0254-6124/2019/39(3)-381–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

LIN Shifeng, LI Kai, JIANG Guizhong, WU Jian, MA Errui. Method of temperature control and its validation for atomic clock cabin on navigation satellite (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2019, **39**(3): 381-387. DOI:10.11728/cjss2019.03.381

导航卫星原子钟舱温度控制方法及其验证 *

林士峰[1] 李 锴[1,2] 蒋桂忠[1] 吴 健[1] 马二瑞[1]

1(中国科学院微小卫星创新研究院 上海 201210)

2(中国科学院光电研究院 北京 100094)

摘 要 原子钟是导航卫星的重要组成部分, 可为卫星系统提供高准确及高稳定度的时间频率源. 原子钟工作性能与环境温度变化密切相关, 为保证其在轨连续、稳定运行, 热控系统需为其提供良好的工作温度环境. 本文以某导航卫星原子钟舱温度控制为研究内容, 给出原子钟舱热控设计方案、控制算法, 并进行仿真分析和试验验证. 在轨遥测数据表明, 卫星原子钟舱热控方案和控制算法设计合理, 仿真分析及试验结果有效, 各原子钟在轨工作温度满足要求, 原子钟温度稳定度满足并优于设计指标近一个数量级.

关键词 原子钟, 热设计, 热分析, 试验及在轨验证

中图分类号 V 254

Method of Temperature Control and Its Validation for Atomic Clock Cabin on Navigation Satellite

LIN Shifeng[1] LI Kai[1,2] JIANG Guizhong[1] WU Jian[1] MA Errui[1]

1(*Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Sciences, Shanghai* 201210)

2(*Academy of Optoelectronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100094)

Abstract Atomic clock, as an important part of the navigation satellite, provides high-accuracy and high-stability time frequency source for the satellite. For the continuity and stability of atomic clock operation in orbit, the satellite thermal control system should provide a suitable temperature environment for it. In this paper the thermal control design and the control algorithm of atomic clock are introduced, and the results of thermal simulation and tests based on the atomic clock thermal control for the navigation satellite are provided. Temperature data in orbit show that the thermal design of cabin for atomic clock is suitable. Thermal simulation results and the tests are effective. In addition, the temperature of atomic clocks in orbit meets the requirement and is nearly one order of magnitude better than that of the indicator.

Key words Atomic clock, Thermal design, Thermal analysis, Test and validation in orbit

---

* 中国第二代卫星导航系统重大专项项目资助

2018-06-04 收到原稿, 2018-10-19 收到修定稿

E-mail: linshifeng@126.com

0 引言

原子钟是一种以量子跃迁频率为基准提供标准频率信号的装置 [1]. 经过几十年发展, 原子钟技术取得巨大进步, 已成为目前最精确的时间计量设备并广泛应用于通信、导航、精密仪器校准和天文地理测量等领域 [2].

原子钟是导航卫星最重要的载荷设备之一, 也是时频系统的核心部件, 可为导航系统提供准确稳定的时间参考. 随着导航卫星对时频系统精度及稳定性要求的不断提高, 参考时钟由最初的晶振、频标发展到当前各类型的原子钟. 美国 GPS 和欧洲 Galileo 导航卫星均采用铷原子钟、铯原子钟和被动型氢原子钟作为时间基准, 俄罗斯 GlONASS 导航系统使用氢原子钟和铷原子钟 [3]. 中国北斗区域系统配备铷原子钟. 北斗全球系统采用铷原子钟 (简称铷钟) 和被动型氢原子钟 (简称氢钟) 为用户提供更高精度的导航、定位、测速、授时和通信服务 [4].

1 指标要求及分析

铷钟和氢钟内部器件对温度变化敏感性极高, 例如, 氢钟内部谐振腔的温度变化要求控制在 $\pm 0.1\,\mathrm{mK\cdot d^{-1}}$ 量级, 这对热控系统提出了很高要求 [5]. 为满足原子钟长期频率稳定度指标要求, 除原子钟内部采用多级温控措施外 [6,7], 还对原子钟工作环境 (原子钟舱板) 进行精密温控. 在轨期间原子钟舱板温度需维持在 -10~$+15$°C 内, 且温度变化率不大于 ± 0.5°C$\times(15\,\mathrm{h})^{-1}$.

根据能量守恒及传热学定律, 卫星原子钟舱热平衡方程为

$$c_1 m_1 \frac{\mathrm{d}T_1}{\mathrm{d}t} + c_2 m_2 \frac{\mathrm{d}T_2}{\mathrm{d}t} + A\varepsilon\sigma T_1^4 = \alpha q A + Q_1(t) + Q_2(t) + Q_3(t) + P(t). \tag{1}$$

式中: c_1, m_1, T_1 分别为原子钟舱板比热容、质量和温度; c_2, m_2, T_2 分别为原子钟比热容、质量和温度; A, α, ε 分别为原子钟舱散热面面积、热控涂层太阳吸收率和半球发射率; q 为散热面太阳热流密度; σ 为斯忒藩–玻耳兹曼常数; $Q_1(t)$ 为工作原子钟热耗; $Q_2(t)$ 为原子钟舱导热及辐射漏热; $Q_3(t)$ 为太阳帆板等对原子钟舱散热面的红外热流; $P(t)$ 为原子钟舱主动热控加热功率 [8].

根据式 (1), 原子钟舱主要热环境如下.

(1) 原子钟舱外部热环境, 包括散热面随轨道光照角、太阳常数、帆板转角以及热控涂层性能退化等呈现的周期性变化规律.

(2) 原子钟舱内部热环境, 包括各原子钟工作模式 (加电状态)、工作温度以及主动热控功率变化.

(3) 其他热环境, 包括原子钟舱通过导热和辐射两种方式与安装平台的热量传递.

因此, 为实现原子钟舱板高温度稳定度控制, 需要通过主动热控方式克服原子钟舱内外热扰动及漏热影响.

2 热控方案设计

卫星在轨运行期间, 外热流及内热源变化均会引起整星温度波动. 通常, 星载设备温度每轨道周期波动为 3~10°C. 很难通过控制整星温度的方式实现原子钟舱板的控温指标. 为此, 原子钟舱热控设计采用分舱方案, 与星体进行隔热安装, 从而实现原子钟舱内独立控温. 根据卫星轨道及姿态特点, 将原子钟舱及其散热面设置在外热流较小且稳定的星体 $+y$ 向, 如图 1 所示.

表 1 原子钟热耗统计

Table 1 Thermal dissipation of the atomic clocks

名称	峰值热耗/W	常值热耗/W	备注
铷钟 A	60	29 (5°C)	
铷钟 B	58	28 (5°C)	开机为峰值热耗,
氢钟 A	105	40 (5°C)	锁定为常值热耗
氢钟 B	100	37 (5°C)	

注 热耗统计数据由研制单位提供

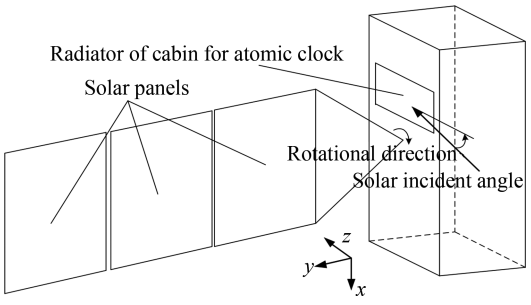


图 1 原子钟舱方位

Fig. 1 Direction and position of cabin for atomic clock

原子钟舱采用的热控措施如下.

(1) 隔热设计: 原子钟舱与星体隔热安装并设计散热面, 减少与星体之间的导热和辐射耦合.

(2) 等温化设计: 通过预埋热管实现原子钟板的等温化, 保证原子钟温度一致性的同时, 为加热区与控温点之间提供传热路径.

(3) 控制算法设计: 采用适合原子钟舱板热控特性的算法及参数实现舱板高温度稳定度控制.

2.1 隔热设计

原子钟舱隔热设计主要通过两方面实现: 一是减少导热耦合, 在原子钟舱与星体结构间设置玻璃钢垫片, 并采用钛合金螺钉紧固; 二是减少辐射耦合, 原子钟舱内表面及原子钟表面包覆多层组件, 减小原子钟舱与星体内部的辐射换热. 以上两种措施均有助于实现原子钟舱温度稳定度控制. 隔热设计状态如图 2 所示.

2.2 等温化设计

原子钟板预埋 4 根热管, 且热管与原子钟安装面充分接触, 实现等温化; 热管在加热区与控温点间形成传热通道, 将主动热控加热功率快速均匀传至各处; 热管还将各区域进行导热连接, 等效增大原子钟舱热容量, 减小温度波动范围. 进行等温化设计可提高原子钟舱板的散热效率. 原子钟舱板等温化设计如图 3 所示.

2.3 控制算法设计

由于铷钟和氢钟频率特性易受环境温度变化影响, 热控系统只需保证舱板的工作温度区间, 且温度变化率不大于 $\pm 0.5^{\circ}\mathrm{C}\times(15\,\mathrm{h})^{-1}$, 因此不必将钟板温度精确控制在某一温度点 [9]. 根据以上控温特点, 提出一种适用于原子钟舱闭环控温的开关 + 分段比例算法. 分段比例算法是在比例算法基础上, 根据可用加热器数量和理论占空比大小, 分段随机选择加热器开关状态及时间, 在保证控制周期所需加热功率不变的条件下, 实现对原子钟舱板的温度控制.

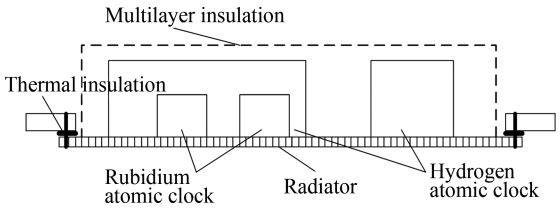


图 2 原子钟舱隔热设计

Fig. 2 Thermal insulation design of cabin for atomic clock

这里采用的开关 + 分段比例算法控制策略如下. 当控温点温度数据对应的电压值 $V_{\mathrm{t},n}$ 处于有效区间 $V_{\min}\sim V_{\max}$ 时, 判断 $V_{\mathrm{t},n}$ 为有效数据并参与闭环运算, 反之则不参与. 由于热控系统选用的测温器件均为负温度系数热敏电阻 (NTC 型), 电阻值随温度升高而减小, 即温度与对应的电压值成反比关系. 因此, 当 $V_{\mathrm{t},n}$ 在比例控制区间 $(V_{\mathrm{ts}}-\Delta V)\sim(V_{\mathrm{ts}}+\Delta V)$ 以外时进行开关控制: 小于控温区间下限 $V_{\mathrm{ts}}-\Delta V$, 则关闭闭环加热器; 大于控温区间上限 $V_{\mathrm{ts}}+\Delta V$, 则开启闭环加热器. 在比例控制区间外进行开关控制可使舱板温度尽快收敛并稳定.

当 $V_{\mathrm{t},n}$ 进入比例控制区间, 根据理论占空比 η 大小来分段随机选择加热器并控制其开关状态及时间. 以 3 路加热器处于 "使能" 状态为例: 当 $0<\eta<1/3$ 时, 控制系统随机选取 1 路 "使能" 加热器, 按 3 倍 η 进行功率输出; 当 $1/3<\eta<2/3$ 时, 控制系统随机选取 2 路 "使能" 加热器, 按 3/2 倍 η 进行功率输出; 当 $2/3<\eta<1$ 时, 控制系统选取 3 路 "使能" 加热器, 按 η 进行功率输出. 开关 + 分段比例算法的控制逻辑如图 4 所示.

其中: 理论占空比

$$\eta = K_{\mathrm{p}}e = K_{\mathrm{p}}(V_{\mathrm{t},n}-V_{\mathrm{ts}}). \tag{2}$$

式中: $V_{\mathrm{t},n}$ 为第 n 个有效控温点温度对应的电压值, $n=1,2,\cdots$, 默认为 1; V_{ts} 为目标温度对应电压值; ΔV 为比例控制区间电压偏差.

该控制算法具有小占空比时控制平缓而大占空比时控制迅速的特点. 由于分段比例算法根据上一周期理论占空比 η 大小随机选用加热器进行功率输出, 使各加热器在占空比较小的控制周期内进行轮休, 因此可显著减少加热器开关控制器件动作次数. 而传统比例控制算法中, 参与控制的每路加热器在控

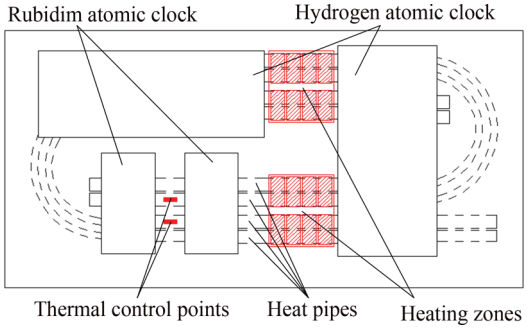


图 3 原子钟舱等温化设计

Fig. 3 Isothermal design of cabin for atomic clock

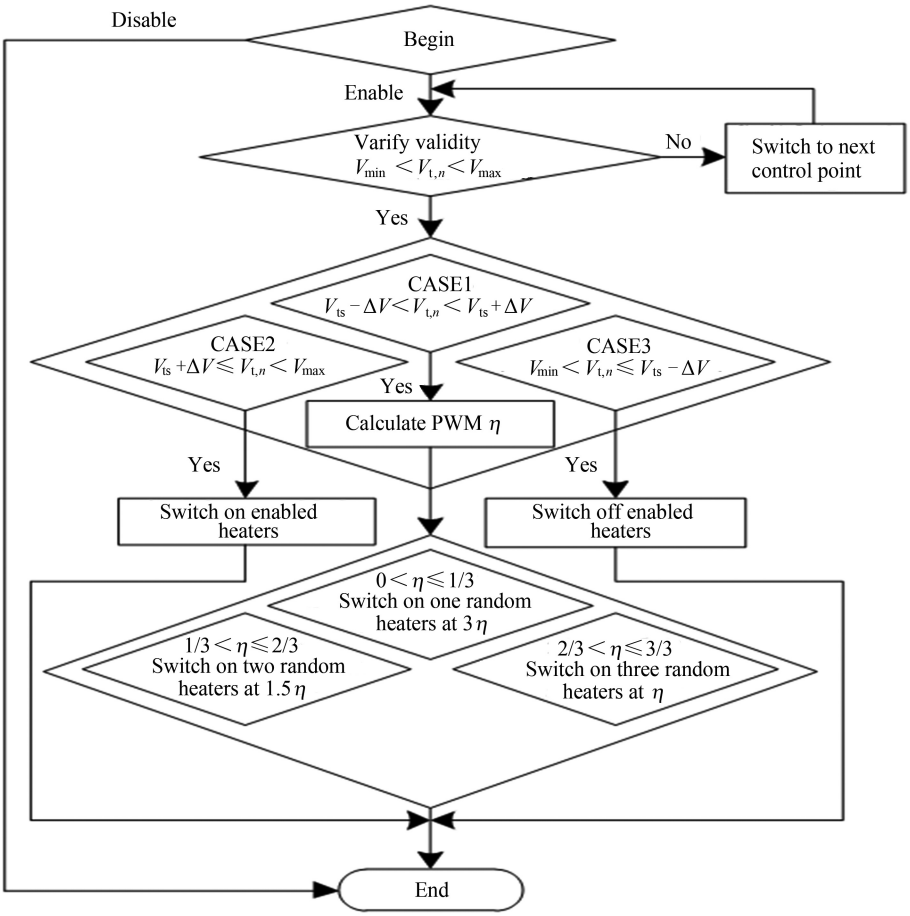


图 4 开关 + 分段比例算法的控制逻辑

Fig. 4 Control logic of switch and segment proportional algorithm

制周期内均需开关一次. 若控制周期取 30 s, 设计寿命按 10 年计算, 则加热器开关次数接近千万次, 使用分段比例控制算法时, 加热器开关次数减少近 30%, 提高了加热器可靠性.

此外, 在控制算法计算过程中不进行温度数据转换, 使用直采电压值进行逻辑运算, 在减少计算量的同时提高了控制精度.

3 仿真分析

根据卫星构型、布局、姿态及轨道参数等建立原子钟舱热分析模型并确定热分析高低温工况.

影响因素如下.

(1) 太阳热流, 包括太阳常数、轨道光照角以及热控涂层性能.

(2) 帆板红外热流, 包括帆板温度及转角对散热面红外热流影响.

(3) 原子钟舱热耗变化, 包括原子钟开关机及切机过程热耗变化.

(4) 原子钟舱漏热, 包括安装平台高低温影响.

综上, 热分析工况选取如下.

高温工况: 卫星热耗最大, 寿命末期, 冬至日, 轨道光照角 $\beta = +3°$, 氢钟 A+ 铷钟 A 工作.

低温工况: 卫星热耗最小, 寿命初期, 夏至日, 轨道光照角 $\beta = +78°$, 氢钟 B+ 铷钟 B 工作.

3.1 热流分析

在轨工作期间, 卫星 $+z$ 向对地, $+x$ 为飞行方向, 偏航控制, 使 y 向散热面与太阳光夹角不大于 3°. 原子钟舱散热面接收到的空间热流主要包括太阳热流和帆板红外热流两部分. 高低温工况外热流计算结果如图 5 所示.

高温工况散热面与阳光夹角约为 3°, 原子钟舱

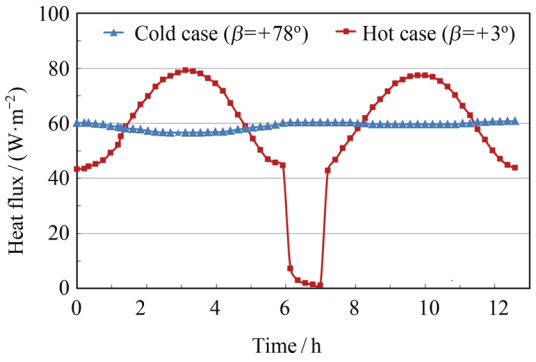


图 5 原子钟舱散热面热流

Fig. 5 Orbit heat flux of cabin for atomic clock

散热面受太阳热流和帆板红外热流的共同影响. 此时, 由于帆板转动角速度大且受阴影区影响, 散热面热流变化剧烈, 最大值接近 80 W·m^{-2}, 最小值约为 3 W·m^{-2}.

低温工况散热面与阳光夹角接近 0°, 主要受帆板红外热流的影响. 5 此时, 由于帆板转动角速度小且不受阴影区影响, 外热流变化平缓, 最大值接近 60 W·m^{-2}, 最小值约为 55 W·m^{-2}.

3.2 仿真结果

根据以上热控设计措施及算法, 进行高低温工况仿真分析. 控制算法比例系数取 200, 控制周期 30 s, 目标温度 5°C, 使用 3 路加热器 (每路 20 W) 进行控温. 仿真结果如图 6 所示.

高温工况钟板控温点温度变化范围为 4.94~5.05°C, 加热器占空比约 0.41, 进入阴影区后由于受热流迅速减小影响, 温度略有波动, 轨道周期内温度变化不超过 0.11°C, 稳定度满足设计指标.

低温工况钟板控温点温度变化范围为 4.96~5.04°C, 加热器占空比约 0.72, 轨道周期内温度变化不超过 0.08°C, 稳定度满足设计指标.

4 试验验证

为了验证原子钟舱热控设计的合理性, 在整星热试验期间对原子钟舱进行考核. 热平衡试验采用稳态方式, 外热流采用轨道周期热流积分平均值, 使用非接触式红外灯和绝热型热流计 [10] 进行了热流模拟及测量.

4.1 热流模拟

原子钟舱散热面高温工况热流模拟以 7 h 为周期, 阳照区热流取 82 W·m^{-2}, 阴影区关闭红外灯; 低温工况热流取 58 W·m^{-2}. 热试验高低温工况外热流模拟时序如图 7 所示.

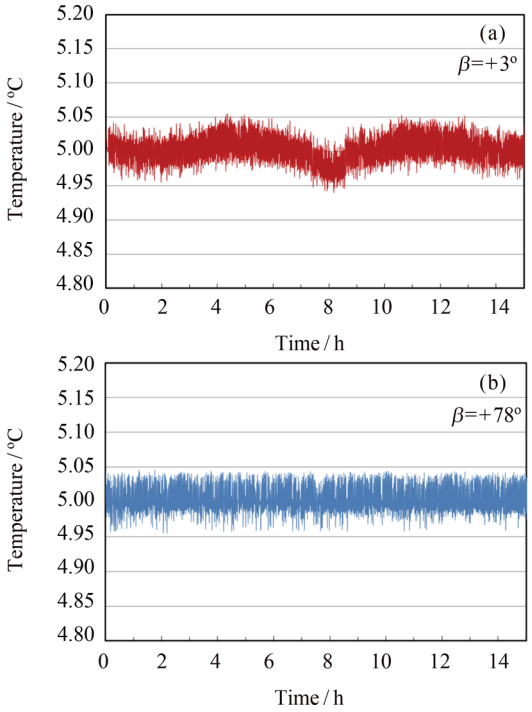


图 6 高低温工况仿真温度曲线

Fig. 6 Simulating temperature curves in hot and cold case

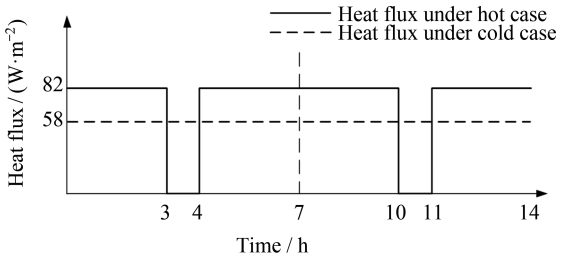


图 7 外热流模拟时序

Fig. 7 Timing sequence of orbit heat flux simulation

4.2 试验结果

图 8 给出了高低温工况试验温度曲线. 原子钟热平衡试验高温工况控温点温度保持在 4.95~5.05°C, 关闭红外灯后温度降低约 0.02°C, 见图 8(a) 中黑色圆圈标注位置; 低温工况外热流模拟为常值, 控温点温度保持在 4.96~5.05°C.

热试验高低温工况原子钟舱板控温点温度稳定度均满足要求. 进出阴影区外热流扰动较大, 利用控制算法进行主动控温后, 控温点温度稳定在 ±0.05°C

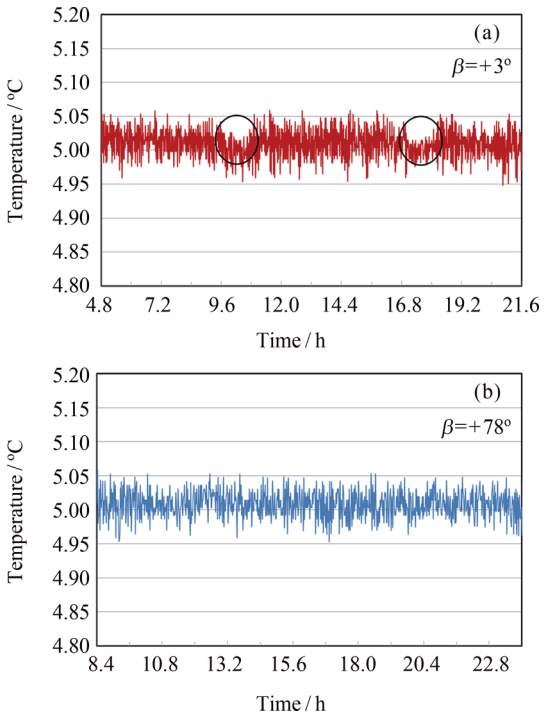


图 8 高低温工况试验温度曲线

Fig. 8 Test temperature curves in hot and cold case

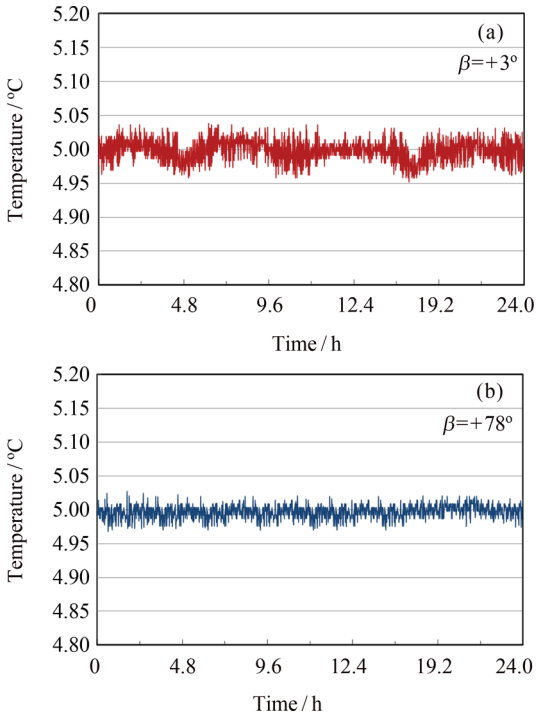


图 9 原子钟舱板在轨温度变化曲线

Fig. 9 Temperature curves of cabin for atomic clock in orbit

内, 这证明原子钟舱热控方案设计合理, 控制算法及参数选取正确.

5 在轨验证情况

该卫星自发射起已在轨连续运行近三年, 各原子钟工作温度及稳定度均满足要求, 性能稳定. 根据仿真及试验对在轨数据进行整理, 分别选取 2017 年 3 月 18 日 ($\beta = +3°$) 和 6 月 20 日 ($\beta = +78°$) 钟板控温点温度数据进行分析, 结果如图 9 所示.

由图 9 可以看出, 原子钟舱板控温点温度在轨期间均得到有效控制, 温度保持在 4.96~5.04°C, 变化范围不超过 0.08°C. 原子钟工作温度及稳定度均满足并优于设计指标要求.

6 结论

本文对某导航卫星原子钟舱热控方案及控制算法进行了设计, 通过仿真、试验及在轨飞行验证, 得出以下结论.

(1) 原子钟舱热控方案设计合理, 开关 + 分段比例算法满足原子钟工作温度及稳定度控制要求, 该算法可显著减少主动热控加热器开关动作次数, 提高系统可靠性.

(2) 仿真结果和试验结果与在轨温度变化范围及规律一致, 验证了热物理模型和试验方法的正确性和有效性.

(3) 原子钟在轨期间满足工作温度要求, 舱板温度稳定度保持在 ±0.05°C 以内, 满足并优于设计指标近 1 个数量级.

(4) 该热控方案具有重量轻、易实施、可靠性高、星务资源占用少的优点. 对其他具有高温度稳定度控制要求的设备热控设计具有一定参考价值.

参考文献

[1] ZHAI Zaocheng, YANG Peihong. The new creations and developments of on-board atomic clocks for the 3rd generation of GNSS [J]. *Prog. Astron.*, 2008, **26**(4): 301-303 (翟造成, 杨佩红. 第三代卫星导航定位系统星载原子钟的新发展 [J]. 天文学进展, 2008, **26**(4): 301-303)

[2] YIN Yi. Experimental Study on Performance Optimization for Chip-Scale atomic clock [D]. Wuhan: Wuhan Institute of Physics and Mathematics Chinese Academy of

Sciences, 2017: 2-4 (尹毅. 芯片原子钟性能优化实验研究 [D]. 武汉: 中国科学院武汉物理与数学所, 2017: 2-4)

[3] SHUAI Tao, XIE Yonghui. Hydrogen atomic clock on navigation satellite [J]. *Science*, 2016, **68**(5): 11-12 (帅涛, 谢永辉. 导航卫星星载氢原子钟 [J]. 科学, 2016, **68**(5): 11-12)

[4] YANG Jun, LI Shiguang , XU Yueqing, *et al*. Effect of temperature on hydrogen maser performance [J]. *J. Test Meas. Technol.*, 2014, **28**(2): 93-97 (杨军, 李世光, 徐月青, 等. 环境温度对氢原子钟性能的影响 [J]. 测量技术学报, 2014, **28**(2): 93-97)

[5] HOU Zengqi, HU Jingang. Spacecraft Thermal Control Technology-fundaments and Application [M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2007: 473-474 (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: 473-474)

[6] LIU Changchuan. High Stability Temperature Control System of the H-Master Resonant Cavity [D]. Nanjing: Southease University, 2015 (刘长川. 氢原子钟谐振腔超高稳定温度控制系统 [D]. 南京: 东南大学, 2015)

[7] FENG Wenquan, LIU Suxiao, ZHANG Xiaolin. Design and realization of simulator for satellite ru atomic clock temperature auto control system [J]. *J. Astron. Metrol. Meas.*, 2006, **26**(1): 29-33 (冯文全, 刘苏潇, 张晓林. 卫星铷钟自动控温系统仿真平台的设计与实现 [J]. 宇航计测技术, 2006, **26**(1): 29-33)

[8] CHEN Shaohua, DU Zhuolin, WANG Yang. The design and flight performance analysis for ambient temperature control system of rubidium atomic clock on navigation satellite [J]. *Spacecraft Environ. Eng.*, 2014, **31**(5): 506-507 (陈少华, 杜卓林, 王洋. 导航卫星铷钟环境温度控制与飞行性能分析 [J]. 航天器环境工程, 2014, **31**(5): 506-507)

[9] LI Guoqiang, GENG Liyin, TONG Yelong. A precise temperature control system for spacecraft rubidium atomic clock [J]. *Spacecraft Eng.*, 2011, **20**(4): 93-95 (李国强, 耿利寅, 童叶龙. 航天器铷钟的一种精密控温系统 [J]. 航天器工程, 2011, **20**(4): 93-95)

[10] MIN Guirong, GUO Shun. Spacecraft Thermal Contro [M]. Beijing: Science Press, 1998: 443-445 (闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 [M]. 北京: 科学出版社, 1998: 443-445)

会 讯

第十八届全国日地空间物理学研讨会

中国空间科学学会空间物理学专业委员会拟定于 2019 年 5 月 26 日至 30 日在青海省西宁市召开第十八届全国日地空间物理学学术研讨会, 承办单位为北京大学. 会议主题包括: 阳风与行星际物理, 磁层物理与空间等离子体物理, 电离层与中高层大气物理, 空间天气与环境应用, 行星物理.

会议网站: http://kjwl2019.csp.escience.cn/dct/page/1

联系人: 张佼佼 15101052946

傅颖 13641236569

恒兰英 13701115429

E-mail: kjwl@nssc.ac.cn