Network, 2018(4): 50-53 (in Chinese)

[7] 赵军锁,吴凤鸽,刘光明,等. 发展软件定义卫星的总体思路与技术实践[J]. 卫星与网络,2018(4): 44-49
ZHAO Junsuo,WU Fengge, LIU Guangming, et al. General Idea and Technical Practice of Developing Software Defined Satellite
[J]. Satellite & Network, 2018(4): 44-49 (in Chinese)

# Research on Software Defined Satellite Payload Technology

ZHOU Yuan<sup>1,2</sup>, ZHANG Xunying<sup>1</sup>, ZHI Yongfeng<sup>1</sup>, MEN Yongping<sup>2</sup>

(1.Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
(2.Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: With the rapid development of computer and electronic information technology, the computing and processing capabilities of the hardware platform of modern spacecraft payloads continue to increase, and the functions of payloads mainly depend on software implementation. At present, the development of spacecraft payload is still mainly based on hardware development. The software development is embedded in the hardware development process. All hardware and software functions are debugged and tested before the satellite is launched. This kind of development mode is long period, the software state reuse is low, the development efficiency is low, the interface protocol is not uniform, which is not conductive to batch production, and the maintainability on the orbit is inconvenient. In order to solve these problems, a solution for software-defined payloads is proposed, and a variety of payload function requirements are coordinated, Software-defined high-speed data transmission, satellite TT&C, satellite communications, navigation enhancement and other payload functions are integrated into the same hardware platform, and the hardware architecture and software architecture are given, the on-orbit dynamic switching of different payload functions is realized. The payload hardware is mass-produced, and the load functions are mainly implemented through software, which meets the requirements of rapid integrated development and low cost of payload equipment. This method can effectively overcome the shortcomings of the traditional satellite development mode, and is especially applicable to the field of deep space exploration and low-cost short-period micro satellite payload manufacturing.

**Keywords**: satellite system; payload; software defined; RTOS; modularization

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec.

Vol.38

2020 Supplement

# 一种改进的星载 CAN 总线时间同步方法

李国军,苏晨光,李志刚,张东晨,李子豪 (航天东方红卫星有限公司,北京 100094)

摘 要:提出了一种改进的星载 CAN 总线时间同步方法,在不增加硬件的基础上将星内时间同步 精度提高至160μs,大幅提高了星内各单机的时间协同效率。所提方法通过双向时间比对去除传 输过程时延,并通过平滑滤波消除总线不确定性误差,确保在受到干扰时不受影响。在实验室进行 实测并长时间考核,2个 CAN 总线节点的时间差小于 160 µs,证明该方法简单、有效、可行性高,具 备了型号应用的基础。

关 键 词: CAN 总线; 时间同步;时间延迟;双向时间比对;平滑滤波 中图分类号:TP336 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0102-05

时间同步对于卫星非常重要,一般要求星内各 系统之间时间同步在毫秒级。为了实现星内系统级 的时间同步,目前有 2 种方法: CAN 总线时间广播 同步法和硬秒脉冲时间同步法。

对于时间同步精度要求不高的小卫星系统,一 般采用文献[1]给出的总线数据同步方式进行星上 时间同步。具体方式为星务中心计算机根据自身频 率源形成时间系统,并周期性地向总线广播星上时 间,各时间用户收到时间广播后,启动各自的定时器 对星务相邻2次时间广播的时间间隔进行细分,形 成各自的时间系统,总的延迟时间较大,约为 2 ms, 因此文献[1]提出了利用 CAN 总线控制器 SJA1000 提供的数据接收同步机制进行时间同步的方法,但 该方法仅适用于 CAN 总线控制器 SJA1000,不能广 泛应用于所有场合。

对于时间同步精度要求较高的小卫星系统,一 般采用文献[2]给出的高精度时间系统进行星上时 间同步。具体方式为 GNSS 接收机利用硬件秒脉冲 每秒向时间用户发送一个 1 ms 的低电平脉冲,并在 一定时间内(一般不超过 500 ms) 向总线广播当前 的 UTC 时刻。各时间用户收到时间广播后,启动各 自的定时器对相邻 2 次秒脉冲的时间间隔进行细 分,形成各自的时间系统,总的延迟时间较小,约为 10 μs。但该方法需要整星设计秒脉冲发送和接收 电路,需要一定的硬件代价。

MACII 等在文献[3]中提出了基于主从配置的 CAN 总线时钟同步算法,该算法的最大优点在于可 以节省带宽资源,同步周期中时钟主节点只要发送 一条同步消息即可保证网络中所有节点的同步。 Jeng 等在文献[4]中提出了一种基于主从配置的 CAN 总线时钟同步算法,该算法可以看作是一种非 容错型的"后期协商"时钟同步算法。文献[5-6]在 其基础上做出改进,提出了容错型的"后期协商"时 钟同步算法。文献[7]针对"后期协商"算法出现的 问题,提出了一种基于 CAN 总线的"前期协商" 算法。

以上文献[3-7]均针对汽车用 CAN 总线进行设 计,对于星载 CAN 总线网络时间同步具有一定的借 鉴意义。

为了设计一种精度高、硬件简单的时间同步算 法,本文是从实际应用需求出发,设计了基于双向时 间对比的算法,在不增加硬件成本的基础上大幅提 升了时间同步精度。

# 星载 CAN 总线网络拓朴

星载 CAN 总线网络一般采用主从式结构,如图 1 所示。星务主机作为主节点,对总线进行调度管

基金项目:科技部国家重点研发计划(2016YFB0501300)资助

理,从节点一般不主动发送数据。

星务主机每秒按照固定节拍发送遥测轮询,各个从节点收到遥测轮询后向主机返回遥测数据。随后星务主机将所有遥测数据打包下传至地面站。

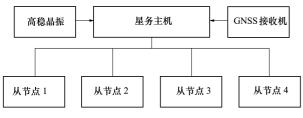


图 1 星载 CAN 总线网络拓扑

整星的时间系统维护主要由星务主机负责,因此星务主机的时间准确性与稳定性至关重要。一般卫星均搭载 GNSS 接收机,定期接收导航星座的导航信息及时间信息,星务主机通过 GNSS 校时的方法将星务时间与 GNSS 时间进行同步。

星务主机统筹安排各个节点的时隙。星务主机以秒为周期,每秒的第1个节拍先进行节点1的时间同步序列的发送和接收,接收到节点1的数据返回后,进行节点2的时间同步序列的发送和接收,直至最后一个CAN总线节点。每个从节点均连续同步10次,以10次的数据做平滑滤波后,将测量到的时差发送给从节点,从节点根据主节点测量到的时差数据进行时间修正。

# 2 时间同步算法

#### 2.1 星务与下位机之间的双向时间比对算法

如图 2 所示,定义主从 2 个节点。主节点为星 务主机,从节点为任一下位机。

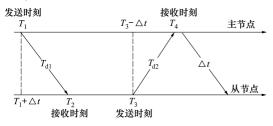


图 2 星务与下位机之间双向时间比对算法示意图

以主从2个节点为例,说明双向时间比对算法的原理。

首先,主节点在  $T_1$  发送时间信息至从节点;其次,从节点在  $T_2$  收到主节点时间信息;再次,从节点

在 T<sub>3</sub> 发出自身的时间信息;最后,主节点在 T<sub>4</sub> 收到 从节点时间信息,并计算出主从时差,通过遥控指令 包返回给从节点,从节点进行时差校正。

其中  $T_{d1}$  为主到从的传输延迟,  $T_{d2}$  为从到主的传输延迟,  $\Delta t$  为待求的主从时间差。

列公式如下:

$$T_2 = T_1 + \Delta t + T_{\rm d1} \tag{1}$$

$$T_4 = T_3 - \Delta t + T_{d2} \tag{2}$$

在没有其他干扰的情况下

$$T_{d1} = T_{d2} \tag{3}$$

因此,求得

$$\Delta t = ((T_2 - T_1) - (T_4 - T_3))/2 \tag{4}$$

$$T_{d1} = T_{d2} = ((T_2 - T_1) + (T_4 - T_3))/2$$
 (5)

在嵌入式系统中,从节点在中断中返回数据,处 理时间极短,因此可认定

$$T_2 = T_3 \tag{6}$$

从而可得出主从节点的时差为:

$$\Delta t = T_2 - (T_1 + T_4)/2 \tag{7}$$

定义主节点时间小于从节点为负(如:主节点 100 s,从节点 200 s,时差为-100 s),主节点时间大于从节点为正(如:主节点 200 s,从节点 100 s,时差为+100 s)。

# 2.2 星务与 GNSS 接收机之间的双向时间比对 算法

由于 GNSS 接收机提供时间, 星务主机接收时间, 而星务主机又是 CAN 总线主节点, 因此不能直接套用星务与下位机之间的双向时间比对算法。

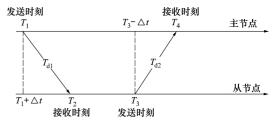


图 3 星务与 GNSS 之间双向时间比对算法示意图

与图 2 相比,图 3 给出了星务与 GNSS 之间双向时间比对算法示意,二者的差异在于星务主机计算出的时差应加到自身时间上而不是发给下位机。

# 3 误差估计

根据算法原理进行误差分析如下:

1) 传输延迟不确定性

 $T_{\rm dl} \neq T_{\rm d2}$ , CAN 总线非点对点总线, 如果有优先级更高的设备抢占总线,则主从传输延迟不一样, 带来误差,因此可设计多次采样,首先有效剔除野值,然后进行平滑滤波。一般情况下经过平滑滤波后的误差不大于  $0.5~{\rm ms}_{\odot}$ 

#### 2) 设备硬件延迟

主节点和从节点的发送和接受都有可能产生误差。主节点接收误差主要包括中断处理函数的响应时间,一般情况下该误差不超过 100 μs。发送误差主要为软件处理时间,一般情况下该误差不超过100 μs。该项误差基本为固定值,可通过校零的方式进行校正。从节点的接收误差和发送误差一般也不超过200 μs。

因此,通过 CAN 总线双向时间比对方法进行时间同步的误差小于 1 ms。

# 4 实测验证

为了验证以上算法,利用已有的电性产品进行 实测验证。

参与测试的产品包括星务主机和热控下位机。 星务主机作为 CAN 总线主节点,热控下位机作为 CAN 总线从节点。星务主机和热控下位机均设置 测试点,使得星务主机和热控下位机均在每秒的起 始时刻输出秒脉冲,利用示波器测量二者的时差,该 时差即为 CAN 总线时间同步后的时差。

#### 4.1 星务主机软件设计

星务主机软件设计流程如图 4 所示,星务主机 首先读取本地时间,然后马上发送给热控下位机,从 读时间到数据发出的延迟时间为固定值,可测试得 到,并在最终结果中减去。收到热控下位机返回的 时间信息后计算出时差返回给热控下位机。

为了滤除可能存在的网络延迟,星务主机在计算出时差后进行以下运算:

- 1) 累计计算 10 次
- 2) 去除最大值、最小值
- 3) 余下的数据取平均值
- 4) 得到热控下位机时差

#### 4.2 热控下位机软件设计

热控下位机软件设计流程如图 5 所示,热控下位机收到星务主机发送的时间后,马上将本地时间返回给星务主机,该时延也应测出并作为误差项装订到热控下位机程序中进行误差修正。热控下位机

收到星务主机发来的时差数据后进行时差修正。在整个过程中热控下位机被动接收星务主机轮询调度,不需要主动发送数据。

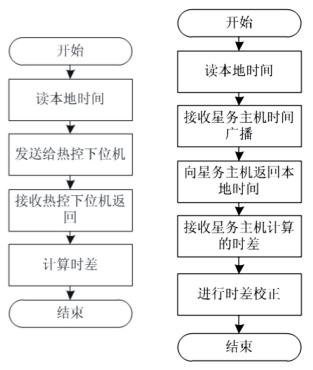


图 4 星务主机软件流程图 图 5 热控下位机软件流程图

#### 4.3 CAN 总线通信协议设计

1) 星务主机发送时间信息  $T_1$ 

表 1 星务主机发送时间信息  $T_1$  数据格式

仲裁场、控制场			有效数据场	
1	2			
ID10~	$ID2 \sim ID0$ ,			
ID3	RTR, DLC			
4AH	08H	80H	W0~W5	SUM

有效数据区 W0~W3 为星时秒, W0 为高字节 W3 为低字节, W4~W5 为星时毫秒, W4 为高字节 W5 为低字节。

2) 热控下位机发送自身时间  $T_2$  给星务

表 2 热控下位机发送自身时间  $T_2$  数据格式

仲裁场、控制场		有效数据场		
1	2			
ID10~	$ID2 \sim ID0$ ,			
ID3	RTR, DLC			
8AH	68H	90H	W0~W5	SUM

有效数据区 W0~W3 为热控下位机时间秒,W0 为高字节 W3 为低字节,W4~W5 为热控下位机时间毫秒,W4 为高字节 W5 为低字节。

3) 星务发送时差数据  $\Delta T$  给热控下位机

有效数据区 W0~W3 为时间秒差值, W0 为高字节 W3 为低字节, W4~W5 为时间毫秒差值, W4 为高字节 W5 为低字节。

表 3 星务发送时差数据  $\Delta T$  给热控管理板数据格式

仲裁场、控制场			有效数据场	
1	2			
ID10~	ID2~ID0,			
ID3	RTR, DLC			
4AH	08H	A0H	W0~W5	SUM

#### 4.4 测试结果

星务主机和热控下位机均在整秒时刻输出秒脉冲,使用示波器观察最大的误差为151 μs,最小的误差约为70 μs。

如图 6 所示, 星务主机与热控下位的时差随时间有一定的漂移, 时间同步算法能够将这种漂移进

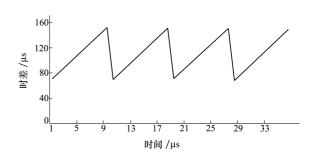


图 6 时间同步后的实测结果

行修正,保证卫星在轨连续稳定运行。

## 5 结 论

本文提出了一种星载 CAN 总线时间同步方法,使用该方法可将 CAN 总线从节点与主节点的时间同步到 160 μs 以内,可以保证各个从节点能够跟上星务主机的时间。利用该方法不需要硬件秒脉冲信号,节省了上星的硬件成本,提高了卫星载重比。从实测结果来看,按照这种方法可以保证 CAN 总线网络的时间同步误差小于 160 μs。

## 参考文献:

- [1] 李志刚, 伍保峰. 基于 CAN 总线的小卫星高精度时间同步方法[C] // 小卫星技术交流会, 北京, 2011: 110-114 LI Zhigang, WU Baofeng. High Precesion Synchronizating Method Based on CAN Data Bus in Small Satellites [C] // Small Satellites Symposium, Beijing, 2011: 110-114 (in Chinese)
- [2] 元勇,王文平,潘腾. HXMT 卫星时间同步系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(10):160-164 YUAN Yong, WANG Wenping, PAN Teng. Design of Time Synchronization System for Hard X-Ray Modulation Telescope[J]. Computer Measurement & Control, 2018, 26(10): 160-164 (in Chinese)
- [3] MACII D, FONTANELLI D, PETRI D. A Master-Slave Synchronization Model for Enhanced Servo clock Design[C] //
  International IEEE Symposium on Precision Clock Synchronization for Measurement, Control and Communication Brescia, 2009: 95-101 (in Chinese)
- [4] JENG Hongchen, LINDSEY W C. Mutual Clock Synchronization in Global Digital Communication Networks [J]. Mobile Techology for the Human Race, 1996, 2(4): 1244-1148
- [5] VERISSIMO P, RODRIGUES L. A Posteriori Agreement for Fault-Tolerant Clock Synchronization on Broadcast Networks [J]. Fault-Tolerant Computing, 1992, 20(2): 527-536
- [6] COUVET D, FLORIN G, NATKIN S. A Statistical Clock Synchronization Algorithm for Anisotropic Networks [J]. Reliable Distributed System, 1991, 20(10): 42-51
- [7] 张利,李县军,王跃飞. 汽车 CAN 网络时钟同步方法研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2011, 25(2): 147-152 ZHANG Li, LI Xianjun, WANG Yuefei. Research on Clock Synchronization of Car CAN Network[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2011, 25(2): 147-152 (in Chinese)

## An Enhanced Synchronization Model for Onboard CAN Data Bus

LI Guojun<sup>1</sup>, SU Chenguang<sup>1</sup>, LI Zhigang<sup>1</sup>, ZHANG Dongchen<sup>1</sup>, LI Zihao<sup>1</sup>
(DFH satellite Co, LTD, Beijing 100094, China)

**Abstract:** An Enhanced synchronization model is proposed in this paper for onboard CAN data Bus. Time synchronization is usually used to synchronize onboard OBDH and other computers. Adopting the method proposed in this paper, we can improve onboard time synchronization precision to 160 us without any hardware. By two way time transfer, the propagation error is eliminated. Using smoothing filter, uncertainty error in data bus competition is eliminated. The method is tested for more than 10 hours, 160 us is guaranteed.

**Keywords:** CAN data bus; time synchronization; time delay; two way time transfer

Dec. Vol.38 2020 Supplement

## 采用 eMMC 的新型小卫星大容量存储技术研究

谭维凤1,王淦1,窦骄1,崔耀中2

(1.航天东方红卫星有限公司, 北京 100094; 2.中国空间技术研究院西安分院, 陕西 西安 710000)

摘 要:为了满足小卫星对星载存储器大容量、低成本、高集成度的需求,以目前主流存储芯片为研究对象。从管理方式、读写效率、可移植性等方面进行分析,提出用具备自主管理坏块、错误监测与纠正能力的内嵌式多媒体存储卡来代替目前常用的闪存阵列的方案。针对星载设备的应用模式及空间环境特点,结合内嵌式多媒体存储卡芯片特点及星载存储器使用模式,研究星载存储的容错保护技术。在此基础上给出基于内嵌式多媒体存储卡芯片的星载大容量存储器实现途径,设计结果表明所提方案是一种适用于小卫星星载平台的低成本、可容错保护、高吞吐率的新型存储方案。

关键 词:小卫星;星载存储器;内嵌式多媒体存储卡;容错保护;高吞吐率中图分类号:TN927 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0107-06

随着空间探测技术的不断发展,小卫星有效载荷的探测能力不断提高,对星上存储容量的需求也越来越大。目前卫星大容量存储普遍采用 NAND 闪存(NAND Flash)存储单元,通过多片并行组成存储阵列的方式应对数据存储容量需求。但是 NAND Flash 由于其结构及工艺问题在使用中容易产生坏块和位翻转<sup>[1]</sup>,随着并行的芯片数量不断增大,并行阵列的管理、纠错算法的开发以及不同厂家芯片接口各异增大了设备的开发成本和时间周期。

内嵌式多媒体存储卡(embedded multi media card,eMMC)芯片的出现解决了 NAND Flash 的开发缺陷,其能够自主完成坏块管理、错误校验、擦写均衡等操作,同时对外采用统一的接口和标准的规范,便于产品的二次开发,具有兼容性好、容易升级等优势,目前广泛应用于手机、相机等各类消费电子产品中。星载设备与地面设备不同,其面临复杂的空间辐射环境且具有不可维修的特性,而目前的 eMMC器件主要是商业级和工业级,相对于宇航器件更易受到空间辐射影响,因此星载存储器的容错保护设计也是其在小卫星平台应用的一个重要研究方向。

本文针对目前小卫星存储器的不足,提出将高 集成度的 eMMC 器件应用于星载领域,结合星载应 用特点进行空间辐射容错保护设计。研究 eMMC 的标准协议利用高速传输模式(high speed 400, HS400),实现存储数据的高吞吐率。在此基础上,采用基于 FPGA 作为主控制器,设计实现一种基于eMMC 存储阵列的星载大容量存储器。由于具有低成本、集成度高、读写速率高、抗辐照能力强的特点,可以预见,基于 eMMC 芯片的大容量存储技术是未来小卫星星载存储设备发展及应用的趋势。

## 1 星载存储技术

由于地面站选址的限制,高分辨率对地观测光 学或 SAR 卫星在境外观测到的数据只能存储在星 载存储设备上,卫星过境时再将数据回放,因此需要 星载存储设备。

闪存芯片由于具有高集成度、高吞吐率、低功耗、非易失的特点是目前国内外主流的半导体存储器件。NAND Flash 与 NOR Flash 是 2 种主流的半导体存储技术。NAND Flash 具有更小的存储单元尺寸、更大的单片容量和更低的单位比特成本,能够实现更快的写入和擦除速度。但是 NAND Flash 的操作与管理难度较大,为保证其性能与可靠性,尤其是保证其在空间环境下的正常工作,需要采用一些关键的操作管理技术,包括: 坏块管理、纠错编/解

码、吞吐性能提升与文件管理等[1]。

同时由于 NAND Flash 单片容量有限,对于大容量高速率的应用需求需要多片并行处理,随着星载大容量固存对容量和数据吞吐率需求的快速提高,并行的片数达到 20 余片,这对于体积重量功耗受限的小卫星应用平台来说是极大的限制。而且 NAND Flash 芯片没有自主管理能力,没有统一协议的数十片 NAND Flash 芯片并行协同管理对星载大容量存储器的开发造成了巨大的困难。

值得说明的是,目前普遍使用的高速数传设备由于大容量存储需要并行使用多片 NAND Flash 芯片,对于超大容量有时需要多达 20 片,大量占用布板尺寸,这就造成了传统的高速数传设备需要区分出存储板、压缩板、基带板、电源板等多板卡的情况,造成目前设备集成度不高的缺陷。

### 2 eMMC 及其协议

eMMC 芯片是一种新型的存储芯片,是为了解决传统闪存芯片兼容性差、操作复杂度高、管理难度大的缺点由联合电子设备工程委员会(joint electron device engineering, JEDEC)组织的推动下制定的嵌入式存储设备的标准规范。图 1 给出了 eMMC 器件结构框图。其明显的优势在于将 NAND Flash 和主控芯片封装成一个微型芯片,对内自主完成内存管理,对外提供标准的接口。用户不需要处理复杂的NAND Flash 兼容性及纠错机制、平均擦写存储区块技术、坏块管理、掉电保护等复杂的闪存管理技术。

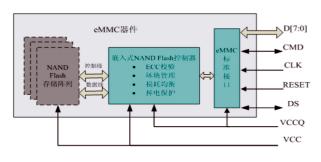


图 1 eMMC 器件结构框图

2013年9月,JEDEC组织推出了eMMC 5.0协议,该标准提出了最新的 HS400工作模式,在200 MHz的时钟下加入了双倍速率同步(double data Rate,DDR)模式,理论峰值达到400 MB/s。2015年2月,eMMC已经更新到了最新的5.1版本,在系统

管理、内部寄存器数值等方面进行了工程化的优化, 具有更高的性能与可靠性。

所有 eMMC 芯片都需要符合标准的协议,其接口信号定义如表 1 所示。因此其对外的信号接口及定义不随生产厂家以及芯片型号、芯片容量的不同而变化,具有较强的规范性和可移植性。

表 1 eMMC 芯片接口总线及定义

信号	I/O	定义	
D[7:0]	I/O	数据总线,可配置 1/4/8 bits	
CMD	I/O	命令/响应线	
CLK	I	时钟线,为器件提供时钟	
RESET	I	复位信号,用于硬件复位	
DS	O	数据锁存线,与芯片输出数据同步	
VCC	电源	内核电源电压	
VCCQ	电源	I/O 电源电压	

表 2 中给出了 eMMC 芯片在不同模式下的数据 吞吐率,可以看出在 eMMC 5.0 及 5.1 协议中的 HS400 工作模式,数据位宽 8 位,传输方式双边沿传 输,最高时钟频率可达 200 MHz,理论传输峰值可达 400 MB/s,满足目前大部分星载海量数据存取速度 需求。

表 2 eMMC 的读写速度

速度模式	数据位	时钟频率/	传输带宽/
还及快八	宽/位	MHz	$(MB \cdot s^{-1})$
MMC	1/4/8	0~26	26
高速 SDR	1/4/8	0~52	52
高速 DDR	4/8	0~52	104
HS200	4/8	0~200	200
HS400	8	0~200	400

## 3 基于 eMMC 的星载存储器设计

综上所述,基于 eMMC 的高集成度和易于开发管理的优势以及对传统星载存储器的升级备用,本文提出一种基于 eMMC 的新型适用于小卫星平台的大容量存储方案,具备如下功能:

- ·数据源接口速率不低于1Gb/s;
- ·存储器容量不小于4 Tb;
- ·采用 SAMSUNG 公司 MTFC64GAKAEEY-3M WT 芯片 4 片组成 eMMC 阵列作为存储单元,多片并行;
  - · 具备 DDR3 高速缓存模块:
  - ·星载控制器采用 FPGA,具备容错保护能力。

#### 3.1 硬件构成

系统选用三星公司的 MTFC64GAKAEEY-3M WT 作为存储芯片,容量为 512 GB,芯片符合 eMMC 5.1 标准,最高支持 HS400 速度模式。eMMC 存储模块采用 4 片组成阵列,主备独立,各个芯片共用时钟线、复位线、电源线,数据线、命令线独立并行连接至 FPGA,互不影响。总容量达到 512 GB×2×8=4 Tb,在 HS400 模式下,理论数据写入峰值为400 MB/s×4=1 200 MB/s。主处理器选用赛灵思公司的 Virtex-7 系列产品,该芯片有对应的国产器件可替代。同时,外挂 DDR3 芯片用作高速有效数据的缓存,提高数据的处理灵活性。

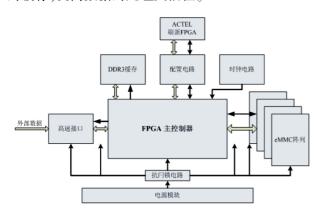


图 2 基于 eMMC 的星载存储器框图

#### 3.2 基于 FPGA 的控制器设计

eMMC 阵列逻辑设计是 FPGA 控制器的核心,这里按功能模块划分为初始化模块、传输控制模块、命令接口模块、阵列同步处理模块以及 eMMC 读写控制模块。

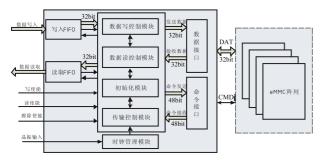


图 3 FPGA 控制器框图

#### 3.2.1 模块设计

初始化模块完成 eMMC 设备的上电识别、地址分配与总线测试功能以及系统工作模式配置。初始

化模块在 eMMC 设备上电后首先完成初始化为设备分配设备相对地址 (relative device address, RCA),完成校验后配置总线速度到 HS400 模式。需要注意的是,在初始化操作中使用命令线 (comand line,CMD 线)完成芯片与主机的交互,配置的时钟频率为 0~400 KHz,切换到 HS400 模式后工作时钟需要切换到 200 MHz。初始化及模式切换的流程如图 4 所示。

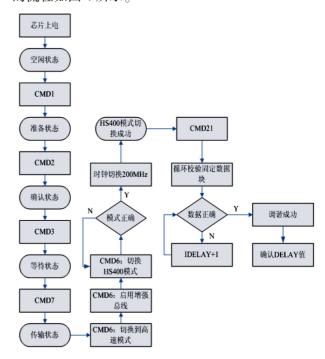


图 4 初始化流程图

传输控制模块接收到初始化完成信号后,便可以开始数据传输操作了。传输控制模块主要功能便是根据系统要求进行数据的写入、读取以及擦除操作。数据传输模块完成数据的写入和读取,系统的设计基于 HS400 工作模式,数据位宽为 8 位,数据块大小为512 Bytes,采用 DDR 方式在时钟上升沿和下降沿都进行数据传输。字节的高位到低位依次通过数据线传输。在数据块后边附带 2 个 CRCl6 校验,上升沿校验上升沿数据,下降沿校下降沿数据。

命令接口模块主要完成命令和串并转换。将48 bits 并行命令转换为串行命令发送到 eMMC 设备。同时将 eMMC 设备返回的串行响应转换为并行响应数据,然后将响应传输给初始化模块或传输控制模块。

#### 3.2.2 阵列同步设计

多片 eMMC 的并行存储阵列读取数据时,由于

各芯片响应的时延不同,因此需要缓存对数据进行 同步操作。在数据量大时,可以采用外部 DDR3 作 为缓存。

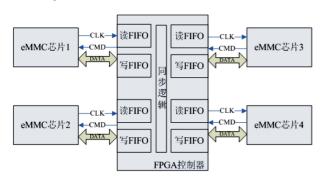


图 5 阵列同步逻辑设计

如图 5 所示,本设计中采用 FPGA 内部的 FIFO 作为缓存,根据 eMMC 5.1 规范将其配置为深度 256,宽度 16 bits 的数据块。在数据写入过程中,判断 FIFO 的写满信号,当例化的所有 FIFO 都未写满时开始向 FIFO 中同步写入数据,当所有 FIFO 中数据为512 字节则从 FIFO 中读取数据写入 eMMC 中。读取数据的过程也是相似的,通过判断读空信号在所有 FIFO 中均有数据时同时给出读使能同步读出数据,否则任何一块 FIFO 读空则不能使能所有 FIFO。

## 4 星载容错保护设计

由于 eMMC 器件内部设计了错误检查和纠正 (error correcting code, ECC) 机制,能在一定程度上保证存储芯片内部数据的可靠性,而目前常规使用的控制器为 SRAM 型 FPGA,其作为可编程器件,对空间辐射效应敏感,因此,需要对 FPGA 设计的控制器进行容错加固设计。

#### 4.1 单粒子翻转容错设计

根据前面基于 FPGA 控制器的功能设计,主要包括芯片初始化、数据读写控制、命令接口、芯片阵列同步控制以及异步数据读写 FIFO 控制等功能,根据其逻辑资源特点分为 RAM 类及状态机两大类。

对于 RAM 类资源,在写入数据和读取数据过程中当发生单粒子翻转效应时,将导致一位或多位数据翻转,从而造成数据异常。因此在星载环境下需要对其进行容错处理。

根据控制器的功能模块划分,在 RAM 资源的利用中以下重点信号需要进行防错设计,以保障数据的正确性。

表 3 需防错设计信号列表

信号名称	所属模块	功能	位宽/bit
写人数据块	阵列同步	缓存待写人数据	16
<b>与八</b> 数165天	件列刊少	阵列同步	10
<b>注取粉扫</b> 井	<b>财</b> 和目止	缓存已读出	16
读取数据块	阵列同步	数据阵列同步	16
数据地址	写控制	读取数据的	22
映射读地址	读控制	芯片物理地址	32
信 bib Li	口护州	写入数据的芯片	22
写地址	写控制	物理地址	32

对上述信号采用信息冗余技术(EDAC)完成数据的检错及纠错。在数据传输前进行编码,添加冗余信息,在数据传输完成后进行解码,纠正数据传输或者操作过程中造成的数据错误。采用汉明码完成对数据的检错纠错。

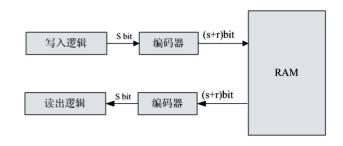


图 6 RAM 的检错纠错设计

eMMC 接口控制逻辑中,存在多个状态机,如初始化、数据读写控制等,可以通过三模冗余技术 (triple modular redundancy, TMR) 实现状态寄存器 进行容错保护设计,保证状态机工作的稳定性和可靠性。

表 4 状态机三模冗余列表

信号名称	所属模块	功能	位宽/bit	
初始化状态	初始化	与芯片交互完成 初始化,将芯片驱 动到 HS400 模式	4	
工作模式	传输控制	根据芯片反馈的 数据判断数据读 写是否成功	3	
文件管理	传输控制	存储文件列表与地址的映射关系	32	

三模冗余通过对需要加固的单元或者模块进行 三备份设计,3 份模块完全相同且同时工作,在模块 输出端增加表决器进行表决输出,有效地屏蔽一个 模块产生错误而对电路造成的影响,相当于通过扩 大电路面积减小单粒子翻转效应对电路的影响,从 而提升了模块的可靠性。

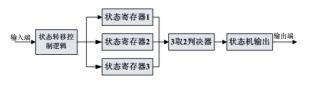


图 7 状态机的 TMR 设计

在 FPGA 软件设计的基础上,硬件上采用目前应用较多的配置刷新电路。配置管理电路如图 8 所示。系统上电后控制芯片从外部存储芯片导入配置文件到 FPGA,完成配置后回读比较 FPGA 帧地址寄存器、状态寄存器以及配置锁存器中的数据,如果相同则重复进行回读比较流程,否则对配置寄存器重新设置,从外部存储芯片中重读执行配置数据写人和刷新,保证对已发生的翻转进行纠正。

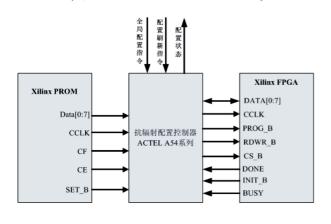


图 8 配置刷新框图

#### 4.2 单粒子闩锁保护设计

单粒子闩锁事件采取的措施是增加抗闩锁保护电路,有效地检测和解除闩锁故障。与单粒子翻转

(single event upsets, SEU)相比,单粒子闩锁(single event latch-up, SEL)是硬错误,将引起器件中产生大电流,这个电流可能会高过器件典型操作电流几个量级并在其内部产生相当高的温度,如果不及时进行补救将会对器件甚至单机产生永久性的损害。

消除 SEL 的办法主要是实时的监测电流,在大电流发生后进行限流或者对设备进行自动关断和重启电源进行自恢复。

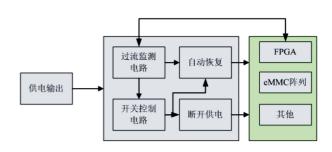


图 9 单粒子闩锁防护框图

供电输出通过过流监测电路和开关控制电路后 判断为后端星载存储器相关部件供电。当过流监测 电路判断过流,开关控制电路控制电路断开切换电 源输出,并保持切换电源的状态,此时自动恢复供电 电路开始计时,当延时到设计时间后自动恢复电路 给出恢复供电信号,系统恢复供电,单粒子闩锁故障 得以及时处置和解除。

## 5 结 论

本文探讨小卫星采用 eMMC 芯片作为星载大容量存储设备的可行性,利用 4 片 eMMC 芯片实现容量达到 4 Tb,数据吞吐量大于 1 Gb/s 的星载大容量存储设备。同时,在软件及硬件方案中开展了抗空间辐射的安全性设计,设计结果表明该技术方案具有高集成度、低成本、高数据吞吐率的优点,在要求高效费比、产品快速开发的小卫星商业航天领域会有更为广阔的应用空间。

## 参考文献:

- [1] 吴中杰. 星载数据路由复接与存数技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016;39-40 WU Zhongjie. Research of On-Board Date Routing Multiplexing and Storate[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016; 39-40 (in Chinese)
- [2] 郝培杰, 徐冰霖, 卢晓东, 等. 卫星单粒子闩锁异常的诊断与自动报警[J]. 飞行器测控学报, 2014, 6: 512-517

- HAO Peijie, XU Binglin, LU Xiaodong, et al. Diagnosis and Automatic Alarm of Single Event Latch-up Anomaly of Satellites [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2014, 33(6):512-517 (in Chinese)
- [3] 李攀. 基于 eMMC 的星载大容量存储关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017:1-50 LI Pan. Research of Key Technologies of On-Board Mass Storage Based on eMMC[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017: 1-50 (in Chinese)
- [4] 张耀军. 基于 FPGA 的高速 eMMC 阵列控制器的设计与实现[D]. 西安:西安电子科技大学,2015: 10-35 ZHANG Yaojun. High-Speed eMMC Array Controller Based on FPGA Design and Implemention[D]. Xi'an: Xidian University, 2015: 10-35 (in Chinese)
- [5] BAE M, DU J, KIM H, et al. Design of Pre-Processor for Effective Analysis of Emmc Protocol [C] // International Conference on Electronics, Information, and Communications, 2016
- [6] D'ALESSIO M, POIVEY C, FERLET-CAVROIS V, et al. SRAMs SEL and SEU In-Flight Data from PROBA-II Spacecraft[C] // European Conference on Radiation and ITS Effects on Components and Systems, 2013: 1-8
- [7] 马寅. 航天用 SRAM 型 FPGA 抗单粒子翻转设计[J]. 航天器环境工程,2011, 12: 551-557

  MA Yin. SEU-Tolerant Design of SRAM FPGA for Space Use[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 12: 551-557 (in Chinese)
- [8] 徐远超. eMMC 可靠性分析与增强对策研究[J]. 计算机应用研究,2017,34: 3367-3373

  XU Yuanchao. Analyzing and Enhancing Reliability of eMMC Devices[J]. Application Research of Computers, 2017, 34: 3367-3373 (in Chinese)
- [9] 顶朋程. 基于 SRAM 型 FPGA 的抗单粒子效应容错技术的研究[D]. 兰州:西北师范大学,2013: 25-55
  DING Pengcheng. Research on Fault-Tolerance Techniques Against Single Event Effects for SRAM-Based FPGAs[D]. Lanzhou:
  Northwest Normal University, 2013: 25-55 (in Chinese)
- [10] 张伟功, 邱庆林, 荣金叶. 高可靠性大容量星载存储器的设计与研究[C] // 第十四届全国容错计算学术会议, 北京, 2011

ZHANG Weigong, QIU Qinglin, RONG Jinye. Research and Design on High Reliability Mass Capacity Memory Based on NAND Flash [C] // The 14th China Fault-Tolerant Computing, Beijing, 2011 (in Chinese)

## Research on New Mass Storage Based on eMMC for Small Satellite

```
TAN Weifeng<sup>1</sup>, WANG Gan<sup>1</sup>, DOU Jiao<sup>1</sup>, CUI Yaozhong<sup>2</sup>

(1.DFH Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China;
(2.China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710000, China)
```

**Abstract:** A research on the widely used on-board storage is taken on the demand of the mass storage, low cast and highly integrated for small satellite. Study on the difference of the manage way, read/write rate and reusability shows a better way to establish mass storage using eMMC that can self-managements and error rectify to instead the FLASH array. According to the analysis on features of the eMMC and the space radiation environment study on the fault-tolerant reinforcement technology for on-board memory on eMMC was taken. A study on HS400 of eMMC 5.1 the data rate can be 400 MB/s. Based on all that a new mass on-board eMMC array with FPGA controller is designed which are highly integrated and fault-tolerant able for small satellite.

Keywords: small satellite; on-board mass storage; embedded multi media card; fault-tolerent; high throughput rate

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec. Vol.38

2020 Supplement

## 一种适应卫星网络的 DTN 分组路由策略

毛一丁, 田洲, 赵雨, 孙汉汶, 徐伟琳, 赵毅 (中国空间技术研究院西安分院, 陕西 西安 710100)

摘 要:在空间延迟容忍网络(DTN)中,由于卫星节点运行轨道的限制,造成节点运动并不具有典 型随机性。节点间历史接触时间的长短和未来接触的概率往往存在正相关,并且根据卫星运行轨 道的异同,接触的可能也存在较大差异。针对以上特点,结合现有 DTN 路由算法的优势,设计了一 种基于历史信息统计的 DTN 分组路由策略,通过将卫星节点按运行轨道分组,并结合历史接触时 长计算接触概率,以适应卫星网络节点运动场景,使接触概率预测更加准确,进而提高消息下一跳 选择的准确性。仿真结果表明,该路由策略与现有路由算法相比,具有较低的缓存消耗,并有较高 的消息投递率和较优的投递时延。

关键词:延迟容忍网络(DTN);分组路由;接触概率

中图分类号:TP393 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0113-07

由于卫星运动轨道、卫星所具备的星间链路数 量等因素限制,在由多颗卫星组成的空间自组织网 络中,卫星与卫星之间、卫星与地面站之间并不能保 证是长连通的,链路可能呈现出大时延、间断可用和 双向带宽不对称等特点。这一系列特点使得空间自 组织网络中任意2个节点之间不一定时刻存在端到 端连接,不能满足 TCP/IP 协议要求的通信基本条 件,从而使其满足延迟容忍网络(delay tolerant network, DTN)的典型网络特征[1]。DTN的延迟容 忍性主要体现在对消息的"存储-携带-转发"过 程[2].将原本建立端到端连接并传输数据的方式, 转化为由多个中间节点转发的"跳到跳"的方式传  $\hat{\mathbf{m}}^{[3]}$ 。例如,对于一个由源节点 S、目的节点 D 和其 余若干个节点组成的典型 DTN 中,假设其中所有节 点的运动都是随机的。在 $t_1$ 时刻,源节点S需要向 目的节点 D 传递数据,但此时 S 到 D 不存在端到端 路径,因此S将数据传递给与自己存在连接关系 (接触)的节点 A, 但此时节点 A 也不存在合适的传 递机会,于是将数据保存在自己的缓存中,并通过运 动等待传递机会的产生。当 $t_2$ 时刻时,节点A与节 点 B 接触,将数据传递给节点 B。以此类推,经过多 轮节点运动和消息传递后,最终将消息传递给目的

节点 D, 完成传输。

DTN 中目前已有许多经典的路由算法。例如, Epidemic 算法采用泛洪机制,当2个节点相遇时,他 们会相互传递对方不携带的数据[4];PRoPHET 算法 会统计历史连接概率,当节点接触时,通过比较历史 概率信息而确定路由[5]; Spray and wait 算法会控制 网络中消息的副本数量,以避免过度泛洪造成的网 络拥塞[6]:另外还有 FirstContact、Earliest-Delivery 等 算法,在网络中没有消息副本产生,但同时投递成功 率也较低[7]。对于空间延迟容忍网络,卫星节点往 往并不是漫无目的随机运动的,每颗卫星都有他们 相对固定的运动轨迹,甚至经常存在几颗卫星运动 于同一轨道的不同位置且相互间相对位置固定。这 一行为特征造成了空间卫星延迟容忍网络与传统 DTN 具有明显差异:由于运动轨道的限制,网络中 任意2个节点可能长期连通,也可能永无接触机 会<sup>[8]</sup>。传统的 DTN 路由协议虽能兼容这一差异,但 在路由设计和选择上并没有利用这一特点进行增强 设计。

本文对空间延迟容忍网络中节点运动具有规律 性这一特点加以利用,在 PRoPHET 算法历史连接 概率思想的基础上,通过统计节点间历史连接时长 对节点历史连接计算方式进行修正,以获得更加准确的传递概率信息,实现在低资源消耗前提下提高投递率的目的。

### 1 相关工作

PRoPHET 是由 Lindgren 等提出的一种基于历史连接信息的概率路由,其主要思想是通过历史连接的统计计算接触概率,并将消息传输到接触概率更大的节点。这一路由算法避免了泛洪路由对消息的盲目复制,通过合理控制网络中消息副本数量,实现路由性能提高的同时降低网络拥塞发生的可能。

定义  $P(A,B) \in (0,1]$  为节点 A 与节点 B 的接触概率, PRoPHET 通过以下  $(1) \sim (3)$  式对接触概率进行更新。

当 2 个节点接触时,通过(1)式进行概率更新, 以提升两节点的接触概率。

$$P(A,B) = P(A,B)_{\text{old}} + (1 - P(A,B)_{\text{old}}) \times P_{\text{init}}$$
(1)

式中,  $P_{\text{init}} \in (0,1]$  是一个初始化常数, 表示起始状态的默认概率。

若节点  $A \cap B$  经过一段时间后没有接触,则他们之间的接触概率以(2)式的方式进行衰减。

$$P(A,B) = P(A,B)_{\text{old}} \times \gamma^{k}$$
 (2)

式中: $\gamma$ 是衰减系数,表示概率衰减的快慢程度;k表示从上次接触到本次接触的时间间隔。

接触概率在节点之间具有传递性。2 个不接触 节点之间的接触概率可通过一个相互之间都接触的 节点进行传递和提升,如(3) 式所示。其中 $\beta$ 是传 递因子。

$$P(A,B) = P(A,B)_{old} + (1 - P(A,B)_{old}) \times$$
  
 
$$P(A,C) \times P(B,C) \times \beta$$
 (3)

## 2 基于历史信息统计的分组路由策略

PRoPHET 算法在空间延迟容忍网络中的局限性体现在,用于计算接触概率的历史连接信息是以接触次数作为统计样本的,即 2 个节点每一次成功接触,无论接触时长如何,均作为一次有效连接计人概率计算的样本中。而在空间延迟容忍网络中,2 个卫星节点由于运动轨道的限制,每次接触可能持续较长时间,此时若仍然将这一接触记为一次有效

连接,则无法体现出节点拓扑的持续性,甚至可能存在2个节点一直连接,但连接次数却明显低于其他节点的情况,在计算接触概率时,这种长时间高质量的连接情况就被忽略掉了<sup>[9]</sup>。若结合网络特点,设计适用于空间自组织网络的改进路由算法,则可以在降低负载的同时获得更优的性能<sup>[10]</sup>。

#### 2.1 接触概率的计算

为了实现基于历史接触时间的概率计算,需对节点每次接触时长进行统计。定义  $A \setminus B$  两节点历

史接触时长的总和 $D_{AB} = \sum_{i=1}^{n} (t_{AB\_end}(i) - t_{AB\_start}(i))$ ,其中 $t_{AB\_end}(i)$  和 $t_{AB\_start}(i)$  分别表示节点A 和B 在第i 次接触时的结束时间和开始时间。若使用 $T_{old}$  表示到本次接触前网络运行的总时间,使用 $t_{AB\_eur}$  表示A、B 节点本次接触的时长,则经过当前接触后,A、B 两节点接触时长占总时长的比例可表示为

$$\eta = \frac{D_{AB} + t_{AB\_cur}}{T_{old} + t_{AB\_cur}} \tag{4}$$

式中, $\eta \in (0,1]$ 。通过将接触时长占比引入接触概率的计算,得到按接触时长累计的接触概率提升计算公式

$$P(A,B)_{\text{new}} = P(A,B)_{\text{old}} + (1 - P(A,B)_{\text{old}}) \times \eta$$
 (5)

当节点 A 与某一中继节点 M 接触时, A 可通过获知中继节点 M 与目的节点 B 之间的接触概率 P(M,B) 来更新自身到达目的节点 B 的概率。(6) 式说明了传递性对概率的更新方式。

$$P(A,B)_{\text{new}} = P(A,B)_{\text{old}} + (1 - P(A,B)_{\text{old}}) \times P(A,M) \times P(M,B) \times \beta$$
(6)

若当前节点 A 一段时间没有与任何节点接触,则他到达其他节点的接触概率会随着时间的增长而降低。由于空间网络节点运动的规律性和周期性,节点运动到轨道的某一位置时确有可能在一段时间无法与其它节点接触,又因为节点公转周期较长,若使用两次接触的绝对时间间隔 t 作为衰减指数,则易导致接触概率衰减过快从而过早趋近于0,不利于后续接触概率的恢复。为适应这一问题,在计算接触概率的衰减时将节点公转周期归一化,以未接触时间与公转周期的比值作为衰减指数,得到接触概率的衰减公式,如(7) 式所示。

$$P(A, *)_{\text{new}} = P(A, *)_{\text{old}} \times \gamma^{\frac{t}{T}}$$
 (7)

式中:  $\gamma \in (0,1)$  为衰减系数,一般可取 0.5;  $\frac{t}{T}$  为当

前节点 A 不产生接触时长 t 与运动周期 T 的比值。

考虑到空间自组网节点处理能力的限制,以上 所述接触概率更新方式中,(5)式和(6)式一般在两 节点接触断开时更新,若两节点接触时间很长,为了 更加精确,也可在接触中周期性更新;(7)式可在发 生下一次接触前对概率进行更新。

#### 2.2 路由策略

#### 1)卫星节点的分组

空间自组织网络与其他自组网的最大不同之处在于,空间自组织网络中的卫星节点一般都具有固定的已知运动轨道,且通常情况下同一个轨道上往往存在不止一颗卫星。对于运动在同一轨道上的卫星节点来说,若不考虑外部扰动因素,他们之间的相对位置是恒定不变的。从这一特点引申可知,对于同一轨道的任意2个卫星节点,他们之间的接触关系仅限于"长连通"或"不连通"2种。因此,按运动轨道对空间自组网节点进行分组,可达到简化路由的目的。

#### 2)组内消息的传递

根据上节分析可知,组内节点之间的相对运动并不存在随机性,故随着时间的推移,任意两节点间的接触概率无限趋近于1,或无限趋近于0。又由接触概率的传递性公式知,若2个不接触的节点与第三节点分别两两接触,则这两个节点间的接触概率也会随之上升,且更靠近于1。基于以上两点,对于一个目的为组内节点的消息,若仅通过组内节点进行消息传递,结果就简化为"一定可达"和"一定不可达"两种,这对于资源受限的卫星节点可减轻计算压力,工程上更易实现。

#### 3)组间消息的传递

对于位于不同轨道的任意 2 个节点,虽然他们之间的接触概率并不像同一轨道内节点只具有 2 种特例,但仍然与接触时长存在正相关。例如,对于分别在夹角为 45°的 2 个轨道面上的 2 颗卫星之间的接触时长,显然长于分别在夹角为 90°的 2 个轨道面上的 2 颗卫星。

如果被传递消息的目的节点不在组内,或目的 节点虽在组内但通过组内传递不可达,则必然会发 生组间传递。此时选择消息下一跳节点的依据即为 根据历史接触信息统计计算得出的接触概率。

消息在组间传递还面临另一个问题。组内传递时,由于同一轨道上的所有卫星运动速率和方向均为一致的,因此只要知道消息"可达",即使不知道

目的卫星的位置,也可将消息逐跳传递至目的节点。但在组间传递时,由于节点之间的接触可能均为概率事件,并不能保证一定正确传递,且随着组间跳数的增加,正确传递的概率随之减小。并且由于卫星公转周期较长,若当前周期没有与目的组间卫星相遇,下一次相遇机会可能需要等待很长时间。以上两点原因决定了若消息只有一份副本,无法正确传递的风险很大。

为降低这一风险,可在组内对需要出组的消息复制多份副本分别由多个卫星节点携带,并按各自维护的接触概率传递。但消息的副本数不宜过多和过少,过多容易造成拥塞,而过少则无法达到复制副本的目的。解决这一矛盾可采用"简单计数协议"[11]以实现对消息副本数量的控制:当节点连续遇到 c 个不携带该副本的节点时,则向该节点复制一份副本;当节点连续遇到 d 个携带该副本的节点时,则删除接触节点的副本。这一协议不仅实现了组内消息副本的数量可控,并且使副本在组内节点的分布较为均匀,不会发生小范围聚集的情况。由于同一轨道卫星数量并不会太多,所以对 c、d 值的确定也较为容易。

#### 2.3 路由实现

为了实现以上路由策略,在对网内所有节点编址(编号)时应明显标识节点所在的分组。例如,使用一个 UINT16 大小的空间保存节点自身地址,其中高 8 位标识节点所在分组,低 8 位标识节点在组内的地址。这一编址方式在消息寻址时可方便地区分消息的目的地址位于组内还是组外。

除了节点自身地址外,实现路由策略还需要每个节点存储接触时长和历史接触概率,具体如表 1 所示。

表 1 节点存储的信息及含义

	次1 [////]			
参数	格式	含义	备注	
address	UINT16	节点自身地址	高 8 位标识 组号;低 8 位 标识节点在 组内的地址	
p_list	list <uint16,float></uint16,float>	表示节点与其 他节点的历史 接触概率	以列表形式 存储	
t_list	list <uint16,int></uint16,int>	表示节点与其 他节点的历史 累计接触时长	以列表形式 存储	

节点概率更新过程如图 1 所示。节点周期性广播发送 Hello 消息,当收到其他节点发送的 Hello 消息时,便启动一个计时器用于计算接触时长;当连续 2 个周期未收到对方 Hello 消息则停止计时,并更新 t\_list 中存储的时长信息。一般地,当 2 个节点接触 断开时即时计算两节点间新的接触概率。但若两节点一直存在接触,为了更准确地获得接触概率,也可定时对概率值更新。

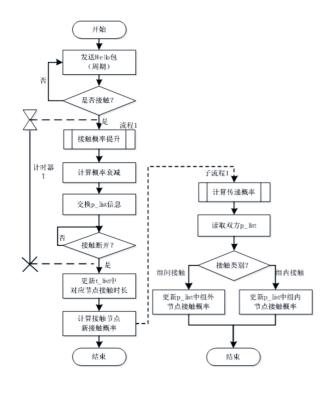


图 1 节点概率更新流程

两节点接触时,会互相交换 p\_list 信息。当两节点断开接触后,根据二者 p\_list 信息使用(6)式更新接触概率。由于前述卫星节点运动轨道的特性,对接触概率的更新需分情况进行:若接触的节点是组外节点时,只更新组外节点的概率;若接触节点是组内节点时,只更新组内节点的概率,以避免组外节点对组内传输概率的干扰。

消息除了包含自身净荷外,还应携带自身 ID、节点地址、计数信息和产生时间戳等信息,具体如表 2 所示。其中消息 ID 和源地址用于标识消息的唯一性,目的地址用于寻址,而产生时间戳则用于指示消息在网内传输超时删除的时间。

表 2 消息携带的基本信息

	₹ Z	<b>用总货币的基本</b> 值。	<u> </u>
参数	格式	含义 备注	
ID	int	消息自身 ID	
src_address	UINT16	消息源节点地址	对 应 节 点 address 字段
$dst_address$	UINT16	消息目的节点地址	对应节点 address 字段
сору	UINT16	消息阈值计数	用于"简单计数 协议"连续遇到 携带/不携带数。 高 8 位标识数 续携带节点数; 低 8 位标识数 续携带节点数;
timestamp	int	消息产生的时间戳	原始时间,消息 复制后仍置为 初次产生时间

一个消息如何传递,首先与当前正在接触的节点所属组有关。如果本节点与接触节点属同一分组,则执行组内传递流程,如图 2 左分支所示。节点读取自身消息列表,判断每个消息的目的节点是否属于本组,并从自身 p\_list 中查询目的节点是否可达。只有目的节点属于本组且可达的消息才直接进行传递,否则将消息放入组间传输列表并执行子流程1。执行子流程1时,判断每个消息阈值计数器的值,若满足"简单计数协议"的阈值条件,则复制或删除消息副本,以使组内各节点中消息副本数可控且均匀分布;如果本节点与接触节点属不同分组,则执行组间传递流程,如图 2 右分支所示。对于每一个需要组外传递的消息,节点从自身及交换的p\_list中分别查询消息到达目的地址的接触概率,并将消息保留在接触概率较大的节点中携带。

由于 DTN 网络特性限制,消息是否已正确投递的响应无法在网内实时传播,因此为了避免拥塞,对网内仍存在的消息副本需要一个删除机制。删除机制分为两种:当节点存储空间充足时,根据消息产生时间戳设定超时周期,若当前时间已超该周期,则删除该消息副本,超时周期一般可选择为当前卫星公转周期;当节点存储空间不足时,应从产生时间戳较

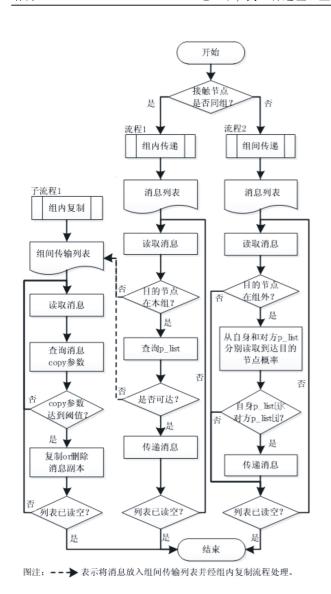


图 2 消息传递流程

小(产生较早)的消息开始丢弃,因为消息产生的越早,网内已有消息副本和传递经历,也就有更大的成功投递可能。

## 3 仿真校验

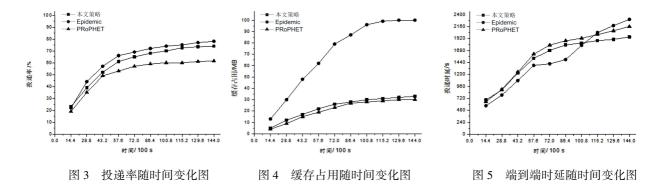
通过采用 STK 构建仿真场景,利用 OPNET 对基于历史信息统计的分组路由策略进行仿真,并与PRoPHET 和 Epidemic 路由算法进行对比。仿真场景包含 18 颗卫星,分布于 4 个不同的 LEO 轨道上,每个轨道卫星数分别为 5,5,4,4,轨道高度均为790 km。仿真中消息产生间隔设置为 5~20 s,每次产生消息占用缓存控制在 50~200 kB 之间。由于

同一轨道中卫星数量较少,所以简单计数协议中c和d的值均设置为2。

图 3 与图 4 分别为投递率随时间变化的仿真结 果和缓存占用随时间变化的仿真结果,仿真时间均 为 14 400 s。根据投递率仿真结果,本路由策略稍 劣于 Epidemic,但明显优于 PRoPHET。从路由算法 特性上分析, Epidemic 由于采取泛洪机制, 每当有接 触机会时即复制消息,因此在投递率上有明显优势。 本策略由于基于节点历史接触时长对接触概率进行 计算,在卫星运动这一场景下相比 PRoPHET 投递 率有明显提升。而对应缓存占用仿真, Epidemic 由 于其特性缓存占用持续上升,在到达 10 080 s 时缓 存占用已接近仿真设置的最大缓存 100 MB.进而可 知从该时刻开始,由于新消息持续产生及旧消息不 能及时投递完成, Epidemic 将出现大量丢包, 网络开 销也将处于较高水平。而本路由策略由于采取了简 单计数协议等副本数量控制措施,相对同为多副本 的路由算法 PRoPHET,缓存占用基本处于同一水 平,且缓存的消耗也能够满足空间电子产品一般设 计要求,不会因缓存空间需求导致存储器件成本的 急剧增加。

图 5 为 3 种路由算法端到端投递时延随时间变化仿真结果,其中在仿真开始阶段,3 种算法时延基本均为接近线性的方式增长,且差距不大。自5 760 s开始,Epidemic 算法投递时延出现了一段平缓期,且时延水平为三者最优,这是由于该协议泛洪的机制造成消息较易投递。但从 10 080 s 起,其时延开始大幅增长的原因是该算法此时起已占满缓存空间,开始大量丢弃消息,消息不能按照算法设计的投递方式完成投递。本路由策略和 PRoPHET 算法在仿真全阶段的投递时延均保持单调增长的特性,在经过仿真初期投递时延均保持单调增长的特性,在经过仿真初期投递时延的快速增长后均转为缓慢增加,逐渐趋于稳定,基本可代表在该场景下长期运行的平均投递时延。由于针对节点运动特性进行了特别设计,本路由算法相对于 PRoPHET 在后期投递时延上具有一定优势。

综合各个指标考虑,本文设计的基于历史信息 统计的分组路由策略在缓存占用相对较低的条件下 在投递率和投递时延方面具有一定优势,符合卫星 载荷产品在资源消耗和成本控制方面的需求,也验 证了本路由策略的有效性。



## 4 结 论

本文针对卫星节点运动特点,结合节点分组和 历史连接时长的概率计算等信息,设计了基于历史 信息统计的分组路由策略。通过节点分组和消息在 组内、组间传递采取的不同策略,并控制网络中消息 副本数量,使节点缓存消耗较低的情况下获得了投 递率和投递时延等指标的提升。进一步工作可结合 吞吐量、传递方向等信息,将接触概率由历史信息统 计转变为对未来接触的预测,并对需投递的消息进 行重新排队按需投递,进一步提高路由算法性能。

### 参考文献:

- [1] LINDGREN A, DIOT C, SCOTT J. Impact of Communication Infrastructure on Forwarding in Pocket Switched Networks [C] // Proceedings of the 2006 SIGCOMM Workshop on Challenged Networks Pisa, 2006: 261-268
- [2] ABABOU M, KOUCH R E, BELLAFKIH M, et al. Energy-Efficient routing in Delay-Tolerant Networks [C] // 2015 Third International Workshop on RFID and Adaptive Wireless Sensor Networks, 2015
- [3] 苏金树, 胡乔林, 赵宝康, 等. 容延容断网络路由技术[J]. 软件学报, 2010, 21(1): 123-136 SU Jinshu, HU Qiaolin, ZHAO Baokang, et al. Routing Tecniques on Delay/Disruption Tolerant Networks[J]. Journal of Software, 2010, 21(1): 123-136 (in Chinese)
- [4] JONES E, LI L, WARD P. Practical Routing in Delay-Tolerant Networks [C] // Proceeding of the SIGCOMM Workshop on Delay-Tolerant Networking, Philadelphia, 2005: 237-243
- [5] LINDGREN A, DORIA A, SCHEL'EN O. Probabilistic Routing in Intermittently Connected Networks [C] // SIGMOBILE Mobile Computing Communications Review, Los Angeles, 2003: 19-20
- [6] SPYROPOULOS T, PSOUNIS K, RAGHAVENDRA C S. Spray and Wait: an Efficient Routing Scheme for Intermittently Connected Mobile Networks [C] // Proceedings of the 2005 ACM SIGCOMM Workshop on Delay-Tolerant Networking, Philadelphia, 2005: 252-259
- [7] ZHANG X, NEGLIA Q, KUROSE J, et al. Performance Modeling of Epidemic Routing[J]. Computer Networks, 2007, 51 (10); 2867-2891
- [8] XU W, JIANG M, TANG F, et al. Network Coding-Based Multi-Path Routing Algorithm in Two- Layered Satellite Networks[J]. IET Communications, 2017, 12(1): 2-8
- [9] VELLAMBI B N, SUBRAMANIAN R, FEKRI F, et al. Reliable and Efficient Message Delivery in Delay Tolerant Networks Using Rateless Codes [C] // Proceedings of the 1st International Mobisys Workshop on Mobile Opportunistic Networking, San Juan Puerto Rico, 2007: 91-98
- [10] 邓广宏,曹万华,张剑,等. DTN 网络环境下基于蚁群算法的数据编码分发[J]. 电子学报, 2014, 42(8): 1636-1641 DENG Guanghong, CAO Wanhua, ZHANG Jian, et al. Data Dissemination Mechanism with Network Coding Based on Ant Colony Algorithm in DTN Environment[J]. Acta Electronica Sinica, 2014, 42(8): 1636-1641 (in Chinese)
- [11] BRENTON D W, JOEL K G, CLANCY T C. Analysis of Simple Counting Protocols for Delay-Tolerant Networks [C] // Proceedings of the 2nd ACM workshop on Challenged Networks, Montreal, 2007; 19-26

## A DTN Packet Routing Strategy for Satellite Networks

MAO Yiding, TIAN Zhou, ZHAO Yu, SUN Hanwen, XU Weilin, ZHAO Yi (China Academy of Space Technology(Xi'an), Xi'an 710100, China)

Abstract: In the space delay tolerant network (DTN), the node motion is not typically random due to the limitation of the orbit of the satellite. There is a positive correlation between the length of historical contact time and the probability of future contact between nodes, and according to the similarities and differences of satellite orbit, the possibility of contact is also quite different. This paper aims at the above characteristics, combined with the advantages of existing DTN routing algorithms, designed a DTN packet routing strategy based on historical information statistics. By grouping satellite nodes into operational orbits, the contact probability is calculated by the historical contact time, and adapt to the motion of satellite network. To get more accurate contact probability predict, and improve the accuracy of next hop selection. The simulation results show that compared with the existing routing algorithm, this routing strategy has lower cache consumption, higher message delivery rate and better delivery delay.

Keywords: delay tolerant network (DTN); packet routing; contact probability

Dec.

2020 Supplement

Vol.38

MoSi。涂层制备对于双组元离心发动机的影响分析

张榛<sup>1,2</sup>, 蔡坤<sup>1,2</sup>, 贾中华<sup>3</sup>, 王娜<sup>3</sup>, 虞育松<sup>4</sup>, 汪凤山<sup>1,2</sup>, 毛晓芳<sup>1,2</sup> (1.北京控制工程研究所, 北京 100190; 2.北京市高效能及绿色宇航推进工程技术研究中心, 北京 100190; 3.航天材料及工艺研究所, 北京 100076; 4.北京交通大学 动力与能源工程实验中心, 北京 100044

摘 要:涂覆在双组元发动机推力室表面的  $MoSi_2$  涂层可以有效地防止金属基材在高温氧化氛围下形成低熔点的金属氧化物。通过真空离子镀和包渗硅化的制备方法,可以令  $MoSi_2$  涂层更加致密和均匀,大大提高了涂层性能。其涂层试片在 1800% 的静态高温下可以耐受 20~h 以上,远远优于传统挂浆和喷涂法制备的试片耐温指标。同时,该工艺方法制备的涂层表面更加光洁致密,在这种条件下更容易令冷却液膜铺展和生存,也更有利于实现液体蒸发换热,以实现发动机燃烧室头部的高效冷却。 经实验验证,涂覆了该涂层的发动机在喉部 1400% 以上的点火温度下,头部温度仅约 100% ,并顺利通过了累计 4 万秒的寿命摸底考核,这对于发动机性能提升和延寿有重要意义。但是,在  $MoSi_2$  涂层的制备过程中,钼层的厚度和均匀性控制以及包渗硅化工艺的匹配性都会对发动机可靠性有着重要影响。一旦有钼层残留在涂层内部,就会导致涂层扩散层结构异常,严重影响涂层的结合性和热匹配性,在点火中产生贯穿性裂纹而失效。失效位置往往位于推力室喉部下游,因为该位置较大的温度梯度和相对贫氧的环境导致涂层内部产生应力裂纹并难以自愈合。针对这个问题,必须通过控制钼层厚度、延长包渗时间和称重法检测等措施,以保证钼层足以形成足够厚度的涂层,同时实现完全的硅化而没有残留。通过这些措施可以提高涂层制备质量,保证发动机的工作可靠性。

关 键 词:双组元离心式发动机;MoSi<sub>2</sub> 涂层;扩散层结构;液膜冷却 中图分类号:V430 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0120-07

双组元统一推进系统自 20 世纪 80 年代开始在商业静止轨道卫星应用以来,取得了极大的成功,以其可靠、优良的性能被广泛采用。其中,双组元发动机则是该推进系统中的核心部件,影响着航天器的能力和可靠性。在双组元发动机的燃烧室中,氧化剂和燃烧剂在燃烧室内相互碰击、雾化、混合并燃烧,变成高温燃气,燃气温度通常在 3 000 K 左右[1],因而对于燃烧室材料的选择和结构热设计都有十分苛刻的要求。

推力室许用温度是决定发动机比冲的主要因素之一,而推力室材料及其表面高温抗氧化涂层性能则决定了推力室的工作温度和抗冲刷性能<sup>[2]</sup>。通过真空电弧离子镀和真空包渗硅化处理技术<sup>[3]</sup>,在铌钨合金表面形成的复合梯度 MoSi<sub>2</sub> 涂层均匀致

密,光洁度优于现有涂层,使得发动机在点火过程中保持液膜的完整性,获得更优的温度分布特性和燃烧效率。同时也在实验过程中,暴露了薄弱环节,需要对制备的钼层厚度和均匀性进行严格控制。

本文对 MoSi<sub>2</sub> 涂层对发动机推力室在高温氧化环境下的保护机理及其对于液膜冷却的影响进行了深入研究,并对钼层厚度异常带来的问题进行了机理分析,提出了控制措施。

## 1 MoSi<sub>2</sub> 涂层对点火可靠性的影响

双组元发动机推力室的燃烧室基材为高熔点的 铌钨合金,加工后表面经过清洗烘干处理之后,将燃 烧室装入电弧沉积设备真空室,在其内外表面沉积 钼涂层,最后采用真空包渗技术对沉积的钼涂层进行硅化处理,就可以在燃烧室内外表面形成均匀致密的硅化钼涂层<sup>[4]</sup>。

经过该工艺形成的硅化钼外层为高温抗氧化层,硅化铌扩散层为过渡层的复合梯度涂层。该涂层的结构由外向内大致可分为外层( $MoSi_2$ )、中间层( $NbSi_2$ )和过渡层( $Nb_sSi_3$ ),如图 1 所示。

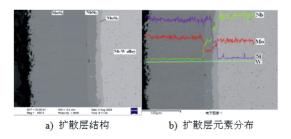


图 1 MoSi,涂层内部扩散层结构

涂层的外层为 MoSi<sub>2</sub>, 厚度约为 110 μm, 为抗氧 化层, 在氧化过程中生成具有自愈合能力的 SiO<sub>2</sub> 保护膜。中间层为 NbSi<sub>2</sub>, 厚度约为 25 μm, 使外层和基材结合更加牢固, 减少了冷热交变情况下的热应力变化造成的涂层破损, 提高抗热震性能。第三层为 Nb<sub>5</sub>Si<sub>3</sub>, 厚度约为 16 μm, 为过渡层, 有阻挡 0 元素、Si 元素向内扩散, 铌元素向外扩散的作用, 延长涂层寿命。

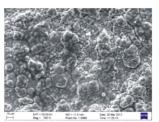
航天材料及工艺研究所的实验数据表明: 铌钨合金/MoSi<sub>2</sub> 涂层试样在大气环境中通过了 1 800℃下 20 h 和 1 700℃下 30 h 的静态氧化实验(明显优于传统方法制备的硅化物涂层<sup>[5-7]</sup>),通过了1 700℃至室温 1 000 次热震实验和 1 600℃下高温高速气流 9 h 冲刷实验(如图 2 所示)。

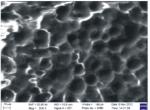


图 2 涂层试样在高温高速气流设备中进行冲刷实验

通过微观形貌观察,实验后在涂层表面可以生成一层熔融的玻璃釉层,该致密的氧化层能够有效

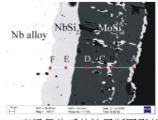
阻挡氧元素向铌钨合金基材方向的扩散。经过 EDS 能谱分析,涂层表面形成的玻璃釉层为 SiO<sub>2</sub>。尤其在热震过程中, Mo 和 Si 的氧化物沿着涂层中的裂纹向涂层内扩散, 见图 3c) 中白色岛状区域。裂纹终止于 NbSi, 层,没有完全贯穿涂层到基材。





a) 涂层表面原始状态

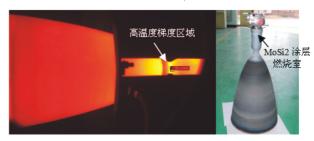
b) 涂层表面玻璃釉层



c) 高温氧化后的涂层断面形貌

图 3 经过氧化后表面形成一层致密的氧化膜

上述实验表明,  $MoSi_2$  涂层具有出色的耐温能力和一定的抗热震和自愈合能力,适合于长稳态工作的轨控发动机。在试车过程中,涂覆了  $MoSi_2$  涂层发动机可以通过 25 000 s 的寿命考核,测得的喉部最高温度可达到约 1424%,如图 4 所示。



a) 发动机试车红外温度场

b) 完成试车的涂层

图 4 涂覆硅化钼涂层的远地点发动机可以在 1 400℃以上的喉部点火温度下工作

## 2 MoSi<sub>2</sub>涂层对液膜冷却的影响

离心式发动机喷注器的圆锥射流会有很大一部分溅射在燃烧室内壁上形成冷却液膜。MoSi<sub>2</sub> 涂层对于发动机的影响不仅仅只是其耐高温抗氧化性能,其涂层表面状态也会对发动机的液膜冷却带来一定影响<sup>[8]</sup>。

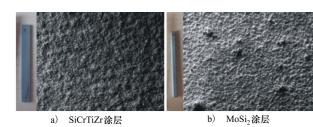


图 5 SiCrTiZr 涂层和 MoSi, 涂层的表面形貌差异

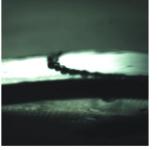
无论是挂浆法制备还是喷涂法制备的传统硅化物涂层,其表面都是比较粗糙的,在电镜下观测呈丘陵状形貌。而 MoSi<sub>2</sub> 涂层的表面则相对光滑,只是局部有包渗过程中形成的硅化物凸起,但 90%以上的表面面积都是非常光滑的。用粗糙度仪进行对比检测,传统涂层粗糙度约 4.5 μm, MoSi<sub>2</sub> 涂层约为 2 μm。如果忽略 MoSi<sub>2</sub> 涂层的局部凸起,大部分表面可以达到 1 μm 以内。

#### 2.1 MoSi, 涂层对液滴在壁面溅射模式的影响

采用高速摄影与显微技术对单液滴撞壁过程进行拍摄。液滴发生器产生小液滴,以一定的入射韦伯数 We 撞击加热的涂层试片,观察其撞壁行为。

根据实验结果,SiCrTiZr涂层的飞溅/铺展机制临界 We 数要显著低于 MoSi<sub>2</sub>涂层,也就是说液滴撞击 MoSi<sub>2</sub>涂层更容易破碎。当加热壁面情况下的飞溅破碎情况强于冷态壁面情况,主要是因为液膜在沸腾条件下受到强烈扰动,加上液体表面张力随温度升高出现降低,导致液膜的稳定性下降。





a) SiCrTiZr 涂层液滴飞溅

b) MoSi2涂层液滴铺展

图 6 入射 We 为 700 时液滴撞击涂层壁面的对比

根据实验现象整理的液滴撞壁机制划分如图 7 所示。纵坐标为液滴入射韦伯数 We,横坐标为壁面温度 T, T<sub>B</sub> 和 T<sub>L</sub> 为沸点温度和在该壁面条件下的莱登弗斯特温度。

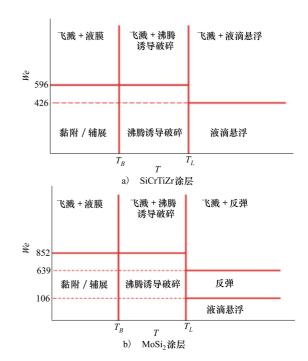


图 7 SiCrTiZr 涂层和 MoSi, 涂层的液滴撞壁机制

从图 7 可以分析得出,当壁面温度较低时,液体撞壁后更容易形成液膜,随着撞壁液滴的动能增加,会逐渐形成飞溅,形成二次雾化参与燃烧。较为光滑的 MoSi<sub>2</sub> 涂层壁面更容易将速度低的液滴留在壁面作为液膜,将速度高的液滴反弹到燃烧室的中心燃烧区内进行燃烧,令燃气火焰更靠近中心区,远离燃烧室壁面,有利于保护冷却液膜的生存。

#### 2.2 MoSi, 涂层对液滴铺展和蒸发的影响

当燃烧室内壁面温度超过莱登弗斯特温度,液滴与壁面的传热会导致液滴在撞壁期间会出现局部蒸发现象。通过 OpenFOAM 进行 CFD 仿真,可对壁面形貌的影响进行量化分析。仿真设置了 2 种壁面形貌。壁面 1、2 的粗糙度分别为 0 μm 和 4.8 μm, 1.5 mm直径液滴的入射速度为 5 m/s,其中,壁面 2的表面粗糙度以理想的方波齿槽形体进行构造。

当液滴撞击光滑高温壁面时,液滴会经历铺展、液体翻卷并经历冠状飞溅3个阶段。液滴在与光滑的壁面接触时,液体沿壁面方向铺展的阻力较小。液体与高温固体壁面接触时存在蒸发现象,最终液膜的持续铺展过程会在气流作用下终止,并演化为翻卷和飞溅机制。从温度分布结果可知,液滴撞壁过程中的温度边界层迅速增加。

当液滴撞击高温粗糙壁面时形成了剧烈的冠状 飞溅+中央射流模式。与光滑平面相比可知,当前

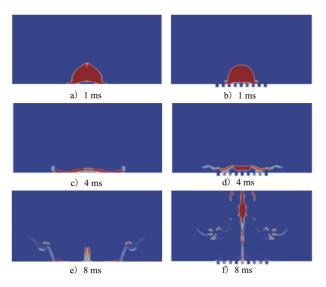


图 8 液滴撞击高温的光洁壁面(左)和粗糙壁面(右)的对比

的粗糙壁面条件并未抑制撞壁初期的液滴铺展,同时促进了液滴飞溅。原因在于高温条件下,液滴与壁面之间形成了蒸气层,减小了壁面粗糙度对液滴铺展的影响。同时沟槽形貌增加了液体与高温壁面的传热面积,提高了液滴的热流密度,强化了液滴蒸发。但是与光洁壁面相比,其换热能力明显较低。

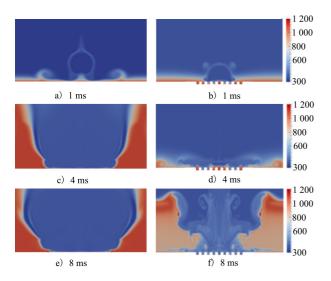


图 9 液滴撞击光洁壁面(左)和粗糙壁面(右)的温度对比

## 3 MoSi, 涂层钼层厚度的影响

在 MoSi<sub>2</sub> 涂层的制备过程中, 钼层的厚度和均匀性控制以及包渗硅化工艺的匹配性都会对发动机可靠性产生重要影响。一旦有钼层残留在涂层内

部,就会导致涂层扩散层结构异常,如图 10 所示。

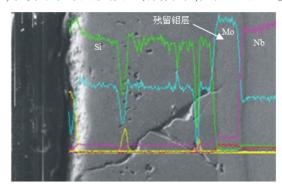


图 10 残留钼层影响了扩散层结构导致 无法愈合的贯穿裂纹

纯钼层的存在不仅仅降低了涂层和基材的结合性,而且对涂层的热匹配性存在严重影响。铌钨合金基材的热膨胀系数为 $7.7\times10^{-6}$  K $^{-1[9]}$ , MoSi $_2$  的热膨胀系数为 $7.8\times10^{-6}$  K $^{-1[10]}$ , 扩散层 Nb $_3$ Si $_3$  的热膨胀系数为 $6.1\times10^{-6}$  K $^{-1[11]}$ 。而纯钼层的热膨胀系数仅为 $4.9\times10^{-6}$  K $^{-1[12]}$ ,与涂层和基材的差异较大,导致涂层热特性的结构失配问题,易产生较大的贯穿性裂纹。

对于裂纹而言, MoSi<sub>2</sub> 涂层是有一定的自愈合能力的,可以弥合这些裂纹,在高温氧化环境中可以在其表面形成致密的 SiO<sub>2</sub> 玻璃态保护膜:

$$5\text{MoSi}_2 + 7\text{O}_2 \longrightarrow \text{Mo}_5 \text{Si}_3 + 7\text{SiO}_2 \tag{1}$$

SiO<sub>2</sub> 玻璃态保护膜非常致密而且具有流动性,这种氧化膜的流动性可以使其填充裂纹和孔洞,有效阻止氧向基体内部扩散。但是 MoSi<sub>2</sub> 涂层在一定条件下,这种自愈合能力会出现下降。从点火结果来看,如图 11 所示,在喉部下游的区域涂层会产生大量无法愈合的裂纹。

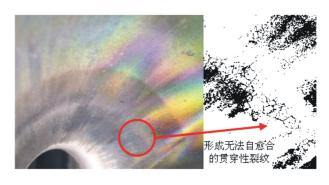


图 11 在喉部下游的大温度梯度区域形成大量 无法自愈合的贯穿性裂纹

其原因有二:①如图 4 所示,该位置温度梯度最大,会使钼层残留所导致的涂层热应力问题充分暴露,产生大量的贯穿性裂纹。②如文献[13]所述,在高温和低压条件下,MoSi<sub>2</sub> 涂层不能形成纯态的致密膜态 SiO<sub>2</sub>。发动机喉部下游的温压特性恰好符合这一特征,所以即便在涂层表面形成了 SiO<sub>2</sub>,也会很快被吹离,而无法实现自愈合。通过 XRD 扫描确认,喉部下游位置的 SiO<sub>2</sub> 能谱反应远远小于燃烧室上游部位。

因此, MoSi<sub>2</sub> 涂层在制备中必须严格防止钼层的残留,保证所有的钼层均可以通过包渗工艺转化成硅化物。首先,需要严格控制钼层厚度,通过保证仿形靶材的纯度和尺寸精度提高真空电弧离子镀层的均匀性,然后采用喉部尺寸计量和试件称重的方法,进行钼层厚度的检测校核。其次,需要调整包渗时间,使其与钼层厚度相匹配,并通过称重法来计算硅钼 2 种元素的增量比值。当硅钼原子比大于2:1时,可以确保实现钼层的硅化。如果硅钼原子比小于2:1,则需要进行二次包渗进行补救。

## 4 结 论

本文针对真空电弧离子镀和真空包渗硅化处理 技术制备的 MoSi<sub>2</sub> 涂层对离心式轨控发动机的影响 进行了研究,有以下结论:

- 1) MoSi<sub>2</sub> 涂层是一种复合梯度涂层,其耐温能力高于传统的硅化物涂层,而且具有一定的抗热震能力和自愈合能力,有助于挖掘发动机的设计潜力。
- 2) MoSi<sub>2</sub> 涂层的表面较为光洁,更加容易形成铺展的液膜,其形成的蒸气层具有更强的换热效果,可以强化液膜冷却的效果,降低高温燃气向发动机头部传热的热流。
- 3) MoSi<sub>2</sub> 涂层在制备过程一旦有钼层残留,会导致涂层产生大量贯穿性裂纹,并在自愈合条件不足的部位产生致命性缺陷。因此,需要严格控制制备过程中的钼层厚度和包渗硅化时间,使涂层中不再存在钼层残留。

## 参考文献:

- [1] 张榛, 虞育松, 侯凌云, 等. 喷雾液滴与涂层壁面作用的机理性试验及其影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1562-1569
  - ZHANG Zhen, YU Yusong, HOU Lingyun, et al. Experimental Study on the Mechanism of Spray Droplet Interaction with Coating Wall and Its Influence[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1562-1569 (in Chinese)
- [2] 王娜, 李海庆, 徐方涛, 等. 双组元液体火箭发动机推力室材料研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2019(3): 1-8 WANG Na, LI Haiqing, XU Fangtao, et al. Recent Development of Advanced Martial of Liquid Rocket Thruster Chambers[J]. Aerospace Martials and Technology, 2019(3): 1-8 (in Chinese)
- [3] 李海庆, 陈道勇, 徐方涛. 一种发动机燃烧室表面复合硅化物涂层的制备方法与流程[P]. 中国, CN105780000. 2016-05-10
  - LI Haiqing, CHEN Daoyong, XU Fangtao. Preparation Method and Process of Composite Silicide Coating on the Surface of Engine Combustion Chamber[P]. China, CN105780000. 2016-05-10 (in Chinese)
- [4] 牛亚然,翟翠红,黄利平,等.一种在铌或铌合金表面制备硅化铌涂层的方法与流程[P].中国, CN201710792127.5. 2017-09-05
  - NIU Yaran, ZHAI Cuihong, HUANG Liping, et al. A Method and Process for Preparing Niobium Silicide Coating on the Surface of Niobium or Niobium Alloy[P]. China, CN201710792127.5. 2017-09-05 (in Chinese)
- [5] 张绪虎,徐方涛,贾中华,等. 难熔金属表面高温抗氧化涂层技术现状[J]. 中国材料进展, 2013, 32(4): 21-30 ZHANG Xuhu, XU Fangtao, JIA Zhonghua, et al. Overview of High Temperature Oxidation Resistance Coatings on Refractory Metals[J]. Materials China, 2013, 32(4): 21-30 (in Chinese)
- [6] 肖来荣, 蔡志刚, 易丹青. MoSi2 涂层的组织结构与高温抗氧化性能[J]. 中国有色金属学报, 2006, 16(6): 106-111 XIAO Lairong, CAI Zhigang, YI Danqing. Histology and High-Temperature Oxidation Resistance of Molybdenum Disilicide Coating[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2006, 16(6): 106-111 (in Chinese)
- [7] 朱高明, 王晓虹, 宋彬彬, 等. 铌合金化二硅化钼的制备、组织与室温韧性[C]//全国粉末冶金学术会议暨海峡两岸粉末冶金技术研讨会, 武汉, 2015

- ZHU Gaoming, WANG Xiaohong, SONG Binbin, et al. Synthesis, Microstructure and Room-Temperature Toughness of Nb Alloyed MoSi2[C] // National Conference on Powder Metallurgy and Cross-Strait Seminar on Powder Metallurgy Technology, Wuhan, 2015 (in Chinese)
- [8] FU Pengfei, HOU Lingyun, REN Zhuyin, et al. A Droplet/Wall Impact Model and Simulation of a Bipropellant Rocket Engine
  [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 88(5): 32-39
- [9] 田进鹏,周小军,赵刚. 航天发动机用铌钨合金高温抗氧化复合涂层的制备研究[J]. 稀有金属与硬质合金,2016,213 (2):21-24
  - TIAN Jinpeng, ZHOU Xiaojun, ZHAO Gang. Study on Preparation of High Temperature Oxidation-Resistant Composite Coating on Nb-W Alloy Used in Aerospace Engine [J]. Rare Metals and Cemented Carbides, 2016, 213(2): 21-24 (in Chinese)
- [10] 邢开源, 汪欣, 李争显, 等. 钼及其合金表面改性 MoSi<sub>2</sub> 涂层研究进展[J]. 材料保护, 2018, 51(12): 111-118 XING Kaiyuan, WANG Xin, LI Zhengxian, et al. Research Progress of Modified MoSi<sub>2</sub> Coating on Molybdenum and Mo-Based Alloy[J]. Material Protection, 2018, 51(12): 111-118 (in Chinese)
- [11] 陈哲, 严有为. Nb/Nb<sub>5</sub>Si<sub>3</sub> 复合材料的研究进展[J]. 材料导报, 2004, 18(2): 49-51 CHEN Zhe, YAN Youwei. Advances in Research on Nb/Nb<sub>5</sub>Si<sub>3</sub> Composite[J]. Material Review, 2004, 18(2): 49-51 (in Chinese)
- [12] 徐光华, 卢继锋, 王彬生, 等. 电光源制造工艺[M]. 上海: 上海科学技术文献出版社, 1992 XU Guanghua, LU Jifeng, WANG Binsheng, et al. Manufacturing Technology of electric light Source[M]. Shanghai Science and Technology Literature Publishing House, 1992 (in Chinese)
- [13] NEWHOUSE C W, FOOTE J F. R-4D Engine M. 齐汝先, 俞肇铭, 王宏年, 译. 北京; 航天部七 0 七所出版社, 1984

# Effect of the MoSi<sub>2</sub> Coating Preparation Quality on Performance and Reliability of Bipropellant Centrifugal Engine

ZHANG Zhen<sup>1,2</sup>, CAI Kun<sup>1,2</sup>, JIA Zhonghua<sup>3</sup>, WANG Na<sup>3</sup>, YU Yusong<sup>4</sup>, WANG Fengshan<sup>1,2</sup>, MAO Xiaofang<sup>1,2</sup>

- 1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
- 2. Beijing Engineering Research Center of Efficient and Green Aerospace Propulsion Technology, Beijing 100190, China;
- 3. Aerospace Research Institute of Materials and Processing Technology, Beijing 100076, China;
- 4. Beijing Key Lab of New Energy Vehicle Powertrain Technology, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China

Abstract: The MoSi<sub>2</sub> coating on the chamber surface of the bipropellant engine is mainly used to prevent metal substrate from forming low-melting metal oxide under high-temperature oxidation atmospheres in the firing process. The MoSi<sub>2</sub> coating is made by vacuum ion plating and infiltration siliconization. In this way, it can make the coating much denser and more uniform, getting the better performance to keep effective under the harsh conditions of high temperature and scouring. In the static high-temperature test, the sample with MoSi<sub>2</sub> coating can withstand more than 20 hours under the of 1 800 degrees Celsius, which is far better than the temperature resistance of the other sample made by the traditional slurry or spray method. Meanwhile, the MoSi<sub>2</sub> coating surface based on vacuum ion plating and infiltration siliconization is smoother and denser. Experiments show that under these conditions, the cooling liquid film is easier to spread and survive and has better evaporative heat transfer effect, which is conducive to achieving highly efficient cooling for weakening the heat flux to the engine injector. It is verified in the firing test that the bipropellant centrifugal engine covered with MoSi<sub>2</sub> coating on chamber has passed the life-span test of 40 000 seconds at a throat temperature of 1 400 degrees or more. Therefore, the protection of MoSi<sub>2</sub> coating shows a great significance for improving engine performance and extending its life for spacecraft. However, the thickness and

uniformity of the molybdenum layer made in the process of vacuum ion plating has been found as a key in the preparation. And then, the compatibility of the infiltration siliconization to the molybdenum layer thickness also has an important impact on the reliability of the bipropellant engine. Once the molybdenum layer remains unexpectedly in the coating, it could seriously cause structural abnormalities of coating diffusion layer and significantly affect coating quality. In this case, the combination of unbalanced thermal stability and weakened binding force may result in penetrating cracks in the firing process, furthermore leading to a serious consequence in the working operation. In particular, this problem is more likely to occur in the area downstream of the throat. Because the temperature gradient here is large and the oxygen concentration is low, it tends to generate large temperature stress, leading to structural damage without enough self-healing. Therefore, it is proven to be important to strictly control the thickness of the molybdenum layer, properly prolong the infiltration time, and comparatively use the weighing inspection. Those methods aim to ensure that the MoSi<sub>2</sub> coating has a sufficient molybdenum to keep the enough thickness of the coating, and all molybdenum can simultaneously be silicified completely without residue. The quality of the coating preparation can be improved and the engine's working reliability can be guaranteed in this way.

**Keywords:** bipropellant centrifugal engine; MoSi<sub>2</sub> coating; coating diffusion layer; liquid film cooling

Journal of Northwestern Polytechnical University

Dec.

2020

Vol.38 Supplement

## 一种连杆式星箭分离机构的设计

李腾飞,张红亮,陈寅昕,王瑞显,马灵犀,单悌磊 (航天东方红卫星有限公司,北京 100094)

摘 要:为实现 100~200 kg 级小卫星的压紧和低冲击释放,提出了一种连杆式星箭分离机构的设计方案。依据曲柄滑块机构的原理将连杆与包带相结合,采用记忆合金(SMA)拔销器代替爆炸螺栓进行解锁,通过调节螺栓进行预紧力控制,实现在保证足够锁紧力的情况下兼顾分离冲击小的目标。所提设计方案为小卫星星箭分离机构设计提供了一种新的思路。

关 键 词:连杆式;分离机构;SMA;小卫星中图分类号:V421.7 文献标识码:A

文章编号:1000-2758(2020)S0-0127-06

传统的包带式星箭分离机构在大卫星以及200 kg级以上小卫星上的应用已非常成熟,其连接结构具有安全可靠、承载能力大等优点[1],而且有很多理论和经验可供借鉴。但这种分离机构采用爆炸螺栓进行解锁,爆炸螺栓在爆炸的瞬间会释放大量化学能,同时引起连接结构预加载荷的应变能释放,造成较为恶劣的爆炸冲击环境。爆炸冲击不仅会引起星箭结构的强烈瞬态爆炸冲击响应,甚至会导致一些敏感元器件的失效[2],这种影响对于质量小于200 kg的小卫星而言尤为明显,甚至难以接受。

因此,越来越多的小卫星解锁释放装置转向采用非火工释放的方式,如形状记忆合金(SMA)式、熔断式、电子触发式、热电螺母触发式和电机驱动式等<sup>[1,3]</sup>。非火工解锁装置的冲击比火工解锁冲击小,一般低于 500g,特别是 SMA 式解锁由于具有可靠性高、可重复使用、响应速度快等优势,被很多研究人员用来研制新型解锁释放装置<sup>[48]</sup>。由于 SMA解锁时需要通电加热,且随着承受的载荷越大,解锁时间和能耗都会随之增大,所以 SMA 直接承载能力有限,最多只有几十千克,对于电池容量有限而质量又大于 100 kg 的小卫星,在分离时不适合直接用SMA 作为承载结构进行锁紧或释放。

要解决 100~200 kg 这个量级小卫星的解锁释 放问题,满足其既有足够锁紧力又能分离冲击小的 要求,目前比较好的方式是将非火工解锁与传统包带连接结构相结合,靠包带结构承力,用非火工方式解锁。本文按此思路,根据曲柄滑块机构的原理把连杆与包带相结合,用 SMA 拔销器代替爆炸螺栓进行解锁,提出了一种连杆式星箭分离机构的设计方案,给出了设计过程和仿真结果,为后续 100~200 kg级小卫星的星箭分离机构设计提供参考。

## 1 设计方案

#### 1.1 设计要求

卫星质量 M:  $100 \sim 200 \text{ kg}$ ,取 200 kg 外形尺寸: $500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$  转动惯量: $I_{xx} = 21 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{xx} = 24 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_{xx} = 20 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 

发射过程中最大横向过载  $a_1$  为 3g,最大轴向过载  $a_2$  为 18g

卫星分离速度:0.5 m/s 分离冲击:≤200g

#### 1.2 连杆式星箭分离机构组成和工作原理

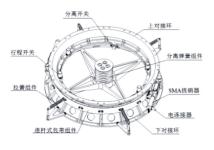
本文提出的连杆式星箭分离机构组成如图 1 所示,主要由上对接环、下对接环、连杆式包带组件、SMA 拔销器、拉簧组件、分离弹簧组件、分离开关、行程开关以及电连接器组成。

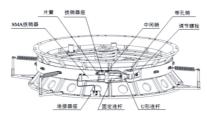
其中,连杆式包带组件由2套相同的包带组件

对接而成,其中连杆部分的组成如图 2 所示,主要包括 U 形连杆、固定连杆、调节螺栓、带孔销和中间销。

连杆式星箭分离机构剖视图如图 3 所示,可以

看到,分离弹簧组件主要由分离弹簧盖、分离弹簧、 分离弹簧导向筒、分离弹簧导向杆、分离弹簧支架 组成。





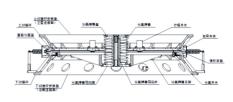


图 1 连杆式星箭分离机构组成

图 2 连杆部分组成图

图 3 连杆式星箭分离机构剖视图

连杆部分剖视图如图 4 所示。

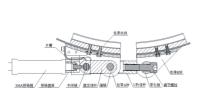
上对接环与卫星连接后成为一体,随卫星一起分离,下对接环用于连接运载火箭,上下对接环通过星箭分离面对接后用连杆式包带组件箍住,用记忆合金拔销器将固定连杆锁住,此时连杆座上的片簧被压紧。然后通过拧紧调节螺栓使包带进一步收紧,带动包带上的夹块将上下对接环连接后的梯形斜面压紧。最后依次将包带外侧的拉簧崩紧,完成分离机构的锁紧状态设置。

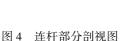
分离时,通过电连接器给记忆合金拔销器通电, 拔销器动作,对固定连杆进行解锁,此时连杆机构在 片簧的作用下向外推出,同时包带在拉簧的作用下 向外移动并张开,使包带内侧的夹块脱离上下对接 环,从而解除对上下对接环的锁定。随后,卫星在分 离弹簧的作用下,连同上对接环一起被推离下对接环。当上下对接环完全分开且超出分离开关和行程 开关的设定行程时,分离开关和行程开关分别向卫 星方和运载方发出分离成功信号,至此卫星分离 完成。

其中,分离弹簧盖与卫星直接接触,分离弹簧导向杆在导向筒内滑动,对分离弹簧的推力起到导向作用。

连杆解锁过程如图 5 所示。

卫星分离过程如图 6 所示。卫星安装前,分离弹簧处于自由状态,如图 6a) 所示;卫星安装后,分离弹簧被压紧,如图 6b) 所示;卫星解锁后,分离弹簧将卫星连同上对接环一起弹出,完成卫星分离,如图 6c) 所示。





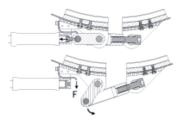


图 5 连杆解锁过程

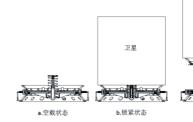


图 6 卫星分离过程

## 2 主要零件的设计

#### 2.1 对接环设计

对接框是星箭连接的重要结构件,在星箭连接 中承受包带解锁机构的夹紧力。对接环采用铝合金 材质,屈服强度取 260 MPa。根据卫星尺寸,对接环星箭分离面半径 R 设计尺寸为 208 mm,上对接环高度  $H_1$  为 50 mm,质量  $m_1$  约为 1.8 kg,下对接环高度  $H_2$  为 72.5 mm,质量  $m_2$  约为 2.4 kg,如图 7 所示。

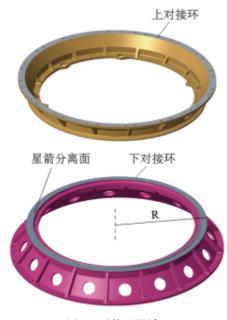


图 7 对接环设计

#### 2.2 包带与夹块设计

根据对接环梯形斜面的尺寸确定包带夹块内角  $\theta$  和高度 h,根据夹块覆盖面积占对接面积的  $60\% \sim 70\%$ 的原则来确定夹块的个数 n 和周向尺寸。每个夹块的内角  $\theta$  取 40°,高度 h 为 28 mm,所占的周向角  $\Delta \varphi$  为 15°,夹块数量 n 为 16,所有夹块所占周向角之和  $n\Delta \varphi$  为 240°。夹块材质选择铝合金。

包带材料要求成形工艺好,选择厚度 0.2~2~mm 的  $\beta$  相钛合金带材(牌号 TB2),此处选择包带厚度为 t 为 1.3~mm。包带的宽度 b 约为夹块高度 h 的 1.2~1.3 倍,取为 35~mm。

设计后的包带和夹块如图 8 所示。

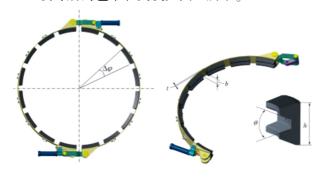


图 8 包带和夹块设计

#### 2.3 分离弹簧设计

为使卫星分离速度 v 达到 0.5 m/s,设分离弹簧

刚度为 k, 弹簧工作行程为 s; 2 个分离开关, 每个弹力  $F_1$  为 15 N, 压缩量  $s_1$  为 4 mm; 4 个行程开关, 每个弹力  $F_2$  为 15 N, 压缩量  $s_2$  为 2.8 mm, 取 s 为 80 mm, 根据动能定理, 有

$$\frac{1}{2}ks^2 + F_1s_1 + F_2s_2 = \frac{1}{2}(m + m_1)v^2$$

得 k = 7.69 N/mm

根据此刚度初选弹簧规格并校核,最终分离弹 簧设计参数如表1所示。

表 1 分离弹簧设计参数

参数	设计结果			
材料	碳素弹簧钢丝B级			
切变模量 G/MPa	71 000			
弹性模量 E/MPa	193 000			
抗拉强度 $\sigma_{\scriptscriptstyle b}$ /MPa	1 373			
许用切应力 $ au_b$ /MPa	617.85			
钢丝直径 d/mm	6			
弹簧中径 D/mm	66			
有效圈数 n	8			
实际刚度 k/(N・mm <sup>-1</sup> )	5			
安装载荷 $F_a/N$	184.6			
工作载荷 $F_b/N$	615.2			
自由长度 $H_0/\text{mm}$	220.6			
安装长度 $H_1/\text{mm}$	88			
工作行程 s/mm	80			
最小切应力 $ au_{ ext{min}}/ ext{MPa}$	162.31			
最大切应力 $ au_{ ext{max}}$ / MPa	540.9			

#### 2.4 包带预紧力计算

当各夹块尺寸相同并且沿周向均匀分布时,一般的包带厚度较小不能承受剪力,最大预紧力P可按(1)式计算[9]。

$$P = K \cdot \frac{1}{n\Delta\varphi} \left( \frac{2M}{R} + \frac{Q}{\mu_1} + N + N_T \right) \frac{\tan(\theta/2) - \mu}{1 + \mu\tan(\theta/2)}$$

式中: K 为修正系数; M 为作用在星箭分离面上的弯矩; Q 为作用在星箭分离面上的剪力; N 为作用在星箭分离面上的轴向拉力;  $N_T$  为作用在星箭分离面上分离弹簧、分离开关和行程开关产生的轴向推力;  $\mu$  为夹块与对接环之间的摩擦因数;  $\mu$  为两对接环之

间的摩擦因数。

假设卫星质心处于卫星的体中心,则卫星质心 距星箭分离面的高度 H = 500/2 + 50 = 300 mm, 弯矩  $M = ma_1h$ ,剪力  $Q = ma_1$ ,轴向拉力  $N = ma_2$ ,轴向推力  $N_T = F_b + 2F_1 + 4F_2$ ,摩擦因数 $\mu$  和 $\mu_1$  取 0.05,修正系统 K 取 1,经计算, $P = 12~509~N_0$ 

## 3 设计结果校核

#### 3.1 包带强度复核

包带截面积可按照(2)式计算

$$f = \frac{\alpha A \sigma_s}{P} \tag{2}$$

式中: f 为安全系数;  $\alpha$  为包带预紧力的均匀度, 取 0.7,  $A = t \cdot b$ ;  $\sigma_s$  为包带材料拉伸弹性极限, 取 600 MPa。得到 f = 1.53,包带强度满足要求。

#### 3.2 对接环强度静力分析

将卫星本体简化为集中质量点,模型下对接环 与运载连接处节点固支,包带夹块与对接环接触部 分设置为刚性连接,建立星箭分离机构的有限元模 型,如图 9 所示。



图 9 对接环有限元模型

分析工况如下表 2 所示。

表 2 准静态分析工况

T 1/II	Z向(轴向)	X 向(横向)	Y向(横向)
工况	过载 $g$	过载 $g$	过载 g
_	15.0	3.0	_
$\stackrel{-}{\rightharpoonup}$	15.0	_	3.0
三	18.0	1.5	_
四	18.0	-	1.5

分析结果如图 10 所示,从图中可以看出,应力相对较大的位置分别为上、下对接环法兰连接螺钉附近和下对接环加强筋处。最大 Von mises 应力为77.6 MPa,而铝合金屈服强度 260 MPa,强度满足要求。

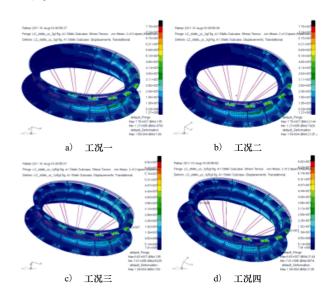


图 10 最大应力云图

#### 3.3 连杆式包带解锁过程分析

利用 PTC Cero Parametric 3.0 软件对连杆式包带进行运动仿真和干涉检查,如图 11 所示。分析结果如图 12 所示,结果表明各机构部件可以正常动作,无运动干涉,能够实现解锁功能。

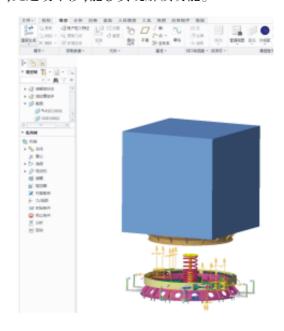


图 11 连杆式包带解锁过程运动仿真分析

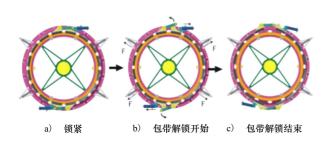


图 12 解锁过程仿真结果

#### 3.4 分离冲击分析

SMA 拔销器选用航天东方红卫星有限公司自研的 JY-240 拔销器,拔销力 240 N,工作行程 2.7 mm,供电电流 3 A,电阻约 4  $\Omega$ ,通电后 1 s 内解锁,实测拔销时产生的冲击小于 140g,而连杆式包带解锁过程中产生的分离冲击主要由拔销器造成,

整个分离机构可满足分离冲击小于 200g 的指标。

### 4 结 论

本文根据卫星总体对星箭分离机构的技术要求,以100~200 kg级卫星为研究对象,将连杆结构与包带相结合,采用记忆合金拔销器代替爆炸螺栓进行解锁,提出了一种新的星箭分离机构设计形式,开展了相关方案设计工作,并通过公式验证和有限元仿真复核了主要零件的强度,通过对机构解锁过程进行运动仿真和干涉检查。结果表明连杆式星箭分离机构方案设计能够在承载200 kg的情况下使分离冲击小于200g,达到总体设计指标要求,也为其他小卫星星箭分离机构设计提供了一种新思路。

### 参考文献:

- [1] 盖玉先,梁潇,杨帅,等. 非火工包带式星箭分离技术研究进展[J]. 机械设计与制造, 2018, 5(增刊1): 136-139 GAI Yuxian, LIANG Xiao, YANG Shuai, et al. Research Progress of Non-Pyrotechnic Clamp-Band Separation Technology[J]. Machinery Design & Manufacture, 2018, 5(Suppl 1): 136-139 (in Chinese)
- [2] 谭雪峰, 阎绍泽. 星箭包带式连接结构动力学研究进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(1): 1-6
  TAN Xuefeng, YAN Shaoze. Evolution of Research on Dynamics of Clamp Band System between Satllite and Launch Vehicle
  [J]. Missiles and Space vehicles, 2010(1): 1-6 (in Chinese)
- [3] 杨斌久,肖龙,盖玉先. 包带式星箭分离非火工解锁装置研究进展[J]. 机械设计与制造, 2018, 9(增刊 1): 178-184 YANG Binjiu, XIAO Long, GAI Yuxian. Research Progress on Non-Pyrotechnic Unlocking Device of Clamp-Band Separation for Satellite and Rocket[J]. Machinery Design & Manufacture, 2018, 9(Suppl 1): 178-184(in Chinese)
- [4] 曹乃亮,董得义,李志来. 基于形状记忆合金的空间分离装置研究进展[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(5): 9-17 CAO Nailiang, DONG Deyi, LI Zhilai. Non-Pyrotechnic Separation Devices Research Based on Shape Memory Alloy [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(5): 9-17 (in Chinese)
- [5] 张小勇, 闫晓军, 杨巧龙. 形状记忆合金分瓣螺母空间解锁机构的设计与试验研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(17): 145-150

  ZHANG Xiaoyong, YAN Xiaojun, YANG Qiaolong. Design and Experimental Research of a Shape Memory Alloy Space Release Device with Segmented Nut Form[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(17): 145-150 (in Chinese)
- [6] 王玉琢. 回转式形状记忆合金锁紧释放装置研制和实验[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2013 WANG Yuzhuo. Development and Experiment of Shape Memory Alloy Rotary Lock/Release Mechanism[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese)
- [7] 赵颖. 基于 SMA 的空间解锁机构研制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011 ZHAO Ying. Development of the Space Release Device Based on Shape Memory Alloy[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011 (in Chinese)
- [8] DAVID Dowen, SCOTT Christiansen. Development of a Reusable Low-Shock Clamp Band Separation System for Small Speccraft Release Applications [C]//The 9th European Space Mechanisms & Tribology Symposium, Liege, 2001
- [9] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京:中国科学技术出版社, 2005: 379-380 CHEN Liemin. Spacecraft Structure and Mechanism[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2005: 379-380 (in Chinese)

## Design of Connecting Rod Separation Mechanism for Small Satellite

LI Tengfei, ZHANG Hongliang, CHEN Yinxin, WANG Ruixian, MA Lingxi, SHAN Tilei

(DFH Satellite Co. Ltd., Beijing 100094, China)

**Abstract:** A design of connecting rod separation mechanism for small satellite is proposed in this paper for the locking and releasing of 100~200 kg minisatllite. According to the crank-slide principle, a clamp-band separation is connected with a crank-slide structure, a bolt is used to control the pretightening force. A SMA pin puller is used as a lock to reduce the unlocking impact. It offers a new idea for design of small satellite separation devices.

**Keywords:** connecting rod; separation mechanism; SMA; small satellite

2020 Supplement

Vol.38

## 适用于商业航天的全局 MPPT 优化算法

徐仪圆, 许祺峰

(上海空间电源研究所,上海 200245)

摘 要:在不均匀的光照和温度条件下,商业航天中微小卫星并联使用的太阳能帆板与体装光伏面板会因为串联旁路二极管,P-V输出特性呈现多峰的特点,导致常规算法无法跟踪到全局的最大功率点。在不增加任何附加硬件电路的条件下,通过局域搜索取代全局搜索,充分运用并联光伏阵列峰值点与光伏单元的开路电压、短路电流间的比例关系,提出一种基于电压闭环的快速稳定的全局MPPT 优化算法。将其运用到不调节母线的电源模块,可实现对并联光伏阵列全局最大功率点的跟踪。以百瓦级的 Superbuck 变换器为主搭建实验平台,验证了快速稳定 MPPT 优化算法的有效性。

**关 键 词:**电源模块;并联光伏阵列;电压闭环控制;多峰值;全局最大功率点跟踪 中图分类号:F407.5; F416.5 文献标识码:A 文章编号:1000-2758(2020)S0-0133-07

随着商业航天的蓬勃发展,微小卫星组网星座的供电能力要求航天企业从单颗研制转向批量生产,标准化、模块化、系列化日益成为航天器能源系统的发展方向。因为灵活性高、生产周期短、成本低的特点,目前基于 COTS 的电源控制模块和模块化的太阳翼已成为高性价比的微小卫星电源系统持续的能力拓展趋势[1]。航天军工企业在不调节母线架构中引入了光伏发电中常见的最大功率点跟踪(maximum power point tracking, MPPT)技术,取代传统的直接能量传输方式,也展现出商业航天军民融合的一项颠覆式改革创新。

国内航天器的 MPPT 控制电路仍然采用硬件实现,交错扰动法<sup>[2]</sup>只考虑光伏曲线的单峰模式,容易陷入光伏功率多峰值输出曲线的局部峰值点,缺乏对多峰模式的研究。对于多峰值的 MPPT 软件控制策略,国内外学者已经开展了诸多研究,主要分为两大类:

- 1) 采用智能算法如优化的粒子群算法<sup>[3]</sup>、优化的果蝇算法<sup>[4]</sup>、人工免疫模糊控制算法<sup>[5]</sup>等,相当于一种专家系统,依靠经验设置参数,但航天工程的数据库较少仍可能陷入局部峰值,可复制性差;
  - 2) 旁路局部热斑的太阳能电池片,通过可重构

技术<sup>[6]</sup>构建最大无故障系统,功率曲线变多峰模式 为单峰模式,功率的损失大,需要增加硬件电路,硬件软件化的优势不明显。

本文依托模块化的 MPPT 控制电路架构,在不增加硬件电路的前提下,提出一种基于电压闭环的快速稳定的全局 MPPT 优化算法,局域采用固定小步长的电导增量法取代全局搜索,充分运用单体太阳能电池的峰值电压与开路电压、峰值电流和短路电流间的比例关系,实现对多峰曲线的全局最大功率点的跟踪,具有快速性、准确性和抗干扰性。

## 1 并联太阳能电池阵列输出特性

#### 1.1 光伏建模

文献[7]给出了如图 1 所示的单体光伏电池的等效电路。

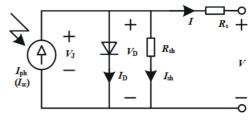


图 1 单体光伏电池等效电路

图中,  $I_{ph}$  是光生电流, 即光伏电池的短路电流  $I_{sc}$ ;  $V_{J}$  是结电压;  $I_{D}$  是二极管流过的电流;  $R_{s}$  是串联电阻;  $R_{sh}$  是并联电阻。

可得其输出电流I和输出电压V的等效数学模型为

$$\begin{cases} V = V_{D} - R_{sI} \\ I = I_{ph} - I_{D} - \frac{V_{D}}{R_{ch}} \end{cases}$$
 (1)

 $I_o$  是暗电流,指无光照时在外电压作用下流过 PN 结的反向饱和电流,与  $I_o$  的关系是

$$I_{\rm D} = I_0 \left[ \exp \left( \frac{qV_{\rm D}}{nkT} \right) - 1 \right] \tag{2}$$

式中: q 是电子电荷; k 是波尔兹曼常数; T 是光伏绝对温度; n 是二极管品质因子。

光伏单元的 I-V,P-V输出特性如图 2 所示,当工作在最大功率点 ( $V_m$ , $I_m$ ) 处有其最大功率  $P_m$ 。最大功率点处的电压电流与开路电压  $V_\infty$  和短路电流  $I_\infty$  的关系近似于 [8]

$$\begin{cases}
V_m \approx 0.76V_{\text{OC}} \\
\text{Im} \approx 0.9I_{\text{SC}}
\end{cases}$$
(3)

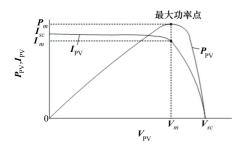


图 2 单体光伏电池输出特性

为了提高航天器供电系统的功率等级,体装太阳能电池板与太阳翼并联,并联太阳能电池阵的等效电路如图 3 所示。

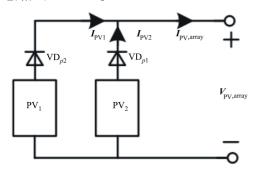


图 3 并联太阳能电池阵等效电路

假设各模块的参数匹配,  $N_P$  为并联支路数,理想情况下的电压和电流表达式为

$$\begin{cases} V_{\text{PV,array}} = V \\ I_{\text{PV,array}} = N_P I \end{cases} \tag{4}$$

并联太阳能电池阵的输出特性可等效成电池单体,只有一个峰值点,且最大功率点电压电流与开路电压  $V_{\rm oc}$  和短路电流  $I_{\rm Sc.array}$  的关系仍近似于

$$\begin{cases} V_{m,\text{array}} \approx 0.76 V_{\text{OC, array}} \\ I_{m,\text{array}} \approx 0.9 I_{\text{SC, array}} \end{cases}$$
 (5)

#### 1.2 不均匀光照和温度下并联阵列的峰值点分布

模块化的太阳翼和体装的光伏面板通过并联满足整星的功率需求,但由于卫星周期绕轨时照度和温度不断变化,单个太阳能电池片的短路电流和开路电压也在时时变化,能够输出的最大功率也不同。

当照度和温度条件相同时,并联电路的 P-V 输出特性与单体电池呈简单倍数关系,即电压相等条件下电流相加。当由于热传导时卫星体装板散热比太阳翼慢导致温度不均匀时,或者因为局部阴影遮蔽,各单体的输出特性不再一致。在一定条件下,其中一条并联支路中温度较高的太阳能电池片将被当作负载消耗其他太阳能电池片所产生的热量,严重时会影响整个不调节母线系统的动态平衡。为了防止因发热造成的器件损坏,通常会给太阳能电池片串联二极管,虽然提高了供电阵的输出功率,但 P-V 输出特性会出现多峰值的特点。

图 4 为一种组件参数失配时阵列的 I-V,P-V 输出特性曲线,代表了太阳能阵在切换日昼和日影期间的瞬态光照和温度特性。当阵列输出电压  $v_{PV}$  <  $V_{OC2}$  时(B 点左侧区域),串联二极管均导通,阵列电流等于 2 个组件电流之和, $PV_1$  和  $PV_2$  均输出功率;当阵列电压  $v_{PV}$  >  $V_{OC2}$  时(B 点右侧区域),二极管  $VD_{p2}$  截止, $PV_2$  不再输出功率,阵列输出特性和  $PV_1$  输出特性一致。

在 A 点左侧,输出功率随电压升高而增加,A 到 B 点,输出功率随电压升高而降低,因此 A 是局部峰值点;在 B 到 C 点,输出功率又随电压升高而增加,在 C 点右侧,功率随电压升高而降低,因此 C 是另一局部功率峰值点。图 4a)表示体装板先进入阴影区  $(S_1 > S_2)$ ,全局 MPP 是 C 点,图 4b)表示太阳翼先进入阴影区  $(S_1 < S_2)$ ,全局 MPP 是 C 点,图 4b)表示太阳翼先进入阴影区  $(S_1 < S_2)$ ,全局 MPP 又变成了 A 点。以上分析表明,I-V 曲线呈多级阶梯状,推广到有  $N_P$  个模块组成的并联阵列,其 I-V 曲线一般会出现 n 段台阶,P-V 曲线上出现 n 个局部功率峰值点。同时对于

(6)

第 *i* 个功率峰值点处的电流和对应的分段短路电流 有如(6) 式所示的近似关系

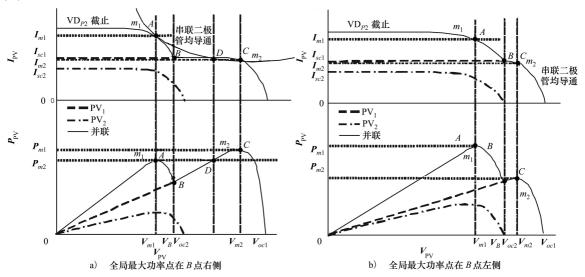


图 4 不均匀光照和温度下并联阵列的输出特性

因此在极端条件下,太阳能阵的输出功率恶劣, 为了高效利用星上能源,同时防止交错扰动法陷入 谷值,寻找全局最大功率点的多峰值 MPPT 算法显 得尤为重要。

## 2 MPPT 优化算法设计

#### 2.1 增量电导法

图 5 为单峰值 *P-V* 输出特性曲线,最大功率点 既是函数的极值点又是函数的最值点,在输出特性 曲线上对 *P* 求导,在极值点有

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}V} = \frac{\mathrm{d}(VI)}{\mathrm{d}V} = I + V\frac{\mathrm{d}I}{\mathrm{d}V} = 0 \tag{7}$$

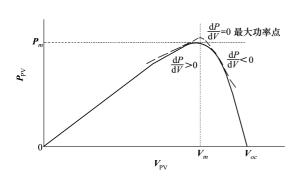


图 5 单峰值功率-电压输出特性

增量电导法(incremental conductance method, INC)就是利用 dP/dV 在极值点左右会变号,将

dP/dV 展开为 I + dI/dV,不断判断 I + dI/dV 的值是 否等于 0,以此判断是否已经追踪到极值点。

 $I_{m,i} \approx 0.9I_{sc,i}$ 

增量电导法的思路简单、实现容易,在最大功率点的振动较扰动观察法小,但缺点是无法确定该极值点就是全局最大功率点也就是曲线的最值点,增量电导法的流程图如图 6 所示。

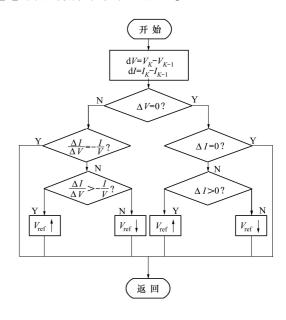


图 6 增量电导法的流程图

#### 2.2 全局 MPPT 优化算法

本文提出的 MPPT 控制算法主体采用了电压闭 环控制,通过脉宽调制改变 PWM 波的占空比,为了 实现对 GMPP 的追踪,全局 MPPT 优化算法需要快速遍历光伏阵列的输出电压范围,判断找到 GMPP 后稳定在 GMPP 处结束搜索。

$$D = \frac{V_0}{V_{\text{DV}}} \tag{8}$$

变换器输出端负载为蓄电池,蓄电池电压在瞬间不能突变,相当于恒压负载。忽略输出端蓄电池电压的扰动,改变阵列输出电压  $V_{PV}$ ,负载输出电压  $V_0$  也会改变

$$D \pm \Delta D = \frac{V_0 \pm \Delta V_0}{V_{\text{PV}} \pm \Delta V_{\text{PV}}} \tag{9}$$

将  $\Delta V_{\rm PV}$  替换成扫描的大步长  $\beta$ ,结合增量电导法的小步长  $\alpha$ ,即可实现全局 MPPT 优化算法的参考电压快速遍历。

图 7 是全局 MPPT 优化算法的流程图。

全局 MPPT 优化算法主体包括 5 步:

#### 1) 初始条件:

充电变换器启动充电,必须满足 2 个条件:太阳能阵有多余的能量和储能电池电压低于相应电压参考值,同时考虑 Superbuck 变换器采用降压电路,故初始值设置应该略高于 28 V 母线电压,本文中设置为 29 V。

2)局域采用增量电导法寻找极值点并保留极值点的最大功率值。

#### 3) 大步长寻找谷值:

并联阵列 P-V输出特性是一个分段函数,如图 4 中 B 点就是区间端点,B 点是该分段函数的极小值点,与极大值点相反,在该点左侧  $\mathrm{d}P/\mathrm{d}V<0$ ,在该点右侧  $\mathrm{d}P/\mathrm{d}V>0$ 。采用大步长 $\beta$  扫描  $V_{\mathrm{ref}}$ ,寻找多峰值曲线极小值点,记录极小值点处的电流为  $I_{\mathrm{sc},i}$ ,计算  $V_{\mathrm{ref}}=P_m/I_{\mathrm{sc},i}$  的值并记为点  $D(V_{\mathrm{ref},\mathrm{new}},I_{\mathrm{in},\mathrm{new}})$ 。

#### 4) 搜索下一极大值点:

在 I-V 曲线的第一象限内,过点 A 和 D 有且只有一条反比例函数曲线如图 4a) 所示。由简单的数学

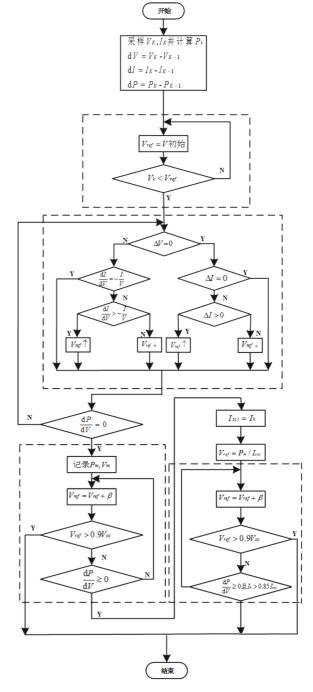


图 7 全局 MPPT 优化算法的流程图

关系可知,曲线下边的功率都比A点小,可以进一步加速搜索,曲线上边的功率都比A大。若 $I_{\text{in,new}}$ 不为0,表示 I-V 曲线与反比例函数有交点,即有新的GMPP点,设为C点。

如上文所述,对于第i个功率峰值点处的电流和对应的分段短路电流有(6)式所示的关系,故C点处的判断条件为

$$\begin{cases} \frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}V} \ge 0\\ I_{\text{in.new}} > 0.9I_{\text{sc},i} \end{cases}$$
 (10)

若满足,则进入第二步局域的增量电导法,若不满足,则进入第三步大步长扫描。

#### 5) 结束条件:

文献[10]表明,无论光照与温度是否均匀,当工作电压大于阵列开路电压的 90%时,就不会存在局部的 MPP,故算法的结束条件是  $V_{\rm ref}$ 大于  $0.9V_{\rm oc}$ 。开路电压  $V_{\rm oc}$ 使用实际的模块化光伏电池所给的标准测试值即可。

## 3 仿真校验

为验证本文提出的全局 MPPT 优化算法的性能,首先需要模拟真实情况下由于不均匀光照或温度条件造成的多峰值输出特性曲线。使用实验室的光伏模拟器 Agilent Technologies E4360A 模拟如表 1中2路光伏阵列并联输出特性。阵列1模拟图4a),阵列2模拟图4b),并在MATLAB/Simulink中建模仿真输出特性曲线如图8所示。

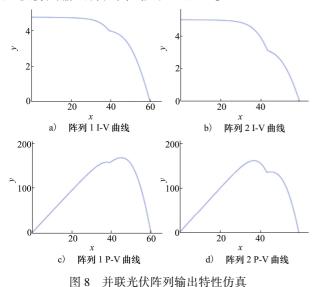


表 1 并联光伏阵列参数

参数	阵列 1	阵列 2
并联支路数	2	2
开路电压/V	60.1	59.2
短路电流/A	4.80	5.02
GMPP 点电压/V	45.0	37.0
GMPP 点电流/A	3.74	4.37
GMPP 点功率/W	168.4	161.3

通过百瓦级的 Superbuck 变换器实现全局最大功率跟踪算法,如图 9 搭建对 Superbuck 变换器进行电力电子建模与闭环控制,合理设置仿真参数为大步长  $\beta$  = 2 V,小步长  $\alpha$  = 0.2 V,初始参考电压 29 V,采样频率 1 MHz,数字控制芯片使用 TI 公司的 DSP TMS320F28335,定时器 CPU Timer0 触发算法工作频率 1 kHz,Superbuck 主电路参数见表 2。

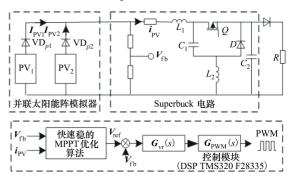


图 9 Superbuck 变换器建模与闭环控制

表 2 Superbuck 主电路参数

	数值
————————————— 开关频率f₅w/kHz	100
滤波电感 $L_1/\mu F$	80
滤波电感 $L_2/\mu F$	80
滤波电容 $C_1/\mu H$	33
输出电容 $C_2/\mu H$	22

本文提出的全局 MPPT 优化算法的跟踪情况如图 10 仿真波形所示,可以看出无论哪种情况下,本算法都追踪到了 GMPP,且稳定在该参考点的电压  $V_{ref}$  没有在最大功率点处震动,体现了算法的稳定性,是本算法的主要优势。

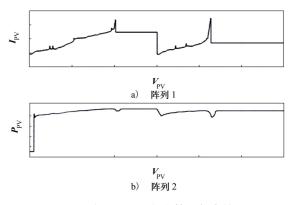


图 10 全局 MPPT 优化算法仿真结果

同时,从图 10 可以看出,在 0.3 s 时,由于外界的光照和温度发生变化,该算法能迅速判断环境变化,并重新开始追踪,体现了算法的灵敏性,通过合理设置重启算法条件,可以调节算法对环境变化的灵敏度,起到一定的抗干扰功能。

最后,以阵列 2 为例,通过图 11 的实验验证,在输入电压技术指标范围内,追踪到了 GMPP。

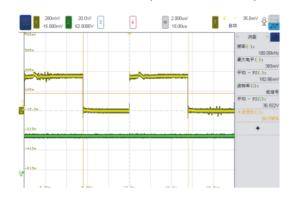


图 11 全局 MPPT 优化算法的实验结果

表 3 算法仿真跟踪速度与精度

阵列号	跟踪时间/ms	跟踪电压/V	功率精度/%
1	210	44.80	99.8
2	128	37.10	99.6

由表 3 可知,本文中的全局 MPPT 优化算法能在 300 ms 内准确地跟踪到阵列的全局最大功率点,追踪时间与初始点位置有关,跟踪速度快,追踪精度与步长设置有关,追踪精度高。随着太阳能电池阵中并联支路数的增多,输出电压等级升高,全局MPPT 优化算法的优势会更明显。

## 4 结 论

本文以不均匀光照和温度条件下并联光伏阵列的多峰值 P-V 输出特性为背景,研究了一种基于电压闭环的全局 MPPT 优化算法,在不增加附加硬件电路的条件下,仿真校验并通过实验验证了该算法对 GMPP 的快速追踪。该算法具有抗干扰的特点,为不调节母线的充电控制模块提供一种创新的、高性价比的选择。本文采用输入输出电流连续的Superbuck 变换器作为主电路,限制了追踪效率,后续工作将考虑采用宽禁带功率器件来改善控制算法的性能。

## 参考文献:

- [1] 胡戈锋, 薛力军. 高性价比商业微小卫星研制探索[J]. 国际太空, 2018, 1: 39-42 HU Gefeng, XUE Lijun. Exploration and Development of Cost-Effective Commercial Microsatellites[J]. International Space, 2018, 1: 39-42 (in Chinese)
- [2] 史源. 新型 MPPT 技术在航天领域的研究与运用[D]. 上海: 上海交通大学, 2017 SHI Yuan. Research and Application of a New MPPT Technology in the Field of Aerospace[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2017 (in Chinese)
- [3] RAMDAN B A K, AHMED F Z, ADEL E S. A Novel MPPT Algorithm Based on Particle Swarm Optimization for Photovoltaic Systems [J]. IEEE Trans on Sustainable Energy, 2017, 8(2): 468-476
- [4] ZHENG X L, WANG L. A Two-Stage Adaptive Fruit Fly Optimization Algorithm for Unrelated Parallel Machine Scheduling Problem with Additional Resource Constraints [J]. Expert Systems with Applications, 2016, 65(8): 28-39
- [5] LIU L Q, LIU C X. Improved Output Characteristic of Distributed Hybrid Solar-Wind Generating Materials by Using Fuzzy and Immune MPPT Control Method[J]. Advanced Materials Research, 2011, 321(8): 76-79
- [6] 肖景良,徐政,林崇,等. 局部阴影条件下光伏阵列的优化设计[J]. 中国电机工程学报, 2009, 29(11): 119-124 XIAO Jingliang, XU Zheng, LIN Chong, et al. Optimal Design of Photovoltaic Arrays under Partial Shading[J]. Proceedings of the CSEE, 2009, 29(11): 119-124 (in Chinese)
- [7] ANTONIO L, STEVEN H. Handbook of Photovoltaic Science and Engineering [M]. Hoboken, New Jersey: Wiley, 2002
- [8] MASOUM M A S, DEHBONEI H, FUCHS E F. Theoretical and Experimental Analyses of Photovoltaic Systems with Voltage and Current-Based Maximum Power-Point Tracking [J]. IEEE Trans on Energy Conversion, 2002, 17(4): 514-522
- [9] JIA P, ZHENG T Q, LI Y. Parameter Design of Damping Networks for the Superbuck Converter [J]. IEEE Trans on Power

Electronics, 2013, 28(8): 3845-3859

[10] LYDEN S, HAQUE M E, GARGOOM A, et al. Review of Maximum Power Point Tracking Approaches Suitable for PV Systems under Partial Shading Conditions [C] // Australasian Universities Power Engineering Conference, Tasmania, Australia, 2013

## A Global MPPT Optimization Algorithm for Commercial Aerospace

### XU Yiyuan, XU Qifeng

(Shanghai Institute of Space Power-Sources, Shanghai 200245, China)

Abstract: Under the condition of uneven illumination and temperature, when the solar wings and body-mounted solar panels are combined into one branch in parallel used in the Commercial micro-satellite, the multi-peak phenomenon of the output power of the branch would appear because of the bypass diodes. As a result, it is difficult for the conventional maximum power point tracking (MPPT) algorithm to track the global maximum power point (GMPP). A fast and stable voltage closed loop MPPT optimization algorithm is proposed without adding any additional hardware circuit. According to the proportion between the peak point value of parallel solar array and the open circuit voltage and short circuit current of solar unit, local searching is used instead of global searching. When it is applied to the power module of unregulated bus, it can successfully realize the global maximum power point tracking of parallel solar array. An experimental platform is built based on a hundred-watt superbuck converter to verify the effectiveness of the fast and stable MPPT optimization algorithm.

**Keywords:** power module; parallel solar array; voltage closed loop control; multiple peak value points; global maximum power point

Dec.

2020

Vol.38 Supplement

## 捕风一号卫星构型与结构优化设计

单悌磊,白照广,陈寅昕,邱国栋,葛逸民,冯振伟 (航天东方红卫星有限公司,北京 100094)

摘 要:根据捕风一号卫星的任务特点,对运载火箭、飞行姿态、设备布局、能源要求、总装测试等约束条件进行了需求分析,对卫星的总体构型进行了设计,优化了太阳翼安装形式,并最终确定了卫星的构型尺寸。之后依据构型设计结果,对主承力结构进行了详细设计,对主承力接头连接、结构减重进行了优化,并开展了力学分析与实验。结果表明捕风一号卫星具备高刚度和高强度的结构承载能力和良好的质量特性,并最终通过了运输环境、海上起竖及发射环境的考核验证,可为同类卫星的构型与结构设计提供参考。

关 键 词: 捕风一号卫星; 构型; 结构; 优化设计 中图分类号: V423 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0140-06

卫星构型设计是根据总体任务把卫星各个分系统及其仪器设备组合成一个内部和外部空间尺寸协调、保证卫星功能的实现、满足各分系统仪器设备安装要求、能经受运载火箭发射过程的力学环境、有利于卫星研制和有效载荷能力增长的卫星整体[1]。卫星结构设计是在构型设计基础上,进一步确定主结构形式和传力路径,并根据刚度分配、尺寸质量等要求选定结构材料、截面尺寸、零部件参数、结构连接参数等[2]。由于卫星构型决定了卫星结构的基本形式,因此结构设计师必须尽早地参与到构型设计工作中。对于微纳卫星而言,构型与结构设计耦合性更强,应该多加关注。

捕风一号卫星由 2 颗技术状态完全一致的卫星组成,采用微纳卫星平台,单星质量约 80 kg,有效载荷为 GNSS-R 微波遥感器,主要用于开展科学研究和遥感应用。卫星采用五百多公里的低倾角轨道,并由长征十一号运载火箭,采用海上移动平台,一箭双星发射入轨。

本文根据捕风一号卫星任务需求,分析了运载 火箭、飞行姿态、设备布局、能源要求、总装测试等约 束条件<sup>[3-4]</sup>,对捕风一号卫星的总体构型和结构进 行了详细设计,并对设计要素进行了优化,实现了高 刚度和高强度的承载能力和良好的质量特性。设计 结果最终通过了各项实验及海上发射的考核验证, 各项指标均满足任务要求,可为同类卫星的构型与 结构设计提供参考。

## 1 任务需求分析

#### 1.1 卫星质量、包络、强度、刚度等需求

捕风一号卫星选用长征十一号运载火箭,采用海上移动平台,一箭双星方式发射,对卫星质量、质心、包络、刚度、强度及安全性需求进行了分析,汇总如下:

- 1) 双星包络需求:<Φ1 400 mm×1 500 mm;
- 2) 双星质量需求:<160 kg;
- 3) 单星质心偏差需求:<5 mm;
- 4) 单星刚度需求:一阶横向≥25 Hz,一阶纵向 ≥50 Hz;
- 5) 环境条件需求:卫星要承受正弦、随机、冲击、噪声等力学条件,还要满足海上发射流程所带来的公路运输环境、海上运输环境、起竖过载环境及海

#### 收稿日期:2020-09-01

作者简介:单悌磊(1989—),航天东方红卫星有限公司工程师,主要从事航天器机械总体设计研究。

通信作者:白照广(1963—),航天东方红卫星有限公司研究员,主要从事航天器总体设计研究。

#### 上气象环境等;

6) 安全性需求:为了保证分离安全,卫星安装 主轴与运载火箭纵轴夹角为 3°,并且双星最近间隙 大于 30 mm。

#### 1.2 飞行姿态需求

卫星采用对地定向、三轴稳定控制方式,根据姿态控制部件以及数传天线等设备极性定义和布局要求,确定 X 轴(滚动轴)与飞行方向一致, Y 轴(俯仰轴)与轨道面法线方向一致, Z 轴(偏航轴)指向地面。

#### 1.3 有效载荷布局需求

GNSS-R 天线安装在对地面,要满足安装倾角要求,并保证视场无遮挡。直达辅助天线安装在对天面,保证视场无遮挡。上述视场中心以天线的几何中心为准。

#### 1.4 能源需求

由于整星的长期功耗大、轨道光照不断变化等约束条件,电源分系统对星表电池片的需求面积为1.6 m²,太阳翼展开后与卫星纵轴夹角为100°。

#### 1.5 其它设备布局需求

卫星共装载约70台单机设备,构型与结构设计在满足刚度、强度要求下,还需考虑各单机设备的安装要求,如磁力矩器、磁强计、陀螺、动量轮、推力组件等设备的极性要求,星敏感器、太阳敏感器等设备的视场要求,锂离子蓄电池、电源分流板、DC-DC模块等设备的散热要求,以及其他设备的磁和EMC要求等。

#### 1.6 总装和测试需求

卫星构型设计应充分考虑卫星总装、起吊、翻转等可操作性,简化地面工装设备要求,使其具有良好的总装和测试开敞性,降低卫星总装操作难度和单机拆装难度,并尽量提高星体内部通透性和操作者可视范围。

# 2 卫星构型优化设计与确定

#### 2.1 太阳翼安装形式优化

由于卫星长期功耗高,能源需求大,因此要求太阳翼的面积尽量大。然而受运载整流罩包络的影响,进一步限制了卫星本体和太阳翼的尺寸。为了满足电池片布片面积需求,采用体装式太阳翼+展开式太阳翼的组合形式开展设计。初步开展2种太阳翼的安装方案:

方案 1 太阳翼收拢时电池片朝向外侧,太阳翼展开方向为-Z向,展开太阳翼对±Y体装侧板有遮挡,为了弥补电池片面积不足,采用±X体装式太阳翼和±Y展开式太阳翼的组合安装形式,具体见图 1。

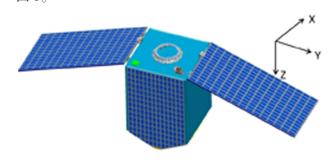


图 1 太阳翼安装形式(方案 1)

方案 2 太阳翼收拢时电池片朝向内侧,太阳 翼展开方向为+Z 向,展开太阳翼对本体无遮挡,为 了弥补电池片面积不足,采用±X,±Y 体装式太阳翼和±Y 展开式太阳翼的组合安装形式,具体见图 2。

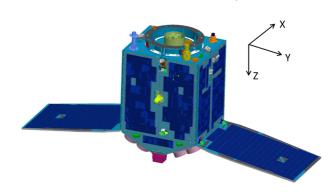


图 2 太阳翼安装形式(方案 2)

本文对 2 种太阳翼安装方案进行了对比,见表 1。对比可知方案 2 具有以下优点:①整星发射状态纵向包络更小,有利于减小卫星结构的体积和质量;②整星发射状态纵向质心更低,有利于整星刚度的提高,尤其是卫星需要在厂房内与运载对接,然后随着运载水平运输至海上发射平台,因此整星质心越低,更能克服水平运输带来的风险;③展开太阳翼的尺寸更小、质量更小,更利于太阳翼平面度的保证;④展开太阳翼的基频更高,可以避免与整星频率的耦合。

综上所述,无论是技术指标还是太阳翼研制可 行性,方案2都更具优势,因此最终确定太阳翼展开 方向为+Z向,±X、±Y体装式太阳翼和±Y展开式太阳翼的组合安装形式,除去结构安装孔、设备穿舱孔、热控散热面等需求面积,有效太阳翼面积为1.8 m²,满足电源分系统1.6 m²使用要求。

表 1 2 种太阳翼安装方案对比

参数	方案 1	方案 2
整星结构本体尺寸/mm	Ф875×1 080	Ф910×856
发射纵向质心高度/mm	510	370
展开太阳翼尺寸/mm	1 000×510	814×570
展开太阳翼质量/kg	2.85	2.46
展开太阳翼基频/Hz	40	77

#### 2.2 构型尺寸和质量的确定

根据卫星总体约束条件及各分系统仪器设备的 安装要求,综合考虑了机、电、热、指向及视场等相互 之间的约束关系后,给出最终发射和飞行状态构型 尺寸和质量,示意图见图 3 和图 4:

- 1) 卫星本体: 526 mm(X)×626 mm(Y)×856 mm(Z); 2) 卫星收拢尺寸: 655 mm(X)×703 mm(Y)×1 075 mm(Z)(含天线和太阳翼);
- 3) 双星发射状态最大包络:<Φ1 398 mm×1 100 mm;
  - 4) 太阳翼在轨展开跨度 2 228 mm;
  - 5) 双星发射质量 158 kg。

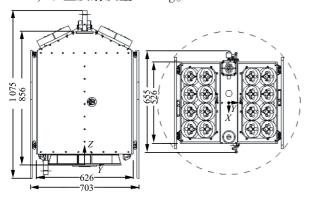


图 3 卫星发射状态尺寸图

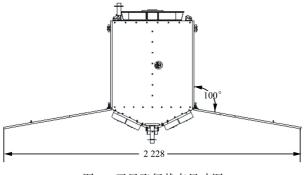


图 4 卫星飞行状态尺寸图

### 3 结构优化设计

#### 3.1 主结构的组成与确定

通过对构型设计结果和各项约束条件分析,最终确定了采用"板框结合式"结构设计方案,即卫星本体采用铝蒙皮铝蜂窝板+铝合金框架形式的主结构。通过选用成熟材料及加工工艺,进一步降低结构研制成本和生产周期<sup>[5]</sup>。

主结构由底板、十字承力框架、上端承力框架、 顶板组成主承力结构,±X侧板、±Y侧板组成辅助承 力结构。其中底板、顶板、侧板采用铝蒙皮铝蜂窝 板,其余的框架结构采用铝合金框架。

#### 3.2 主承力连接点加强设计优化

捕风一号卫星采用新研制的对接环,对接环下端面通过4个爆炸螺栓与运载适配器相连接,对接环上端面与底板连接,然后底板与十字框架连接,具体见图5。经过力学分析发现,十字框架与底板连接螺钉和埋件受力较大不能满足强度裕度设计要求。

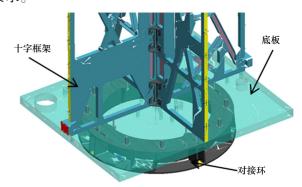


图 5 对接环与底板和框架连接示意图

为此开展了主承力连接点加强设计优化,在十字框架与底板、对接环连接处预埋4个主承力接头埋件,具体见图6。这样可以实现对接环与十字框

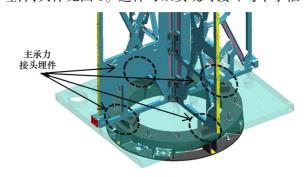


图 6 主承力接头埋件示意图

架的直接连接,不仅优化了传力路径,而且使得主承力连接点得到了加强。通过 4 处主承力接头连接,可以直接将振动力传递到框架结构上,提高了结构的承载能力。

#### 3.3 主结构减重优化设计

由于受到运载能力约束,捕风一号卫星整星质量受限,这就要求结构质量占比越小越好。在主结构形式和尺寸确定的情况下,开展了结构质量优化设计,为结构整体减质约5kg,主要优化措施如下:

- 1) 对承力框架进行镂空设计,剔除非承载质量;在框架承载筋条上设计"U"形减轻槽,进一步降低框架质量;
- 2) 所有蜂窝板蒙皮厚度从原有的 0.5 mm 优化 为 0.3 mm,降低了蜂窝板蒙皮质量;
- 3) 对于±X 侧板、±Y 侧板组成的辅助承力结构,开展铝蜂窝板厚度优化设计,这对于整星而言是个巨大挑战。因为±X 侧板、±Y 侧板不仅起到辅助承力作用,还承载了体装式太阳电池片,结构板厚度越小,越容易产生相对变形,稍有不慎会导致电池片破裂。最终在保证体装太阳电池片安全情况下,铝蜂窝板整体厚度从原有 16 mm,优化设计为 10 mm。

### 4 力学分析与验证

#### 4.1 分析模型建立

将卫星主结构中底板、侧板、±Y顶板等结构板处理为铝蒙皮+铝蜂窝芯子的复合材料板壳单元;主承力框架用梁单元模拟;星上关键仪器设备均在其质心处简化为集中质量元,用刚性 MPC 单元与结构板连接;整星模型的边界条件为对接环下端与运载连接的 4 个螺栓处固支约束。根据设计参数,利用 MSC/Patran 软件建立了卫星有限元模型<sup>[6]</sup>,整星结构和"十字"框架有限元模型分别见图 7 所示。

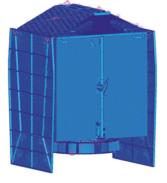




图 7 整星结构和"十字"框架有限元模型

#### 4.2 模态分析与验证

用 MSC/Nastran 软件对整星模型进行整星模态分析,得到卫星模态计算结果,一阶频率约 60 Hz。然后卫星进行了专项力学实验,得到卫星整星的 Y 向弯曲一阶频率为 61.3 Hz, X 向弯曲一阶频率为 69.5 Hz, Z 向一阶频率为 250.1 Hz。从实验结果来看,结构设计满足运载对卫星的刚度要求,并且上述频率分析结果与力学实验结果基本吻合,证明了分析的正确性。

### 5 主要技术特点

捕风一号卫星构型和结构设计有以下特点:

1) 实现了电池片大面积需求和紧凑包络约束 的相容性设计

由于长征十一号运载火箭整流罩内部空间有限,并且卫星在整流罩内与纵轴夹角 3°安装,水平排列布局,进一步限制了卫星本体尺寸大小;然而卫星长期功耗较大,对于太阳翼贴片面积有着较大需求,这就要求卫星本体尽量大,造成了构型设计的矛盾和难点。通过不断优化构型布局,满足了卫星对电池片的大面积需求和运载对卫星的包络要求。

2) 整星结构具有高刚度的承载能力

为了对比说明,定义卫星结构刚度质量因数 = 基频/结构占整星质量比。通过对国内典型微纳卫星结构的刚度质量因数对比分析(见表 2),可以发现捕风一号卫星结构的刚度质量因数其中是最高的,也就说明结构占整星质量比一致的情况下,捕风一号卫星的结构可以提供更高的刚度。

表 2 国内典型微纳卫星刚度质量因数比较

卫星	整星质 量/kg	结构占整星 质量比/%	基频/Hz	结构刚度 质量因数
欧比特一号	53	25.35	32.7	129.0
皮纳二号	30	41.95	41.9	99.9
微纳光学	59	24.72	32.4	131.0
捕风一号	79	34.06	61.3	180.0

#### 3) 卫星的质量特性较优,可控性较高

通过对国内典型微纳卫星的横向质心偏离和惯量主轴与质心坐标系夹角情况对比分析(见表 3),可以发现捕风一号卫星的横向质心的偏离是最小

的,有利于降低发射阶段的振动耦合响应,并且有利于降低星箭分离时卫星姿态角速度;捕风一号卫星的惯量主轴与质心坐标系最大夹角是其中最小的,可以降低在轨飞行过程的姿态耦合,有利于实现较高的姿态控制精度。

表 3 国内典型微纳卫星质量特性比较

卫星	横向质心 X/mm	横向质心 Y/mm	纵向质心 Z/mm	惯量主轴 与质心坐 标系最大 夹角/(°)
欧比特一号	3.32	-4.85	184.52	13.88
皮纳二号	27.89	-2.37	208.50	9.90
微纳光学	-7.7	-2.16	183.38	6.46
捕风一号	1.44	-1.25	368.57	4.49

4) 实现了具有辅助承力结构功能属性的 10 mm 厚蜂窝板式体装太阳翼设计与验证

作为具有辅助承力结构功能的体装式太阳翼, 国内典型微小卫星皮纳二号采用铝合金的金属基板,质量密度比铝蒙皮铝蜂窝基板大;部分卫星体装式太阳翼虽然采用了铝蒙皮铝蜂窝基板,但厚度是16mm。捕风一号卫星经优化设计,采用了10 mm 厚度的铝蒙皮铝蜂窝基板。经过对比分析,捕风一号卫星体装式太阳翼基板是国内典型微小卫星中承载密度是最大的,不仅实现了整星结构的减重、体装太阳翼的安装保证,而且同时具备了结构辅助承力功能。

### 6 结 论

捕风一号卫星的构型设计是卫星完成任务的重要保证,直接影响卫星功能和性能的实现,卫星结构作为整星仪器设备载体,其设计合理性对实现卫星研制、降低成本、提升研制和发射效率具有重要作用,对于捕风一号类似的微纳卫星,二者耦合较强,本文进行了统一考虑。

本文提出的捕风一号卫星构型与结构优化设计方法,不仅从技术层面有效解决了卫星的设计难题,很好的满足了卫星的各项要求,最终经过了卫星发射考核验证。并且主结构采用了大量铝合金框架,原材料成本低、易获得、易加工,为缩短研制周期、降低研制成本提供了工程保证,可为同类微纳卫星的构型与结构设计提供参考。

# 参考文献:

- [1] 彭成荣. 航天器总体设计[M]. 北京:中国科学技术出版社, 2011
  PENG Chengrong. The System Design of Spacecraft[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2011 (in Chinese)
- [2] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008 CHEN Liemin. Spacecraft Structures and Mechanisms[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2008 (in Chinese)
- [3] 刘冬妹,白照广. 环境减灾-1A、1B 卫星总体构型布局设计与优化[J]. 航天器工程,2009,18(6):31-36 LIU Dongmei, BAI Zhaoguang. Design of Configuration and Layout for HJ-1A/1B Satellites[J]. Spacecraft Engineering, 2009, 18(6):31-36 (in Chinese)
- [4] 徐云飞, 邸国栋, 白照广, 等. 高分一号卫星总体构形布局设计与优化[J]. 航天器工程, 2014, 23(增刊):32-35 XU Yunfei, DI Guodong, BAI Zhaoguang, et al. Design of Configuration and Layout for GF-1 Satellite [J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23(suppl): 32-35 (in Chinese)
- [5] 陈寅昕,单悌磊,葛逸民,等. 面向微纳卫星研制的桁架式构型与结构设计研究[C]//中国航天科技集团公司科技委航天器总体技术专业组 2017 年学术研讨会,深圳:中国航天科技集团公司, 2017: 501-506 CHEN Yinxin, SHAN Tilei, GE Yimin, et al. Research on Truss Configuration and Structure Design for Micro Satellite Development[C]//Symposium of the System Technology of Spacecraft, Shen Zhen, 2017: 501-506 (in Chinese)
- [6] 马爱军,周传月,王旭. Patran 和 Nastran 有限元分析专业教程[M]. 北京:清华大学出版社,2005 MA Aijun, ZHOU Chuanyue, WANG Xu. Patran and Nastran Finite Element Analysis[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005 (in Chinese)

# Optimal Design of Configuration and Structure for BF-1 Satellite

SHAN Tilei, BAI Zhaoguang, CHEN Yinxin, DI Guodong, GE Yimin, FENG Zhenwei

(DFH Satellite Co., Ltd, Beijing 100094, China)

**Abstract:** According to the technological requirements of BF-1 satellite mission, the satellite restraint condition of launch vehicle, flight attitude, equipment layout, energy, assembly-test are analyzed. The configuration and layout of satellite are designed and the satellite size is determined through the solar array optimization. The structure is detailed design according to the configuration result, and the main bearing embedment, structure mass are optimized. Then the mechanical analysis and verification are carried out. The result shows that the high stiffness, strength and good quality characteristic of satellite are achieved, and has been validated through transportation and launch environment on the sea. This provides the reference to the similar satellite configuration and structure.

**Keywords:** BF-1 satellite; configuration; structure; optimal design

Dec.

2020 Supplement

Vol.38

一种小尺度目标检测卷积神经网络设计

丛龙剑, 刘燕欣, 靳松直, 郝梦茜, 刘严羊硕, 周斌, 张辉 (北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘 要:航天装备的智能感知技术受距离与探测手段的制约,面临着检测目标尺度小的问题,深度 卷积神经网络是目前目标检测的主要技术手段,但小尺度目标在卷积神经网络前向计算过程中,由 于多次下采样的网络结构会损失较多的特征信息而不利于目标检测。特征金字塔网络(feature pyramid network,FPN)是一种广泛应用于小尺度目标检测的网络设计,采用主干网络低层特征与高 层特征上采样相融合的方式。提出将特征图放大尺寸的网络设计方法,并对网络分离提升主干网 络低/高层特征图与小/大尺度目标的匹配度,设计了一种特征漏斗网络(feature funnel networks, FFN)。经实验验证,特征漏斗网络相较于同级别网络在小尺度目标数据集 VisDrone 中获得了更高 的检测精度与召回率而不损失过多的速度。

关键词:智能感知;卷积神经网络;小尺度目标检测

中图分类号:TP391

文献标识码:A

文章编号:1000-2758(2020)S0-0146-08

高精度目标检测算法是航天装备智能感知技术的关键技术,而由于航天装备的特殊性造成的成像距离远、分辨率低等问题,探测目标在成像中普遍呈现为小目标,因此针对小目标的目标检测算法优化将进一步提升航天装备的智能感知能力。随着深度卷积神经网络的出现,目标检测算法由过去的手工设计的传统算法,逐渐转向了智能化的深度学习算法,这类算法相较于传统算法具有检测精度高、泛化能力强的特点。

现阶段基于卷积神经网络的目标检测算法可以分为两类:以 Faster R-CNN<sup>[1]</sup>、Mask R-CNN<sup>[2]</sup>为代表的二阶段检测算法和以 SSD<sup>[3]</sup>、YOLO 系列<sup>[4-6]</sup>为代表的一阶段检测算法,但两者均可以分为主干网络和检测器两部分卷积神经网络,主干网络作为特征提取网络,将特征图输入至对应的检测器网络,完成目标检测,因此主干网络对目标检测网络起到了非常重要的作用。本文针对小尺度目标检测任务,围绕主干网络设计了一种基于特征漏斗网络的目标检测卷积神经网络,相较于相似网络结构获得了更佳的小尺度目标检测精度。

### 1 研究现状

文献[7]首次提出使用深度卷积神经网络进行图像分类任务,开创性地提出了 AlexNet 网络,基于该网络架构,学者们不断地进行优化改进,并提出了 VGGNet<sup>[8]</sup>、Inception<sup>[9]</sup>等网络结构,VGGNet 通过增加网络深度获得更优的分类精度,Inception 通过增加网络宽度同样实现了提升。Faster R-CNN 首次提出了全卷积神经网络的目标检测算法,使用 VGG-16和 ZFnet<sup>[10]</sup>作为主干网络对图像进行特征提取,基于主干网络输出的特征图,再使用卷积神经网络进行框体预测和分类任务。此后出现的 YOLO、SSD、Mask R-CNN 等算法,依然延续了使用分类任务的卷积网络作为目标检测卷积神经网络的主干网络。

处理分类任务的深度卷积神经网络,被学者喻为检测器的引擎,检测器的精度高度依赖于主干网络<sup>[11]</sup>,仅通过更换主干网络,相同的检测器就能获得更高的精度。分类网络后续呈现出了多态化发展,深度方面,残差神经网络 ResNet<sup>[12]</sup>以及ResNetV2<sup>[13]</sup>通过对网络中不同卷积层间引入了

short cut 进行跳连,消除了模型退化现象,将网络深 度提升到了152层并实现了当时最高的分类精度: 宽度方面 Inception 系列网络[14-15]则进一步加深拓 宽 Inception 模块,并提出使用 1×n 与 n×1 卷积组合 实现 n×n 卷积从而实现增加网络感受野的同时减 低参数量,ResNet 作者也进一步拓宽网络宽度提出 了 ResNeXt<sup>[16]</sup>。连接方面, Huang 等受 ResNet 的 short cut 启发提出了 DenseNet[17],通过增加网络层 级间连接的复杂度提升网络精度: TridentNet[18] 通 过设计3个不同感受野大小的网络分支进行多尺度 预测;HRNet<sup>[19]</sup>实现了一个不同分辨率并联且交互 的网络;SENet<sup>[20]</sup>在 ResNet 基础上引入了 SE 模块, 实现了不同层级间自适应地通道连接:此外神经网 络自动搜索(neural architecture search, NAS)技术也 不断地驱动着分类网络的发展, SpineNet<sup>[21]</sup>和 RegNet<sup>[22]</sup>设计了不同的搜索空间实现了分类能力 的进一步突破; DetNAS<sup>[23]</sup>提出了用于目标检测卷 积神经网络的主干网络的网络搜索方法,也获得了 超越 ResNet 的精度。分类网络的发展不断地将识 别任务的精度提升到了新的高度,将这些网络作为 主干网络的目标检测卷积神经网络也不断地获得了 更高的精度。

在目标检测卷积神经网络设计中,由于主干网络的设计主要用于图像分类任务,而分类任务由于输入尺寸一致,且分类目标在图像占比较高,不受尺度变化影响,与目标检测任务相矛盾:目标检测任务中待检测目标在图像中呈现多尺度特性,而卷积神经网络本身对尺度并不鲁棒<sup>[24]</sup>,因此在小尺度目标检测任务中,应重新设计网络。

高精度目标检测算法是航天装备智能感知技术的关键技术,而由于航天装备的特殊性造成的成像距离远、分辨率低等问题,探测目标在成像中普遍呈现为小目标,因此针对小目标的目标检测算法优化将进一步提升航天装备的智能感知能力。随着深度卷积神经网络的出现,目标检测算法由过去的手工设计的传统算法,逐渐转向了智能化的深度学习算法,这类算法相较于传统算法具有检测精度高、泛化能力强的特点。

# 2 小尺度目标检测卷积神经网络设计

深度卷积神经网络虽然具有非常好的非线性表 达能力,但其网络结构本身不具备尺度不变性,因此 需要大量的数据训练才能得到多尺度检测能力,因此,现阶段小目标检测的增强手段主要分为3类:数据增强、多尺度预测、特征超分辨。其中数据增强手段通过图像的过采样<sup>[25]</sup>、复制粘贴目标<sup>[25]</sup>、尺度匹配训练<sup>[26]</sup>、图像金字塔训练<sup>[24]</sup>、邻域切片训练<sup>[27]</sup>等方法,从数据及训练方式入手,不涉及网络设计,特征超分辨使用生成对抗网络对小目标特征细节进行增强<sup>[28-30]</sup>,网络结构过于复杂而不利于应用。本节首先对现有的基于多尺度预测的网络设计做简要介绍,基于其特点提出了一种新的主干网络结构,即特征漏斗网络(feature funnel networks,FFN),并基于该网络设计了小尺度目标检测卷积神经网络。

#### 2.1 基于多尺度预测的网络设计

目前主干网络设计大多延续了 AlexNet 的五段 式设计,通常包含了 4次 MaxPooling 或带步长卷积 层进行下采样,特征图在卷积网络前向过程中不断 地缩小尺寸并增加通道数。增加通道数是由于主干 网络首先设计于分类任务,通常进行 1 000 类的分 类,因此普遍需要将最后一层卷积层的通道数增加 至 2 048 层,再使用全连接层和 Softmax 层进行类别 预测;而增加通道数的同时不可避免地增加了计算 量,所以普遍采用分阶段下采样的操作以减少计 算量。

连续 4 次的下采样会使得目标的特征图中对应尺寸随着网络深度的加深而不断缩小,16×16 像素大小的目标在最后一层卷积层输出的特征图中对应的尺寸仅为 1×1,不利于目标检测。SSD 算法首次在目标检测中提出了多尺度预测方法,但预测方法使用了不同网络阶段生成的不同尺度的特征图来实现多尺度目标预测。文献[31]则提出了特征金字塔网络(FPN),通过水平连接和自上而下的结构,构建了一种多尺度高级特征结构。这种网络结构在仅增加少量计算量的代价下,在大(96×96 像素)、中(32×32 到 96×96 像素之间)、小(32×32 像素)3 个尺度的平均精度和平均召回率均有提升,且小尺寸目标获得了更多的提升。2 种多尺度预测方法如图1 所示。

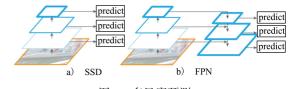


图 1 多尺度预测

SSD 的多尺度预测降低了小尺度目标在深层网络中特征损失,但直接使用浅层网络输出的特征图预测,可能会由于网络深度不足、表达能力不强,造成小尺度目标检测能力受限。FPN 的网络结构通过将高维特征图上采样并与浅层特征图相加,但为了减少计算和参数,上采样并没有使用插值或反卷积而是简单地复制,受下采样损失的特征并没有被还原。

#### 2.2 特征漏斗网络

本节结合 FPN 的特点,为了减少小尺度目标在下采样过程中损耗特征信息,提出了去下采样的网络设计方法,针对增加计算开销的问题设计了一种特征漏斗模块,以及一种采用特征漏斗模块的主干网络,特征漏斗网络。

#### 2.2.1 去下采样的网络设计

FPN 的特征融合方法和特征超分辨方法均试 图通过放大特征图来提升小尺度目标的检测性能, 但 FPN 的特征融合方法针对经过多层下采样后的 特征图进行上采样或者超分辨的方法进行恢复,但 特征图所包含的特征在下采样过程中已被破坏,恢 复效果有限。而特征超分辨方法使用深层特征图时 面临与 FPN 相同的特征损失问题,而使用浅层特征 图超分辨又面临计算量过大的问题。

基于此,首先考虑到通过去掉池化层或缩小卷积层步长的方法,减少主干网络的下采样次数以避免特征图的损耗。下采样次数每降低一次,输入特征图分辨率会放大 2×2 倍,小目标对应的特征图也会放大 2×2 倍,但这种操作同样会 2×2 倍地增加计算量:

 $FLOPs = W \times H \times C \times (k \times k \times C + 1) \times num_k$  由此可见,FLOPs 与输入分辨率成正比,每减少一层下采样,会导致后面的所有卷积层计算量增加到  $2\times2$  倍。此外,在前向计算和反向传播时,由于特征图尺寸提升,内存/显存消耗也会同样提升到  $2\times2$ 倍,会造成过多额外的计算开销。

#### 2.2.2 特征漏斗模块

由于单纯减少下采样虽然能提升特征图分辨率,但会造成计算开销成倍地上涨,因此考虑仅提升输出框体预测和分类特征图的分辨率,而在特征图传入至下一级前进行下采样操作。以网络2次下采样为节点,设计一种具有2个分支的模块,分别在首层和末层后设置步长为2的3×3 MaxPooling 层进行下采样操作,而在输出至下一节点时进行通道合并

操作,由于相较于传统前向网络,增加了一个特征图 先大后小的网络结构,因此将整个模块称之为特征 漏斗模块,网络结构如图 2 所示。

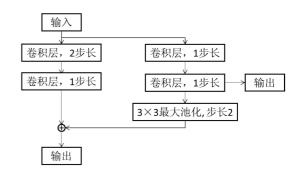


图 2 特征漏斗模块

模块的输入特征图进行 2 个分支的计算:一个分支采用先下采样的结构,即图 2 中左侧分支,只输出至下一级;另一个分支则不进行下采样,计算后的特征图首先进入图中右侧的输出进行尺度预测,再进行下采样与左侧分支的特征图做通道合并,由下方的输出传输给下一级网络。通过这样的网络结构设计,可以使得预测时拥有更高分辨率的特征图。

#### 2.2.3 残差网络

残差网络基于传统串行网络增加了 shortcut 连接,将网络的输入与输出进行数值相加,作为下一层的输入,让网络只学习输入输出之间的残差部分,使得网络更容易训练,反向传播的梯度不易出现梯度消失的情况。作者团队设计了 2 种残差模块,基础残差模块(building block)和"瓶颈"残差模块("bottleneck" building block)。同时设计了 5 种残差网络,分别是 ResNet-18、ResNet-34、ResNet-50、ResNet-101、ResNet-152,其中 ResNet-18、ResNet-34使用基础残差模块,基础残差模块如图 3 所示。

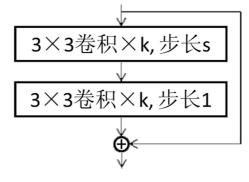


图 3 基础残差模块

#### 2.2.4 特征漏斗网络

参考具有 18 层网络结构的残差神经网络 ResNet-18 的网络结构,将基础残差模块纳入到特征漏斗模块内,设计了一种深度相同的网络结构,称之为 18 层的特征漏斗网络,简称为 FFNet-18。 ResNet-18 和 FFNet-18 网络结构如图 4 所示。

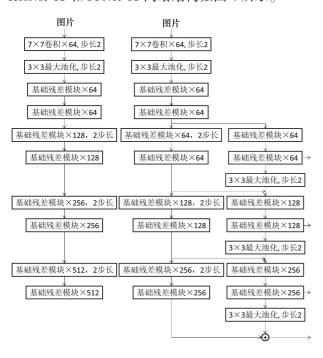


图 4 ResNet-18(左)和 FFNet-18(右)

相较于 ResNet-18 在 2 步长卷积前输出,FFNet-18 的每个输出分支取消了输出前的一次下采样,使得每个输出的特征图尺寸均提高到了 2×2 倍,在网络的最后一层,同样采用通道合并将 2×2 倍的特征图与主干网络特征图合并,生成第四级输出特征图。FFNet-18 每一层卷积核总数参考了 ResNet-18,同一级 2 个分支的卷积核总数保持与 ResNet-18 相同的相同,形式上类似于将 ResNet-18 的网络剥离出 2 个分支,2 个分支下采样顺序不同且不交互,仅在输出后做通道合并而非类似于 FPN 中的矩阵加法,这种设计是出于提升小尺度特征独立性的考虑。

传统串行网络的浅层特征图不仅用于预测小尺度目标,还需作为浅层特征进入深层网络,参与更大尺度目标的预测计算,由此会带来2个问题:①增加了训练的难度。因为在反向传播过程中扮演小尺度目标的高层特征和大尺度目标的浅层特征2个角色,求取梯度时需要将两者相加,一旦两者梯度方向不一致则会导致发散;②浅层特征在计算梯度方向

时需要同时将自己输出反馈的梯度和后续所有尺度 反馈的梯度相加,最终梯度方向不一定利于小尺度 的预测。采用通道合并的设计可以在卷积网络训练 过程中根据训练得到下一级是否使用用于小尺度检 测的特征图。

#### 2.3 基于 FFNet-18 的目标检测网络

FFNet-18 做为目标检测的主干网络,本身具有4级输出,可以直接将每一级输出接入目标检测器,本文采用 SSD 中的目标检测器,即一个卷积层预测目标框体,另一个卷积层预测目标类别,卷积层的输出数量分别为框体数量×4 和框体数量×类别数。4个输出,分别作为4组框体预测和分类层的输入,框体步长分别为4,8,16,32,框体数量分别为4,6,6,4。网络结构如图 5 所示。

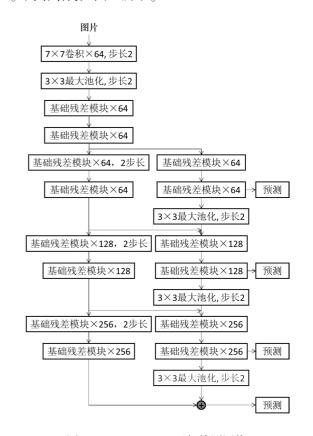


图 5 FFNet-18+SSD 目标检测网络

此外,FFNet-18 还可以使用 FPN 进行多尺度融合后,再进行目标检测:对每一级输出首先使用 1×1 卷积将通道归一化至 128 通道,生成 4 个输出,分别作为 4 组框体预测和分类层的输入,框体步长分别为 4,8,16,32,框体数量分别为 4,6,6,4。网络结构如图 6 所示。

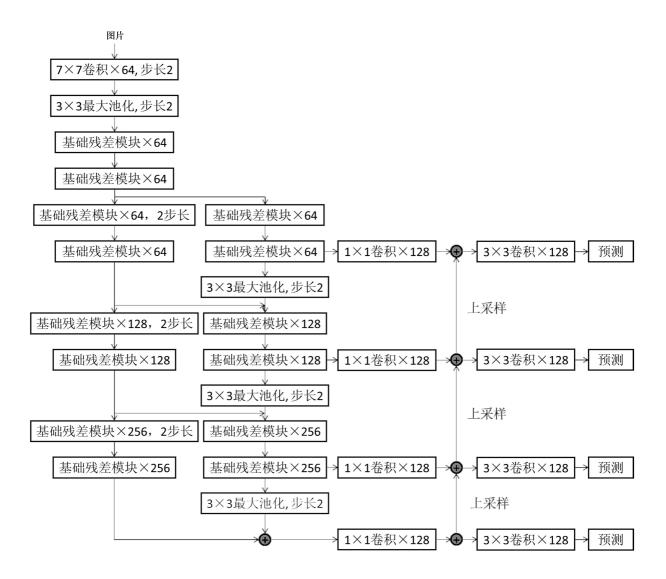


图 6 FFNet-18+FPN+SSD 目标检测网络

### 3 实验

#### 3.1 实验环境

硬件环境使用了具有 2 颗 Intel Xeon 4114 处理器和 4 块英伟达 RTX 2080Ti 显卡的工作站,操作系统为 Ubuntu 16.04,软件环境为 Python+Pytorch1.4,网络基于目标检测框架 MMDetection 进行构建并训练测试。

#### 3.2 数据集

本次训练和测试选择无人机视角的目标检测数据集 VisDrone,包括 10 个种类的目标:行人、人、车、面包车、公交车、卡车、摩托车、自行车、封闭三轮车、

三轮车。该数据集分辨率高、目标种类较多、含有遮挡情况标注,此外更小的目标尺度与航天装备的应用环境具有极高的相似度。

#### 3.3 实验内容

本次实验分别针对 ResNet-18+SSD、FFNet-18+SSD、ResNet-18+FPN+SSD、FFNet-18+FPN+SSD 4 种网络进行训练,采用 VisDrone 的训练和验证集一同训练,对数据集完整迭代 24 次,基础学习率为0.001,在第 16 和第 20 次迭代后将学习率衰减至1/10。

#### 3.4 实验结果

本次实验对 ResNet-18+SSD、FFNet-18+SSD、ResNet-18+FPN+SSD、FFNet-18+FPN+SSD 4 种网络









图 7 VisDrone 测试集的检测结果

在 VisDrone 测试集进行测试,采用 NMS 算法对检测结果后处理, NMS 前仅保留置信度大于 0.1 的前 10 000个检测结果,并采用 IoU 阈值为 0.5 的方式计算平均精度 mAP 和平均召回率(mAR)。表 1 展示了 4 种网络的浮点操作数 FLOPs,参数数量和帧频,可见采用特征漏斗网络的检测方法, FFNet-18 + SSD、FFNet-18 + FPN + SSD 相比使用残差网络的ResNet-18+SSD、ResNet-18+FPN+SSD,检测精度提升了 100.0% 和 65.0%, FLOPs 提升了 34.1% 和 61.1%,帧频降低了 22.7%和 24.3%。可见特征漏斗

网络在损失了约为 20%的计算速度下,对比同级网络可以获得超过 65%的检测精度提升。各个类别的 mAP 和 mAR 如表 2 和表 3 所示。

表 1 网络规模与性能比较

模型	FLOPs/B	Params/M	FPS/s <sup>-1</sup>	mAP
ResNet18	20.27	11.8	24.7	0.018 9
ResNet18+FPN	27.18	7.15	19.1	0.062
FFNet-18	21.67	11.89	24.9	0.037 9
FFNet-18+FPN	34.9	7.59	16.1	0.103 7

表 2 检测精度测试结果

模型	mAP	行人	人	自行车	车	面包车	卡车	三轮车	封闭三轮车	公交车	摩托车
ResNet18	0.018 9	0	0	0	0.189	0	0	0	0	0	0
ResNet18+FPN	0.062 0	0.029	0	0	0.393	0.031	0.005	0	0	0.162	0
FFNet-18	0.037 9	0.011	0	0	0.326	0.004	0	0	0	0.038	0
FFNet-18+FPN	0.103 7	0.063	0	0	0.537	0.102	0.018	0.002	0.018	0.291	0.006

表 3 召回率测试结果

模型	mAP	行人	人	自行车	车	面包车	卡车	三轮车	封闭三轮车	公交车	摩托车
ResNet18	0.037 9	0.026	0	0	0.352	0.001	0	0	0	0	0
ResNet18+FPN	0.097 3	0.116	0	0	0.528	0.075	0.012	0	0	0.240	0.002
FFNet-18	0.071 8	0.086	0	0	0.535	0.015	0	0	0	0.082	0
FFNet-18+FPN	0.170 5	0.168	0.002	0	0.686	0.278	0.096	0.008	0.025	0.423	0.019

# 4 结 论

本文针对航天装备智能感知技术面临的小目标 检测问题,基于提升小尺度目标特征的同时尽可能 少地降低计算量的思想,提出了一种特征漏斗模块 以及可以作为目标检测卷积神经网络的主干网络的特征漏斗网络,并设计了使用 SSD 目标检测器的目标检测卷积神经网络,同时可兼容 FPN 结构。经实验验证,该网络相较于同级网络可以在牺牲少量速度的同时大幅度地提升网络性能。

### 参考文献:

- [1] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards Real-Time Object Detection with Region Proposal Networks [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2015: 91-99
- [2] HE K, GKIOXARI G, DOLLÁR P, et al. Mask R-CNN[C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, 2017: 2961-2969
- [3] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single Shot Multibox Detector [C] // European Conference on Computer Vision, Springer, Cham, 2016; 21-37
- [4] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You Only Look Once: Unified, Real-Time Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2016; 779-788
- [5] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, Faster, Stronger [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017: 7263-7271
- [6] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: an Incremental Improvement [EB/OL]. (2018-04-08) [2020-07-10]. https://arxiv.org/pdf/1804.02767
- [7] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. Imagenet Classification with Deep Convolutional Neural Networks [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2012; 1097-1105
- [8] SIMONYAN Karen, ZISSERMAN Andrew. Very Deep Convolutional Networks for Large-Scale Image Recognition [EB/OL]. (2015-04-10) [2020-08-10]. https://arxiv.org/abs/1409.1556
- [9] SZEGEDY C, LIU W, JIA Y, et al. Going Deeper with Convolutions [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2015; 1-9
- [10] ZEILER M D, FERGUS R. Visualizing and Understanding Convolutional Networks [C] // European Conference on Computer Vision, 2014: 818-833
- [11] ZOU Z, SHI Z, GUO Y, et al. Object Detection in 20 Years: A Survey [EB/OL]. (2019-05-16) [2020-07-10]. https://arxiv.org/abs/1905.05055
- [12] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Deep Residual Learning for Image Recognition [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2016; 770-778
- [13] HE K, ZHANG X, REN S, et al. Identity Mappings in Deep Residual Networks [C] // European Conference on Computer Vision, 2016; 630-645
- [14] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the Inception Architecture for Computer Vision [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2016; 2818-2826
- [15] SZEGEDY C, IOFFE S, VANHOUCKE V, et al. Inception-V4, Inception-Resnet and the Impact of Residual Connections on Learning[C] // Thirty-First AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2017
- [16] XIE S, GIRSHICK R, DOLLÁR P, et al. Aggregated Residual Transformations for Deep Neural Networks [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017: 1492-1500
- [17] HUANG G, LIU Z, VAN DER MAATEN L, et al. Densely Connected Convolutional Networks [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017: 4700-4708
- [18] LI Y, CHEN Y, WANG N, et al. Scale-Aware Trident Networks for Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, 2019; 6054-6063
- [19] WANG J, SUN K, CHENG T, et al. Deep High-Resolution Representation Learning for Visual Recognition [J]. IEEE Trans on

- Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020
- [20] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-Excitation Networks [C] // Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2018: 7132-7141
- [21] DU X, LIN T Y, JIN P, et al. SpineNet: Learning Scale-Permuted Backbone for Recognition and Localization [EB/OL]. (2020-04-11) [2020-07-10]. https://arxiv.org/abs/1912.05027
- [22] RADOSAVOVIC I, KOSARAJU R P, GIRSHICK R, et al. Designing Network Design Spaces [EB/OL]. (2020-03-30) [2020-07-10]. http://arxiv.org/abs/2003.13678
- [23] CHEN Y, YANG T, ZHANG X, et al. DetNAS: Backbone Search for Object Detection [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2019; 6638-6648
- [24] SINGH B, DAVIS L S. An Analysis of Scale Invariance in Object Detection Snip[C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2018: 3578-3587
- [25] KISANTAL Mate, WOJNA Zbigniew, MURAWSKI Jakub, et al. Augmentation for Small Object Detection [EB/OL]. (2020-02-19) [2020-07-10]. http://arxiv.org/abs/1902.07296
- [26] YU X, GONG Y, JIANG N, et al. Scale Match for Tiny Person Detection [C] // The IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision, 2020; 1257-1265
- [27] SINGH B, NAJIBI M, DAVIS L S. SNIPER: Efficient Multi-Scale Training [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2018; 9310-9320
- [28] LI J, LIANG X, WEI Y, et al. Perceptual Generative Adversarial Networks for Small Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017; 1222-1230
- [29] NOH J, BAE W, LEE W, et al. Better to Follow, Follow to Be Better: Towards Precise Supervision of Feature Super-Resolution for Small Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision, 2019: 9725-9734
- [30] LI J, LIANG X, WEI Y, et al. Perceptual Generative Adversarial Networks for Small Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017; 1222-1230
- [31] LIN T Y, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature Pyramid Networks for Object Detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017; 2117-2125

# A Convolutional Neural Network Architecture for Small-Scale Object Detection

CONG Longjian, LIU Yanxin, JIN Songzhi, HAO Mengxi, LIU Yanyangshuo, ZHOU Bin, ZHANG Hui

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Due to the constraint of distance and imaging technique, the intellisense technology for aerospace equipment is facing a problem that objects to be detected is small-scale. Deep Convolutional Neural Networks (CNN) is the most popular technique for object detection, but when the small-scale object is calculated in the inference phase, most feature will be lost because of the network architecture with plenty of down sampling layers. Feature Pyramid Network (FPN) has been widespread used in small-scale object detection, which build high-level semantic feature maps at all scales. In this paper, an architecture with feature map scale up is proposed, separating the high-level and low-level feature maps to match the big-scale and small-scale objects, which is called a Feature Funnel Networks (FFN). It is con-firmed by experiment that compared with other network on the VisDrone dataset, the Feature Funnel Networks has higher mAP performance while does not decrease much more the speed of detection.

**Keywords:** intellisense; CNN; small-scale object detection

Dec.

2020

Vol.38

Supplement

# CubeSat 太阳电池阵研究进展

兰志成, 林君毅, 崔新宇

(中国电子科技集团公司第十八研究所,天津 300384)

摘 要:立方体卫星属于微小卫星,其具有成本低、周期短等特点,因此得受到广泛应用。主要针对立方体卫星太阳能电池阵,分别从太阳电池、太阳电池基板、锁紧分离机构、太阳电池阵展开机构 4 个不同组成部分研究进展进行阐述,并对立方体太阳电池阵技术的发展趋势进行展望。

关键词:立方体卫星;太阳电池阵;展开机构

中图分类号: V11 文献标识码: A 文章编号: 1000-2758(2020) S0-0154-07

CubeSat 是微小卫星中的一种类型,又称立方体 卫星。在1999年11月第二届大学空间系统年会上 由斯坦福大学 San Luis Obispo 和 Bob Twiggs 教授联 合加州理工大学 Jordi Puig-Suari 教授首次发起立方 体卫星计划<sup>[1]</sup>。提出 CubeSat 的最初设想主要是为 了让更多的学生参与航天科研活动,从而了解航天 科学,投身到航天事业中。随后在2000年最早的一 批 CubeSat 发射升空,但是这批 CubeSat 只能实现非 常简单的需求。之后 CubeSat 被发现可以用在测试 技术和科研任务中,例如气象和通信等。随着科学 技术发展,各种卫星元器件越来越小型化,CubeSat 功能已经非常强大。近些年相当多商业公司和政府 机构甚至军方开始关注 CubeSat,全球大约有 58 个 国家开展了立方体卫星的研究工作。目前而言遥感 监测是立方体卫星的最大应用领域,占比高 达 45%。

### 1 CubeSat 介绍

CubeSat 采用标准化设计,其最小单元被称为1U,外形尺寸为10 mm×10 mm×10 mm 的立方体,重量不超过1.33 kg。由于其标准化特点,立方体卫星可进行扩展到2U(10 mm×10 mm×20 mm),3U(10 mm×10 mm×30 mm)等。目前来说CubeSat 理论上最大可以扩展到24U。其中应用最广的为3U立方体卫星(占比为64%),1U立方体卫星排在第

二位(占比为 18%),6U 立方体卫星占比为 4%。立方体卫星虽然体积小,但具有完整的卫星系统结构,例如卫星电源系统、卫星姿态控制系统、卫星通讯系统等。图 1显示了国际上从 2002到 2019年 CubeSat 发射情况,从图中可以看出最近几年 CubeSat 发射的次数明显剧增。

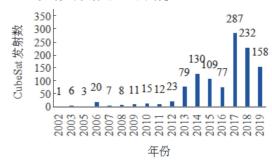


图 1 CubeSat 各个年份发射情况

图 2 展示了我国历年 CubeSat 发射情况。很明显相对国际发射情况,我国立方体卫星研究起步晚,发射数量也明显偏少。其中卫星电源系统占据重要位置。立方体卫星电源系统主要包括能源、能源转化、电源控制与管理、电源储存与分配。图 3 为卫星电源系统组成部分流程图<sup>[1]</sup>。其工作流程大致如下:太阳能电池阵吸收太阳照射能量,同时进行转化成电能;转化的电能通过电源控制与管理模块对蓄电池进行充电储能;转化和储存电能通过电源分配模块传输给执行机构。立方体卫星采用太阳能电池阵作为能源动力。图 4 所示为早期的 CanX-1 卫星

和 XI IV 卫星,均采用太阳能电池阵。通常而言太阳能电池阵主要包括太阳能电池、电池基板、压紧机构、展开机构以及驱动机构。立方体卫星由于受空间大小的影响,其部分机构进行简化设计,例如驱动机构在多数立方体卫星就省略。下面将详细介绍立方体卫星太阳能电池阵相关关键结构的研究发展。

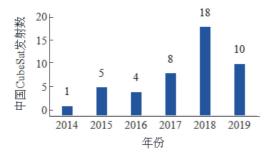


图 2 中国 CubeSat 各个年份发射情况

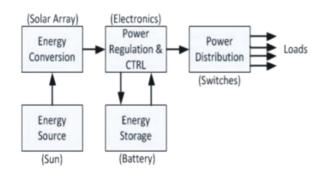


图 3 卫星电源系统流程图

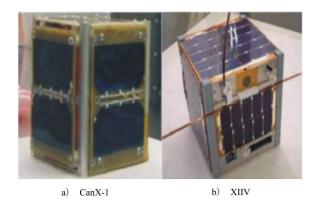


图 4 CanX-1 立方体卫星和 XI IV 立方体卫星

# 2 太阳电池

太阳电池是太阳电池阵的重要组成部分。按材料来分主要有硅电池、碲化镉薄膜电池(CdTe)、砷化镓太阳电池、铜铟镓锡太阳电池(CIGS)、钙钛矿太阳电池、非晶硅薄膜太阳电池等。其中钙钛矿电

池属于有机太阳电池。早期立方体卫星为了降低成本主要采用硅电池,图 5 为 2003 年日本发射的 CUTE-1 号立方体卫星的太阳电池详细信息<sup>[2]</sup>。在立方体卫星应用需求的扩展下,光电转换效率更高的太阳电池也得到应用,例如砷化镓太阳电池。最近几年钙钛矿有机电池光电转化效率得到迅猛提高,最高达到 25.2%。钙钛矿电池具有可实现 3D 打印、价格低廉等优点。虽然钙钛矿电池对湿度、温度等条件敏感,但太空不存在水分问题。因此已有学者研究了钙钛矿电池在太空应用,提出钙钛矿电池有望成下一代低成本立方体卫星的主要太阳电池<sup>[3]</sup>。

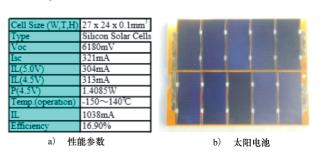
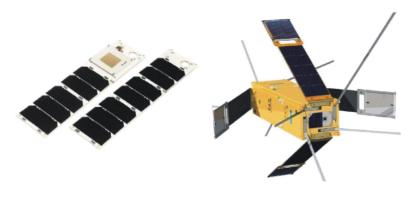


图 5 CUTE-1 立方体卫星太阳电池

### 3 太阳电池基板

立方体卫星太阳能电池阵的基板主要采用 PCB 板材料和碳纤维复合材料。PCB 板作为太阳 能电池阵的基板让电路设计更加方便简单,可以省 掉绝缘膜层。PCB 材料密度小,基板厚度小,整体 质量轻,而且制作成本极大得到降低。因此 PCB 板 在立方体卫星中得到广泛应用。但 PCB 板有抗击 空间电磁辐射、抗冲击能力差等缺点。图 6 为 Nanovionics 太阳能电池阵,基板为厚度小于 1.7 mm 的 PCB 板[4]。而碳钎维复合材料在立方体卫星基 板中也得到部分的应用。相对于 PCB 板而言碳纤 维复合材料的机械性能明显增加,抗空间各种电磁 辐射能力也加强,但其造价也相应增加不少。图7 为代尔夫特理工大学自行设计,采用碳钎维复合材 料作为基板的 Delfi-C3 立方体卫星[5]。目前也有些 立方体卫星采用将碳纤维材料和 PCB 板相结合的 方法,兼顾二者的优点,降低了制造成本,提高了性 能。如图 8 所示, AAC-Clyde 太阳能电池阵就采用 以碳纤维复合材料做 PCB 板衬底的基板<sup>[4]</sup>。



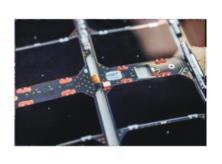


图 6 Nanovionics 太阳能电池阵 图 7 代尔夫特理工大学 Delfi-C3 立方体卫星

图 8 AAC-Clyde 太阳能电池阵

### 4 锁紧分离机构

立方体卫星太阳能电池阵锁紧分离装置由于成本和空间的限制,呈现出尺寸小、造价低、冲击小的特点。相对于传统卫星而言,立方体卫星几乎不采用传统的火工品锁紧分离装置。基于形状记忆合金、熔线等技术发展,研发设计了各种不同形式锁紧分离装置。

#### 4.1 Frangibolt 锁紧分离装置

美国科罗拉多大学 ALL-STAR 团队针对立方体卫星太阳能电池阵设计了一款微型 Frangibolt 锁紧分离装置<sup>[6]</sup>。图 9 为该装置的实物图,其采用形状记忆合金(SMA)技术,在太阳能电池阵展开之前,形状记忆合金处于压缩状态。

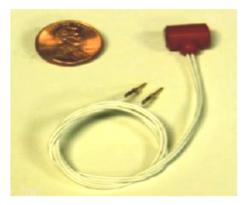


图 9 Frangibolt 装置

该装置中安装有 4-40 改进型螺栓,螺栓的锁紧 扭矩为 0.28 Nm。当机构接收到展开信号,形状记忆合金(SMA)开始被加热膨胀伸展到未压缩长度。整个过程 Frangibolt 装置长度大约增加 1 mm。过程

中形状记忆合金加热膨胀增加螺栓的拉伸载荷,随着载荷增加螺栓发生断裂,从而太阳能电池阵释放过程完成,开始机构展开运动。图 10 为 Frangibolt装置工作原理图,装置左端连接太阳能电池阵,右端连接在卫星主体上。

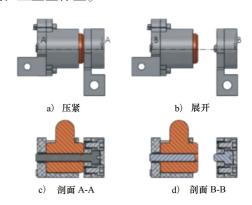


图 10 Frangibolt 装置工作原理

#### 4.2 弹簧销锁紧分离装置



图 11 弹簧销锁紧分离装置

#### 4.3 熔线锁紧分离装置

熔线锁紧分离装置在立方体卫星太阳能电池阵展开机构最为常见。Adam等在2012年首次提出熔线锁紧分离装置,其采用复合纤维绳索锁紧立方体卫星太阳能电池阵,通过加热镍铬合金熔丝来切断锁紧绳索,从而释放展开太阳能电池阵<sup>[10]</sup>。图 12为熔线锁紧分离装置。该装置主要由镍铬合金熔丝、导杆、弹簧、支座、马鞍型支架、螺栓等组成。弹簧套在导杆上,镍铬合金熔丝通过螺栓固定在导杆顶端,马鞍型支架固定在立方体卫星主体上。装置整体尺寸为32 mm×16.5 mm×11.5 mm,测试中切断捆绑绳索的释放时间为2.4~7.2 s。工作中电流恒定设定在(1.6±0.05)A,这样既可以保证镍铬熔丝能够切断绳索又可以防止熔丝过热导致其工作失效。



图 12 熔线锁紧分离装置

图 13 为释放和锁紧 2 种工作状态下装置工作原理图。从图中可以看出在锁紧状态下弹簧被压缩,当过渡到释放状态下,弹簧张力释放推动导杆沿着马鞍型支架导孔移动,从而带动镍铬合金熔丝切割复合纤维绳。

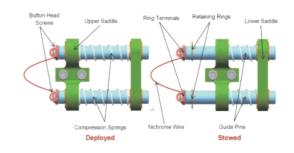


图 13 熔线锁紧分离装置工作原理

#### 4.4 电机驱动锁紧分离装置

日本 Nakaya 等在 2002 年提出电机驱动锁紧分离装置;并且首次应用在立方体卫星 CUTE-I 上<sup>[3]</sup>。图 14 为电机驱动锁紧分离装置示意图,其主要包括直流电机、行星齿轮、轴承、滑轨、活塞等。当太阳能电池阵处于压紧状态,滑轨阻止了活塞运动;当电机驱动接收到释放信号,电机驱动滑轨转动相应的角度,解除了活塞的限制,从而驱动机构驱使太阳能电池阵展开。不过该装置整体造价昂贵,占用空间较大。图 15 为该装置的太阳能电池阵展开过程。



图 14 电机驱动锁紧分离装置

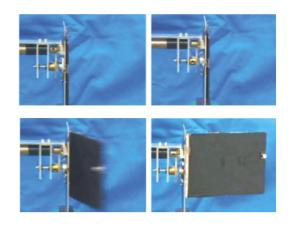


图 15 太阳能电池阵展开过程

### 5 展开机构

#### 5.1 铰链式展开机构

铰接式展开机构是通用的一种立方体卫星太阳

能电池阵的展开方式。其通常包括公铰、母铰、扭簧 和销轴,结构设计简单、造价低廉,整体尺寸紧凑非 常适合立方体卫星的空间要求。图 16 为铰链实物 图[11]。铰链式展开机构动力来源于释放之前扭簧 的压缩动能。释放后扭簧驱使公铰转动,实现太阳 能电池阵展开:通常铰接中有限位块来控制展开的 角度,通过改变限位块位置来实现角度的控制。

图 17 为 ALL-STAR 展开机构的扭簧<sup>[5]</sup>。在 ALL-STAR 立方体卫星中采用铰链式展开机构,并 在该基础上进行改进设计。图 18 为展开过程中锁 紧装置,代替不同铰链式中的限位块。当太阳能电 池阵完全展开后,图中的定位销会落入销孔中,防止 太阳能电池阵收拢。

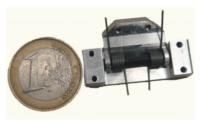


图 16 铰链





图 17 ALL-STAR 立方体卫星扭簧

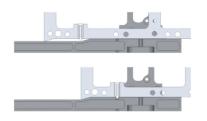


图 18 ALL-STAT 立方体卫星 展开机构的锁紧装置

#### 5.2 连杆式展开机构

Patrick 等在 2011 年提出一种高效的立方体卫 星太阳能电池阵展开机构:连杆式展开机构,如图 19 所示[12]。图中太阳能电池板与连杆一起组成剪 刀式连杆结构:太阳能电池板之间用铰链连接。该 装置的展开面积较大,能够实现 23 W 的功率电能。

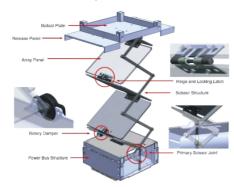


图 19 连杆式展开机构

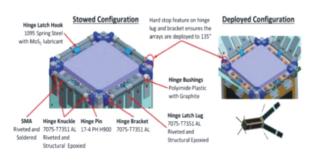


图 20 基于形状记忆合金展开机构锁紧和展开组图

但是该机构运动件很多,组成复杂,展开的可靠性 低,而且收拢后的太阳能电池板占用空间大等。

#### 5.3 基于形状记忆合金展开机构

形状记忆合金是通过热弹性与马氏体相变及其 逆变而具有形状记忆效应的 2 种以上金属元素所构 成的材料,其广泛应用于航空航天领域。传统火种 释放展开机构会造成很强的冲击载荷,影响太阳能 电池阵的可靠度。为了减少太阳能电池阵展开过程 中载荷冲击,很多研究者将形状记忆合金技术应用 到立方体卫星太阳能电池阵的展开机构[13-17]。 Guzik 等在 2018 年提出一种基于形状记忆合金的立 方体卫星太阳能电池阵展开机构,其详细结构如图 20 至图 21 所示[18]。每组太阳能电池板上装有 2 片 形状记忆合金片,未加热阶段,形状记忆合金处于压 缩状态:进入加热阶段,形状记忆合金伸展打开太阳 能电池板。



图 21 基于形状记忆合金展开机构

#### 5.4 基于折纸方法展开机构

折纸技术是一项古老技术,可有效实现空间的 节约,该特点非常适合立方体卫星空间狭小的特点。 不少研究者将折纸方法运用到立方体卫星太阳能电 池阵的展开机构上。图 22 为一种四边折纸立方体 卫星太阳能电池阵[19]。针对该类型折纸太阳能电 池阵 Shannon 等提出几种不同方式一次性展开机 构:①图 23 所示采用电机驱动行架的一次性展开机 构;通过电机驱动行架,行架的扭簧使得折叠的太阳 能电池阵展开。②气动驱动展开机构;该机构是将 塑料气囊与太阳能电池阵粘接在一起,通过充气将 气囊展开从而太阳能电池阵也随之展开。③离心加 速展开,通过立方体卫星运转的离心力将折叠电池 阵展开。④基于形状记忆聚合物展开机构,如图 24 所示。形状记忆聚合物是具有初始形状制品在一定 条件下改变其初始条件并固定后,通过外界条件 (如热、电、光等感应)的刺激又可恢复其初始形状 的高分子材料。利用其特点可制作为太阳能电池阵 展开机构,通过温度加热达到电池阵完全展开。





图 22 四边折纸立方体卫星太阳能电池阵



图 23 电机驱动行架展开机构





图 24 基于形状记忆聚合物展开机构

### 6 发展趋势

目前来看立方体卫星的应用将会越来越广泛, 其在太空中能源供给主要依靠太阳能电池阵。而且 会随着卫星功能增加,电源功率要求也会随之提高。 在未来的研究发展中需要开发出更加高效廉价的太 阳能电池板。立方体卫星低成本、短周期的特点要 求太阳能电池阵能够实现标准化、模块化、组合化。 太阳能电池阵的展开机构要实现轻量化、标准化、可 靠性好。

# 参考文献:

- [1] BURT R. Distributed Electrical Power System in Cubesat Applications [M]. Michigan: ProQuest Dissertations Publishing, 2011
- [2] NAKAYAK, KONOUE K, SAWADAETAL H. TokyoTechCubesat: CUTE-I-Design & Development of Flight Model and Future Plan[C]//AIAA 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, Japan, 2003
- [3] BROWN C R, EPERON G E, WHITESIDE V R, et al. Potential of High-Stability Perovskite Solar Cells for Low-Intensity-Low-Temperature (LILT) Outer Planetary Space Missions [J]. ACS Applied Energy Materials, 2018, 2(1); 814-821
- [4] YOST B D, MAYER D J, BURKHARD C D, et al. Small Spacecraft Systems Virtual Institute's Federated Databases and State of the Art of Small Spacecraft Technology Report [C] // Proceedings of the Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, 2018
- [5] BROUWER G F , BOUWMEESTER J . From the Delft-C3 Nano-Satellite Towards the Delft-N3Xt Nano-Satellite [C] // 23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, Washington D C, 2009

- [6] MURPHY T, KANABER J, KOEHLER C. PEZ: Expanding CubeSat Capabilities Through Innovative Mechanism Design[C]// 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, USA, 2011
- [7] PARK TY, CHAE BG, OH HU. Development of 6 U CubeSat's Deployable Solar Panel with Burn Wire Triggering Holding and Release Mechanism [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 7346436
- [8] BHATTARAI S, KIM H, JUNG S H, et al. Development of Pogo Pin-Based Holding and Release Mechanism for Deployable Solar Panel of CubeSat[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, 2019; 2580865
- [9] PARK T Y, KIM S H, KIM H, et al. Experimental Investigation on the Feasibility of Using Spring-Loaded Pogo Pin as a Holding and Release Mechanism for CubeSat's Deployable Solar Panels [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2018, 2018; 4854656
- [10] ADAM Thurn, STEVE Huynh. A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for Cubesats [C] // Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Pasadena, 2012
- [11] BAIG Hamza. Integrated Design of Solar Panels Deployment Mechanism for a Three Unit CubeSat[C] // Proceeding of the SpaceOps, Sweden, 2012
- [12] PATRICK Senatore, ANDREW Klesh. Concept, Design, and Prototyping of XSAS: a High Power Extendable Solar Array for CubeSat Applications [C]//Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, Wshington D C, 2010
- [13] VAZQUEZ J, BUENO J. Non Explosive Low Shock Reusable 20 kN Hold-Down Release Actuator [C] // Proceedings of the 9th European Space Mechanisms and Tribology Symposium, 2001
- [14] TINI Aerospace, Inc. Satellites [EB/OL]. (2019-06-24) [2020-03-17]. http://www.tiniaerospace.com
- [15] PEFFER A, DENOYER T K, FOSNESS E, et al. Development and Transition of Transition of Low-Shock Spacecraft Release Devices [C] // IEEE Aerospace Conference, 2000
- [16] DOWEN D, CHRISTIANSEN S, PEFFER A. Development of a Reusable Low-Shock Clamp Band Separation System for Small Spacecraft Release Applications [C] // 15th Annual/USU Conference on Small Satellites, 2001
- [17] LAZANSKY C, CHRISTIANSEN S. Problems and Product Improvements in a Qualified, Flight Heritage Product [C] // The 38th Aerospace Mechanisms Symposium, 2006
- [18] GUZIK A T, BENAFAN O. Design and Development of CubeSat Solar Array Deployment Mechanisms Using Shape Memory Alloys [C] // 44th Aerospace Mechanisms Symposium. Cleveland, 2018
- [19] SHANNON A Z, BRIAN P T, SPENCER P M, et.al. Deployment Methods for an Origami-Inspired Rigid-Foldable Array[C]//
  Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Pasadena, 2012

### The Research Development of CubeSat Solar Array

# LAN Zhicheng, LIN Junyi, CUI Xinyu

(The 18th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Tianjin 300384, China)

**Abstract:** CubeSat was applied widely as its cost was low and designed period shortly, which belongs to Picosatellite. This paper mainly described CubeSat solar array from three parts which were solar array basement, locked and released mechanism and solar array deployable device. In the end the future development of solar array technology was discussed.

**Keywords**: CubeSat; solar array; deployable device

# 编辑部版权页声明

本刊已许可中国学术期刊(光盘版)电子杂志社在中国知网及其系列数据库产品中以数字化方式复制、汇编、发行、信息网络传播本刊全文。该编辑部著作权使用费与本刊稿酬一并支付。作者向本刊提交文章发表的行为即视为同意本编辑部上述声明。

《西北工业大学学报》编辑部

陕西省西安市西北工业大学710072

Northwestern Polytechnical University (NWPU)
Xi'an, Shaanxi 710072
The People's Republic of China

西士	ŀΤ	1  /	大	学	学报	7
-		ш.	ノヘ	_	丁 JI	X.

(双月刊 1957 年创刊) 第 38 卷(增) 2020 年 12 月 增刊备案号: 61107020201

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 西北工业大学

编辑出版 西北工业大学学报编辑委员会

主 编 胡 沛 泉

印 刷 北京科信印刷有限公司

国外发行 中国国际图书贸易总公司

国内发行 陕西省报刊发行局

订购处 全国各地邮局(所)

电子信箱 xuebao@ nwpu.edu.cn

NWPU Journal

(Bimonthly Founded in 1957)

Vol.38 (Supplement) Dec. 2020

**Administered by:** Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Northwestern Polytechnical University

Edited and Published by the Editorial Board of Journal of Northwestern Polytechnical University

Chief Editor Hu Peiquan

**Printed by** Beijing Kexin Printing Co., Ltd

**Dirstributed by** China International Book Trading

Corpoiration

E-mail xuebao@ nwpu.edu.cn

中国标准连续出版物号:  $\frac{\text{ISSN } 1000-2758}{\text{CN } 61-1070/\text{T}}$ 

国外发行代号 BM913 国内邮发代号 52-182

定 价:30.00元