

快速响应空间小卫星热控系统设计及关键技术

孔 林

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心,
吉林 长春 130033)

摘 要: 随着空间技术的发展,卫星热控系统面临着巨大的设计挑战。首先,根据快速响应空间小卫星的新特点,分析比较了其热控设计与传统设计方法的区别,从而提出了快速响应空间小卫星热控系统的研制流程。然后针对实现快速响应空间小卫星热控系统设计的关键步骤:多轨道极端工况外热流参数的确定、模块化热构架系统和热控系统快速分析技术进行了详细的阐述和介绍。最后,追踪了实现快速响应空间小卫星热控系统研制的新型热控器件的研究和应用。作者认为,时间驱动的热设计理念,稳健、模块、可扩展的热设计方法,以及新型先进智能热控器件的研制是由快速响应空间小卫星的任务特点所决定的必然要求和实现途径。

关键词: 快速响应空间小卫星; 热控; 热控器件; 热控构架; 极端工况; 虚拟试验

中图分类号: TH751.1;V474.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)S-0130-09

A review of thermal control subsystem design methods and key technologies for small speedy responsive space satellites

Kong Lin

(National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun Institute of Optics,
Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: With the development of space technology, satellite thermal control systems face new challenges. First, a detailed comparison of traditional and responsive thermal control systems was presented according to the characters of small speedy responsive space satellites, and then a new design process was derived for responsive thermal control systems. Each of the key technologies including a single hot and cold case design orbits, modular thermal architectures, fast analysis and virtual test method was introduced. Finally, the advanced equipment and materials for responsive thermal control were reviewed. In a word, the author considers that a robust modular scalable thermal control with new advanced smart thermal control device was the certain requirement and way to implement responsive thermal control systems.

Key words: small speedy responsive space satellite; thermal control; thermal control device; thermal control architecture; worst-case conditions; virtual test

收稿日期:2014-10-10; 修订日期:2014-11-09

基金项目:国家高技术研究发展计划(2012AA121502)

作者简介:孔林(1986-),男,助理研究员,博士,主要从事航天器热设计方面的研究。Email:konglin@mail.ustc.edu.cn

0 引言

随着航天技术的发展以及自然灾害、突发事件等对信息获取速度的需求,近年来,快速响应空间(Operationaly Responsive Space, ORS)逐渐成为各国研究的热点,其以成本低廉、性能良好、应用灵活的小卫星和小运载器为工具,以快速研制、快速入轨、快速应用为手段,以较低成本实现对突发事件的迅速反应,执行已开展或将开展的空间任务,满足各种需求。目前,美国在快速响应空间计划近十年的实施过程中,已通过“战术卫星”(TacSat)系列的关键技术攻关和在轨演示试验,初步具备对突发事件快速响应的能力。

从作战和应对突发时间的角度考虑,快速响应空间小卫星的响应时间是第一位的。按照响应时间,可以分为三个等级:第一级,响应时间为数分钟到数小时,主要通过技术、策略和程序使现有空间卫星快速满足任务需求;第二级,响应时间为数天到数周,即基于现有储备发射和部署满足任务需求的卫星由当前的3~12个月缩短为几天的时间,主要通过快速部署地面存储的空间资源来满足任务需求;第三级,响应时间为数周到数月(小于1年),即从任务需求分析、设计制造、组装测试直到在轨正常工作由当前的2~10年缩短为6~9个月,主要通过快速设计研制新的快速响应空间小卫星来满足任务需求^[1]。

热控系统是卫星的重要分系统之一,其作用是通过控制卫星内部及外部热环境交换过程,保证卫星各部件的温度环境。由于快速响应空间小卫星的设计理念与传统卫星有很大区别,传统的热控方法已成为制约快速响应空间小卫星发展的重要因素,文中在追踪国外快速响应空间发展现状的基础上,详细阐述了快速响应空间小卫星热控设计方法及其关键技术。

1 热控系统面临的问题与挑战

1.1 传统热控研制流程

传统卫星热控系统根据发射任务的设计输入,即卫星轨道、载荷、卫星平台、部组件、工作模式等确定的情况下进行设计分析。热控工程师的任务是利用散热器等热控手段平衡卫星吸收外热流和内部热

功耗。目标是保证卫星在整个任务周期各部组件的温度环境,同时最优化系统质量、热控系统可靠性、加热功率等。其一般设计流程如图1所示^[2]。

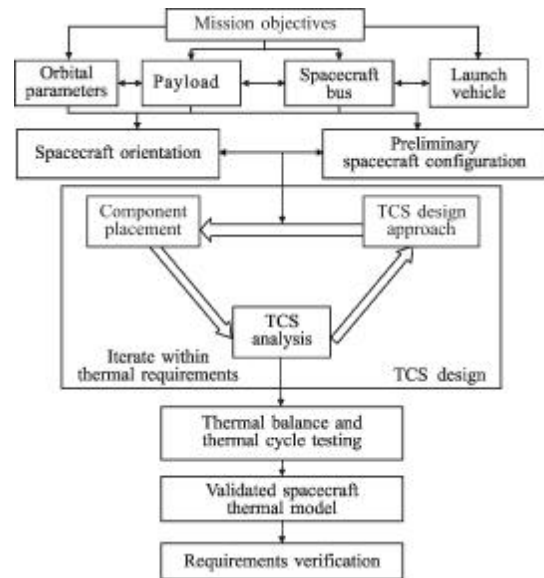


图1 传统热控研制流程

Fig.1 Traditional thermal control development approach

从传统热控的研制流程可以看出,热控研制的每个阶段都需要大量的时间,这与快速响应空间小卫星快速研制、入轨、应用的目标相悖,有必要研究一种适用于此小卫星的新型热控设计方法。

1.2 快速响应空间小卫星热控特点

快速响应空间小卫星的热控系统不同于传统卫星热控系统主要表现在以下三方面^[2],对比见表1。

(1) 快速响应空间小卫星的热设计需要适用于一系列发射任务以及不同轨道。例如对于近地轨道发射任务,其热控系统必须能够适应轨道高度350~1000 km,轨道倾角 0° ~ 98.7° 等范围内的所有外热流情况。此外还要适应组件布局、功耗、数量等的变化,以及支持整星快速集成等新技术,可扩展性。

(2) 快速响应空间小卫星最大的特点是快速响应,因此必须大量缩减传统卫星在研制过程中大量的设计、建模、试验。因此快速响应空间小卫星热控设计必须在任务下达前,载荷、星上部组件、轨道等均不明确的情况下进行预先设计和优化,即具有稳健性。

(3) 快速响应空间小卫星的热控设计受到成本的约束,因此,现实中不可能研制出各种类型的卫星仓库作为应急备份,而是要通过柔性化的设计理念

实现快速和廉价的热设计流程,即具有模块化特性。

Williams A. D 等在研究 ORS 提出的快速响应空间小卫星热控设计必须满足 Robust、modular、Scalable 即稳健性、模块化、可扩展性,以适应快速响应空间小卫星对不同任务、载荷、热环境等的需求^[3]。

表 1 快速响应空间小卫星和传统卫星热控系统对比

Tab.1 Comparison of traditional and responsive satellite thermal control design approaches

	Traditional TCS	ORS TCS
Approach	Mission design	Robust design
Time	Years	Weeks
Performance	High	Middle
Drive	Performance	Time
Flexibility	Low	High
Risk	Low	Middle
Cost	High	Low
Modularity	Low	High

1.3 快速响应空间小卫星热控流程

为实现热控系统快速研制,需要在不确定任务前提下进行充分的预先设计和优化。根据快速响应空间小卫星热控系统的特点,其研制流程如图 2 所示^[2]。

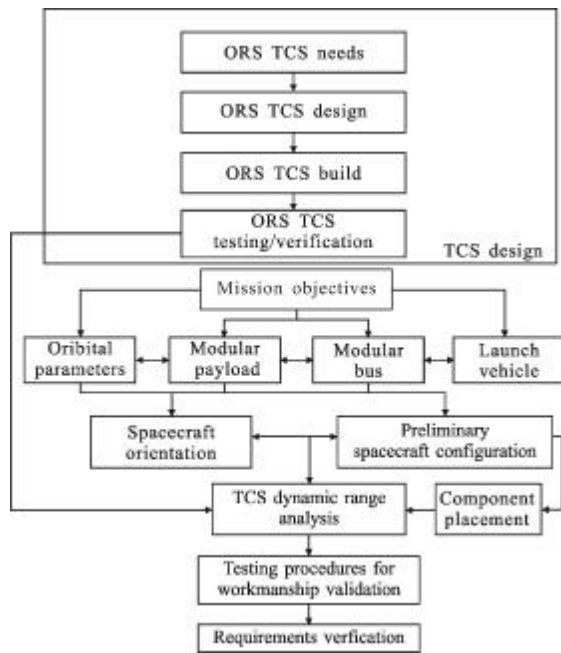


图 2 快速响应空间小卫星热控研制流程

Fig.2 Small speedy responsive space satellite thermal control development approach

可以看出,通过对不同此种小卫星发射任务按照轨道、仪器功耗进行分类,预先优化设计、分析、试验验证适用于此类别的热控方法,形成热控方案,发射任务下达后,热控系统只需根据配置情况选择合适的热控方案进行研制,然后通过热试验验证热控设计和热控实施的质量即完成了整个设计过程。

2 热控系统设计方法

快速响应空间小卫星热控系统研制关键主要有两点,前期任务不明确情况下的预先热设计以及任务下达后的快速设计。实现预先热设计的方法是确定适用于一系列轨道的外热流参数,以及支持扩展的模块化热构架设计;实现快速设计包括光机电热集成分析技术、基于数据库的快速建模,以及基于虚拟实验系统的快速热试验。

2.1 极端工况外热流参数

热控设计的第一步是确定极端工况条件下的空间外热流环境。空间外热流在航天器热控系统阶段起着重要作用,通常决定太阳辐射、地球返照、地球红外的轨道参数需要按照预期的变化范围进行严格的分析计算。一般地,极端工况定义为一个特定的高温工况轨道和低温工况轨道。然而,并没有特定的设计方法来设计适用于一类任务的轨道。传统卫星极端工况设计是建立在预先已经完全确定的飞行器姿态和方位之上,随着快速响应空间小卫星逐步受到关注,如何设计快速响应空间小卫星的极端工况,用来适应一系列不同的轨道将是一个研究重点。这包括 Galski 等对 Brazilian Multimission Platform 的研究^[4],通过将不同发射任务分类包括太阳同步轨道、赤道轨道等进而优化设计出各类型轨道的极端工况;Young 对 TherMMS 的研究建立模块化热管理^[5];Williams 提出强制空气对流热开关(FACTS)实现快速响应空间小卫星热控的概念^[3],Bugby 等人研究的模块化可重构卫星的热控管理(SMARTS)^[7]。虽然他们研究的轨道范围相差无几,但是选择的极端工况却不尽相同,各卫星的极端工况如表 2 所示。

对于近地轨道(LEO)从 β 角出发,可以简化空间外热流的分析。

β 角定义为太阳矢量和轨道平面的夹角,直接决定了阴影区的时间。根据轨道动力学^[7]:

表 2 热控系统设计使用的高温、低温工况轨道参数

Tab.2 Hot-and cold-case orbits parameters utilized for TCS design

Name	Type	Altitude/km	Inclination/(°)	β angle/(°)	Solar flux / $W \cdot m^{-2}$	Albedo	OLR
TherMMS(Young, 2008)							
Orbit A - Hot	Circular	400	60	40	1 414	0.28	260.5 K
Orbit A - Cold	Circular	400	60	40	1 322	0.18	248.7 K
Orbit B - Hot	Circular	400	0	0	1 414	0.26	266.0 K
Orbit B - Cold	Circular	400	0	0	1 322	0.14	251.8 K
Orbit C - Hot	Circular	800	Sun-synch	90	1 414	0.27	260.2 K
Orbit C - Cold	Circular	800	Sun-synch	90	1 322	0.18	249.0 K
FACTS(Williams, 2005)							
Hot	Circular	200	NA	90	1 414	0.57	275.0 W/m ²
Cold	Circular	1 000	NA	0	1 322	0.18	218.0 W/m ²
SMARTS(Bugby, 2008)							
β : 90°	Circular	185.2	NA	90	1 354	0.35	225 W/m ²
β : 0°	Circular	185.2	NA	0	1 354	0.35	225 W/m ²

$$\sin\beta = \cos(i) \cdot \sin(\delta) + \sin(i) \cdot \cos(\delta) \cdot \sin(\Omega - \Omega_{sun})$$

式中： δ 为太阳赤纬； Ω_{sun} 为太阳赤经； Ω 为升交点赤经； i 为轨道倾角。

通过对一系列离散 β 角值的分析，可以保证所有可能的轨道升交点赤经(RAAN)和太阳角都涵盖了。不同轨道倾角 β 角随时间的变化关系如图 3 所示，轨道阴影时间随 β 角的变化关系如图 4 所示。

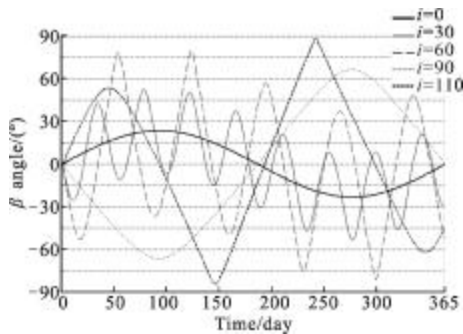


图 3 不同轨道倾角 β 角变化规律(RAAN=0°)

Fig.3 β versus time for select inclinations (RAAN=0°)

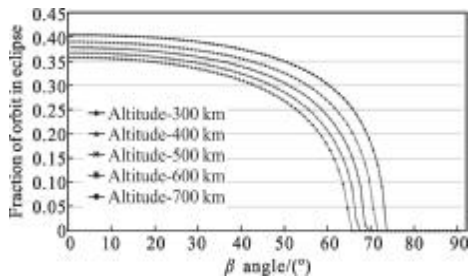


图 4 不同 β 角轨道阴影时间变化规律

Fig.4 Eclipse time versus β for select orbit attitude

图 5 表示了某 555 km 圆轨道圆柱型自旋卫星的分析结果。从图中可以看出，地球红外辐射可以认为与轨道倾角、升交点赤经(RAAN)或者 β 角无关的常数。因为地球阴影时间随着 β 角的增大而减小，因此轨道周期平均外热流随着 β 角的增大而增大。即飞行器的温度随着 β 角的增大而升高。从图中可以看出，飞行器在 $\beta=0$ 处外热流最小，在 $\beta=65^\circ$ 附近外热流最大^[8]。

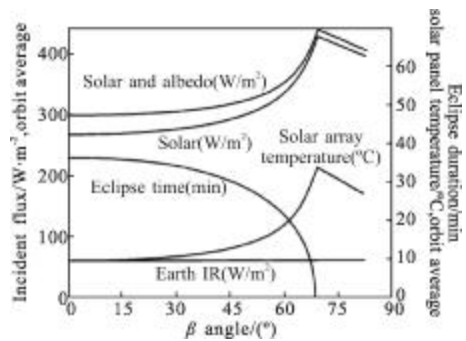


图 5 圆柱形卫星外热流变化规律

Fig.5 Heat flux versus β of a cylinder satellite

Hengeveld D. W 结合历史卫星轨道参数，通过对圆轨道单位球的分析总结得到，对于近地轨道(轨道高度 350~1 000 km, 轨道倾角 0°~98.7°)通用极端工况轨道参数如表 3 所示^[9]。他据此得到如下结论：对于高温工况，选取轨道倾角 $i=52^\circ$ ，轨道高度 $h=350$ km, 轨道 $\beta=72^\circ$ ，进行计算时，对于上述四种表面属性，其最大外热流误差为 1.6%。对于低温工况选取轨道倾角 $i=28^\circ$ ，轨道高度 $h=350$ km, 轨道 $\beta=0^\circ$ ，

对于上述四种表面属性,其最大外热流误差为 17.1%,当增加一个两个低温工况轨道倾角 $i=65^\circ$,轨道高度 $h=1000\text{km}$,轨道 $\beta=0^\circ$,对于上述四种表面属性,其最大外热流误差为 0.9%^[6]。

表 3 热控系统高低温轨道参数

Tab.3 Hot and cold case orbits parameters of TCS

	Hot case			Cold case		
	Inclination /($^\circ$)	Altitude /km	β angle /($^\circ$)	Inclination /($^\circ$)	Altitude /km	β angle /($^\circ$)
Flat absorber ($\alpha=0.95/\epsilon=0.87$)	52	350	72	28	350	0
Flat reflector ($\alpha=0.15/\epsilon=0.05$)	52	750	64	28	350	0
Solar absorber ($\alpha=0.90/\epsilon=0.10$)	52	900	62	25	350	0
Solar reflector ($\alpha=0.10/\epsilon=0.80$)	52	350	72	65	1 000	0

3.2 热控构架设计

Ulrich 等定义系统的构架为功能组件的布局,以及功能组件到物理器件的映射和组件间的接口。

Young Q.E 等对热控系统的构架做了深入研究,按照形式可以分为以下几种^[5]。

(1) 传统热控系统构架

这种热构架如图 6 所示。

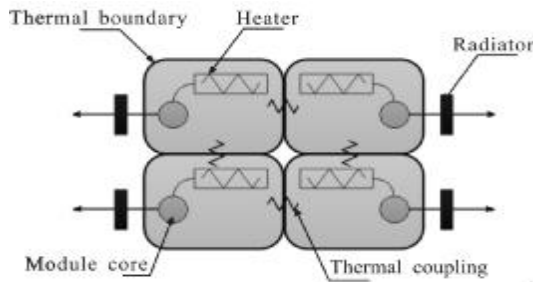


图 6 传统热控系统构架简图

Fig.6 Schematic of a traditional thermal control architecture

模块间通过辐射和传导热耦合,每个模块依靠自身的加热器以控制热平衡,模块的热耗散一定,没有模块特征,热耦合的存在导致系统级的热控制难度。

(2) 改进型传统热控系统构架

这种热构架如图 7 所示。

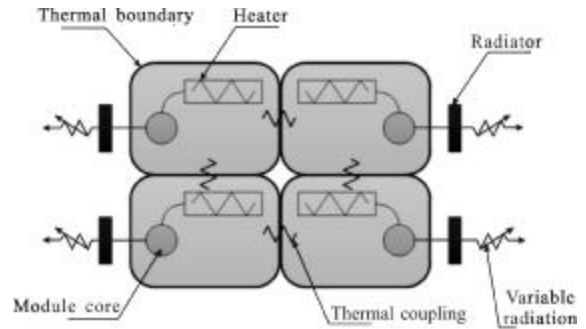


图 7 改进型传统热控系统构架简图

Fig.7 Schematic of an advanced traditional thermal control architecture

模块间通过辐射和传导热耦合,每个模块依靠自身的加热器和可变热耗散以控制热平衡,提供较大的热控制范围和弹性,这种构架增加了一定的柔性,这种构架能够实现预先设计,但仍不具备模块热架构的特征。

(3) 绝热型热控系统构架

这种热构架如图 8 所示。模块间完全绝热,每个模块间通过可变热耗散实现模块的热平衡,提供了较大的热控范围和柔性,加热器提供了热控备份。模块必须独立处理最大、最小条件,增加了热控难度,甚至不可行。虽然这种构架实现了模块化,操作温度范围一致的模块才能实现互换,热载荷不能共享,导致较大的加热器功耗和辐射器功耗需要被设计。

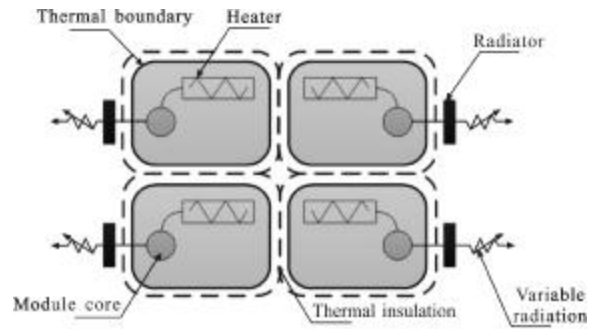


图 8 绝热型热控系统构架简图

Fig.8 Schematic of a thermally isolated thermal control architecture

(4) 传统热总线构架

这种热构架如图 9 所示。

这种构架是改进型传统构架和模块化总线构架的妥协,在不需求完全模块化的下,性能足够,降低了功能独立性和系统的模块化特性。模块通过共享热载荷全体处理最大和最小条件。提供较好的控制,使用传统的热控手段和一些先进的热控手段。

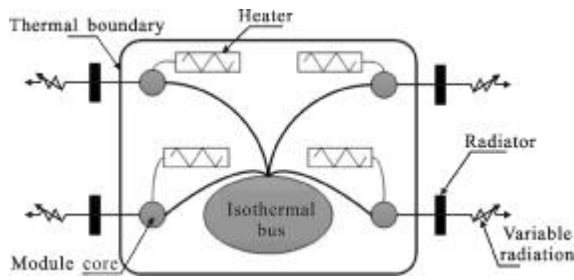


图 9 传统热总线构架简图

Fig.9 Schematic of a traditional thermal bus thermal control architecture

(5) 模块化热总线构架

这种热构架如图 10 所示。这种构架以最小的复杂度提供了最大的性能和模块化,集中式的控制和功能的独立,加热器和辐射器的控制提供了有效的控制权利,热模块可以按需固定,允许模块和柔性的扩展。

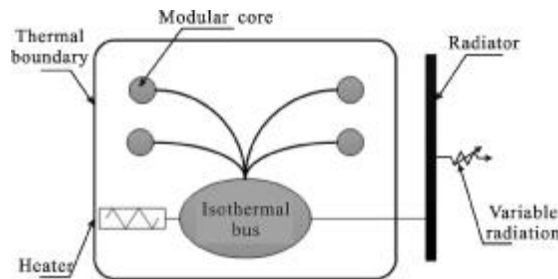


图 10 模块化热总线构架

Fig.10 Schematic of a modularized thermal bus thermal control architecture

Young 等的研究表明图 10 所示的模块化热控构架具有最好的温度梯度、温度稳定性、热控、功耗、动态响应等特性,是快速响应空间小卫星热控构架的首选方案。Young 分析了不同热控构架的瞬态温度分析结果如图 11 所示^[5]。

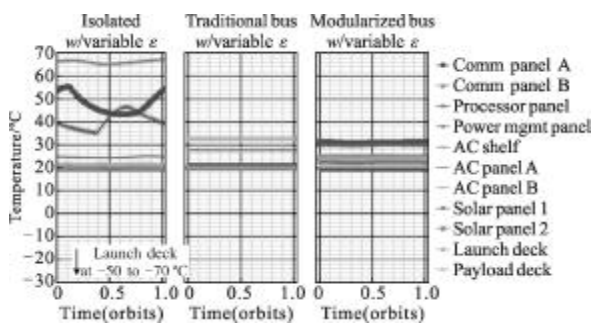


图 11 不同热控构架瞬态温度曲线

Fig.11 Transient temperature curves of different architecture of TCS

2.3 快速热设计

为实现卫星的快速响应,必须将传统卫星热控

设计的周期由传统的几个月至几年降低为几周甚至几天。这就需要突破目前热控设计的障碍,大力发展快速热设计技术,快速热设计包括快速建模、集成分析以及快速试验。

(1) 快速建模

大量热分析的时间用在部组件建模以及极端工况的分析确定上,文中的 2.1 节已经详细讨论了近地圆轨道卫星通用极端工况外热流的设计。为对整星进行快速建模,利用快速响应空间小卫星模块化设计理念,建立此种小卫星部件模型库,通过模型库的复用,缩短建模时间,其流程如图 12 所示。

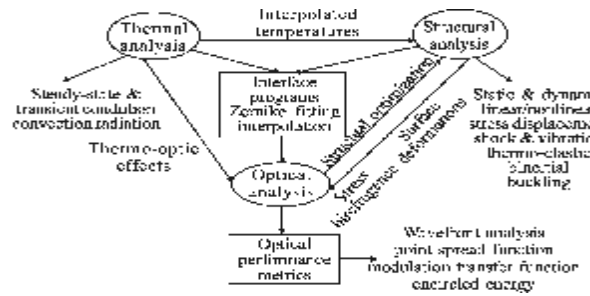


图 12 快速分析流程图

Fig.12 Roadmap of fast analysis

通过基于 CAD 组合,即 Thermal Desktop/Sinda Fluint、UG、AutoCAD 以及数据库 Access,可以实现整星的快速建模及热分析。

(2) 集成分析技术

传统卫星设计过程中,各系统独立设计优化,忽略了各系统间的耦合问题,分系统的优化结果经常是局部最优化,而不失全局最优化。例如对于热控系统,结构系统的布局设计直接影响到热控的分析设计结果,有必要对各系统建立一体化的集成分析平台。目前发展较为成熟的集成分析平台有针对光学遥感器的光机热耦合分析平台,其原理如图 13 所示。

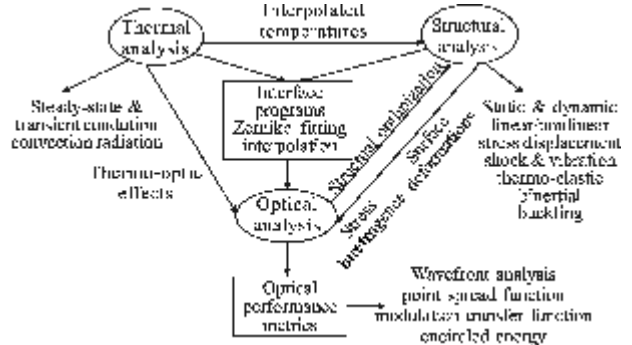


图 13 光机热耦合集成分析原理

Fig.13 Integrated optomechanical analysis flowchart

(3) 快速试验

为了验证卫星热设计的正确性,考核热控系统对飞行各阶段热环境的适应能力及确定最佳热控参数,必须在研制过程进行充分的地面模拟试验,其中包括以验证热设计正确性为目的的热平衡试验。热平衡试验属于大型地面试验,其耗时长、成本高、操作复杂直接影响了快速响应空间小卫星热控制系统的研制周期。

虚拟试验是近年来发展起来的基于软件工程研制的仿真试验系统,它不适用或者部分使用实际硬件来构造试验环境用以替代实际物理试验。虚拟试验次数不受限制,具有可重复性,随着计算能力的提高和软件的发展,虚拟试验在卫星研制的各个阶段发挥着重要的作用。目前国外的研究主要包括 NASA、ESA 等,而国内以北京环境工程研究所为主早已开展虚拟热试验的研究^[10]。

3 关键技术

要完全实现快速响应空间小卫星的热控设计,不仅要有设计方法和设计理念的突破,还要大力发展先进部件级热控器件。

热控部件按照功能可以分为四类:控制部件、传热部件、散热部件以及绝热部件。控制部件包括热控开关、加热器、热控二极管等,主要用来控制传热途径、热源、传热方向的开关。传热部件提供转运热的功能,主要包括热管、毛细二相管、回路热管、高导热率材料等。散热部件取决于辐射器表面材料属性,主要包括二次表面镜、热控涂层、电致变色涂层、静电涂层、机械或热动百叶窗。绝热部件提供了热边界,阻止外部环境和飞行器的热交换或部件间的热交换,主要包括多层隔热组件、气凝胶、泡沫和其他低导热率低发射率材料。

3.1 热控制部件

以热源和辐射器为例,热控制部件能够连接和断开其连接,是非常重要的功能。研制了多种热控开关,然而受寿命和热性能的约束,热控开关往往只作为最后不得已的方案选择。近年随着微小卫星和快速响应空间小卫星的迅猛发展,热控制器件出现了极大的发展,研制了一批性能良好的产品。

图 14 为 NASA 研制的用于火星探测器的卫星石蜡热开关,开启状态下导热率为 $0.4 \text{ W}/\text{C}$,开关关闭导热率可以实现 30 倍的变化^[11]。



图 14 火星探测器石蜡热开关

Fig.14 MER wax actuated heat switch

3.2 传热部件

将热量从高温点传到辐射器或者通过部件面板将高温点传向低温点,是热控系统的关键功能之一。这项技术近年来有了巨大的进步。随着两相回路热管技术的进步,毛细二相回路和回路热管技术的出现,大大增加了传热效率。

回路热管的使用有效解决了 TacSat-4 卫星设备功耗变化大、热控复杂的技术难题^[12],回路热管如图 15 所示。

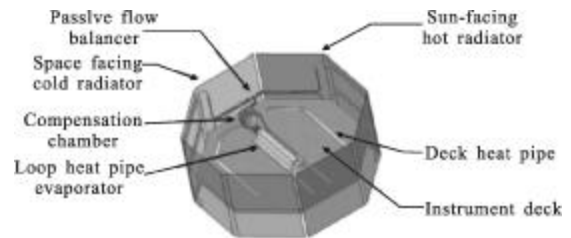


图 15 Tac-Sat 4 上的回路热管

Fig.15 Loop heat pipe of Tac-Sat 4

K-Technology 研制的 APG 材料可以大幅提升导热率。通过用铝、铜等封装高导热率的 APG,不仅可以大幅提升物体导热率,同时具有较低的密度。其和传统结构材料的性能对比如表 4 所示^[13]。

表 4 常用电箱材料和 APG 属性对比

Tab.4 Encapsulated APG components with common materials

Material	Thermal conductivity $/\text{W} \cdot \text{mK}^{-1}$	Density $/\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$	Specific thermal conductivity/Density $/\text{W} \cdot \text{mK}^{-1} \cdot (\text{g}/\text{cm}^3)^{-1}$
Copper	390.0	8.9	43.8
Beryllium	220.0	1.8	122.2
Aluminum	180.0	2.8	64.3
Copper with APG	1 176.0	4.9	239.2
Beryllium with APG	1 108.0	2.1	533.7
Aluminum with APG	1 092.0	2.5	411.0

3.3 散热部件

目前基于热致变色和电致变色的可变发射率涂层或器件已引起人们的极大兴趣,在航天器热控领域应用潜力很大,美国 NASA 于 2006 年成功发射 3 颗 ST-5 微小卫星并组成星座,在 ST-5 上对两种可变发射率涂层进行了验证,2007 年 NASA 和海军学院合作发射了 MidStar-1 通用试验卫星,搭载了 Eclipse VED 全无机固态电致可变发射率薄膜器件,并进行了热控试验^[6,14]。电致变色可变发射率薄膜光谱发射率变化如图 16 所示。

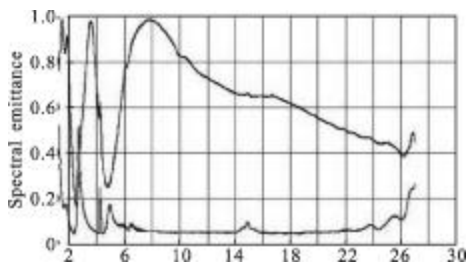


图 16 电致变色可变发射率器件光谱发射率特性

Fig.16 Typical variation in thin-film electrochromic surface spectral emittance

3.4 隔热部件

空间中最常用的隔热材料是多层隔热组件,多层隔热材料通常由低发射率的反射屏和低热导率的间隔物交替叠合而组成,这种组件利用屏面的层层反射,对辐射热流形成很高的热阻,在真空条件下具有极好的隔热性能,同时材料密度低,成为航天器的基本热控手段之一。然而由于多层隔热组件易碎、制作时间、安装时间较大等问题,不适于快速响应空间小卫星研制的目标,一些新型的隔热组件如气凝胶等正迅速发展。单层的气凝胶组件和多层隔热组件性能相近,但是操作性和强度远高于后者,目前研制的气凝胶的主要参数如表 5 所示^[15]。

表 5 气凝胶的主要参数

Tab.5 Aerogel characteristics

Name	Thermal conductivity /W·mK ⁻¹	Density /g·cm ⁻³	Temperature /°C
Aspen aerogels spaceloft	0.012 5-0.013 5	0.17	-200~+200
NanoPore HP-170	0.003 8-0.021	0.016 5-0.017	-273~+600

4 结论

快速响应空间小卫星热控系统的设计必须追寻新思路,采用新技术,其热控系统必须具备快速设计、快速实施以及快速验证。快速响应空间小卫星的热控设计必须具备稳健性、模块化、可扩展性,以适应快速响应空间小卫星对不同任务、载荷、热环境等的需求。文中追踪了国外快速响应空间小卫星热控系统发展现状,尤其是美国快速响应空间热控系统发展现状,可以看出,快速响应空间小卫星热控技术开始呈现处的发展趋势为:专用设计向通用设计转变,单机产品向模块产品转变,性能驱动向时间驱动转变,同时紧密结合新兴技术,实现快速响应空间小卫星热控系统“快、智、廉”的发展思路。

参考文献:

- [1] Pan Qing, Liao Yurong, Wang Bin, et al. Operationally Responsive Space: Conception and Research Progress [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
潘清, 廖育荣, 王斌, 等. 快速响应空间概念与研究进展 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [2] Williams A D, M Eric Lyall, Derek W Hengeveld, et al. Thermal control subsystem requirements and challenges for a responsive satellite bus[C]//SPIE, 7330: 154-161.
- [3] Williams A D, Palo S E. Issues and implications of the thermal control systems on the "Six Day Spacecraft"[C]//4th Responsive Space Conference, 2006.
- [4] Galski R L, De Sousa F L, Ramou O M, et al. Spacecraft thermal design with the generalized extremal optimization algorithm [C]//Inverse Problems, Design and Optimization Symposium, 2004.
- [5] Young Q E. Development of modular thermal control architecture for modular satellites [D]. US: Utah State University, 2008.
- [6] Liu Jia, Li Yunze, Chang Jing, et al. A review of small satellite thermal control system [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(1): 77-82. (in Chinese)
刘佳, 李运泽, 常静, 等. 微小卫星热控系统的研究现状及发展趋势[J]. 航天器环境过程, 2011, 28(1): 77-82.
- [7] Hou Zengqi, Hu Jingang. Spacecraft Thermal Control-Fundamentals and Application[M]. Beijing: China Science & Technology Press, 2007. (in Chinese)
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.
- [8] David G Gilmore. Spacecraft Thermal Control Handbook- Volume I: Fundamental Technologies [M]. 2nd ed. El Segundo: The Aerospace Press, 2002.
- [9] Hengeveld D W. Determination of operationally responsive space(ORS) hot and cold case design orbits[C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Schaumburg, 2008.
- [10] Dou Qiang, Pang Hewei, Wei Chuanfeng, et al. The software architecture spacecraft virtual platform and its application[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(6): 370-373. (in Chinese)
窦强, 庞贺伟, 魏传峰, 等. 航天器虚拟热试验平台的软件架构及其应用[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(6): 370-373.
- [11] Birur Gaj. JPL Advanced thermal control technology roadmap [R]. US: Spacecraft Thermal Control Workshop, Jet Propulsion Laboratory, 2008.
- [12] Dussinger P M, Sarraf D B, Anderson W G. Loop heat pipe for TacSat-4[C]//SPESIF, AIP Conference, 2009, 1103: 91-100.
- [13] Edward Silverman, Mark Montesano. Development of an Annealed Pyrolytic Graphite material for a spacecraft electronics Packaging Payload Module [EB/OL]. NORTHOP GRUMMAN, 2004.
- [14] Liu Dongqing, Chen Haifeng, Zheng Wenwei, et al. Application of variable infrared-emissivity materials to spacecraft thermal control[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2012, 34(2): 145-149. (in Chinese)
刘东青, 程海峰, 郑文伟, 等. 红外发射率可变材料在航天器热控技术中的应用 [J]. 国防科技大学学报, 2012, 34(2): 145-149.
- [15] Panczak T, Ring S, Welch M, et al. Thermal desktop user's manual - CAD based thermal analysis and design [Z]. US: Cullimore and Ring Technologies Inc. 2008.