



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112257191 B

(45) 授权公告日 2021.03.16

(21) 申请号 202011532426.3

G06F 30/20 (2020.01)

(22) 申请日 2020.12.23

G06F 119/08 (2020.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

审查员 王艳丽

申请公布号 CN 112257191 A

(43) 申请公布日 2021.01.22

(73) 专利权人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109号

(72) 发明人 王杰 罗青 李东旭 范才智
吴国福

(74) 专利代理机构 湖南兆弘专利事务所(普通
合伙) 43008
代理人 谭武艺

(51) Int. Cl.

G06F 30/15 (2020.01)

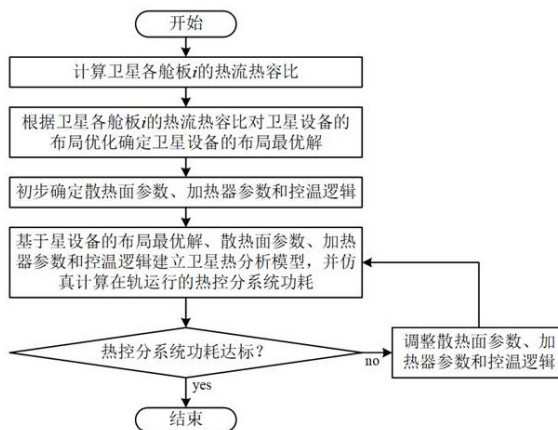
权利要求书2页 说明书6页 附图1页

(54) 发明名称

载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法及系统

(57) 摘要

本发明公开了一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,包括计算卫星各舱板的热流热容比,根据热流热容比对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解;基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型,并仿真计算在轨运行的热控分系统功耗;若热控分系统功耗不达标,则优化调整散热面参数、加热器参数和控温逻辑直至热控分系统功耗达标。本发明能够在满足卫星设备的温度指标要求的前提下,通过优化设备布局、散热面位置、加热器布置、控温区间等参数,使热控分系统耗费能源较少,降低了热控系统对整星的功耗要求,平衡了整星的温度,具有低功耗、可靠性高、适应性好的优点。



1. 一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,其特征在于包括:

1) 计算卫星各舱板*i*的热流热容比,根据卫星各舱板*i*的热流热容比对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解;

2) 初步确定散热面参数、加热器参数和控温逻辑;

3) 基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型,并仿真计算在轨运行的热控分系统功耗;

4) 判断热控分系统功耗是否达标,若不达标,则在满足设备温度指标的要求下调整散热面参数、加热器参数和控温逻辑,跳转执行步骤3);若已达标,则结束并退出;

步骤3)中卫星热分析模型的函数表达式为:

$$\begin{aligned} \text{find: } & S_i, t_i^{\text{control}}, P_i^{\text{control}} \\ \text{object: } & \min \sum_{i=1}^n P_i^{\text{min}} \\ \text{s.t. } & [t_i^{\text{min}}, t_i^{\text{max}}] \in [T_i^{\text{min}}, T_i^{\text{max}}] \end{aligned}$$

其中,*find*为查找动作,*object*为查找对象, S_i 为舱板*i*上散热面的面积大小, t_i^{control} 为舱板*i*上控温逻辑的目标温度或控温区间下限, P_i^{control} 为舱板*i*上加热器的功率, P_i^{min} 为低温工况下的热控分系统功耗, t_i^{max} 和 t_i^{min} 分别为舱板*i*上设备最高温度和最低温度仿真结果, T_i^{min} , T_i^{max} 分别为设定的最低温度限值和最高温度限值。

2. 根据权利要求1所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,其特征在于,步骤1)包括:

1.1) 计算卫星各舱板*i*在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ;

1.2) 根据各舱板在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ,计算高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε ;

1.3) 根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解。

3. 根据权利要求2所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,其特征在于,步骤1.1)中各舱板*i*在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i 的计算函数表达式为:

$$\begin{aligned} h_i &= H_i / C_i \\ l_i &= L_i / C_i \end{aligned}$$

其中, H_i 为高温工况下舱板*i*上各设备的热耗, L_i 为低温工况下舱板*i*上各设备的热耗, C_i 为舱板*i*及其设备的总热容。

4. 根据权利要求3所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,其特征在于,舱板*i*及其设备的总热容 C_i 的计算函数表达式为:

$$C_i = cp_i + c_1 + c_2 + \dots + c_m$$

其中, cp_i 为舱板 i 的热容, $c_1 - c_m$ 为舱板 i 上的第 $1 - m$ 个设备的热容, m 为舱板 i 上的设备的总数量。

5. 根据权利要求2所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法, 其特征在于, 步骤1.2) 中高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 的计算函数表达式为:

$$\eta_H = \sqrt{\sum_{i=1}^n h_i^2}, \eta_L = \sqrt{\sum_{i=1}^n l_i^2}, \varepsilon = \sum_{i=1}^n h_i / \sum_{i=1}^n l_i$$

其中, h_i 为舱板 i 在高温工况下的热流热容比, l_i 为舱板 i 低温工况下的热流热容比, n 为舱板总数量。

6. 根据权利要求2所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法, 其特征在于, 步骤1.3) 中根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化时, 是以高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 最小为优化目标对卫星设备的布局进行优化, 且目标函数的函数表达式为:

$$\min \quad w_1 \eta_H + w_2 \eta_L + w_3 \varepsilon$$

其中, w_1 、 w_2 和 w_3 分别为高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 三者的优化权重系数。

7. 根据权利要求1所述的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法, 其特征在于, 所述散热面参数包括各舱板 i 上散热面的位置和面积大小 S_i , 所述加热器参数包括各舱板 i 上加热器的位置和加热器的功率 $P_i^{control}$, 所述控温逻辑为开关控温、区间控温或比例控温中的一种, 且控温逻辑的目标温度或控温区间下限为 $t_i^{control}$ 。

8. 一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化系统, 包括相互连接的微处理器和存储器, 其特征在于, 所述微处理器被编程或配置以执行权利要求1~7中任意一项所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的步骤, 或者所述存储器中存储有被编程或配置以执行权利要求1~7中任意一项所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

9. 一种计算机可读存储介质, 其特征在于, 该计算机可读存储介质中存储有被编程或配置以执行权利要求1~7中任意一项所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器热控制研究领域,具体涉及一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法及系统。

背景技术

[0002] 微小卫星具有研制周期短、成本低、便于组网等特点,在生产、测试、发射、运行和维护等方面具有显著地优势。受制于尺寸、重量、经费的限制,载荷平台一体化是微小卫星发展的趋势之一。载荷设备、平台设备高度耦合,给整星热控分系统的设计带来了新的挑战。一方面,星上设备高度集成化、小型化,而功能越来越强,性能指标越来越先进,设备功耗密度比随之提升;同时,微小卫星尺寸较小,平台、载荷设备布局较为集中,单位体积空间内产热较大,给卫星在轨运行期间的散热能力、温度保持提出了更高的要求。另一方面,受制于尺寸的限制,微小卫星电源系统所能提供的能源有限,对热控分系统的功耗需求越来越严格。鉴于此,提出一种低功耗、可靠性高、适应性好的热控分系统的设计方法具有重要的意义。

发明内容

[0003] 本发明要解决的技术问题是:提供一种低功耗、可靠性高、适应性好的载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法及系统,在满足卫星设备的温度指标要求的前提下,通过优化设备布局、散热面位置、加热器布置、控温区间等参数,使热控分系统耗费能源较少,降低了热控系统对整星的功耗要求,平衡了整星的温度。

[0004] 为了解决上述技术问题,本发明所采用的技术方案是:

[0005] 一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法,包括:

[0006] 1) 计算卫星各舱板 i 的热流热容比,根据卫星各舱板 i 的热流热容比对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解;

[0007] 2) 初步确定散热面参数、加热器参数和控温逻辑;

[0008] 3) 基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型,并仿真计算在轨运行的热控分系统功耗;

[0009] 4) 判断热控分系统功耗是否达标,若不达标,则在满足设备温度指标的要求下调整散热面参数、加热器参数和控温逻辑,跳转执行步骤3);若已达标,则结束并退出。

[0010] 可选地,步骤1)包括:

[0011] 1.1) 计算卫星各舱板 i 在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ;

[0012] 1.2) 根据各舱板在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ,计算高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε ;

[0013] 1.3) 根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解。

[0014] 可选地,步骤1.1)中各舱板 i 在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i 的计算函数表达式为:

$$[0015] \quad h_i = H_i / C_i$$

$$[0016] \quad l_i = L_i / C_i$$

[0017] 其中, H_i 为高温工况下舱板 i 上各设备的热耗, L_i 为低温工况下舱板 i 上各设备的热耗, C_i 为舱板 i 及其设备的总热容。

[0018] 可选地,舱板 i 及其设备的总热容 C_i 的计算函数表达式为:

$$[0019] \quad C_i = cp_i + c_1 + c_2 + \dots + c_m$$

[0020] 其中, cp_i 为舱板 i 的热容, $c_1 - c_m$ 为舱板 i 上的第1- m 个设备的热容, m 为舱板 i 上的设备的总数量。

[0021] 可选地,步骤1.2)中高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 的计算函数表达式为:

$$[0022] \quad \eta_H = \sqrt{\sum_{i=1}^n h_i^2}, \eta_L = \sqrt{\sum_{i=1}^n l_i^2}, \varepsilon = \sum_{i=1}^n h_i / \sum_{i=1}^n l_i$$

[0023] 其中, h_i 为舱板 i 在高温工况下的热流热容比, l_i 为舱板 i 低温工况下的热流热容比, n 为舱板总数量。

[0024] 可选地,步骤1.3)中根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化时,是以高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 最小为优化目标对卫星设备的布局进行优化,且目标函数的函数表达式为:

$$[0025] \quad \min \quad w_1 \eta_H + w_2 \eta_L + w_3 \varepsilon$$

[0026] 其中, w_1 、 w_2 和 w_3 分别为高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 三者的优化权重系数。

[0027] 可选地,所述散热面参数包括各舱板 i 上散热面的位置和面积大小 S_i ,所述加热器参数包括各舱板 i 上加热器的位置和功率 $P_i^{control}$,所述控温逻辑为开关控温、区间控温或比例控温中的一种,且控温逻辑的目标温度或控温区间下限为 $t_i^{control}$ 。

[0028] 可选地,步骤3)中卫星热分析模型的函数表达式为:

$$\begin{aligned}
 & \mathit{find}: S_i, t_i^{\mathit{control}}, P_i^{\mathit{control}} \\
 [0029] \quad & \mathit{object}: \min \sum_{i=1}^n P_i^{\min} \\
 & \mathit{s.t.} \quad \left[t_i^{\min}, t_i^{\max} \right] \in \left[T_i^{\min}, T_i^{\max} \right]
 \end{aligned}$$

[0030] 其中, find 为查找动作, object 为查找对象, S_i 为舱板 i 上散热面的面积大小, t_i^{control} 为舱板 i 上控温逻辑的目标温度或控温区间下限, P_i^{control} 为舱板 i 上加热器的功率, P_i^{\min} 为低温工况下的热控分系统功耗, t_i^{\max} 和 t_i^{\min} 分别为舱板 i 上设备最高温度和最低温度仿真结果, T_i^{\min} , T_i^{\max} 分别为设定的最低温度限值和最高温度限值。

[0031] 此外, 本发明还提供一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化系统, 包括相互连接的微处理器和存储器, 所述微处理器被编程或配置以执行所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的步骤, 或者所述存储器中存储有被编程或配置以执行所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

[0032] 此外, 本发明还提供一种计算机可读存储介质, 该计算机可读存储介质中存储有被编程或配置以执行所述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

[0033] 与现有技术相比, 本发明技术方案的有益效果如下: 本发明包括计算卫星各舱板 i 热流热容比, 根据卫星各舱板 i 热流热容比对卫星设备的布局进行优化, 确定卫星设备的布局最优解; 初步确定散热面参数、加热器参数和控温逻辑; 基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型, 并仿真计算在轨运行的热控分系统功耗; 判断热控分系统功耗是否达标, 若不达标, 则在满足设备温度指标的要求下调整散热面参数、加热器参数和控温逻辑, 跳转迭代优化热控分系统功耗直至热控分系统功耗达标, 本发明能够在满足卫星设备的温度指标要求的前提下, 通过优化设备布局、散热面位置、加热器布置、控温区间等参数, 使热控分系统耗费能源较少, 降低了热控系统对整星的功耗要求, 平衡了整星的温度, 具有低功耗、可靠性高、适应性好的优点。

附图说明

[0034] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案, 下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍, 显而易见地, 下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例, 对于本领域普通技术人员来讲, 在不付出创造性劳动的前提下, 还可以根据这些附图示出的结构获得其他的附图。

[0035] 图1为本发明实施例方法的基本流程图。

具体实施方式

[0036] 下面将结合本发明实施例中的附图, 对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述, 显然, 所描述的实施例仅仅是本发明的一部分实施例, 而不是全部的实施例。基

于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0037] 如图1所示,本实施例载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法包括:

[0038] 1) 计算卫星各舱板*i*的热流热容比,根据卫星各舱板*i*的热流热容比对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解;

[0039] 2) 初步确定散热面参数、加热器参数和控温逻辑;

[0040] 3) 基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型,并仿真计算在轨运行的热控分系统功耗;

[0041] 4) 判断热控分系统功耗是否达标,若不达标,则在满足设备温度指标的要求下调整散热面参数、加热器参数和控温逻辑,跳转执行步骤3);若已达标,则结束并退出。

[0042] 本实施例中,步骤1)包括:

[0043] 1.1) 计算卫星各舱板*i*在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ;

[0044] 1.2) 根据各舱板在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ,计算高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε ;

[0045] 1.3) 根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化,确定卫星设备的布局最优解。

[0046] 卫星的工作模式包括轨道、姿态和设备工作时长等信息,首先据此确定卫星的高温 and 低温工况。根据卫星的轨道和姿态,计算舱板的辐射热流;根据工作模式对应的设备工作时长,计算各舱板上设备的热容和平均热耗。本实施例中,步骤1.1)中各舱板*i*在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i 的计算函数表达式为:

$$[0047] \quad h_i = H_i / C_i$$

$$[0048] \quad l_i = L_i / C_i$$

[0049] 其中, H_i 为高温工况下舱板*i*上各设备的热耗, L_i 为低温工况下舱板*i*上各设备的热耗, C_i 为舱板*i*及其设备的总热容。

[0050] 本实施例中,舱板*i*及其设备的总热容 C_i 的计算函数表达式为:

$$[0051] \quad C_i = cp_i + c_1 + c_2 + \dots + c_m$$

[0052] 其中, cp_i 为舱板*i*的热容, $c_1 - c_m$ 为舱板*i*上的第1- m 个设备的热容, m 为舱板*i*上的设备的总数量。

[0053] 根据舱板的热流热容比对卫星设备的布局进行优化,其目的是使各舱板的热流热容比这一指标较为均衡。步骤1.2)根据各舱板在高温工况下的热流热容比 h_i 和低温工况下的热流热容比 l_i ,计算高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε ;其中,高温工况舱板均衡系数 η_H 和低温工况舱板均衡系数 η_L 分别反映了高温工况和低温工况下各舱板之间的等温性,预示了空间上的等温性指标;高低温工况下的温度比值 ε 表征了卫星由低温工况进入工况后温度升高的情况,预示了时间上的等温性指标。

[0054] 本实施例中,步骤1.2)中高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 的计算函数表达式为:

$$[0055] \quad \eta_H = \sqrt{\sum_{i=1}^n h_i^2}, \eta_L = \sqrt{\sum_{i=1}^n l_i^2}, \varepsilon = \sum_{i=1}^n h_i / \sum_{i=1}^n l_i$$

[0056] 其中, h_i 为舱板 i 在高温工况下的热流热容比, l_i 为舱板 i 低温工况下的热流热容比, n 为舱板总数量。

[0057] 本实施例中, 步骤 1.3) 中根据高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 对卫星设备的布局进行优化时, 是以高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 最小为优化目标对卫星设备的布局进行优化, 且目标函数的函数表达式为:

$$[0058] \quad \min \quad w_1 \eta_H + w_2 \eta_L + w_3 \varepsilon$$

[0059] 其中, w_1 、 w_2 和 w_3 分别为高温工况舱板均衡系数 η_H 、低温工况舱板均衡系数 η_L 和高低温工况下的温度比值 ε 三者的优化权重系数 (可根据卫星构型情况进行调整)。

[0060] 本实施例中, 散热面参数包括各舱板 i 上散热面的位置和面积大小 S_i , 所述加热器参数包括各舱板 i 上加热器的位置和功率 $P_i^{control}$, 所述控温逻辑为开关控温、区间控温或比例控温中的一种, 且控温逻辑的目标温度或控温区间下限为 $t_i^{control}$ 。本实施例中, 以舱板处于高温工况时的设备平均功耗、设备的温度指标上限 T_i^{max} 和散热面的材质确定散热面的位置和面积 S_i , 然后根据舱板高温工况和低温工况下的功耗差, 计算用于低温工况下进行热补偿的加热器位置和功率 $P_i^{control}$, 并保留一定的设计余量。加热器控温方式可采用开关控温、区间控温或比例控温的方式, 以舱板上设备温度指标下限 T_i^{min} 确定目标温度或控温区间下限 $t_i^{control}$, 并留有一定的冗余以保证热设计的可靠性。

[0061] 本实施例中, 步骤 3) 中卫星热分析模型的函数表达式为:

$$[0062] \quad \begin{aligned} & \text{find: } S_i, t_i^{control}, P_i^{control} \\ & \text{object: } \min \sum_{i=1}^n P_i^{min} \\ & \text{s.t. } [t_i^{min}, t_i^{max}] \in [T_i^{min}, T_i^{max}] \end{aligned}$$

[0063] 其中, $find$ 为查找动作, $object$ 为查找对象, S_i 为舱板 i 上散热面的面积大小, $t_i^{control}$ 为舱板 i 上控温逻辑的目标温度或控温区间下限, $P_i^{control}$ 为舱板 i 上加热器的功率, P_i^{min} 为低温工况下的热控分系统功耗, t_i^{max} 和 t_i^{min} 分别为舱板 i 上设备最高温度和最低温度仿真结果, T_i^{min} , T_i^{max} 分别为设定的最低温度限值和最高温度限值 (温度指标)。

[0064] 步骤 3) 基于卫星设备的布局最优解、散热面参数、加热器参数和控温逻辑建立卫星热分析模型的步骤包括: 使用热分析软件建立卫星热分析计算模型, 划分热网格, 并设定

卫星的轨道和姿态,根据设备的开关情况设定内部点热源功率和工作时间,边界条件为辐射边界条件,即空间背景辐射温度4K。然后,分别仿真计算高温工况和低温工况下的温度场分布和加热器的开关情况,各舱板 i 上设备最高温度和最低温度仿真结果分别用 t_i^{\max} 和 t_i^{\min} 表示,统计各舱板加热回路占空比并计算各加热器功耗,最终获取高温工况和低温工况热控分系统正常工作的功耗,分别用 P_i^{\max} 和 P_i^{\min} 表示。

[0065] 最终,以热控分系统功耗最低为优化目标,在满足设备温度指标的要求下,调整散热面、加热器参数和控温逻辑,得到最优值。

[0066] 此外,本实施例还提供一种载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化系统,包括相互连接的微处理器和存储器,该微处理器被编程或配置以执行前述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的步骤,或者该存储器中存储有被编程或配置以执行前述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

[0067] 此外,本实施例还提供一种计算机可读存储介质,该计算机可读存储介质中存储有被编程或配置以执行前述载荷平台一体化微小卫星的热控分系统优化方法的计算机程序。

[0068] 以上所述仅为本发明的优选实施例,并非因此限制本发明的专利范围,凡是在本发明的发明构思下,利用本发明说明书及附图内容所作的等效结构变换,或直接/间接运用在其他相关的技术领域均包括在本发明的专利保护范围内。

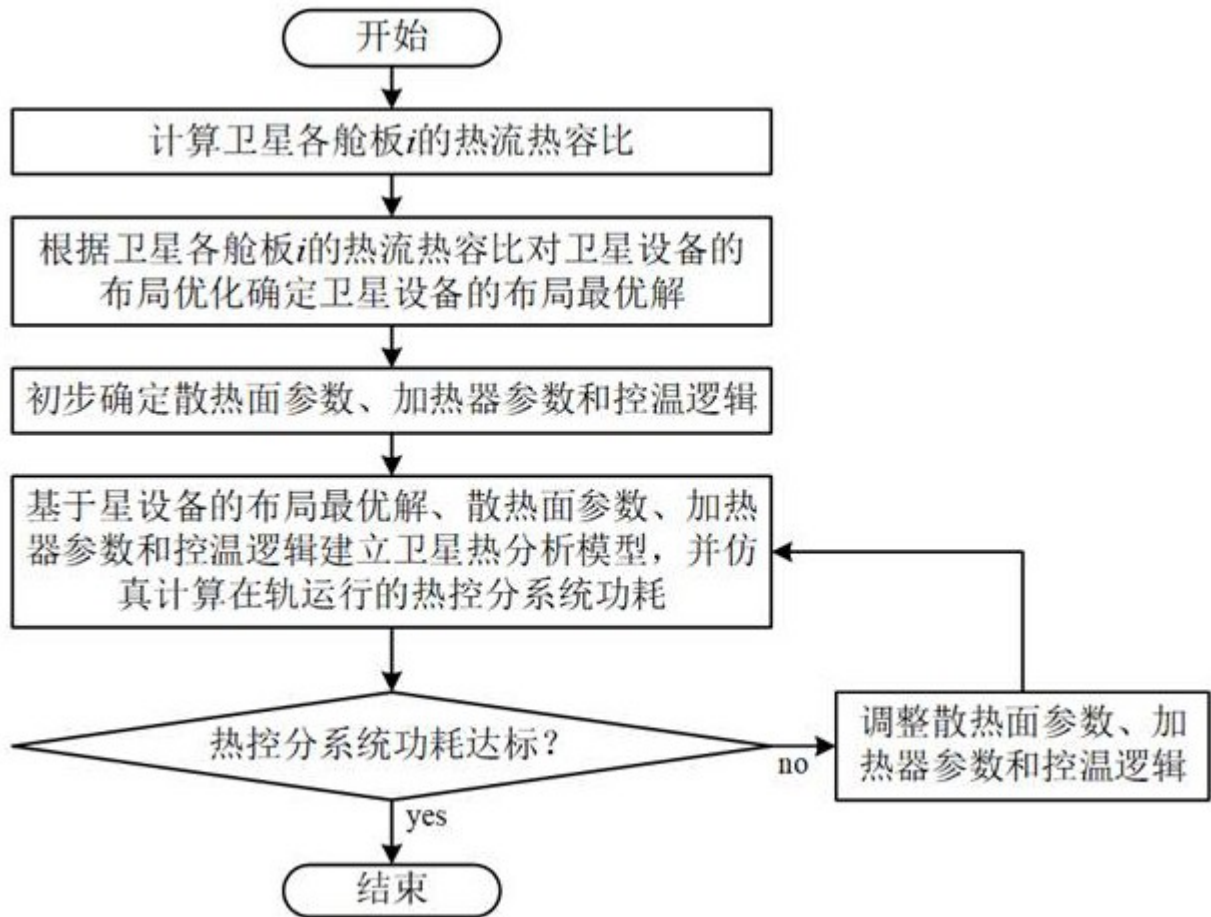


图1