

固态发射机热设计与飞行验证

王磊* 文耀普

(钱学森空间技术实验室 北京 100094)

摘要: 大功率高热流密度固态发射机是环境一号C卫星有效载荷中的关键设备,对整星的热设计影响很大。固态发射机热设计的目的,是满足固态发射机的温度需要,从而确保固态发射机的安全可靠工作。该文论述了环境一号C卫星固态发射机热控设计及解决的关键问题。飞行遥测结果表明,固态发射机热控设计正确、方案合理,很好地满足了固态发射机的温度要求。

关键词: 热设计; 热试验; 飞行验证; 固态发射机

中图分类号: TN834

文献标识码: A

文章编号: 2095-283X(2014)03-0301-06

DOI: 10.3724/SP.J.1300.2013.13062

Thermal Design and Flight Validation for Solid-state Transmitter

Wang Lei Wen Yao-pu

(Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Solid-state transmitter with large power and high heat flux is a key equipment of an HJ-1-C satellite; therefore, it has a great influence on satellite thermal design. Thermal design ensures that the solid-state transmitter works well within the allowable temperature limits of the equipment. The solid-state transmitter thermal design and solved key problems are provided in accordance with the HJ-1-C characteristics. Moreover, an analysis of satellites on orbit was performed. Based on the telemetry data, the thermal control design is shown to satisfy the temperature requirements of the solid-state transmitter.

Key words: Thermal design; Thermal test; Flight validation; Solid-state transmitter

1 引言

固态发射机因高可靠性、宽频带、低工作电压、故障概率小、全寿命周期成本低等突出的优点而备受青睐。如今,固态发射机的发展水平已成为雷达技术水平的一个重要标志^[1]。

环境一号C卫星(HJ-1-C)是环境与灾害监测小卫星星座中的合成孔径雷达小卫星,卫星采用太阳同步圆轨道,对地三轴稳定姿态,有效载荷为S波段合成孔径雷达。环境一号C卫星SAR载荷具有不受天气、气候以及光线的影响,对地表和森林植被有一定的穿透能力,能够实现全天候、全天时的对地观测^[2,3],为减灾、防灾决策系统以及环境监测系统提供重要的数据保障,对我国的环境与灾害监测事业具有重大意义。

电子设备对温度环境要求苛刻,不允许温度超过或接近其所能耐受的极限。研究表明:电子设备的失效有55%是温度超过规定值引起的^[4]。而对于固态发射机,功率晶体管的结温每增加10°C,固态

发射机的可靠性就会下降60%^[5]。随着电子设备所使用的器件功率容量和数量的增加,将导致设备器件发热量加大和温度上升,若设备工作时热量不能及时有效地排散出来,会导致设备内外的温度梯度过大,从而在设备内部形成过热区或过热点,继而造成器件工作性能下降,严重时甚至烧毁设备器件功率单片,引起整个系统失效。电子设备的功率密度越来越大,对热设计的需求也日益强烈。因此,热设计与结构设计和电性能设计一样,是电子设备系统设计不可或缺的部分^[6,7]。在航天领域,因为热设计不当导致设备失效或性能下降的事例并不鲜见。因此合理的热设计就成为电子设备可靠性成败的关键^[8]。

环境一号C卫星是国内首个采用固态发射机和网状SAR天线集中发射体制的航天器。固态发射机是环境一号C卫星有效载荷中的关键设备,瞬时功耗较大,对温度指标要求苛刻,技术难度较大,这些都给热控设计带来很大的挑战。

2 热控设计概况

2.1 卫星概况

环境一号C卫星构型采用立方体形式,由推进

2013-07-17收到,2013-10-15改回;2013-11-05网络优先出版

国家重大科技专项工程资助课题

*通信作者: 王磊 leiwhit@sina.com

舱、平台和载荷舱3部分组成。卫星运行状态尺寸包络为8744 mm×2854 mm×5911 mm。太阳能电池阵(双翼)安装于星体±X两个侧壁上,每侧4块。环境一号C卫星飞行状态构型如图1所示。

2.2 热设计原则

由于环境一号C卫星固态发射机对温度指标要求苛刻,且与整星温度环境耦合密切,热控设计必须适应这种特点,为此建立了下述设计原则:

(1) 采用被动热控和主动热控相结合的方法进行设计^[9];以保证固态发射机工作温度要求;

(2) 固态发射机热设计与整星热设计统一考虑;

(3) 热设计应与合理的设计、结构装配技术相结合,以提高热设计的可靠性;

(4) 采用分区高精度电加热恒温控制的技术确保固态发射机的温度均匀性和稳定性;

(5) 合理设计散热面,采取有效的隔热措施和合理的热传导路径。

2.3 热网络数学模型

环境一号C卫星运行在低地球轨道,经过对环境一号C卫星轨道的分析,卫星在一年的运行过程中既存在全日照,又有阴影,在轨道周期中的外热流变化范围非常大,卫星内部设备热载荷也随工作模式的变化而变化。因此,环境一号C卫星热环境系统是一个动态系统,需要采用计算仿真技术实现。热分析计算共分3部分,即:外热流计算、辐射换热系数计算和温度场计算。采用的热分析软件为SINDA/G和NEVADA。

根据节点网络法,每个节点的能量平衡方程为^[10]:

$$c_p M_i \frac{dT_i}{dt} = \sum_j E_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + \sum_j D_{ij} (T_j - T_i) + q_{in} + q_{orbit} \quad (1)$$

式中: T_i 为节点 i 的温度, t 为时间, c_p 为节点 i, j

间的比热容, M_i 为节点 i 的质量, E_{ij} 为节点 i, j 间的热辐射网络传热系数; D_{ij} 为节点 i, j 间的热传导网络系数; q_{in} 为节点 i 内热源, q_{orbit} 为节点 i 空间外热流。

$$E_{ij} = \sigma \varepsilon_{Hi} A_i F_i \quad (2)$$

$$q_{orbit} = A_i S \left(\alpha_{si} \varphi_1 + \alpha_{si} \varphi_2 \rho + \frac{1-\rho}{4} \varepsilon_{Hi} \varphi_3 \right) \quad (3)$$

式中: φ_1 为太阳辐射外热流因子, φ_2 为地球反照外热流因子, φ_3 为地球红外外热流因子, A_i 为计算节点的表面辐射面积, F_i 为计算节点的辐射角系数, S 为太阳常数, ρ 为地球反照率, α_{si} 为计算节点的太阳吸收比, ε_{Hi} 为计算节点的半球发射率, σ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数。

热辐射器是卫星向空间散热的最主要装置,固态发射机产生的废热绝大多数通过热辐射器排散到冷空间。热辐射器单位面积的散热能力可用下式表述:

$$q = (\varepsilon_H \sigma T_h^4 - q_e) \eta \quad (4)$$

式中: q 为热辐射器单位面积的实际散热量, T_h 为散热面表面温度, q_e 为单位面积吸收的外热流, η 为效率。

2.4 固态发射机正样设计状态

环境一号C卫星固态发射机的温度要求为 $-10^\circ\text{C} \sim +40^\circ\text{C}$, 同一时刻8个组件之间的温差最大不超过 8°C 。固态发射机和其它载荷设备工作模式为每圈工作不超过12 min, 每天最多连续工作8圈。固态发射机的峰值热耗为820 W, 热流密度最大值为 34000 W/m^2 。固态发射机热流分布图见图2, 固态发射机安装在卫星载荷舱的+Y上侧壁板中部, 固态发射机安装位置和布局图见图3。

固态发射机的热设计方案是: 固态发射机底部安装热控冷板, 热控冷板通过热管与星体外部的热辐射器连接, 把热量直接导到热辐射器上, 然后以辐射的方式排散到冷空间。热辐射器的外表面采用

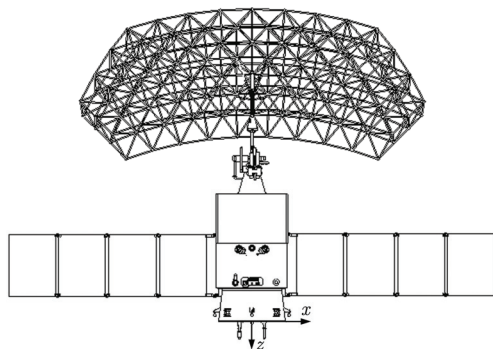


图1 环境一号C卫星构型

Fig. 1 Configuration of HJ-1-C

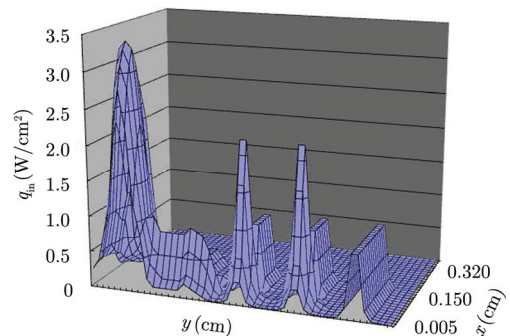


图2 固态发射机热流分布图

Fig. 2 Heat flux distribution of solid-state transmitter

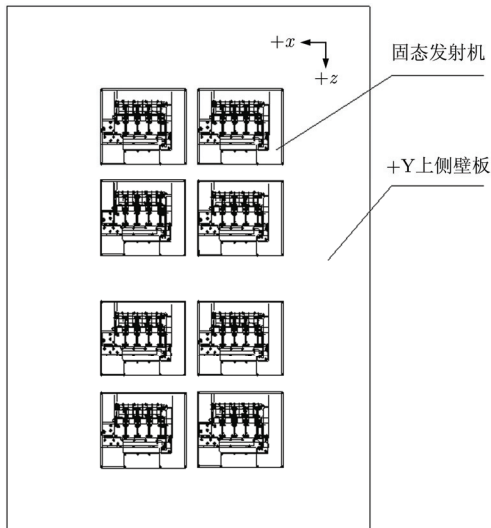


图3 固态发射机布局图

Fig. 3 Assembly of solid-state transmitter

太阳吸收比较低，而发射率较高的 SR107-ZK 热控白漆，保证热辐射器所受外部环境热流的影响达到最小。

热控冷板由实心板和蜂窝板组成，设计中根据热控冷板的结构尺寸以及热源的位置，预埋热管。对预埋热管，为了加大仪器与热管之间的接触面积、减轻重量，采用了铝-氮轴向双孔槽道热管。该型热管已在国内、外航天器大量使用，性能稳定、工艺性好。

在热控冷板内表面固态发射机安装区域外的两侧，布置有电加热回路，在固态发射机不工作时，采取加热补偿的方式进行温度补偿，以确保固态发射机的温度不会过低。

固态发射机表面(安装面除外)喷 ERB-2 黑漆或进行黑色阳极氧化处理。固态发射机与安装面间填充钢箔，以强化固态发射机与热控冷板之间的热交换。

3 解决的关键问题

针对环境一号C卫星固态发射机的技术特点，在研制过程中着重解决了以下几个关键问题：

(1) 载荷舱温度水平和固态发射机温度要求的接口匹配问题。由于固态发射机安装在载荷舱内，而且对温度指标要求很高，固态发射机不同组件之间的温度的绝对值和温度差的要求也很高。环境一号C卫星固态发射机温度范围为 $-10^{\circ}\text{C} \sim +40^{\circ}\text{C}$ ，8个组件之间的温差最大不超过 8°C 。如果舱内的温度环境过高或过低，将无法保证固态发射机的温度水平和温度差要求，因此在载荷舱热设计时必须要考虑舱内极端高、低温工况的温度环境对固态发射机的影响，进行一体化综合设计。在热模拟舱热平

衡试验中，该问题的解决得到了良好的验证，为正样热控设计状态的确定提供了有力的数据支撑。

(2) 固态发射机瞬态功率变化大导致的舱内温度波动问题。由于有效载荷一天最多可工作8圈，但满负荷工作模式时载荷舱瞬时功耗较大，需要有效散热，而其它大部分时间不工作时舱内功耗又很小，因此如设计不周很容易导致载荷舱内温度波动较大，这对固态发射机的温度稳定性是不利的。另外，缺乏长期加热功率也是问题。经过分析和论证，采取在+Y板上侧壁板设置闭环控制的加热器，当有效载荷不开机时，打开补偿加热器；有效载荷开机前，关掉补偿加热器，因此这部分补偿功率实际为替代的短期功率，整星电源是能够保障的。这些措施最终有效解决了载荷舱内温度的波动问题，在正样热平衡试验中得到了很好的验证。

(3) 固态发射机的热设计问题。由于固态发射机对温度的绝对值和温差要求很高，因此固态发射机的热控设计难度很大。在有效解决载荷舱温度环境和固态发射机温度要求的接口匹配问题基础上，采取在+Y板设置热管和舱外热辐射散热面，根据热分析得到的温度场分布规律将部件分为若干控温区间，采用多模式自动高精度控温技术，将固态发射机安装板温度控制在 5°C 以内。在热模拟舱热平衡试验中，固态发射机鉴定件参加了试验，热设计得到了有效验证。

4 飞行遥测结果

环境一号C卫星发射以来，完成了高质量的成像。从遥测数据来看，热控分系统工作正常，整星温度环境良好，星上所有设备温度均满足指标要求，测、控温热敏电阻和电加热回路工作正常，热管等温性良好。固态发射机的温度水平控制得非常好。

为了监测固态发射机的温度水平和温差，在固态发射机每一个组件的+X方向侧壁中心位置粘贴有高精度的 MF501 型测温热敏电阻，共 8 支。

表 1 为条带成像模式固态发射机温度遥测参数。从表中可以看出，固态发射机工作 12 min，各组件最高温度为 $5.41^{\circ}\text{C} \sim 7.01^{\circ}\text{C}$ ，同一时刻组件间最大温差为 1.94°C ，单个组件最大温升为 11.92°C 。图 4 为条带成像模式固态发射机温度变化曲线。

表 2 为 3SCAN 成像模式固态发射机温度遥测参数。从表中可以看出，SAR 固态发射机开机工作 12 min，各组件最高温度为 $5.73^{\circ}\text{C} \sim 7.32^{\circ}\text{C}$ ，同一时刻组件间最大温差为 1.92°C ，单个组件最大温升为 11.89°C 。图 5 为 3SCAN 成像模式固态发射机温度变化曲线。

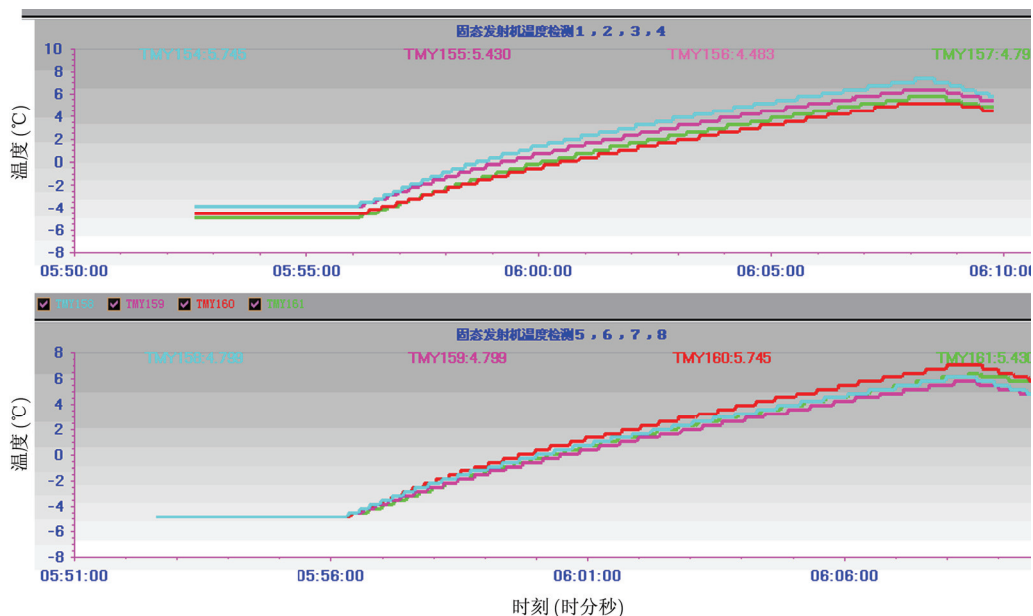


图4 条带成像模式固态发射机温度变化曲线

Fig. 4 Temperature curve of solid-state transmitter during strip

表1 条带成像模式固态发射机温度遥测数据(°C)

Tab. 1 The temperature data of solid-state transmitter during strip

固态发射机温度测点	0	3 min	4 min	6 min	7 min	9 min	10 min	11 min	12 min	温升
组件1	-3.9	0.35	2.27	3.22	3.85	5.11	5.74	6.37	7.01	10.91
组件2	-3.9	-0.29	1.31	2.27	3.22	4.48	5.11	5.75	6.38	10.28
组件3	-4.57	-1.26	0.35	1.31	1.95	3.22	3.85	4.48	5.41	9.98
组件4	-4.91	-1.26	0.67	1.63	2.27	3.85	4.48	5.11	5.75	10.66
组件5	-4.91	-1.26	0.67	1.63	2.59	3.85	4.79	5.43	6.06	10.97
组件6	-4.91	-1.59	0.35	1.31	1.95	3.54	4.17	4.8	5.43	10.34
组件7	-4.91	-0.94	1.31	2.27	2.9	4.48	5.43	6.06	7.01	11.92
组件8	-4.91	-1.26	0.67	1.63	2.27	3.85	4.48	5.43	6.06	10.97

表2 3SCAN 成像模式固态发射机温度遥测数据(°C)

Tab. 2 The temperature data of solid-state transmitter during 3SCAN

固态发射机温度测点	0	3 min	4 min	6 min	7 min	9 min	10 min	11 min	12 min	温升
组件1	-3.56	0.67	2.59	3.54	4.17	5.43	6.06	6.69	7.32	10.88
组件2	-3.56	0.03	1.95	2.90	3.22	4.8	5.43	6.06	6.69	10.25
组件3	-4.23	-0.94	0.67	1.63	2.27	3.54	4.17	4.8	5.73	9.96
组件4	-4.57	-0.61	2.31	1.95	2.59	4.17	4.8	5.43	5.75	10.32
组件5	-4.57	-0.61	1.31	2.27	2.9	4.17	5.11	5.75	6.38	10.95
组件6	-4.57	-0.94	0.99	1.63	2.27	3.85	4.48	5.11	5.75	10.32
组件7	-4.57	-0.29	1.95	2.59	2.54	5.11	5.75	6.69	7.32	11.89
组件8	-4.57	-0.94	1.31	2.27	2.9	4.17	5.11	5.75	6.38	10.95

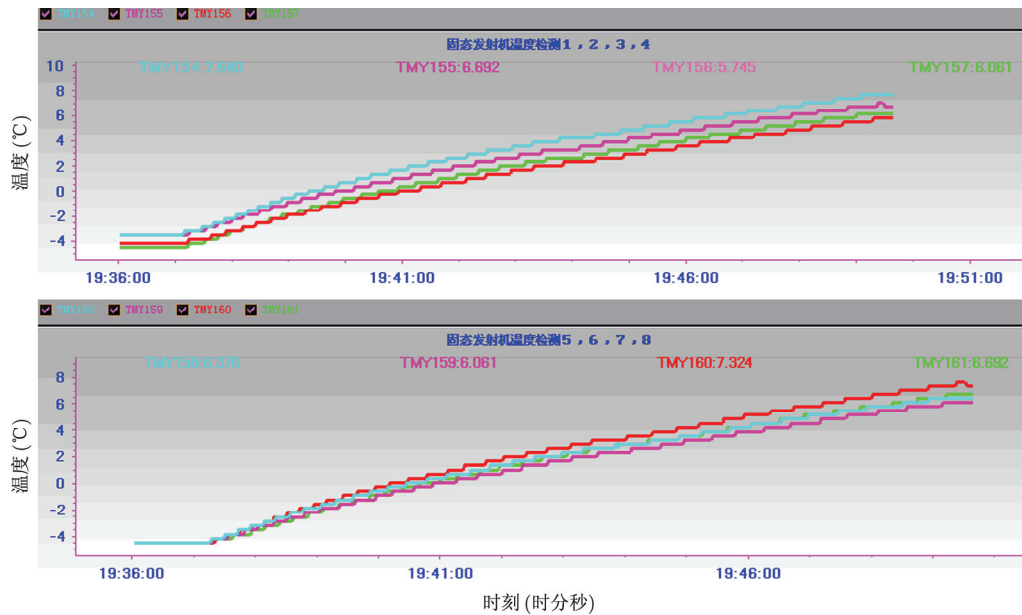


图5 3SCAN 成像模式固态发射机温度变化曲线

Fig. 5 Temperature curve of solid-state transmitter during 3SCAN

由以上分析可以看出,在轨期间,固态发射机工作温度在 $-5^{\circ}\text{C} \sim +7.5^{\circ}\text{C}$ 之间,同一时刻8个组件间的最大温差小于 2°C 。温度水平和温差均优于技术指标要求。

5 结束语

本文针对环境一号C卫星以及有效载荷关键设备固态发射机的特点,采用将整星热设计与固态发射机热设计进行一体化综合设计的思想和方法,成功地完成了整星热设计和固态发射机热设计。飞行遥测结果表明,热控分系统方案合理,设计正确,固态发射机温度很好地满足了设计指标要求,并留有足够的余量,热控设计和实施经受了在轨飞行的检验,为在轨长寿命运行提供了良好的保障条件。

参考文献

- [1] 郑新,李文辉,潘厚忠. 雷达发射机技术[M]. 北京: 电子工业出版社, 2006: 5-8.
Zheng Xin, Li Wen-hui, and Pan Hou-zhong. Radar Transmitter Technology[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2006: 5-8.
- [2] 邓云凯,赵凤军,王宇. 星载SAR技术的发展及其应用浅析[J]. 雷达学报, 2012, 1(1): 1-10.
Deng Yun-kai, Zhao Feng-jun, and Wang Yu. Brief analysis on the development and application of spaceborne SAR[J]. *Journal of Radars*, 2012, 1(1): 1-10.
- [3] 魏钟铨. 合成孔径雷达卫星[M]. 北京: 科学出版社, 2001: 2-5.
Wei Zhong-quan. Synthetic Aperture Radar Satellite[M]. Beijing: Science Press, 2001: 2-5.
- [4] 邱成梯,赵悼曼,蒋全兴. 电子设备结构设计原理[M]. 南京: 东南大学出版社, 2005: 35-38.
- [5] 付桂翠,高泽溪,方志强,等. 电子设备热分析技术研究[J]. 电子机械工程, 2004, 20(1): 13-16.
Fu Gui-cui, Gao Ze-xi, Fang Zhi-qiang, et al. A study on thermal analysis of electronic system[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2004, 20(1): 13-16.
- [6] Maguire L, Behnia M, and Morrison G. Systematic evaluation of thermal interface materials—a case study in high power amplifier design[J]. *Microelectronics Reliability*, 2005, 45(3/4): 711-725.
- [7] 平丽浩,钱吉裕,徐德好. 电子装备热控新技术综述(上)[J]. 电子机械工程, 2008, 24(1): 1-10.
Ping Li-hao, Qian Ji-yu, and Xu De-hao. A review of the thermal control technologies for electronic systems: Part I[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2008, 24(1): 1-10.
- [8] Hetsroni G, Mosyak A, Segal Z, et al. A uniform temperature heat sink for cooling of electronic devices[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, 45(16): 3275-3286.
- [9] 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: 368-372.
Hou Zeng-qi and Hu Jin-gang. Spacecraft Thermal Control Techniques: Principles and Applications[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 368-372.
- [10] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 282-321.
Min Gui-rong and Guo Sun. Satellite Thermal Control Technology[M]. Beijing: Science Press, 1998: 282-321.

作者简介



王磊, 男, 博士, 高级工程师, 研究方向为航天器热控制。

E-mail: leiwhit@sina.com

2015 年 IET 国际雷达会议通知

2015 年 IET 国际雷达会议 (IET International Radar Conference 2015: IET IRC2015) 将于 2015 年 10 月 14 日-16 日在中国杭州召开。IET IRC2015 是 IET 系列雷达会议的第 3 次国际会议, 前两次会议分别于 2009 年 4 月和 2013 年 4 月在中国桂林和西安成功召开。

会议旨在介绍雷达领域最新的技术发展和研究热点, 立足雷达领域前沿为广大专家、科技工作者和相关专业师生提供一个分享最新思想和成果的学术平台。关于 IET 国际雷达会议介绍、投稿格式和指导见 <http://www.ietradar.org>, 会议历史资料见 <http://www.ietradar.org/2013>。

所有收录在会议论文集的学术文章将入选 IET Inspec 和 IEEE Xplore 全文数据库。同时, 将被 EI Compendex, EI Inspec, Elsevier Scopus 等数据库检索。会议优秀论文将被推荐 Science in China Series F: Information Sciences (Sci China F) 等杂志发表。