

学术论文

# 航天器热控系统的可靠性设计与分析

李运泽, 宁献文, 王晓明, 石晓波  
(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

[摘要] 针对国内外航天器热控制、热管理技术的发展现状, 在详细调研各种航天器热控系统组成原理与功能实现方式的基础上, 从可靠性的角度出发, 归纳、总结了航天器热控系统中串联、并联、表决、储备四种常见的可靠性设计模式及其相应的可靠性分析计算模型, 介绍了其在空间站、月球探测系统、火星探测系统等典型航天器上的应用范例, 为进一步的航天器热控系统可靠性设计方法与理论分析奠定了基础。

[关键词] 航天器; 热控制; 热管理; 可靠性

[中图分类号] V416 [文献标识码] A [文章编号] 1009-1742 (2007) 07-0053-04

从近地轨道质量只有几公斤的纳卫星<sup>[1]</sup>到质量高达几十吨甚至上百吨重的空间站<sup>[2]</sup>, 再到执行星际探测任务的月球及火星探测系统<sup>[2,3]</sup>, 热控系统都是必不可少的组成部分。热控系统担负着控制航天器温度变化与温度分布、维持航天器上热量吸收、转化及排散平衡的重要功能, 以保障航天器上各种仪器、设备的可靠工作<sup>[3]</sup>, 是维持载人航天系统乘员安全与生存的必要技术手段之一<sup>[4]</sup>, 对其进行有效的可靠性设计是保证和提高整个航天器可靠性和安全性的客观要求。

从功能上讲, 航天器的热控系统一般与图1中火星探路者的热系统类似<sup>[5]</sup>, 由隔热防护、冷却排热等功能环节组成<sup>[3,4]</sup>, 虽然具体组成与结构形式各异, 但从可靠性的角度看, 一般都分为串联、并联、表决、储备4种基本类型<sup>[6]</sup>, 以及像空间站热控系统那样, 由这4种基本类型组合而成的复杂类型, 见图2。

笔者在广泛调研现有航天器热控制及热管理系统方案的基础上, 介绍了串联、并联、表决、储备4种热控系统常见的可靠性设计方案, 介绍了各自的可靠性分析模型以及在航天器热控制系统设计中

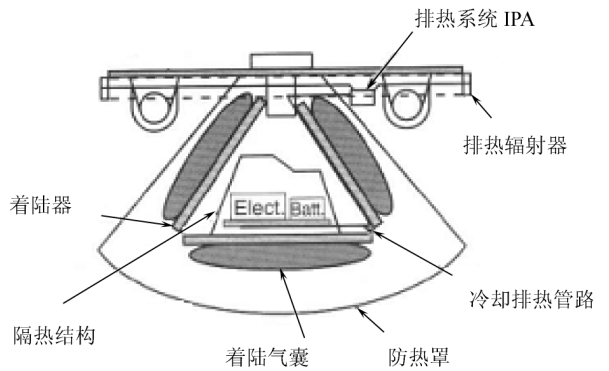


图1 火星探路者的热控系统

Fig.1 MPF thermal control configuration

的应用范例。

## 1 串联型热控装置

串联型热控装置是指只要有一个组成单元失效就会导致整个装置失效的热控装置, 对于由  $m$  个单元组成的装置, 其可靠性框图如图3所示。

根据文献[6], 串联型热控装置的可靠度为

$$R_{s1}(t) = \prod_{j=1}^m R_{ij}(t) \quad (1)$$

[收稿日期] 2006-06-20; 修回日期 2006-08-08

[基金项目] 国家自然科学基金资助项目 (50506003)

[作者简介] 李运泽 (1972-), 男, 河北邢台人, 博士, 北京航空航天大学副教授

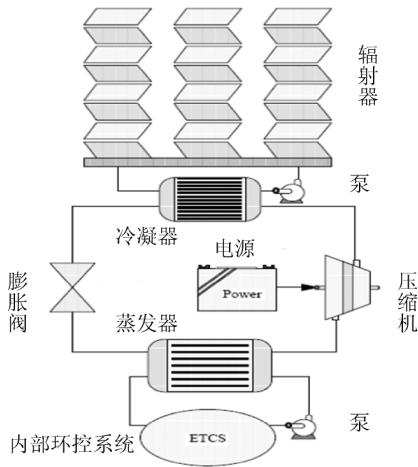


图 2 空间站的热控系统

Fig.2 Thermal control system of space station

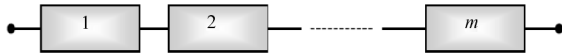


图 3 串联型热控装置可靠性框图

Fig.3 Reliability scheme of in\_series system

式中  $R_j(t)$  为时刻  $t$  第  $j$  个组成单元的可靠度,  $m$  为该装置的单元数目。

该热控装置的失效率为

$$\lambda_{si} = \sum_{j=1}^m \lambda_j \quad (2)$$

式中  $\lambda_j$  为第  $j$  个组成单元的失效率。

该热控装置的连续无故障工作时间为

$$MTBF_{si} = \frac{1}{\sum_{j=1}^m \lambda_j} \quad (3)$$

分析式 (1) 至式 (3) 可知, 串联型热控装置随着组成单元数目的增多, 可靠性会相应降低, 因此在设计过程中应在保证技术功能的前提下, 尽量减少其组成的零部件, 以提高装置的整体可靠性。

串联型热控装置应用十分广泛。图 1 中空间站三回路热控系统的中间热泵回路中整个热泵回路与压缩机、冷凝器、膨胀阀、蒸发器等组成单元之间的可靠性关系就是典型的串联关系, 图 4 中卫星主动控温回路及其测温元件、加热元件、控制单元间也是这种典型的串联型可靠性关系。

## 2 并联型热控装置

并联型热控装置是指在组成装置的  $m$  个单元中只要有 1 个单元能正常工作, 整个装置就能正常

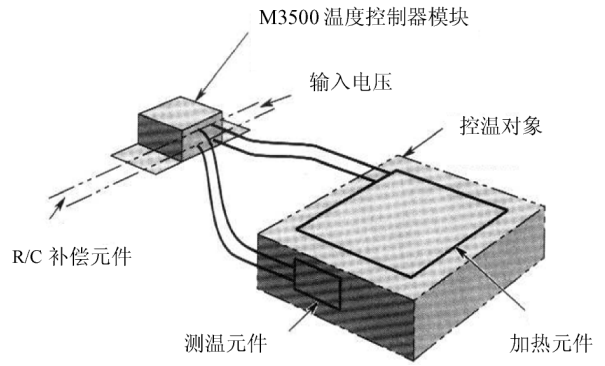


图 4 典型的卫星主动控温回路

Fig.4 Satellite's active temperature control loop

工作的纯并联型热控装置, 并联型装置通过设备冗余的方式提高装置的整体可靠性, 其可靠性框图如图 5 所示。

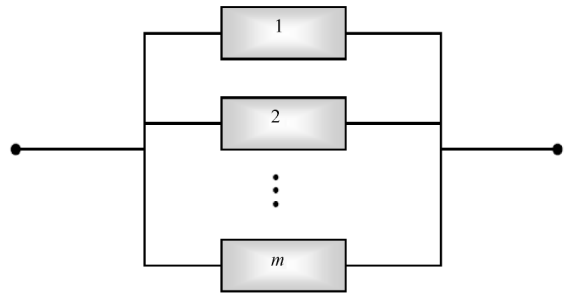


图 5 并联型热控装置可靠性框图

Fig.5 Reliability scheme of parallel system

对于航天器热控系统, 最常见的并联型装置包括  $m$  个相同组成单元并联、两个不同组成单元并联两种常见类型。

由  $m$  个相同单元并联的热控装置, 可靠度为

$$R_{si}(t) = 1 - \exp[-m e^{-\lambda t}] \quad (4)$$

式中  $\lambda$  为各组成单元的失效率。

对应的连续无故障工作时间为

$$MTBF_{si} = \frac{1}{\lambda} \sum_{j=1}^m \frac{1}{j} \quad (5)$$

由两个不同单元并联的热控装置, 可靠度为

$$R_{si}(t) = e^{-\lambda_1 t} + e^{-\lambda_2 t} - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2) t} \quad (6)$$

对应的无故障连续工作时间和装置失效率满足

$$MTBF_{si} = \frac{1}{\lambda_{s,i}} = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1 + \lambda_2} \quad (7)$$

式中  $\lambda_1, \lambda_2$  为并联的两个不同单元的失效率。

并联运行是提高关键及复杂系统可靠性的有效技术手段之一。图 6 的空间站热控系统可靠性设计采用的正是两套设备并联运行的可靠性设计方法;

当一套设备失效后另一套设备仍能维持空间站的正常工作。

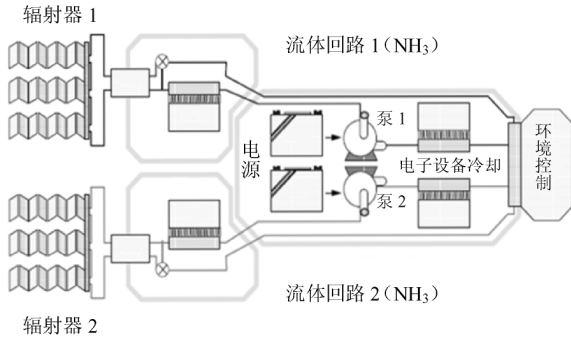


图 6 空间站热控系统的可靠性设计  
Fig.6 Reliability design of space station's thermal control system

### 3 表决型热控装置

$m$  中取  $k$  表决装置是指所并联  $m$  个组成单元中只要有  $k$  个能正常工作，整个热控装置就能维持工作，其可靠性框图如图 7 所示。

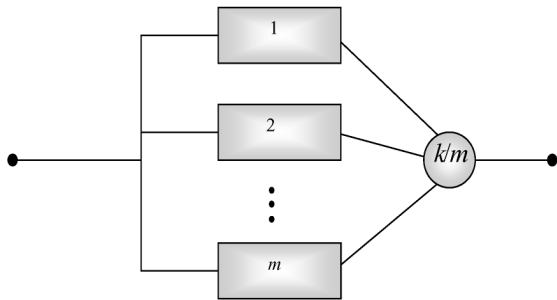


图 7 表决型装置可靠性框图  
Fig.7 Reliability scheme of vote system

在各组成单元的可靠度满足指数规律的前提下， $m$  中取  $k$  表决热控装置的可靠度为

$$R_{si}(t) = \sum_{j=0}^{m-k} C_m^j (1 - e^{-\lambda t})^j e^{-(m-j)\lambda t} \quad (8)$$

式中  $\lambda$  为各组成单元的失效率。

该种装置的连续无故障工作时间满足

$$MTBF_{si} = \sum_{j=k}^m \frac{1}{j\lambda} \quad (9)$$

表决型可靠性设计常用于部件级的热控装置，图 8 中在空间站辐射器散热面与外回路换热器之间布置的大量热管间的可靠性关系就是典型的表决型关系，只要这些热管中失效的根数不超过规定数量，整个辐射散热系统就能够正常工作。

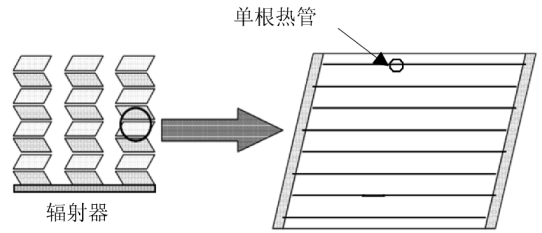


图 8 空间站辐射器的热管布置  
Fig.8 Configuration of heat pipes on the radiator

### 4 储备型热控装置

储备型热控装置是指通过开关切换备用件的方式达到提高系统可靠性的非工作备用型热控装置，只有当备用的所有单元均失效，整个装置才会失效，其可靠性框图如图 9 所示。

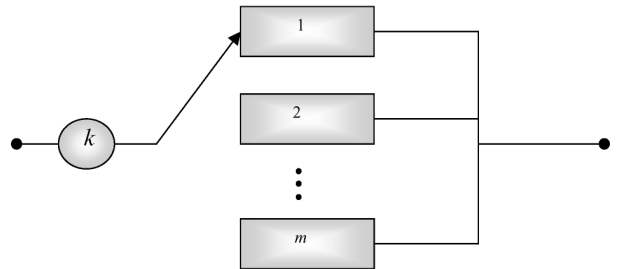


图 9 储备型装置的可靠性框图  
Fig.9 Reliability scheme of spare system

在航天热控制、热管理技术领域，考虑到质量、体积等方面的特殊要求，最为常见的是由两个单元组成的储备型热控装置。根据在备用状态下组成单元是否会失效，可分为冷储备和热储备两种基本类型。

冷储备型热控装置的组成单元在备用状态下不会失效，但需考虑切换开关的可靠性。对于开关不完全可靠的双单元冷储备型热控装置，其可靠度为

$$R_{si}(t) = e^{-\lambda_1 t} + \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \lambda_k - \lambda_2} [e^{-\lambda_2 t} - e^{-(\lambda_1 + \lambda_k) t}] \quad (10)$$

式中  $\lambda_1$ ， $\lambda_2$ ， $\lambda_k$  分别为两个互为备用组成单元的失效率及转换开关的失效率。

该种装置的连续无故障工作时间满足

$$MTBF_{si} = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2} \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \lambda_k} \quad (11)$$

在分析热储备型热控装置的可靠性时，还需考虑其组成单元在备用状态下的失效率。对于开关不完全可靠的双单元热储备型热控装置，其可靠度为

$$R_{si}(t) = e^{-\lambda_1 t} + \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \mu + \lambda_k - \lambda_2} \cdot [e^{-\lambda_2 t} - e^{-(\lambda_1 + \mu + \lambda_k)t}] \quad (12)$$

式中  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_k$  分别为两个互为备用的组成单元的失效率及转换开关的失效率,  $\mu$  为组成单元在备用时的失效率。

该装置的连续无故障工作时间满足

$$MTBF_{si} = \frac{1}{\lambda_1} + \frac{1}{\lambda_2} \frac{\lambda_1}{\lambda_1 + \mu + \lambda_k} \quad (13)$$

在各种航天器的热控系统中, 泵、电机等关键部件常常会采用储备型可靠性设计, 图 10 的月球

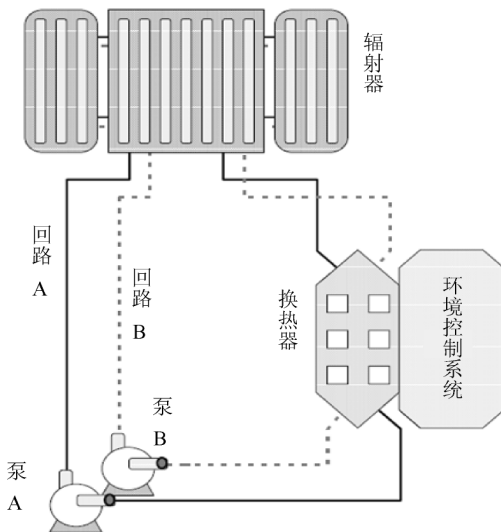


图 10 月球着陆器的热量排散系统

Fig.10 Heat rejection system of lunar lander

着陆器的热量排散系统辐射器与内部热控回路换热器间, 采用的就是由两台驱动泵及两套流体回路相互配合而构成的储备型排热回路, 以增强其在复杂环境下的工作可靠性。

## 5 结语

针对航天器热控系统可靠性设计与分析的实际需要, 在广泛调研各种航天器热控系统方案的基础上, 介绍了串联、并联、表决、储备四种基本的热控装置可靠性设计方案及其相应的可靠性指标的计算方法, 以及这些基本的可靠性设计方案在航天器热控技术中的应用范例, 为热控系统可靠性的进一步深入研究奠定了基础。

### 参考文献

- [1] Baturkin V. Micro-satellites thermal control concepts [J]. Acta Astronautica, 2005, 56: 161~170
- [2] Hanford A J. Advanced Active Thermal Control System Architecture Study [R]. NASA TM 104822, 1996
- [3] Gilmore D. Spacecraft Thermal Control Handbook [M]. The Aerospace Corporation Press, El Segundo, CA, 2002
- [4] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 [M]. 北京: 科学出版社, 1998
- [5] Gajanana C, Pradeep B. Mars Pathfinder Active Thermal Control System [R]. AIAA-97-2469, 1997
- [6] 王世萍, 朱敏波. 电子机械可靠性与维修性 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2000

# Reliability Design and Analysis of Spacecraft Thermal Control/ Thermal Management System

Li Yunze, Ning Xianwen, Wang Xiaoming, Shi Xiaobo

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

**[Abstract]** Based on the developing demand of spacecraft thermal control and thermal management, basic design schemes and analysis models for maintaining thermal control / thermal management system's reliability are developed through classifying and reviewing of common spacecraft thermal systems and devices. Examples are given to show the application patterns and methods of the reliability design schemes and analysis models, which provide a fundamental tool for advanced design and analysis for the reliability of spacecraft thermal control and thermal management system.

**[Key words]** spacecraft; thermal control; thermal management; reliability