

地球静止轨道卫星 SADA 热设计及 高温工况温度分布研究

王彦¹, 徐涛¹, 胡炳亭¹, 王学强², 经贵如², 江世臣¹, 董瑶海¹

(1. 上海卫星工程研究所; 2. 上海宇航系统工程研究所; 上海 201109)

摘要: 针对地球静止轨道卫星 SADA 轴系周向或轴向温度梯度过大导致卡死的故障情况, 开展某卫星 SADA 热设计、热仿真及太阳模拟器光照试验研究。采用挡光板及均温措施等热设计减小 SADA 温度梯度及外热流影响。试验外热流模拟冬至工况, 舱内边界温度 25 °C, 通过在其内部和外部布置 88 个温度测点, 得出 SADA 内部的电缆束、功率盘片及电刷温度较高。轴系两端面周向最大温差分别为 1.2 °C 和 8 °C, 轴系两端面最大温差 6.8 °C。在此温度环境下, SADA 工作正常, 证明了其本身及热控设计的合理性。热仿真计算结果与试验结果一致性较好。研究结果还得到了在轨数据的验证。SADA 数学模型、试验方法和结果可为后续型号不同工况条件工作的 SADA 提供热设计指导。

关键词: 地球静止轨道卫星; 太阳电池阵驱动机构; 热设计; 太阳模拟器; 热平衡试验; 仿真分析

中图分类号: TB115.2; V416.6

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2017)05-0490-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2017.05.006

Thermal design of SADA and its detailed temperature distribution in HT condition for geostationary orbit satellite

WANG Yan¹, XU Tao¹, HU Bingting¹, WANG Xueqiang², JING Guiru², JIANG Shichen¹, DONG Yaohai¹

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering; 2. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering; Shanghai 201109, China)

Abstract: The large temperature gradient in the circumferential and axial directions of the bearing can lead to a seizure failure. The thermal design, the thermal simulation and the thermal vacuum experiment based on solar simulator are carried out, and the detailed temperature distribution of the SADA is obtained. The light barrier and the temperature uniformity measures are taken to reduce the temperature gradient and the influence of the external heat flux. In the thermal experiment, the external heat flux is the same as that in the winter solstice. The boundary temperature of the cabin plates is 25 °C. Eighty-eight thermal couples are installed to collect the temperature data for the SADA. The bunch of cables, the slip ring assembly and the electrical brushes are the locations with higher temperature. The maximum temperature differences are 1.2 °C and 8 °C on the head face and the end face of the bearing in the circumferential direction. The maximum temperature difference is 6.8 °C between the head face and the end face of the bearing in the axial direction. The SADA can work well under these temperature conditions. It is shown that the SADA design and the thermal control design are reasonable. The results of the thermal simulation are consistent with the experiment results. The results are also verified by the on-orbit data. The thermal analysis model, the experimental methods and the test results can be used in the subsequent thermal designs and the temperature distribution researches of the SADA under different working conditions.

Key words: GEO satellite; solar array drive assembly; thermal design; solar simulator; thermal balance test; simulation analysis

收稿日期: 2017-05-05; 修回日期: 2017-09-10

基金项目: 卫星型号项目支持

引用格式: 王彦, 徐涛, 胡炳亭, 等. 地球静止轨道卫星 SADA 热设计及高温工况温度分布研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(5): 490-494

WANG Y, XU T, HU B T, et al. Thermal design of SADA and its detailed temperature distribution in HT condition for geostationary orbit satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(5): 490-494

0 引言

太阳电池阵驱动机构(SADA)又称为轴承与功率输送装置(BAPTA),其功能一方面驱动太阳电池阵始终指向太阳,另一方面把太阳电池阵产生的电能输送到航天器本体中。该机构主要包括电机、齿轮传动装置及其轴承,以及传递电功率的电刷滑环组件^[1-2]。

文献[3]通过比对 Sullivan^[4]和 Tafazoli^[5]等人对1980—2005 期间卫星故障统计的研究得出,卫星发生故障率最高的部组件是太阳电池阵,占故障总数的20%左右。故障原因包括阵面展开失败、SADA 短路、卡死、电池片破坏等。SADA 短路和卡死的原因主要归结为:磨屑及多余物导致短路或卡死,轴系周向及轴向温度分布不均导致卡死,润滑失效导致卡死等。本文重点关注其中的 SADA 温度分布问题。

以往对 SADA 进行热试验及在轨状态监测,主要通过在其壳体布置温度测点来监测其工作温度^[6]。但一方面由于 SADA 内部组件与壳体的传热热阻较大,所以无法获取 SADA 内部轴系及部件的真实温度水平;另一方面,对 SADA 开展的试验研究^[7-8]并没有采取真实光照条件,而是采用加热片模拟第一类热边界条件,这样会导致其外露部位的边界条件与在轨条件不一致,而造成误差。

为全面获取 SADA 内部和外部温度分布,本文以某地球静止轨道卫星的 SADA 为研究对象,采用太阳模拟器模拟在轨光照条件,维持舱内定温边界条件,通过布置大量测点获取 SADA 内部和外部详细温度分布,从而得出温度最高点位置、轴系两端周向和轴向温差水平、滑环和电刷组件以及壳体温度水平。同时,建立 SADA 详细热分析模型,将仿真结果与试验结果进行比对,以验证仿真模型的合理性和正确性。

1 SADA介绍

SADA 的热耗主要分布在导线束、电刷滑环组件及电机上。SADA 共有7个盘片,1~5号盘片为功率汇流盘,6号和7号为信号汇流盘,其中5号盘片为备份盘(不通电流)。信号环和功率环采用2种不同的汇流盘,在环芯上分段排列,以减小功率

环对信号环的干扰。信号汇流盘每盘有12环,功率汇流盘每盘有8环,导电环以同心圆形式均匀分布在汇流盘的正反两面,反面与正面分布方式相同^[9-10]。通过功率盘片传输的电流为105 A。该 SADA 用于15年寿命的 GEO 卫星,安装在卫星北板上。SADA 电机长期热耗6 W,滑环组件及导线(含接插件)热耗43.8 W。其中导线热耗不仅包括 SADA 本身的导线,也包括试验过程中由 SADA 引出至真空罐壁、罐壁引出至罐外设备导线的功耗。

2 SADA热设计、试验与仿真

2.1 热设计

考虑到 SADA 安装在 GEO 卫星的北板,冬至工况始终处于一半受照一半不受照的状态,以及 SADA 轴系对温度梯度的要求,开展热设计如下:

1) 在 SADA 与太阳电池阵三角架间垫5 mm 厚玻璃钢隔热垫,以减少因三角架温度波动对 SADA 的影响。

2) SADA 外露部位喷涂低吸辐比白漆,降低光照不均对外露端盖内轴系部分产生的周向温度梯度。

3) SADA 三角架增设挡光板,减小太阳直接照射电缆束及接插件引起的温升,从而降低电缆束引出轴系端面与舱内轴系端面的温度梯度。

4) SADA 与星体蜂窝板间增加2 mm 厚扩热板,扩热板与 SADA 间垫25 μm 聚酰亚胺薄膜,以将 SADA 与星体进行绝缘处理;薄膜双面涂覆导热硅脂,以减少接触热阻;与扩热板相对应的蜂窝板内预埋1根热管,进一步提高安装法兰面的温度均匀性。

5) SADA 舱内部分进行黑色阳极化处理,强化辐射换热,保证壳体的温度均匀性。

2.2 热试验

SADA 通过法兰安装在模拟舱散热面上,法兰与安装板间垫25 μm 聚酰亚胺薄膜,薄膜双面涂覆导热硅脂。SADA 舱外部分喷涂白漆,舱内部分作表面黑色阳极化处理,模拟舱散热面外表面粘贴 OSR,内部粘贴加热片。另外搭建5块结构板,与散热面板组成模拟舱,舱内表面粘贴加热片后涂黑漆,外表面包覆15单元多层隔热组件。SADA 的

星外三角架参加试验,外表面喷涂白漆,三角架与 SADA 连接处垫 5 mm 玻璃钢隔热垫。在模拟舱、SADA 内外、三角架上布置测温点以获得温度分布数据。其中内部测点主要布置在汇流盘片、电刷盘片、功率电缆束、滑环支柱等部位。模拟舱与倾斜 23.5° 支架之间垫 30 mm 玻璃钢隔热垫。试验状态如图 1 所示。

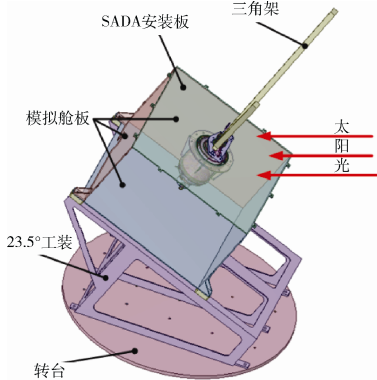


图 1 SADA 试验状态示意图
Fig. 1 The experiment state of SADA

SADA 外露部分存在多个凸台,构型复杂,故本次试验采用太阳模拟器模拟热流边界。太阳模拟器能够较准确地模拟太阳辐射的准直性、均匀性和光谱特性,具有较高的空间外热流模拟精度,特别适用于外形复杂航天产品的热设计验证^[11-12]。试验选取有效光斑直径为 1 m,模拟 GEO 冬至工况的热流密度 1412 W/m²,辐照不均匀度不大于±5%,不稳定性不大于±2%/h。舱体内模拟卫星寿命末期 25℃ 温度边界。

2.3 热仿真

尽管在 SADA 内部尽可能多地布置了测温点,但是仍不可能完全反映其内部温度分布情况。需要通过建立 SADA 热数学模型进行仿真分析,用试验数据修正模型,以得到温度分布数据。

SADA 内部复杂结构主要体现在功率盘片组件和电刷组件上,应该对这 2 部分进行详细建模并明确各部分之间的传热关系。实测功耗分布在汇流盘导电环及电刷上,主要导热路径如图 2 所示。采用 I-DEAS/TMG 软件进行建模和计算。各部组件功耗参考表 1 中数据。各边界条件与 2.2 节试验状态保持一致。针对三维模型建立的功率盘片组件及电刷组件的热仿真模型如表 1 所示。

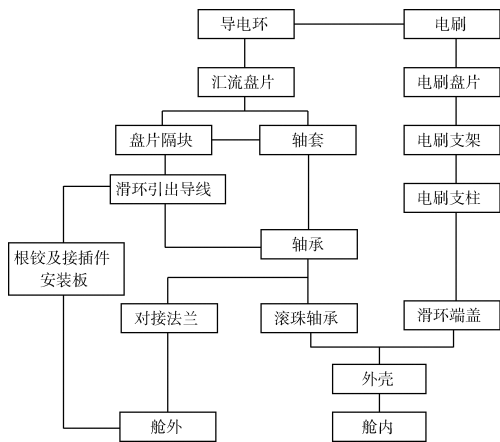


图 2 功率盘片及电刷组件主要导热路径
Fig. 2 The heat transfer path of slip rings and electrical brushes

表 1 三维模型与仿真模型对比
Table 1 The comparison of three-dimensional model and thermal simulation model

组件	三维模型	热仿真模型
功率盘片部分		
电刷部分		

3 结果比对分析

在功率盘片通电电流为 105 A 的情况下进行热试验和热仿真, SADA 内部关键部组件的温度结果列于表 2。

表 2 关键部组件的温度仿真结果与试验结果对比
Table 2 The comparison of simulation and experimental results

测点名称	实测值/℃	计算值/℃	偏差/℃
内电缆束 Max	60.6	59.4	-1.2
内电缆束 Min	55.0	52.3	-2.7
电机头部	35.2	37.7	2.5
驱动轴 1-1	43.5	43.3	-0.2
驱动轴 2-2	41.0	41.3	0.3
功率盘片 Max	57.3	60.5	3.2
功率盘片 Min	46.2	48.5	2.3
电刷盘片 Max	52.5	56.3	3.8
电刷盘片 Min	42.5	40.1	-2.4
滑环支柱 Max	38.6	38.9	0.3
滑环支柱 Min	36.5	33.7	-2.8
舱内外壳汇总 Max	35.3	37.7	2.4
舱内外壳汇总 Min	28.1	27.5	-0.6

试验结果表明: SADA 内部最高温度点位于功率电缆束内 ($60.6\text{ }^{\circ}\text{C}$)。舱内部分壳体的最高温度点位于驱动电机头部 ($35.2\text{ }^{\circ}\text{C}$)，沿驱动轴方向递减且壳体周向温差较小，最低温度为安装法兰处的 $28.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。拟在轨布置的热敏电阻监测点温度为 $31.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。SADA 轴系两端分别沿周向布置有 6 个测点监测其周向温度梯度，舱内轴系周向最高温度为 $33.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，最低温度为 $32.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，温差为 $1.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。舱外轴系周向最高温度为 $38.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，最低温度为 $30.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，温差为 $8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。轴系两端面最大温差为 $6.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

滑环组件的 1~5 号汇流盘中，温度最高的为 3 号盘片 ($57.3\text{ }^{\circ}\text{C}$)，最低的为 5 号盘片 ($46.2\text{ }^{\circ}\text{C}$)。分析其原因为: 1~4 号汇流盘有电流经过产生热量，然而 1 号盘可以与滑环组件端盖产生辐射热交换，4 号盘片可以与 5 号备份盘片产生辐射热交换，因此 1 号和 4 号盘片温度较低; 5 号盘无热耗，且紧邻温度环境较低无热耗的信号盘，因此其温度最低; 3 号盘片热排散通道最差，因此温度最高。

根据布置的测点情况得知，电刷部分温度最高和最低部位与功率盘片相对应，2 号电刷温度最高 ($52.5\text{ }^{\circ}\text{C}$)，5 号电刷温度最低 ($42.5\text{ }^{\circ}\text{C}$)。功率盘片与电刷组件的温度分布如图 3 所示。

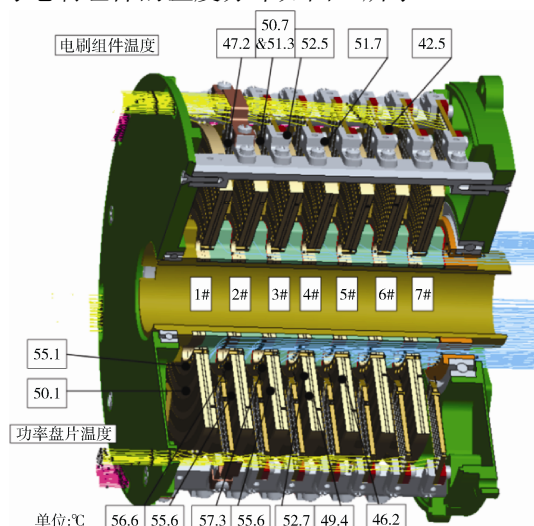


图3 功率盘片及电刷组件温度分布

Fig. 3 The temperature distributions of slip rings and electrical brushes

SADA 壳体舱内部分的最高温度点位于步进电机头部，最低温度点位于法兰面上，整个壳体温差并不大。虽然滑环组件端盖部分与壳体有热传导，但是热耗集中的电刷、滑环及导线与其几乎没

有热传导。考虑到盘片工作过程需要转动和电刷部分操作空间较小并有电流通过裸露的电刷等因素，建议在 SADA 电缆内部布置测温点以获取整个驱动机构的温度最高值。

从 SADA 内部关键部组件温度的试验结果与仿真分析结果对比来看，大部分关键测点的仿真与试验结果的差值在 $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内，最大偏差不超过 $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，说明热分析模型及计算结果是有效的。热平衡试验除高温工况外，还包括低温工况、关闭太阳模拟器工况、间歇光照工况等，计算结果皆与试验结果吻合较好，本文更关注高温工况。

另外，以驱动轴承内的温度分布为例，通过仿真分析获得更全面的温度数据。由于试验测点的布置受限，不能获得整个轴系的温度分布。从仿真结果来看，驱动轴承内测点温度并不是最高的，而是在距离 1~4 号功率盘片较近位置有最高值，驱动轴承一端与对接法兰相连，另一端与电机部分相连则体现较低温度。轴系温度分布云图如图 4 所示。

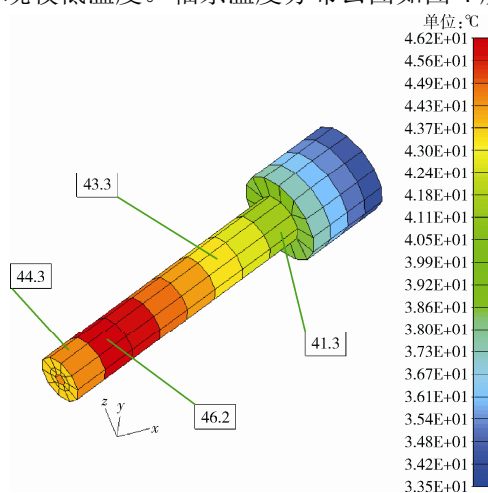


图4 驱动轴系温度分布图

Fig. 4 Temperature distribution of the bearing

4 在轨测量数据

型号发射后，通过冬至工况 SADA 扩热板、星内壳体及电缆束测温，监测 SADA 工作情况及温度水平。图 5 为 SADA 在轨 24 h 的温度曲线。通过曲线可以看出，SADA 各测点的温度水平比较稳定。通过对冬至工况 24 h 的数据求平均值可以得出，SADA 扩热板平均温度为 $5.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，星内壳体平均温度为 $11.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，电缆束平均温度为 $41.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。试验结果与在轨监测结果比列于表 3。

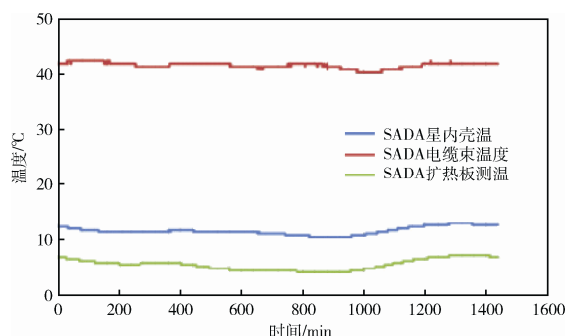


图5 冬至工况在轨24h各测点温度

Fig. 5 The 24 h temperature of SADA in winter solstice on-orbit

表3 关键部组件温度的试验结果与在轨数据比对

Table 3 The comparison of on-orbit data and experiment results

比对项目	边界温度/ ℃	SADA 星内 壳体温度/℃	电缆束 温度/℃
地面光照试验	25.0	31.5	60.6
在轨光照条件	5.5	11.5	41.6
二者温度差值	19.5	20.0	19.0

地面光照模拟试验与在轨光照对应的舱内边界环境条件不一致;去除边界环境的影响,通过温度差值可以看出,试验结果能很好地代表在轨的温度水平。同时,也证明了热设计及仿真分析的有效性和合理性。

5 结论

通过对 SADA 试验研究及热仿真分析,得出如下主要结论:

1) 采用挡光板、扩热板及热管等热控措施后, SADA 轴系两端周向温差分别为 1.2 °C (舱内) 和 8 °C (舱外),轴系两端最大温差为 6.8 °C, SADA 工作正常,说明了 SADA 本身及热设计的合理性。

2) 在轨 SADA 温度监测点位于后端盖上,并增加 SADA 电缆内部测点,以获取温度最高值并监测其工作状态。去除边界环境影响后,在轨数据与地面光照试验数据有较好的一致性。

3) 滑环组件多为非金属材料,热阻较大,传导换热量较小。另外,热耗较大的功率盘片布置方向为壳体径向,辐射换热角系数较小,辐射换热量也较小,因此功率盘片温度较高。温度最高的 3 号功率盘片及与其相对应的 2 号电刷的温度分别为 57.3 °C 和 52.5 °C。

4) 热仿真分析结果与试验结果对比表明,在功率盘片通电电流为 105 A 的情况下,大部分关键测点温度偏差不超过 ± 3 °C,最大不超过 4 °C,说明

热分析模型合理,计算结果有效,可以为后续 SADA 热设计提供参考。

参考文献 (References)

- [1] AUER W. A family of BAPTAs for GEO and LEO applications: 19890014537[R]. Washington: NASA, 1989: 241-253
- [2] 马兴瑞,于登云,孙京,等. 空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1123-1131
MA X R, YU D Y, SUN J, et al. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1123-1131
- [3] 梁斌,徐文福,李成,等. 地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 1-13
LIANG B, XU W F, LI C, et al. The status and prospect of orbital servicing in the geostationary orbit[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 1-13
- [4] SULLIVAN B R, AKIN D L. A survey of serviceable spacecraft failures[C]//AIAA Space Conference and Exposition. Albuquerque, NM, 2001: AIAA 2001-4540
- [5] TAFAZOLI M. A study of on-orbit spacecraft failures[J]. Acta Astronautica, 2009, 64: 195-205
- [6] 吴亚光,马利. 地球同步轨道卫星 SADA 在轨温度趋势分析[C]//第二届中国卫星导航学术年会. 上海, 2011: 1-4
- [7] 李进,卢威. 基于 IDEAS 的大功率 SADA 热分析仿真与实验研究[C]//国防科技会议. 北京, 2012: 378-389
- [8] 易桦,赵啟伟,周晓云. 高热耗太阳帆板驱动机构热设计[C]//第十二届空间热物理会议. 兰州, 2015: 104-110
- [9] 李超. 星载盘式滑环电刷材料的选择和试验[J]. 电子机械工程, 2009, 25(3): 6-9
LI C. Choice of material and experiment on spaceborne disk slip-ring brush[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2009, 25(3): 6-9
- [10] 李超. 星载盘式滑环设计[C]//中国电子学会 2009 年机械电子学学术会议. 太原, 2009: 169-172
- [11] 黄本诚,庞贺伟,臧友竹,等. KM6 太阳模拟器的研制方案与进展[J]. 航天器环境工程, 2003, 20(1): 1-4
HUANG B C, PANG H W, ZANG Y Z, et al. The conception and the development of KM6 solar simulator[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2003, 20(1): 1-4
- [12] 杨林华. 大型太阳模拟器研制技术综述[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(2): 173-178
YANG L H. Large solar simulator development technologies[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(2): 173-178

(编辑: 张艳艳)

作者简介: 王彦(1981—),男,博士学位,主要研究方向为航天器热控制技术。E-mail: sast_2014@163.com。