



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110963084 A

(43)申请公布日 2020.04.07

(21)申请号 201911056682.7

(22)申请日 2019.10.31

(71)申请人 中国运载火箭技术研究院
地址 100076 北京市丰台区南大红门路1号

(72)发明人 吕建伟 刘欣 王领华 王思峰
余群 潘瑶 巩萌萌 周振君
张少华 王海英 贲勋

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心
11009

代理人 张辉

(51)Int.Cl.

B64G 1/40(2006.01)

B64G 1/58(2006.01)

B64G 1/50(2006.01)

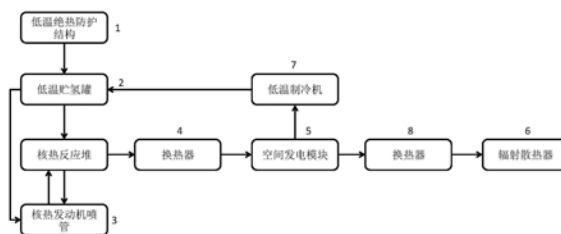
权利要求书3页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

一种适应于空间核热推进系统的热控装置

(57)摘要

一种适应于空间核热推进系统的热控装置，包括低温绝热防护结构、低温贮氢罐、第一换热器、空间发电模块、辐射散热器和低温制冷机。低温绝热防护结构包覆于低温贮氢罐外围；低温贮氢罐内的工质氢一路直接进入核热反应堆，另一路对核热发动机喷管冷却后再进入核热反应堆；核热反应堆堆芯内的热量传递给第一换热器；第一换热器将堆芯余热传入空间发电模块；空间发电模块利用一部分热量进行发电，剩余热量传输给辐射散热器进行空间辐射散热；空间发电模块发电的电能控制低温制冷机制冷，保证低温贮氢罐内工质维持低温贮存状态。本发明既具有可靠性高(无运动部件)、传热散热效果好的优点，又具有结构简单、综合热管理的特点，具有极大的应用前景。



CN 110963084 A

1. 一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,包括:低温绝热防护结构(1)、低温贮氢罐(2)、第一换热器(4)、空间发电模块(5)、辐射散热器(6)和低温制冷机(7);

低温绝热防护结构(1)包覆于低温贮氢罐(2)外围,用于隔离来自周围空间的热辐射,避免低温贮氢罐(2)被周围空间热流加热,减小低温贮氢罐(2)内的工质蒸发损失;

低温贮氢罐(2)内的工质氢分为两路,一路通过工质管路直接进入核热反应堆,另一路通过工质管路进入核热发动机喷管(3),对核热发动机喷管(3)冷却后再进入核热反应堆;核热反应堆产生的高温高压燃料通过核热发动机喷管(3)喷出,产生向前推力;核热反应堆堆芯内的高温气体热量通过高温热管传递给第一换热器(4);

第一换热器(4)将堆芯余热传入空间发电模块(5);空间发电模块(5)利用一部分热量进行发电,得到的电量一部分传输给低温制冷机(7)进行制冷,剩余部分供空间载荷应用;空间发电模块(5)将剩余热量传输给辐射散热器(6),进行空间辐射散热;

低温制冷机(7)产生的制冷量传输给低温贮氢罐(2),保证低温贮氢罐(2)内工质维持低温贮存状态。

2. 根据权利要求1所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,所述辐射散热器(6)由若干个“几”字形串联,每个“几”字形由若干个辐射单元串联形成,所述辐射单元包括一个流体管路和两个辐射面板,两个辐射面板对称焊接于流体管路外侧,串联连接后,辐射散热器(6)的流体管路进口和流体管路出口之间连接有第二换热器(8),所述第二换热器(8)接收空间发电模块(5)传输过来的剩余热量,利用该热量将从流体管路出口流出的低温工质进行加热,加热后的工质通过流体管路进口进入辐射散热器(6)的流体管路,工质在辐射散热器流动过程中将其自身携带的热量向4K的空间背景进行排散。

3. 根据权利要求2所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,流体管路采用锂作为工质,流体管路内工质流速为0~10m/s,且流速可调。

4. 根据权利要求2所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,每个辐射单元的表面发射率不小于0.95,辐射散热器(6)辐射面积不小于25m²。

5. 根据权利要求4所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,辐射面板采用石墨碳纤维复合材料。

6. 根据权利要求5所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,流体管路进口温度不高于800K。

7. 根据权利要求2所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,确定辐射散热器设计参数方法如下:

(1) 根据总散热量、流体管路进口温度确定流体管路的质量流率、流体管路出口温度之间的关系;

进入辐射散热器的总散热量 Q_0 和流体管路进口温度 T_{in} 满足如下公式:

$$Q_0 = -c_p \dot{m} (T_{out} - T_{in})$$

$$T_{in} \leq 800K$$

c_p ——定压比热,单位J/(kg·K);

\dot{m} ——质量流率,单位m³/s;

T_{out} ——流体管路出口温度,单位K;

T_{in} ——流体管路进口温度,单位K;

(2) 根据工质流体流过辐射散热器释放的热量确定辐射面的平衡温度、辐射散热器辐射总面积之间的关系;

工质流体流过辐射散热器释放的热量 Q_1 、辐射面的平衡温度 T_h 以及辐射散热器辐射总面积 $L_h L_w$ 满足如下公式:

$$Q_1 = (\varepsilon \sigma T_h^4) \cdot 2L_h \eta L_w$$

ε ——辐射单元的辐射面发射率, $\varepsilon \geq 0.95$;

T_h ——辐射面的平衡温度, K;

η ——辐射单元的效率;

σ ——Stefan-Boltzman常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$;

L_h ——辐射散热器辐射面的宽度, m;

L_w ——辐射散热器辐射面的长度, m;

(3) 根据能量平衡关系, 辐射单元在空间处于热平衡时, 单位时间内辐射单元接受的热量之和, 等于辐射单元向空间外排出的热, 因此 $Q_0 = Q_1$, 辐射单元辐射平衡温度满足如下公式:

$$T_h = \sqrt[4]{\frac{-c_p \dot{m} (T_{out} - T_{in})}{(\varepsilon \sigma) \cdot 2L_h \eta L_w}}$$

据此根据串联连接后的辐射散热器平衡温度、以及综合考虑辐射散热器安装空间确定辐射散热器辐射总面积;

(4) 根据辐射散热器辐射总面积确定辐射单元的布局。

8. 根据权利要求7所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置, 其特征在于, 辐射单元的效率 η 满足如下计算公式:

$$\eta = \begin{cases} (1 - 1.125\zeta + 1.60\zeta^2)(1 - \theta^{*4}) & 0.01 \leq \zeta \leq 0.2 \\ (-0.405 \log \zeta + 0.532)(1 - \theta^{*4}) & 0.2 \leq \zeta \leq 2.0 \end{cases}$$

$$\text{式中, } \zeta = \frac{\sigma \varepsilon L_h^2 T_h^3}{\lambda \delta},$$

δ ——是辐射面板厚度, m;

λ ——是热导率, W/mK;

$$\text{其中, } \theta^* = \frac{T_s}{T_h}$$

T_s ——是空间等效热沉温度;

空间等效热沉温度 T_s 的大小与辐射散热器所受空间外热流有关,

$$T_s^4 = q_a / (\sigma \cdot \varepsilon)$$

其中, q_a ——辐射散热器单位面积上所吸收的空间外热流。

9. 根据权利要求1所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置, 其特征在于, 核热发动机喷管外壁面上设计有冷却剂流道, 所述冷却剂流道与低温贮氢罐(2)的一路液氢出口连接, 液氢流经冷却剂流道时, 一方面吸收来自核热发动机喷管壁面的热量、冷却核热发动机喷管壁面, 另一方面, 通过预热, 提高了进入核热反应堆的工质温度, 使得吸收的热量

再次利用。

10. 根据权利要求9所述的一种适应于空间核热推进系统的热控装置,其特征在于,核热发动机喷管内壁为锆铜合金,冷却剂流道的铣槽结构横截面采用等边四边形。

一种适应于空间核热推进系统的热控装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种适应于空间核热推进系统的热控装置,属于先进火箭热控技术领域。

背景技术

[0002] 为实现深空探测和星际载人飞行任务,未来航天运输系统要具有更高的性能、更低的发射运行成本及更长的工作寿命。推进技术是空间活动的重要支撑技术之一。核热推进技术以其高比冲、大推力的独特性能,具有化学推进火箭无法比拟的深空探测优势。

[0003] 核热推进是利用核反应堆产生的裂变能加热推进剂(推进剂采用氢气作为工质兼冷却剂),然后高温高压工质从喷管高速喷出产生推力的推进方式。根据任务需求,在推进模块下,提供推力从几牛变化到几千牛;在空间发电模块下,提供电功率从几千瓦到几十千瓦,为航天器供电,供电寿命达10年左右。

[0004] 虽然核热推进技术具有以上无可比拟的优势,但也应看到,核热火箭发动机在工作时,由于反应堆内的核衰变热、堆芯余热以及剩余反应热可达MW以上,不能够忽略。为确保核热火箭安全、顺利地完成任务以及空间发电等应用,必须要科学、合理的解决以下子系统的热收集、热传输和热排散等问题:

[0005] 一是核热发动机自身的冷却问题。为了提高推进剂的利用效率,核热推进装置总是设法将推进剂出口温度增加到最高,堆芯工作温度 $>3000\text{K}$,这就要求,一方面核燃料和堆芯材料具有良好的耐高温特性,另一方面需将大量热量从反应堆中带走。

[0006] 二是核火箭的核系统为空间探测提供电、热、推力等过程中产生的大量余热的排散问题。

[0007] 三是推进剂长期贮存热管理问题。推进剂氢气沸点为 20K 。根据目前的基于核热推进的载人登火任务分析,核热推进运载器从地球出发到达火星需要约180天。液氢在长时间、大容量贮存过程中,贮存温度远远低于环境温度,空间环境通过绝热结构、附属管件等,不断将热量传递至贮箱内部,导致贮箱内低温液氢蒸发。

[0008] 目前核热火箭尚未应用,也没有能够解决上述问题的热控系统设计方案。

发明内容

[0009] 本发明的目的在于克服现有技术的不足,提供一种适应于空间核热推进系统的热控装置。

[0010] 本发明目的通过如下技术方案予以实现:一种适应于空间核热推进系统的热控装置,包括:低温绝热防护结构、低温贮氢罐、第一换热器、空间发电模块、辐射散热器和低温制冷机;

[0011] 低温绝热防护结构包覆于低温贮氢罐外围,用于隔离来自周围空间的热辐射,避免低温贮氢罐被周围空间热流加热,减小低温贮氢罐内的工质蒸发损失;

[0012] 低温贮氢罐内的工质氢分为两路,一路通过工质管路直接进入核热反应堆,另一

路通过工质管路进入核热发动机喷管,对核热发动机喷管冷却后再进入核热反应堆;核热反应堆产生的高温高压燃料通过核热发动机喷管喷出,产生向前推力;核热反应堆堆芯内的高温气体热量通过高温热管传递给第一换热器;

[0013] 第一换热器将堆芯余热传入空间发电模块;空间发电模块利用一部分热量进行发电,得到的电量一部分传输给低温制冷机进行制冷,剩余部分供空间载荷应用;空间发电模块将剩余热量传输给辐射散热器,进行空间辐射散热;

[0014] 低温制冷机产生的制冷量传输给低温贮氢罐,保证低温贮氢罐内工质维持低温贮存状态。

[0015] 所述辐射散热器由若干个“几”字形串联,每个“几”字形由若干个辐射单元串联形成,所述辐射单元包括一个流体管路和两个辐射面板,两个辐射面板对称焊接于流体管路外侧,串联连接后,辐射散热器的流体管路进口和流体管路出口之间连接有第二换热器,所述第二换热器接收空间发电模块传输过来的剩余热量,利用该热量将从流体管路出口流出的低温工质进行加热,加热后的工质通过流体管路进口进入辐射散热器的流体管路,工质在辐射散热器流动过程中将其自身携带的热量向4K的空间背景进行排散。

[0016] 流体管路采用锂作为工质,流体管路内工质流速为0~10m/s,且流速可调。

[0017] 每个辐射单元的表面发射率不小于0.95,辐射散热器(6)辐射面积不小于25m²。

[0018] 辐射面板采用石墨碳纤维复合材料。

[0019] 流体管路进口温度不高于800K。

[0020] 确定辐射散热器设计参数方法如下:

[0021] (1) 根据总散热量、流体管路进口温度确定流体管路的质量流率、流体管路出口温度之间的关系;

[0022] 进入辐射散热器的总散热量 Q_0 和流体管路进口温度 T_{in} 满足如下公式:

$$[0023] \quad Q_0 = -c_p \dot{m} (T_{out} - T_{in})$$

$$[0024] \quad T_{in} \leq 800K$$

[0025] c_p ——定压比热,单位J/(kg·K);

[0026] \dot{m} ——质量流率,单位m³/s;

[0027] T_{out} ——流体管路出口温度,单位K;

[0028] T_{in} ——流体管路进口温度,单位K;

[0029] (2) 根据工质流体流过辐射散热器释放的热量确定辐射面的平衡温度、辐射散热器辐射总面积之间的关系;

[0030] 工质流体流过辐射散热器释放的热量 Q_1 、辐射面的平衡温度 T_h 以及辐射散热器辐射总面积 $L_h L_w$ 满足如下公式:

$$[0031] \quad Q_1 = (\varepsilon \sigma T_h^4) \cdot 2L_h \eta L_w$$

[0032] ε ——辐射单元的辐射面发射率, $\varepsilon \geq 0.95$;

[0033] T_h ——辐射面的平衡温度,K;

[0034] η ——辐射单元的效率;

[0035] σ ——Stefan-Boltzman常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$;

[0036] L_h ——辐射散热器辐射面的宽度,m;

[0037] L_w ——辐射散热器辐射面的长度,m;

[0038] (3) 根据能量平衡关系,辐射单元在空间处于热平衡时,单位时间内辐射单元接受的热量之和,等于辐射单元向空间外排出的热,因此 $Q_0=Q_1$,辐射单元辐射平衡温度满足如下公式:

$$[0039] \quad T_h = \sqrt[4]{\frac{-c_p \dot{m}(T_{out} - T_{in})}{(\varepsilon\sigma) \cdot 2L_h \eta L_w}}$$

[0040] 据此根据串联连接后的辐射散热器平衡温度、以及综合考虑辐射散热器安装空间确定辐射散热器辐射总面积;

[0041] (4) 根据辐射散热器辐射总面积确定辐射单元的布局。

[0042] 辐射单元的效率 η 满足如下计算公式:

$$[0043] \quad \eta = \begin{cases} (1 - 1.125\zeta + 1.60\zeta^2)(1 - \theta^{*4}) & 0.01 \leq \zeta \leq 0.2 \\ (-0.405\log\zeta + 0.532)(1 - \theta^{*4}) & 0.2 \leq \zeta \leq 2.0 \end{cases}$$

[0044] 式中, $\zeta = \frac{\sigma \varepsilon L_h^2 T_h^3}{\lambda \delta}$,

[0045] δ ——是辐射面板厚度,m;

[0046] λ ——是热导率,W/mK;

[0047] 其中, $\theta^* = \frac{T_s}{T_h}$

[0048] T_s ——是空间等效热沉温度;

[0049] 空间等效热沉温度 T_s 的大小与辐射散热器所受空间外热流有关,

$$[0050] \quad T_s^4 = q_a / (\sigma \cdot \varepsilon)$$

[0051] 其中, q_a ——辐射散热器单位面积上所吸收的空间外热流。

[0052] 核热发动机喷管外壁面上设计有冷却剂流道,所述冷却剂流道与低温贮氢罐的一路液氢出口连接,液氢流经冷却剂流道时,一方面吸收来自核热发动机喷管壁面的热量、冷却核热发动机喷管壁面,另一方面,通过预热,提高了进入核热反应堆的工质温度,使得吸收的热量再次利用。

[0053] 核热发动机喷管内壁为铝铜合金,冷却剂流道的铣槽结构横截面采用等边四边形。

[0054] 与现有技术相比,本发明具有如下有益效果:

[0055] (1) 本发明针对核热火箭的高热流散热问题,提出一种被动为主、主动为辅相结合的热控方案。既具有可靠性高(无运动部件)、传热散热效果好的优点,又具有结构简单、综合热管理的特点,具有极大的应用前景。

[0056] (2) 本发明通过在核热发动机喷管外壁面上设计冷却剂流道,一方面吸收来自核热发动机喷管壁面的热量、冷却核热发动机喷管壁面,另一方面,通过预热,提高了进入核热反应堆的工质温度,使得吸收的热量再次利用,核热反应堆的热量经第一换热器带走,良好解决了核热发动机自身的冷却问题。

[0057] (3) 本发明设计了包括一个流体回路和多个辐射面板的辐射散热器,良好解决了

大量余热的排散问题。

[0058] (4) 本发明通过低温绝热防护结构隔离来自周围空间的热辐射,避免低温贮氢罐被周围空间热流加热,减小低温贮氢罐内的工质蒸发损失;通过低温制冷机产生制冷量保证低温贮氢罐内工质维持低温贮存状态,良好解决了推进剂长期贮存热管理问题。

附图说明

[0059] 图1为本发明的系统组成示意图;

[0060] 图2为辐射散热器示意图;

[0061] 图3为辐射单元示意图。

具体实施方式

[0062] 本发明根据核热火箭任务特点,提供一种适应于空间核热推进系统的热控装置,科学、合理的解决热收集、热传输和热排散等问题,确保核热火箭各子系统在允许温度范围内工作。

[0063] 如图1所示,本发明包括低温绝热防护结构1、低温贮氢罐2、第一换热器4、空间发电模块5、辐射散热器6和低温制冷机7。

[0064] 低温绝热防护结构1包覆于低温贮氢罐2外围,用于隔离来自周围空间的热辐射,避免低温贮氢罐2被周围空间热流加热,减小低温贮氢罐2内的工质蒸发损失。低温贮氢罐2内的工质氢分为两路,一路通过工质管路直接进入核热反应堆,另一路通过工质管路进入核热发动机喷管3,对核热发动机喷管3冷却后再进入核热反应堆;核热反应堆产生的高温高压燃料通过核热发动机喷管3喷出,产生向前推力;核热反应堆堆芯内的高温气体热量通过高温热管传递给第一换热器4。第一换热器4是一种在两种流体间工作的,将核热反应堆堆芯内高温气体热量传递给低温流体,达到将热量从反应堆中带走的目的。

[0065] 第一换热器4将堆芯余热传入空间发电模块5;空间发电模块5利用一部分热量进行发电,得到的电量一部分传输给低温制冷机7进行制冷,剩余部分供空间载荷应用;空间发电模块5将剩余热量传输给辐射散热器6,进行空间辐射散热,从而完成一个完整的热量传输过程。低温制冷机7为在低温环境下提供冷量的封闭制冷设备。低温制冷机7产生的制冷量传输给低温贮氢罐2,保证低温贮氢罐2内工质维持低温贮存状态。

[0066] 具体地,

[0067] 核热发动机喷管外壁面上设计有冷却剂流道,所述冷却剂流道与低温贮氢罐2的一路液氢出口连接,液氢流经冷却剂流道时,一方面吸收来自核热发动机喷管壁面的热量、冷却核热发动机喷管壁面,另一方面,通过预热,提高了进入核热反应堆的工质温度,使得吸收的热量再次利用。核热发动机喷管外壁材料用发动机喷管设计所使用的材料,内壁为锆铜合金,冷却剂流道的铣槽结构横截面采用等边四边形。

[0068] 高温热管是一种利用工质蒸发、凝结相变和循环流动而高效传热元件。它利用液体蒸发和凝结时热阻小的特点,可以实现在小温差下传递大热量。

[0069] 辐射散热器6通过辐射的方式,将反应堆内的核衰变热、堆芯余热以及剩余反应热的热量进行排散,实现核热火箭在一定的温度范围内,达到内外的热平衡。

[0070] 如图2和图3所示,辐射散热器6由若干个“几”字形串联,每个“几”字形由若干个辐

射单元串联形成,所述辐射单元包括一个流体管路和两个辐射面板,两个辐射面板对称焊接于流体管路外侧,串联连接后,辐射散热器6的流体管路进口和流体管路出口之间连接有第二换热器8,所述第二换热器8接收空间发电模块5传输过来的剩余热量,利用该热量将从流体管路出口流出的低温工质进行加热,加热后的工质通过流体管路进口进入辐射散热器6的流体管路,工质在辐射散热器流动过程中将其自身携带的热量向4K的空间背景进行排散。

[0071] 流体管路采用锂作为工质,流体管路内工质流速为0~10m/s,且流速可调。每个辐射单元表面发射率不小于0.95,多个辐射单元串联后形成的辐射总面积不小于25m²。辐射面板采用石墨碳纤维复合材料。串联连接后的辐射单元总体功率不小于1MW,采用辐射散热将废热排向太空。串联连接后的辐射单元进口温度(流体管路进口温度)不高于800K。辐射面板与流体管路也可以采用一体化设计。

[0072] 确定辐射散热器设计参数方法如下:

[0073] (1) 根据总散热量、流体管路进口温度确定流体管路的质量流率、流体管路出口温度之间的关系;

[0074] 进入辐射散热器的总散热量 Q_0 和流体管路进口温度 T_{in} 满足如下公式:

$$[0075] \quad Q_0 = -c_p \dot{m} (T_{out} - T_{in})$$

$$[0076] \quad T_{in} \leq 800K$$

[0077] c_p ——定压比热,单位J/(kg·K);

[0078] \dot{m} ——质量流率,单位m³/s;

[0079] T_{out} ——流体管路出口温度,单位K;

[0080] T_{in} ——流体管路进口温度,单位K;

[0081] (2) 根据工质流体流过辐射散热器释放的热量确定辐射面的平衡温度、辐射散热器辐射总面积之间的关系;

[0082] 工质流体流过辐射散热器释放的热量 Q_1 、辐射面的平衡温度 T_h 以及辐射散热器辐射总面积 $L_h L_w$ 满足如下公式:

$$[0083] \quad Q_1 = (\varepsilon \sigma T_h^4) \cdot 2L_h \eta L_w$$

[0084] ε ——辐射单元的辐射面发射率, $\varepsilon \geq 0.95$;

[0085] T_h ——辐射面的平衡温度,K;

[0086] η ——辐射单元的效率;

[0087] σ ——Stefan-Boltzman常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$;

[0088] L_h ——辐射散热器辐射面的宽度,m;

[0089] L_w ——辐射散热器辐射面的长度,m;

[0090] (3) 根据能量平衡关系,辐射单元在空间处于热平衡时,单位时间内辐射单元接受的热量之和,等于辐射单元向空间外排出的热,因此 $Q_0 = Q_1$,辐射单元辐射平衡温度满足如下公式:

$$[0091] \quad T_h = \sqrt[4]{\frac{-c_p \dot{m} (T_{out} - T_{in})}{(\varepsilon \sigma) \cdot 2L_h \eta L_w}}$$

[0092] 据此根据串联连接后的辐射器平衡温度、以及综合考虑辐射器安装空间确定辐射

散热器辐射总面积；

[0093] (4) 根据串联连接后的辐射单元辐射总面积设计确定辐射面板上辐射单元的布局。

[0094] 辐射单元效率是实际温度分布辐射出去的热量与按照肋根(辐射面板与流体回路焊点)温度辐射出去的热量之比。辐射单元的效率 η 满足如下计算公式：

$$[0095] \quad \eta = \begin{cases} (1 - 1.125\zeta + 1.60\zeta^2)(1 - \theta^{*4}) & 0.01 \leq \zeta \leq 0.2 \\ (-0.405\log\zeta + 0.532)(1 - \theta^{*4}) & 0.2 \leq \zeta \leq 2.0 \end{cases}$$

$$[0096] \quad \text{式中, } \zeta = \frac{\sigma \varepsilon L_h^2 T_h^3}{\lambda \delta},$$

[0097] δ ——是辐射面板厚度,m；

[0098] λ ——是热导率,W/mK；

$$[0099] \quad \text{其中, } \theta^* = \frac{T_s}{T_h}$$

[0100] T_s ——是空间等效热沉温度。

[0101] 空间等效热沉温度 T_s 的大小与辐射散热器所受空间外热流有关。

$$[0102] \quad T_s^4 = q_a / (\sigma \cdot \varepsilon)$$

[0103] 其中, q_a ——辐射散热器单位面积上所吸收的空间外热流。

[0104] 本发明针对核热火箭的高热流散热问题,提出一种被动为主、主动为辅相结合的热控方案。既具有可靠性高(无运动部件)、传热散热效果好的优点,又具有结构简单、综合热管理的特点,具有极大的应用前景。

[0105] 本发明说明书中未详细描述的内容属于本领域专业技术人员的公知技术。

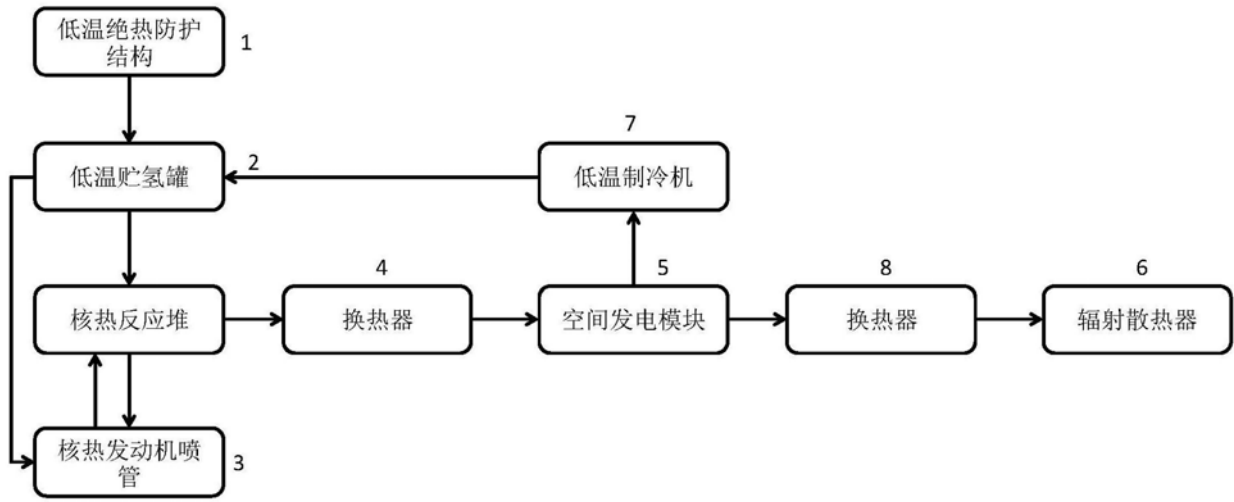


图1

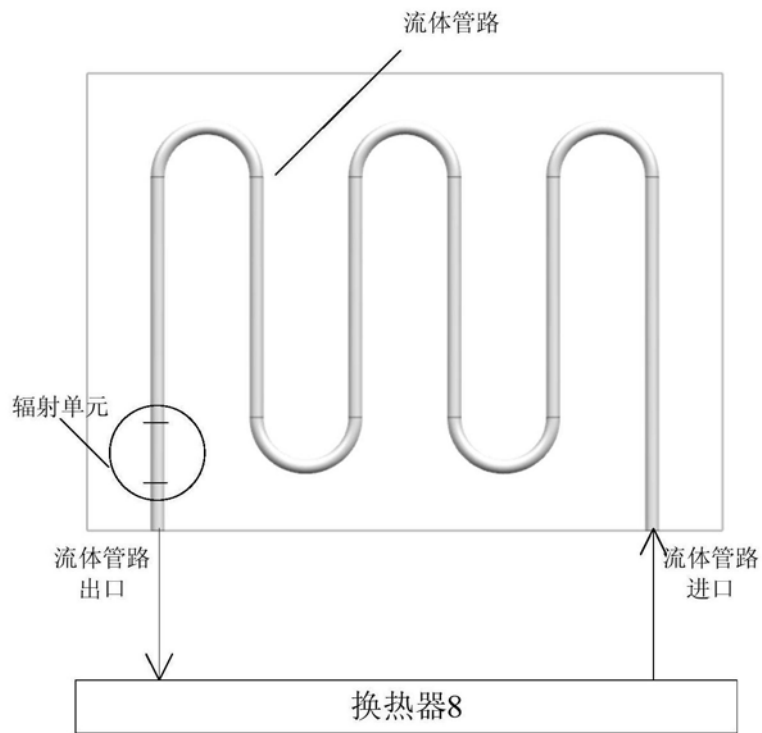


图2

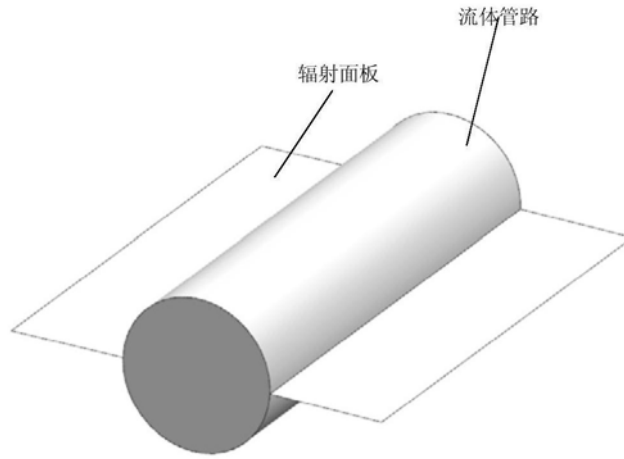


图3