



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110727991 A

(43)申请公布日 2020.01.24

(21)申请号 201910855437.6

(22)申请日 2019.09.11

(71)申请人 北京空天技术研究所
地址 100074 北京市丰台区云岗北里40号

(72)发明人 王飞 朱坤 康宏琳 吴宁宁
王仲威

(51)Int.Cl.
G06F 30/15(2020.01)

权利要求书1页 说明书6页 附图1页

(54)发明名称

一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法

(57)摘要

本发明提供了一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,首先分析舱体所处的高温环境,找到舱内环境热的源头,确定高温热源温度;再明确舱内部件的耐温极限,设计热量传递路径;然后分析每个部件温度的影响因素及规律,确定每个部件的降温措施;最后在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热层/隔热层厚度,实现防热层/隔热层+空气总厚度最小、舱内有效空间最大。本发明充分利用结构舱体、设备热沉及部件最大耐热能力,解决“舱内空间利用最大化、结构轻量化”的问题。



1. 一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,其特征在於,包括如下步骤:

S1、分析舱体所处的高温环境,找到舱内环境热的源头,确定每个高温热源的溫度;

S2、明确舱内每个部件的耐温极限,设计热量传递路径;

S3、分析每个部件溫度的影响因素及规律,确定每个部件的降温措施;

S4、在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热层或隔热层厚度,使防热层或隔热层厚度与空气总厚度最小、舱内有效空间最大。

2. 根据权利要求1所述的高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,其特征在於,所述步骤S2具体为:将舱内设备按照热沉设备、发热设备分类,明确舱内设备每个部件的耐温极限,将热沉设备设置在高温热源附近、溫度不超过其耐温极限的位置,将发热设备远离高温热源放置在热沉设备附近,并在发热设备与热沉设备之间设置大热导率连接材料。

3. 根据权利要求2所述的高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,其特征在於,所述步骤S3具体为:根据步骤S1、S2获得的高温热源溫度、部件耐温极限计算辐射、对流、热传导、设备自身发热对每个部件温升的贡献;对任一部件,根据计算结果,若辐射占主导,通过降低发射率、增加阻挡的方式降低辐射换热,若热传导占主导,通过热桥阻断的方式降低热传导,若对流换热方式占主导,通过增大空气间隙、减小温差的方式降低对流换热,若设备自身发热占主导,采用高热导率材料将设备的发热能量传导出。

4. 根据权利要求3所述的高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,其特征在於,计算每个部件辐射热流、热传导热流、对流热流、自身发热热流的方法如下:

辐射热流为

$$Q_{\text{radiation}} = \varepsilon_s \sigma_b (T_1^4 - T_2^4)$$

其中, ε_s 为系统发射率, σ_b 为黑体辐射常数, T_1 为热源溫度, T_2 为部件的耐温极限;

热传导热流为

$$Q_{\text{conduction}} = \lambda \frac{T_1 - T_2}{\delta}$$

其中, λ 为热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源溫度, T_2 为部件的耐温极限;

对流热流为

$$Q_{\text{convection}} = \frac{\lambda_e}{\delta} (T_1 - T_2)$$

其中, λ_e 为等效热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源溫度, T_2 为部件的耐温极限;

自身发热热流为

$$Q_{\text{innerheat}} = \frac{P_{\text{inner}}}{A}$$

其中, P_{inner} 为自身发热功率, A 为发热部位的表面积。

5. 根据权利要求1所述的高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,其特征在於,所述步骤S4中优化防热层或隔热层厚度的方法为:增加防热层或隔热层厚度、减小空气厚度,在舱体溫度不变的情况下使防热层或隔热层厚度与空气总厚度最小、舱内有效空间最大。

一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及高速飞行器舱内热管理技术领域,尤其涉及一种以“舱内空间利用最大化、结构轻量化”为目标的高速飞行器舱内统一热管理的设计方法。

背景技术

[0002] 高速飞行器对舱内空间利用最大化、结构轻量化的要求不断提高,在飞行器扩大舱内有效空间及减重方面有突出需求,尤其为了增加设备存放空间及增加装油量,对隔热/隔热材料的厚度要求十分苛刻。而随着飞行马赫数越来越高、飞行时间越来越长、舱内设备的工作时间也越来越长,不管是外热还是内热,飞行器面临的热环境都更加严酷。

[0003] 为了降低舱内风险,通常可以通过增加隔热/隔热材料的厚度,给舱内设备创造最高80℃的环境温度保障,但是这种方法势必造成飞行器笨重、性能低,不能满足当前高速飞行器“舱内有效空间利用最大化、结构轻量化”的设计需求。

[0004] 基于以上情况,针对高速飞行器的特殊要求,迫切需要一种舱内统一热管理的设计方法,使舱内有效利用空间最大、隔热/隔热材料最轻最薄。

发明内容

[0005] 本发明的目的在于克服现有技术不足,提供了一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,能够充分利用结构舱体、设备热沉及部件最大耐热能力,解决“舱内空间利用最大化、结构轻量化”的问题。

[0006] 本发明解决上述技术问题采用的技术方案如下:

[0007] 一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,包括如下步骤:

[0008] S1、分析舱体所处的高温环境,找到舱内环境热的源头,确定每个高温热源的温度;

[0009] S2、明确舱内每个部件的耐温极限,设计热量传递路径;

[0010] S3、分析每个部件温度的影响因素及规律,确定每个部件的降温措施;

[0011] S4、在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化隔热层或隔热层厚度,使隔热层或隔热层厚度与空气总厚度最小、舱内有效空间最大。

[0012] 进一步的,所述步骤S2具体为:将舱内设备按照热沉设备、发热设备分类,明确舱内设备每个部件的耐温极限,将热沉设备设置在高温热源附近、温度不超过其耐温极限的位置,将发热设备远离高温热源放置在热沉设备附近,并在发热设备与热沉设备之间设置大热导率连接材料。

[0013] 进一步的,所述步骤S3具体为:根据步骤S1、S2获得的高温热源温度、部件耐温极限计算辐射、对流、热传导、设备自身发热对每个部件温升的贡献;对任一部件,根据计算结果,若辐射占主导,通过降低发射率、增加阻挡的方式降低辐射换热,若热传导占主导,通过热桥阻断的方式降低热传导,若对流换热方式占主导,通过增大空气间隙、减小温差的方式降低对流换热,若设备自身发热占主导,采用高热导率材料将设备的发热能量传出去。

[0014] 进一步的,计算每个部件辐射热流、热传导热流、对流热流、自身发热热流的方法如下:

[0015] 辐射热流为

$$[0016] \quad Q_{\text{radiation}} = \varepsilon_s \sigma_b (T_1^4 - T_2^4)$$

[0017] 其中, ε_s 为系统发射率, σ_b 为黑体辐射常数, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限;

[0018] 热传导热流为

$$[0019] \quad Q_{\text{conduction}} = \lambda \frac{T_1 - T_2}{\delta}$$

[0020] 其中, λ 为热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限;

[0021] 对流热流为

$$[0022] \quad Q_{\text{convection}} = \frac{\lambda_e}{\delta} (T_1 - T_2)$$

[0023] 其中, λ_e 为等效热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限;

[0024] 自身发热热流为

$$[0025] \quad Q_{\text{innerheat}} = \frac{P_{\text{inner}}}{A}$$

[0026] 其中, P_{inner} 为自身发热功率, A 为发热部位的表面积。

[0027] 进一步的,所述步骤S4中优化防热层或隔热层厚度的方法为:增加防热层或隔热层厚度、减小空气厚度,在舱体温度不变的情况下使防热层或隔热层厚度与空气总厚度最小、舱内有效空间最大。

[0028] 本发明与现有技术相比的有益效果:

[0029] 本发明提供了一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,该方法能够充分利用结构舱体、设备热沉及部件最大耐热能力,通过设计热量传递路径,明确每个怕热部件的降温措施,在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热/隔热层厚度,实现防热/隔热层+空气总厚度最小、舱内有效空间最大,解决“舱内空间利用最大化、结构轻量化”的问题,具有很好的科学意义与工程应用前景。

附图说明

[0030] 所包括的附图用来提供对本发明实施例的进一步的理解,其构成了说明书的一部分,用于例示本发明的实施例,并与文字描述一起来阐释本发明的原理。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为本发明实施例中高速飞行器舱内统一热管理的设计方法流程图。

具体实施方式

[0032] 下面将结合附图对本发明的具体实施例进行详细说明。在下面的描述中,出于解释而非限制性的目的,阐述了具体细节,以帮助全面地理解本发明。然而,对本领域技术人员来说显而易见的是,也可以在脱离了这些具体细节的其它实施例中实践本发明。

[0033] 在此需要说明的是,为了避免因不必要的细节而模糊了本发明,在附图中仅仅示

出了与根据本发明的方案密切相关的设备结构和/或处理步骤,而省略了与本发明关系不大的其他细节。

[0034] 本发明提供了一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,能够充分利用结构舱体、设备热沉及部件最大耐热能力,通过设计热量传递路径,明确每个怕热部件的降温措施,在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热/隔热层厚度,实现防热/隔热层+空气总厚度最小、舱内有效空间最大的目标,解决“舱内空间利用最大化、结构轻量化”的问题,具有很好的科学意义与工程应用前景。

[0035] 如图1所示,该方法包括以下步骤:

[0036] S1、分析舱体所处的高温环境,找到舱内环境热的源头,比如电池、发热设备,确定每个高温热源的温度。

[0037] S2、明确舱内每个部件的耐温极限,设计热量传递路径:舱内设备按照热沉设备、发热设备分类,明确舱内设备每个部件的耐温极限,将热沉设备设置在高温热源附近、温度不超过其耐温极限的位置,将发热设备远离高温热源放置在热沉设备附近,并在发热设备与热沉设备之间设置大热导率连接材料。

[0038] S3、分析每个部件温度的影响因素及规律,确定每个部件的降温措施:根据步骤S1、S2获得的高温热源温度、部件耐温极限计算辐射、对流、热传导、设备自身发热对每个部件温升的贡献,给出定量结论。若辐射占主导,通过降低发射率、增加阻挡的方式降低辐射换热,若热传导占主导,通过热桥阻断的方式降低热传导,若对流换热方式占主导,通过增大空气间隙、减小温差的方式降低对流换热,若设备自身发热占主导,采用高热导率材料,将设备的发热能量尽快传导出去。

[0039] S4、在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热层/隔热层厚度,实现防热/隔热层+空气总厚度最小、舱内有效空间最大的目标。

[0040] 为了便于读者理解上述技术方案,本发明实施例提供一种高速飞行器舱内统一热管理的设计方法,具体的,通过以下步骤实现:

[0041] 步骤一:分析舱体所处的高温环境,找到舱内环境热的源头,确定每个高温热源的温度 T_1 。

[0042] 高温热源为温度较高、但本身能够耐受该温度的设备。本实施例中,热源为电池,热源温度为 $400\sim 500^{\circ}\text{C}$ 。

[0043] 步骤二:明确舱内每个部件的耐温极限 T_2 ,设计热量传递路径。

[0044] 将舱内设备按照热沉设备、发热设备分类:对于承载结构、热沉设备可充分利用其热沉降热;对于发热设备需要明确哪个部件发热、发热功率是多大、发热能量的疏导路径,即明确舱内哪个部件怕热、怕热部件的耐温极限及热量传递路径。

[0045] 本实施例中,结构承载舱体、高压气瓶、减压器均为热沉设备,可充分利用其热沉降热,三者的最大耐热能力分别为 200°C 、 250°C 、 150°C 。设计时将热沉设备布置在高温热源附近,距离只需要满足热沉设备的耐温极限。

[0046] 舵机为发热设备,其中舵机发热功率为 5W ,依据厂家试验数据明确怕热部件及每个部件的耐温极限,舵机内的传感器怕热,耐温极限为 120°C 。

[0047] 热设计时将舵机等发热设备远离高温热源电池,放置在大热沉附近,比如结构承载舱体,在发热设备与大热沉设备间设置连接,连接材料可以选用铝合金等热导率大的材

料,使发热设备的热量快速传导至大热沉上。

[0048] 设计热量传递路径的原则:将热沉设备设置在高温热源附近、温度不超过其耐温极限的位置;将发热设备远离高温热源放置在热沉设备附近,并在发热设备与热沉设备之间设置大热导率连接材料。

[0049] 步骤三:分析每个部件温度的影响因素及规律,确定每个部件的降温措施。

[0050] 步骤3.1分析每个部件温度的影响因素及规律。

[0051] 依据实际情况,根据步骤一、二获得的高温热源温度、部件耐温极限计算辐射、对流、热传导、设备自身发热对每个部件温升的贡献,给出定量结论。

[0052] 每个部件的辐射热流、热传导热流、对流热流、自身发热热流的计算方法如下:

[0053] 辐射热流采用以下公式估算:

$$[0054] \quad Q_{\text{radiation}} = \varepsilon_s \sigma_b (T_1^4 - T_2^4)$$

[0055] 其中, ε_s 为系统发射率, σ_b 为黑体辐射常数, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限。

[0056] 热传导热流采用以下公式估算:

$$[0057] \quad Q_{\text{conduction}} = \lambda \frac{T_1 - T_2}{\delta}$$

[0058] 其中, λ 为热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限。

[0059] 对流热流采用以下公式估算:

$$[0060] \quad Q_{\text{convection}} = \frac{\lambda_e}{\delta} (T_1 - T_2)$$

[0061] 其中, λ_e 为等效热导率, δ 为空气间隙, T_1 为热源温度, T_2 为部件的耐温极限。

[0062] 自身发热热流采用以下公式估算:

$$[0063] \quad Q_{\text{innerheat}} = \frac{P_{\text{inner}}}{A}$$

[0064] 其中, P_{inner} 为自身发热功率, A 为发热部位的表面积。

[0065] 引起部件温升的总热流记为 $Q_{\text{total}} = \Sigma (Q_{\text{radiation}}, Q_{\text{conduction}}, Q_{\text{convection}}, Q_{\text{innerheat}})$,通过分析辐射热流、热传导热流、对流热流、自身发热热流占总热流的比重

$\frac{Q_{\text{radiation}}}{Q_{\text{total}}}$ 、 $\frac{Q_{\text{conduction}}}{Q_{\text{total}}}$ 、 $\frac{Q_{\text{convection}}}{Q_{\text{total}}}$ 、 $\frac{Q_{\text{innerheat}}}{Q_{\text{total}}}$,判断不同换热机制即辐射、热传导、对流换热、自身发

热对设备温升的贡献。

[0066] 步骤3.2确定每个部件的降温措施。

[0067] 根据步骤3.1计算结果,对于任一部件,若辐射占主导,可通过降低发射率、或增加阻挡的方式降低辐射换热;若热传导占主导,可通过热桥阻断的方式降低热传导;若对流换热方式占主导,可通过增大空气间隙、减小温差的方式降低对流换热;若设备自身发热占主导,可采用高热导率材料,将设备的发热能量尽快传导出去。

[0068] 比如电池等是高温热源,可通过涂覆低发射率涂层的措施降低其发射率,减小其对周围设备的辐射加热,也可以在电池与设备间增加隔板阻断电池与设备间的辐射换热。另外,舱内设备超温主要是由电池等高温热源引起的,也可在电池上包裹隔热材料,降低电池表面的温度,降低整个舱内热源的温度。

[0069] 比如减压器温度高主要是由于舱体传热导致,即热传导占主导,可在减压器与舱

体间采用低热导率材料连接,将导热路径阻断。

[0070] 比如高压气瓶温度高主要是与电池间的对流换热,可将空气间隙适当增大,降低对流换热。

[0071] 比如舵机等发热设备自身发热占主导时,可在发热设备与大热沉间采用高热导率的材料连接,比如铝、铜等,将设备发热尽快传导给大热沉。

[0072] 步骤四:在满足舱体和部件耐温极限的要求下,优化防热层或隔热层厚度,使得防热层/隔热层+空气总厚度最小,实现舱内有效空间最大。当防热层/隔热层+空气总厚度最小时,其它的空间就是舱内有效空间了,可用来装设备或装油。

[0073] 比如舱体壁温升高是由电池隔热层辐射、空气热传导引起的,隔热层厚度和空气厚度的原始状态见表1状态1。

[0074] 舱体温度 T 是舱体发射率 ϵ_{ct} 、隔热层发射率 ϵ_{gr} 、隔热层温度 T_{gr} 、空气热导率 λ_{kq} 、隔热层热导率 λ_{gr} 、隔热层厚度 h_1 、空气厚度 h_2 的函数。其中舱体发射率 ϵ_{ct} 、隔热层发射率 ϵ_{gr} 、空气热导率 λ_{kq} 、隔热层热导率 λ_{gr} 是材料特性,是已知量,隔热层表温 T_{gr0} 是高温热源电池的温度,是已知量,隔热层厚度 h_1 、空气厚度 h_2 是可优化的变量。

[0075] $T = f(Q_{\text{radiation}}, Q_{\text{conduction}}) = f(h_1, h_2, \epsilon_{ct}, \epsilon_{gr}, T_{gr}, \lambda_{kq}, \lambda_{gr0})$

[0076] 隔热层厚度 h_1 越大,隔热层背温 T_{gr1} 越低 $T_{gr1} = T_{gr0} + f(Q_{\text{conduction}}) = T_{gr0} + f(\lambda_{gr} \times \frac{T_{gr1} - T_{gr0}}{h_1})$,

隔热层辐射给舱体的热量越少 $Q_{\text{radiation}} = \epsilon_{gr} \sigma_b T_{gr1}^4$,舱体温度 T 越低;空气厚度 h_2 越大,由隔热层传导给舱体的热量越少,舱体温度 T 越低 $T = T_{gr1} + f(Q_{\text{conduction}}) = T_{gr1} + f(\lambda_{kq} \times \frac{T_{ct} - T_{gr1}}{h_2})$ 。

[0077] 由于隔热层与空气的热传导效果相当,那么若保持隔热层+空气厚度不变 h_1+h_2 ,同时将隔热层加厚 $h_1 + \Delta d$,空气厚度相应减小 $h_2 - \Delta d$,那么对舱体热传导加热的效果是一样的。但是隔热层加厚时,隔热层温度会降低,对舱体的辐射减弱,因此舱体温度也会降低,见表1状态2。

[0078] 若保舱体温度不变,可进一步减小空气厚度 $h_2 - \Delta d - \Delta l_1$ 和隔热层厚度 $h_1 + \Delta d - \Delta l_2$,此时隔热层+空气的厚度变为 $h_1 + \Delta d - \Delta l_2 + h_2 - \Delta d - \Delta l_1 = h_1 + h_2 - \Delta l_1 - \Delta l_2$,与前期优化状态 h_1+h_2 相比,减小了 $\Delta l_1 + \Delta l_2$,即减小了隔热层+空气的总厚度,见表1中状态3。

[0079] 表1隔热层+空气厚度与舱体温度的对照表

	隔热层厚度/mm	空气间隙/mm	总厚度/mm	舱体温度/°C
[0080] 状态 1	6	20	26	200
状态 2	20	6	26	140
状态 3	7	3	10	200

[0081] 如上针对一种实施例描述和/或示出的特征可以以相同或类似的方式在一个或多个其它实施例中使用,和/或与其它实施例中的特征相结合或替代其它实施例中的特征使用。

[0082] 应该强调,术语“包括/包含”在本文使用时指特征、整件、步骤或组件的存在,但并不

不排除一个或更多个其它特征、整件、步骤、组件或其组合的存在或附加。

[0083] 本发明以上的装置和方法可以由硬件实现,也可以由硬件结合软件实现。本发明涉及这样的计算机可读程序,当该程序被逻辑部件所执行时,能够使该逻辑部件实现上文所述的装置或构成部件,或使该逻辑部件实现上文所述的各种方法或步骤。本发明还涉及用于存储以上程序的存储介质,如硬盘、磁盘、光盘、DVD、flash存储器等。

[0084] 这些实施例的许多特征和优点根据该详细描述是清楚的,因此所附权利要求旨在覆盖这些实施例的落入其真实精神和范围内的所有这些特征和优点。此外,由于本领域的技术人员容易想到很多修改和改变,因此不是要将本发明的实施例限于所例示和描述的精确定结构和操作,而是可以涵盖落入其范围内的所有合适修改和等同物。

[0085] 本发明未详细说明部分为本领域技术人员公知技术。



图1