



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 108482712 B

(45)授权公告日 2019.02.26

(21)申请号 201810175647.6

(22)申请日 2018.03.02

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 108482712 A

(43)申请公布日 2018.09.04

(73)专利权人 北京空间技术研制试验中心
地址 100094 北京市海淀区友谊路104号院

(72)发明人 王宇宁 杨宏 靳健 姚峰
张兰涛 曲溪 孙伊 白梵露
孙乐丰 杨彪 汤溢

(74)专利代理机构 北京谨诚君睿知识产权代理
事务所(特殊普通合伙)
11538
代理人 陆鑫 延慧

(51)Int.Cl.

B64G 1/50(2006.01)

(56)对比文件

CN 103407582 A,2013.11.27,全文.

CN 101270930 A,2008.09.24,全文.

CN 104217057 A,2014.12.17,全文.

谢敏.国际空间站站载设备的热环境分析.
《哈尔滨工业大学学报》.2016,第48卷(第10期),
付仕明.空间站热分析综述.《航天器环境工
程》.2013,第30卷(第5期),

审查员 黄达飞

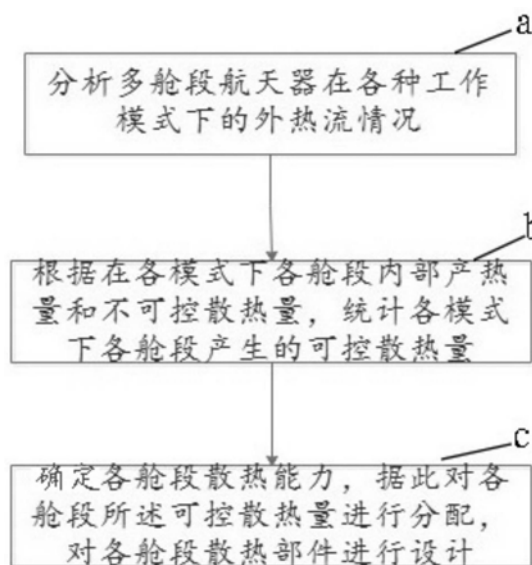
权利要求书1页 说明书6页 附图1页

(54)发明名称

多舱段航天器热负荷分析方法

(57)摘要

本发明涉及一种多舱段航天器热负荷分析方法,包括:(a)分析多舱段航天器在各种工作模式下的外热流情况;(b)根据在各模式下各舱段内部产热量和不可控散热量,统计各模式下各舱段产生的可控散热量;(c)确定各舱段散热能力,据此对各舱段所述可控散热量进行分配,对各舱段散热部件进行设计。本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,能够有效控制热管理系统的重量,规避辐射器冻结失效的风险。



1. 多舱段航天器热负荷分析方法,包括:
 - (a) 分析多舱段航天器在各种工作模式下的外热流情况;
 - (b) 根据在各模式下各舱段内部产热量和不可控散热量,统计各模式下各舱段产生的可控散热量;
 - (c) 根据步骤a中获取的航天器在各种工作模式下的外热流情况,确定各舱段散热部件的散热能力;将所述可控散热量在各舱段之间进行分配;
根据各舱段分配的所述可控散热量和各舱段散热部件的散热能力,确定各工作模式下各舱段所需散热部件的面积;
选取不同工作模式下各舱段散热部件面积的最大值作为各舱段实际配置的散热部件的面积。
2. 根据权利要求1所述的多舱段航天器热负荷分析方法,其特征在于,在步骤(a)中,根据散热部件三维模型、散热部件表面太阳吸收率、散热部件表面红外发射率,建立散热部件外热流分析模型;
设置所述多舱段航天器各工作模式下轨道参数与飞行姿态;
计算各舱散热部件表面平均吸收外热流面密度。
3. 根据权利要求1所述的多舱段航天器热负荷分析方法,其特征在于,所述舱段内部产热量包括舱内设备产热和能源系统废热与乘员代谢产热,所述不可控散热量为舱体漏热量。
4. 根据权利要求3所述的多舱段航天器热负荷分析方法,其特征在于,所述可控散热量为所述舱内设备产热和能源系统废热、所述乘员代谢产热之和与所述舱体漏热量之差。
5. 根据权利要求1所述的多舱段航天器热负荷分析方法,其特征在于,所述散热部件的散热能力为单位面积上散热部件向外辐射热量与外热流之差。
6. 根据权利要求1所述的多舱段航天器热负荷分析方法,其特征在于,所述散热部件为辐射器。

多舱段航天器热负荷分析方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器总体设计技术领域,尤其涉及一种多舱段航天器热负荷分析方法。

背景技术

[0002] 目前空间站以大规模多舱段、可扩展性、多飞行任务为发展趋势,如国外和平号空间站、国际空间站均由多个舱段组成,为完成出舱活动、对地观测、微重力实验等任务,设计了多种工作模式。

[0003] 空间站热管理系统以控制舱内空气和设备温度为任务,一般采用辐射器作为散热部件。空间站在轨运行期间,内部热源主要包括设备产热和能源系统废热 Q_s 、乘员代谢产热 Q_r ,外部热源主要为来自太阳和地球的外热流 Q_w 。空间站达到热平衡之后,以上各种能量流入与空间站向外部空间排热量相等,包括舱体漏热量 Q_l 、辐射器向外辐射热量 Q_f ,即有如下平衡关系:

$$[0004] \quad Q_s + Q_r + Q_w = Q_f + Q_l$$

[0005] 设备产热和能源系统废热 Q_s 、乘员代谢产热 Q_r 和外热流 Q_w 的集合,表征了空间站热管理系统内外总的热负荷,和空间站的飞行模式相对应。舱体漏热量 Q_l 与空间站大气环境及结构设备的平衡温度有关,空间站热管理系统的主要任务之一为适应不同热负荷,通过调节辐射器向外辐射热量 Q_f ,控制大气环境和结构设备的平衡温度在指标范围之内。因此,热负荷分析是设计辐射器和热管理系统的重要步骤。

[0006] 为适应各种可能出现的情况,传统热管理系统设计时,考虑单一舱段内热源和外热流分别最大的情况,这种方法可保证空间站热量得到排散,但其弊端在于:

[0007] 1. 内热源和外热流分别最大的情况所反映的,不一定是真实存在的情况,因此按此条件进行设计时,总热负荷增多,需要辐射器向外辐射热量 Q_f 增大。由于 Q_f 和辐射器表面温度的四次方以及辐射器面积成正比,表面温度存在上限值,传统热管理设计方法将使辐射器面积过大。对于空间站等大型多舱段航天器,重量指标是首先要解决的问题,过大的辐射器面积将导致重量超标。

[0008] 2. 热管理系统调节辐射器向外辐射热量 Q_f 时,一般通过阀门调节进入辐射器的工质流量,从而控制辐射器表面的温度。当热负荷减少时,减少进入辐射器的工质流量。按传统方法设计时,由于人为的增加了最大热负荷,导致进入辐射器的最大流量和正常工作及热负荷较低时的流量相差较大。设计阀门时,为满足最大流量要求,正常工作及热负荷较低时阀门的开度均较小,阀门工作在性能较差的区域,不利于控制。

[0009] 3. 由于辐射器面积固定,最大热负荷时辐射器表面温度设计为上限值,热负荷降低时辐射器表面温度将按四次方规律降低。按传统方法设计时,由于人为的增加了最大热负荷,导致热负荷较低时辐射器表面运行温度过低。同时,辐射器内部工质运行温度过低,导致工质粘度增大,运行阻力增加,循环泵的功耗提高,甚至会产生工质冻结,辐射器失效的风险。

发明内容

[0010] 本发明的目的在于解决上述技术问题,提供一种多舱段航天器热负荷分析方法,有效控制热管理系统重量,规避辐射器冻结失效的风险。

[0011] 为实现上述发明目的,本发明提供一种多舱段航天器热负荷分析方法,包括:

[0012] (a) 分析多舱段航天器在各种工作模式下的外热流情况;

[0013] (b) 根据在各模式下各舱段内部产热量和不可控散热量,统计各模式下各舱段产生的可控散热量;

[0014] (c) 确定各舱段散热能力,据此对各舱段所述可控散热量进行分配,对各舱段散热部件进行设计。

[0015] 根据本发明的一个方面,在步骤(a)中,根据散热部件三维模型、散热部件表面太阳吸收率、散热部件表面红外发射率,建立散热部件外热流分析模型;

[0016] 设置所述多舱段航天器各工作模式下轨道参数与飞行姿态;

[0017] 计算各舱散热部件表面平均吸收外热流面密度。

[0018] 根据本发明的一个方面,所述舱段内部产热量包括舱内设备产热和能源系统废热与乘员代谢产热,所述不可控散热量为舱体漏热量。

[0019] 根据本发明的一个方面,所述可控散热量为所述舱内设备产热和能源系统废热、所述乘员代谢产热之和与所述舱体漏热量之差。

[0020] 根据本发明的一个方面,在步骤c中,

[0021] 根据步骤a中获取的航天器在各种工作模式下的外热流情况,确定各舱段散热部件的散热能力;

[0022] 将所述可控散热量在各舱段之间进行分配;

[0023] 根据各舱段分配的所述可控散热量和各舱段散热部件的散热能力,确定各工作模式下各舱段所需散热部件的面积;

[0024] 选取不同工作模式下各舱段散热部件面积的最大值作为各舱段实际配置的散热部件的面积。

[0025] 根据本发明的一个方面,所述散热部件的散热能力为单位面积上散热部件向外辐射热量与外热流之差。

[0026] 根据本发明的一个方面,所述散热部件为辐射器。

[0027] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于分析时均采用实际的热负荷情况,不会由于人为原因增加需要辐射器向外辐射热量 Q_f ,因此也就不会出现人为增加辐射器面积的问题,可大幅度节省材料,并且能够有效的控制热控管理系统的重量。另一方面,由于根据各舱辐射器散热能力对可控散热量 Q_k 进行分配,可对各舱配置的辐射器面积进行优化,也能够有效减轻热控管理系统的重量。

[0028] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于各舱的最大热负荷均未被增加,进入辐射器的最大流量和热负荷较低时的流量之差处于正常范围,不会导致热负荷较低时阀门的不利于控制的情况出现。

[0029] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于控制并且优化了辐射器面积,热负荷较低时辐射器表面运行温度较传统设计方法有所提高,不会出现循环泵的功耗提高甚至辐射器失效的风险。

附图说明

[0030] 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获得其他的附图。

[0031] 图1是示意性表示根据本发明的多舱段航天器热负荷分析方法的流程图;

[0032] 图2是示意性表示根据本发明一种实施方式的四舱空间站模型。

具体实施方式

[0033] 此说明书实施方式的描述应与相应的附图相结合,附图应作为完整的说明书的一部分。在附图中,实施例的形状或是厚度可扩大,并以简化或是方便标示。再者,附图中各结构的部分将以分别描述进行说明,值得注意的是,图中未示出或未通过文字进行说明的元件,为所属技术领域中的普通技术人员所知的形式。

[0034] 此处实施例的描述,有关方向和方位的任何参考,均仅是为了便于描述,而不能理解为对本发明保护范围的任何限制。以下对于优选实施方式的说明会涉及到特征的组合,这些特征可能独立存在或者组合存在,本发明并不特别地限定于优选的实施方式。本发明的范围由权利要求书所界定。

[0035] 图1是示意性表示根据本发明的多舱段航天器热负荷分析方法的流程图。如图1所示,根据本发明的多舱段航天器热负荷分析方法包括以下步骤:a.分析多舱段航天器在各种工作模式下的外热流情况;b.根据在各模式下各舱段内部产热量和不可控散热量,统计各模式下各舱段产生的可控散热量;c.确定各舱段散热能力,据此对各舱段所述可控散热量进行分配,对各舱段散热部件进行设计。

[0036] 本发明的多舱段航天器的外热流为来自太阳和地球的外热流 Q_w ,舱段内部产热量包括舱内设备产热和能源系统废热 Q_s 与乘员代谢产热 Q_r ,不可控散热量为舱体漏热量 Q_l 。

[0037] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,首先分析在不同工作模式下大型多舱段航天器的外热流 Q_w ,具体方法如下:根据散热部件三维模型、散热部件表面太阳吸收率、散热部件表面红外发射率,建立散热部件外热流分析模型;然后设置所述多舱段航天器各工作模式下轨道参数与飞行姿态;最终计算各舱散热部件表面平均吸收外热流面密度。

[0038] 之后通过对不同工作模式下设备产热和能源系统废热 Q_s 、乘员代谢产热 Q_r 的统计以及舱体漏热量 Q_l 的统计,确定大型多舱段航天器不同工作模式下需要的可控散热量 Q_k 。需要的可控散热量 Q_k 为舱内设备产热和能源系统废热 Q_s 、乘员代谢产热 Q_r 之和,与舱体漏热量 Q_l 之差。

[0039] 然后根据不同工作模式下外热流 Q_w 的分析结果确定航天器各舱段散热部件的散热能力,本发明中的散热部件为辐射器,即根据不同工作模式下外热流 Q_w 的分析结果确定航天器各舱段辐射器的散热能力。各舱段辐射器的散热能力为单位面积上辐射器向外辐射热量 Q_f 与外热流 Q_w 之差。

[0040] 之后根据不同工作模式下各舱段辐射器散热能力,将需要的可控散热量 Q_k 在各舱段之间按照需求比例分配,并根据各舱段分配的可控散热量和各辐射器散热能力,确定不同工作模式下各舱需要的辐射器的面积,各舱段中的辐射器的面积为舱段中所需可控散热

量与辐射散热能力的比值。由于在不同的工作模式下,每个舱段按比例分配的可控散热量不同,并且在不同的工作模式下辐射器的散热能力也会有所不同,所以在不同的工作模式下,所需辐射器的面积大小会有所不同,为了满足所有工作模式下的散热使用要求,最终选择不同工作模式下各舱段辐射器面积的最大值作为相应舱段实际配置的辐射器的面积。

[0041] 以下以某四舱空间站为例对本发明的方法进行详细说明。

[0042] 图2是示意性表示根据本发明一种实施方式的四舱空间站模型。参照图2所示,在本实施方式中,四舱空间站具有两种工作模式,包括正常工作模式和对地观测工作模式。首先采用外热流分析建模的方式确定两种工作模式下辐射器表面平均吸收的外热流情况,具体步骤如下:

[0043] 在分析多舱段航天器的外热流情况时,根据辐射器三维模型、辐射器表面太阳吸收率、辐射器表面红外发射率,建立辐射器外热流分析模型;

[0044] 然后设置多舱段航天器各工作模式下的轨道参数与飞行姿态;

[0045] 最终根据建立的外热流分析模型和各模式下的参数计算各舱辐射器表面平均吸收外热流面密度。

[0046] 结果如表1所示:

[0047] 表1示出了各舱辐射器表面平均吸收外热流面密度(单位: W/m^2):

[0048]

	舱1	舱2	舱3	舱4
正常飞行	152.2	71.6	152.1	82.9
对地观测	153.1	87.0	153.2	109.7

[0049] 表1

[0050] 然后进行步骤b,根据在各模式下各舱段内部产热量和不可控散热量,统计各模式下各舱段产生的可控散热量。在本实施方式中,经过分析,在指定控温指标下各舱段漏热量 Q_l 均为1000W。经统计,两种工作模式下内部产热量如表2所示,两种工作模式下可控散热量 Q_k 如表3所示:

[0051] 各舱密封舱内内热源统计表(单位:W)

[0052]

	舱1	舱2	舱3	舱4
正常飞行	11000	9000	11000	9000
对地观测	9000	7000	9000	7000

[0053] 表2

[0054] 各舱产生可控散热量及总计可控散热量统计表(单位:W)

[0055]

	舱1	舱2	舱3	舱4	总计
正常飞行	10000	8000	10000	8000	36000
对地观测	8000	6000	8000	6000	28000

[0056] 表3

[0057] 之后在步骤c,根据各模式下各舱段外热流 Q_w 情况,分析各舱段散热能力,据此对各舱段可控散热量 Q_k 进行分配,对各舱段散热部件进行设计。各舱辐射器散热能力为单位

面积上辐射器向外辐射热量 Q_f 与外热流 Q_w 之差,在本实施方式中,设计各舱辐射器向外部空间单位面积辐射热量最大不超过 $300\text{W}/\text{m}^2$,四舱空间站两种工作模式下各舱辐射器散热能力设定如表4所示:

[0058] 各舱辐射器散热能力(单位: W/m^2)

[0059]

	舱1	舱2	舱3	舱4
正常飞行	147.8	228.4	147.9	217.1
对地观测	146.9	213	146.8	190.3

[0060] 表4

[0061] 设定好各舱段辐射器的散热能力之后,最终需要确定各舱段所需辐射器的面积。现有技术中,热管理系统辐射器方案设计时,为适应所有可能出现的情况,将舱段内部产热量最大工作模式与外热流最恶劣环境作为输入条件,而这种情况实际并不会出现。对于本实施方式所述的四舱空间站,现有技术的设计条件如表5所示:

[0062]

项目	舱1	舱2	舱3	舱4
考虑的舱内热源(正常飞行;W)	11000	9000	11000	9000
考虑的外热流环境(对地观测; W/m^2)	153.1	87.0	153.2	109.7

[0063] 表5

[0064] 现有技术的设计方式考虑各舱排散自身密封舱内产生的热量,设计出的各舱辐射器面积及总计辐射器面积如表6所示:

[0065]

	舱1	舱2	舱3	舱4	总计
辐射器面积	68.1	37.6	68.1	42.0	215.8

[0066] 表6

[0067] 而本发明的热负荷分析方法,依据流体回路在舱间自由传递能量,对不同工作模式下各舱段需要的辐射器面积根据自身散热能力进行分配,在本实施方式中,两种工作模式下各舱需要的辐射器面积如表7、表8所示:

[0068] 正常飞行所需辐射器面积设计:

[0069]

项目	舱1	舱2	舱3	舱4	总计
产生的可控散热量(W)	10000	8000	10000	8000	36000
辐射器散热能力(W/m^2)	147.8	228.4	147.9	217.1	--
分配的可控散热量(W)	7178.6	11093.4	7183.5	10544.5	36000.0
配置的辐射器面积(m^2)	48.6	48.6	48.6	48.6	194.4

[0070] 表7

[0071] 对地观测所需辐射器面积设计:

[0072]

项目	舱1	舱2	舱3	舱4	总计
产生的可控散热量(W)	8000	6000	8000	6000	28000

辐射器散热能力 (W/m ²)	146.9	213	146.8	190.3	--
分配的可控散热量 (W)	5901.3	8556.7	5897.3	7644.8	28000
配置的辐射器面积 (m ²)	40.2	40.2	40.2	40.2	160.8

[0073] 表8

[0074] 为满足更恶劣的工作模式,即能够满足正常工作模式和对地观测模式下的散热需求,需要选择两种工作模式下散热所需辐射器面积较大的值作为舱内实际配置的辐射器的面积。在本实施方式中,对于四舱空间站,参照表7和表8,各舱辐射器面积应选择为48.6m²。和现有的设计方法相比,辐射器的面积减少了21.4m²。考虑辐射器自身的重量、内部工质的重量以及由于增加管路带来泵重量的增加,而每平方米面积的辐射器等效重量约为8kg,则在本实施方式中,采用本发明的方法,可以使得热控管理系统总重量减轻约171.2kg。

[0075] 由上述可知,本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于分析时均采用实际的热负荷情况,不会由于人为原因增加需要辐射器向外辐射热量 Q_f ,因此也就不会出现人为增加辐射器面积的问题,可大幅度节省材料,并且能够有效的控制热控管理系统的重量。另一方面,由于根据各舱辐射器散热能力对可控散热量 Q_k 进行分配,可对各舱配置的辐射器面积进行优化,也能够有效减轻热控管理系统的重量。

[0076] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于各舱的最大热负荷均未被增加,进入辐射器的最大流量和热负荷较低时的流量之差处于正常范围内,不会导致热负荷较低时阀门的不利于控制的情况出现。

[0077] 本发明的多舱段航天器热负荷分析方法,相比于现有技术的设计方法,由于控制并且优化了辐射器面积,热负荷较低时辐射器表面运行温度较传统设计方法有所提高,不会出现循环泵的功耗提高甚至辐射器失效的风险。

[0078] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

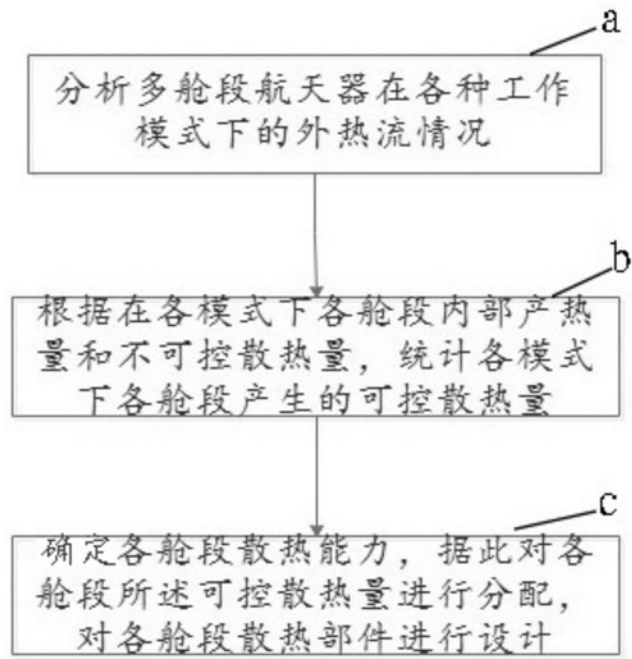


图1

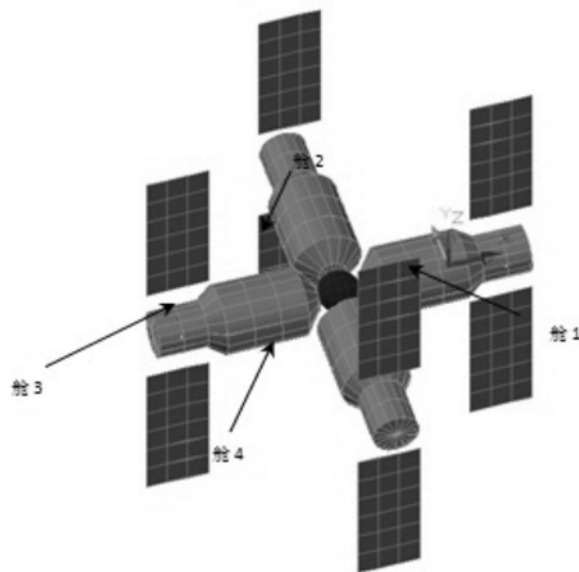


图2