

# 高超声速飞行器综合热管理系统方案探讨

王佩广<sup>1</sup>, 刘永绩<sup>2</sup>, 王浚<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 成都飞机设计研究所, 成都 610064)

**[摘要]** 高超声速飞行器是当今世界航空航天领域研究的热点, 由于其在飞行中遭受的热环境极其严酷, 因而可靠的综合热管理系统是安全飞行的保证。针对不同飞行任务的高超声速飞行器, 分别提出了综合热管理系统方案; 对飞行时间短, 飞行速度和高度变化快的飞行器, 提出了以液氢燃料为主要热沉、相变蓄热材料为辅助热沉的热管理方案; 对飞行时间长, 飞行马赫数高的飞行器, 提出了以吸热型碳氢燃料为热沉的热管理方案; 分别探讨了两套方案涉及的关键技术, 指出了未来研究工作的方向。

**[关键词]** 高超声速; 飞行器; 热管理

**[中图分类号]** V245 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742 (2007) 02-0044-05

高超声速飞行器是21世纪世界航空航天事业发展的一个主要方向, 在未来的军事、政治和经济中将发挥重要的战略作用。世界各主要航天大国, 如美、俄、法、德、日、印度等国都在进行这方面的研究<sup>[1,2]</sup>。高超声速飞行器在飞行过程中将遭遇到极其严重的气动加热环境。如果没有可靠的热防护与热管理系统的保护, 飞行器的推进系统连同其他子系统, 如航电系统、飞控系统、起落架、二层能源系统以及乘员舱等将暴露在高温下, 致使飞行器烧毁, 乘员伤亡。

目前解决高超声速飞行器热问题需要采用一体化设计方法, 就是把高超声速气动加热环境、机体高温表面向外辐射散热、机体结构向机内传热分析、材料的强度特性、结构的热响应分析、结构的热膨胀变形以及结构内部冷却系统特性等耦合在一起的设计分析方法<sup>[3]</sup>。高超声速飞行器综合热管理主要涉及三方面问题: 一是传入飞行器内部气动加热量的冷却; 二是发动机废热的冷却; 三是电子设备散发热量的冷却。笔者针对两类执行不同飞行任务的高超声速飞行器, 提出不同的综合热管理方案。第一类飞行器的特点是飞行时间短, 飞行速度、高

度变化快, 对这类飞行器提出了“液氢+相变蓄热材料作为热沉”的方案; 第二类飞行器的特点是飞行时间长、飞行速度大、飞行高度高, 对这类飞行器提出了“吸热型碳氢燃料作为热沉”的方案。

## 1 液氢+相变蓄热材料方案

### 1.1 方案描述<sup>[4~10]</sup>

液氢燃料由于热值高, 密度小, 是目前高超声速飞行器广泛采用的推进剂。液氢的沸点为20 K, 而氢气进入发动机燃烧的使用上限温度约为1 033 K, 因此液氢有很大的热容量, 可以作为高超声速飞行器热管理系统的热沉使用。相变蓄热材料作为热沉是航空航天领域具有很大发展前途的热管理技术。相变蓄热材料的相变潜热巨大, 利用其潜热吸热或者放热实现温度调节, 可以很好地保证飞行器完成既定任务。

为已知任务需求的高超声速飞行器选择合适的热管理方案需要结合飞行器的飞行特点, 综合考虑起飞总质量、代偿损失、开发风险、可靠性、对飞行器一体化的影响以及后勤保障等因素。对于飞行时间较短, 飞行速度和飞行高度变化很快的高超声

速验证飞行器来说，通常采取“挂飞—投放—发动机点火—加速爬升至既定速度和高度—发动机关闭—无动力返回”的飞行方式。

飞行器在飞行过程中气动加热比较严重，但是

暴露在严酷热环境中的时间比较短。根据这些特点，笔者提出了适用于此类型飞行器的“液氢燃料作为主热沉结合相变蓄热材料作为辅助热沉”的热管理方案，其工作原理如图 1 所示。

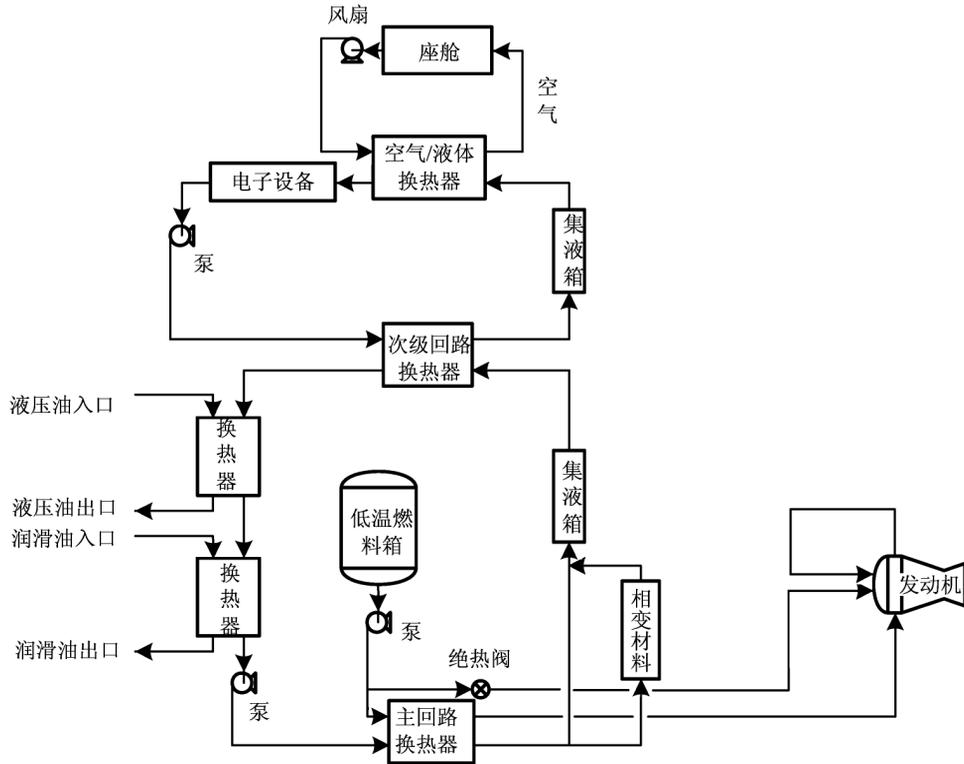


图 1 液氢燃料+相变材料方案原理图

Fig.1 Scheme of thermal management system using liquid-hydrogen and PCM as heat sink

该方案由两个独立的液体循环冷却回路组成：一个是主液冷回路，主要对高温热源进行冷却，如润滑油系统、液压系统、辅助能源系统等；另一个是次级液冷回路，主要冷却低温热源，如座舱、电子设备舱等。两个回路都采用单相泵循环。

工作时，次级回路中的冷却剂在泵的抽吸作用下，依次通过换热设备吸收座舱、电子设备舱的热载荷，然后进入主/次级回路换热器与主回路中的冷却剂换热，将热量传递到主回路中，冷却后的液体最后进入集液箱，完成一个循环。主回路中的冷却剂从集液箱出来，首先经过主/次级回路换热器，吸收来自次级回路的热量，再依次经过液压系统、润滑油系统、辅助能源系统的换热器，吸收这些高温热源的热载荷，然后进入主回路的燃料/液体换热器，将吸收的热量传递到低温燃料中，放出热量的冷却剂重新回到集液箱，完成一个循环。吸收了热量的液氢燃料再进入发动机冷却系统，对发动机

进行冷却，然后进入发动机燃烧产生推力。

当作为热沉的燃料流量无法产生足够的推力时，如加速爬升，通过与泵相连的旁路将燃料储箱中的燃料直接输送到发动机以弥补流量的不足。当燃料流量无法满足冷却要求时，如发动机关闭无动力返回，主冷却回路中的冷却剂通过旁路进入相变蓄热材料容器，将携带的热量传递给相变材料。

该方案的主要优点是：**a.** 以液氢燃料做热沉，不会额外增加飞行器的起飞总质量，代偿损失小；**b.** 由于不使用冲压空气，与外界大气关系小，适合高空飞行，性能比较稳定；**c.** 适应性好，能够对具体点实施冷却；**d.** 采用两个液体冷却回路，提高了系统的安全性。

## 1.2 关键技术<sup>[11~13]</sup>

1) 低温燃料储箱输送系统的材料选择与结构设计 目前普遍使用的液氢燃料储存温度为 20 K 以下，在这种超低温下，金属材料会变脆，受外力

作用容易产生裂纹,液氢沿裂纹泄漏,危及飞行安全,为此必须研发低温下机械性能良好的复合材料,并在结构设计中加强绝热保冷措施。另外,燃料储箱与飞行器的热内壁十分接近,因而隔热材料的性能直接影响燃料储存与输送安全,而且由于温差大,材料的热应力以及不同材料之间由于热胀冷缩产生的变形及缝隙也是一个值得重视的问题。

## 2) 相变材料的选择与容器的封装设计<sup>[10~11]</sup>

目前常用的相变材料按照相变过程可分为液气、固液、固气和固固相变材料。液气相变材料潜热大,但是吸热相变以后占用的空间很大,储存不便,用在开放式蒸发冷却系统中作为消耗性冷却剂是一个不错的选择,尤其适合飞行时间短的高超声速飞行验证机。常用的液气相变材料性能参数见表1。

表1 常用液气相变材料性能参数

Table 1 Properties of typical liquid-to-gas PCMs

相变材料	标准沸点/K	潜热值/ $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$	密度/ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	分子量	比热/ $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
水	373	2 500	1 000	18.02	1.0
液氢	239.75	1 369.7	682	17.03	2.15
液氧	90.17	212.3	1 140	32.0	0.916
液氮	77.35	197.6	810	28.02	1.05
液态空气	78.8	205	873	28.96	1.006
液氢	20.27	445.9	71	2.016	14.3
液氮	4.125	20.2	124.8	4.003	5.275

从表1可以看出,水的潜热大,但是沸点温度高于设备舱温度(设备舱温度在 $-40^{\circ}\text{C}\sim 60^{\circ}\text{C}$ 范围之内);液氢不但潜热大,还可以常温容器保存,但有腐蚀性、有毒;液氮的比热大,但潜热小、密度小、且供应不方便;液氢潜热大,但密度小、且易燃易爆;液氧、液氮和液态空气三者热力性质接近,相比较而言,液氮的沸点比液态空气和液氧还要低,而且蒸发后变为惰性气体,是低温技术中最常用的安全冷却剂或预冷剂。

相变材料的封装设计是其应用的关键环节。目前在地面相变蓄热技术及工程应用中,普遍采用具有内部换热器的集总封装和分封装两种形式。具有内部换热器的集总封装是指相变材料封装于一容器中,容器内通过传热液体对相变材料进行吸热与放热。分封装是指将相变材料用多个小容器封装后置于传热流体中。当然,这些封装方式能否应用到高超声速飞行器热管理设计中还需要进一步研究和

探讨,并且需要进行一定的可行性试验分析。

## 2 吸热型碳氢燃料方案

### 2.1 方案描述<sup>[10,14~18]</sup>

低温液氢燃料虽然具有较大的冷却能力,但是液氢与液体碳氢燃料相比密度要小得多,需要大量携带时,在飞行器上将占用很大的存储空间,加之液氢的温度很低,燃料箱需要绝热保冷装置,给飞行过程以及地面停机时的后勤保障带来很多问题。当飞行马赫数很高、飞行时间很长时,液氢燃料作为热沉使用所带来的代偿损失将成为影响飞行器性能的一个重要因素。

吸热型碳氢燃料是一种新型燃料,既可以利用本身的物理热沉(显热和潜热)来冷却飞行器的热载荷,又可以利用在气相条件下发生的化学反应吸收热量(化学热沉),其冷却能力远大于低温液氢燃料。笔者根据此类型燃料的特点,提出了“吸热型碳氢燃料作为热沉”的热管理方案。其工作原理如图2所示。

该方案由换热器、气化器、储液箱、高温催化裂解反应器、泵及阀门等组成,与“液氢+相变蓄热材料”方案类似,也采用两个液体冷却回路对舱内热载荷进行冷却,工作原理亦相同。吸热型碳氢燃料在主回路换热器中与冷却剂换热后进入发动机冷却系统对发动机进行冷却,再进入高温催化裂解反应器,在催化剂的作用下发生裂解反应。反应所需的大量热能除了碳氢燃料在主回路换热器中所吸收的以外,主要来源是飞行器高速飞行产生的巨大气动热,气动热通过热防护系统中的高效热管传递到反应器。当气动加热特别严重、进入反应器的碳氢燃料不足以吸收全部热能时,可通过一个带气化器的旁路将燃料储箱中的燃料直接输送到反应器以吸收气动热。反应产物进入发动机中燃烧,将吸收的气动热转化为发动机的推力。当进入发动机的燃料流量不能让发动机提供足够的推力时,燃料通过旁路直接进入发动机燃烧以弥补流量的不足。

该方案的主要优点是:**a.** 利用碳氢燃料的物理热沉和化学热沉,系统的冷却能力很大;**b.** 由于可以吸收气动热,解决了气动热防护的问题;**c.** 将气动热通过化学反应转换为推力,能量利用率高;**d.** 适合高马赫数、长时间飞行。

### 2.2 关键技术<sup>[19~21]</sup>

1) 吸热型碳氢燃料的研究 吸热型碳氢燃料

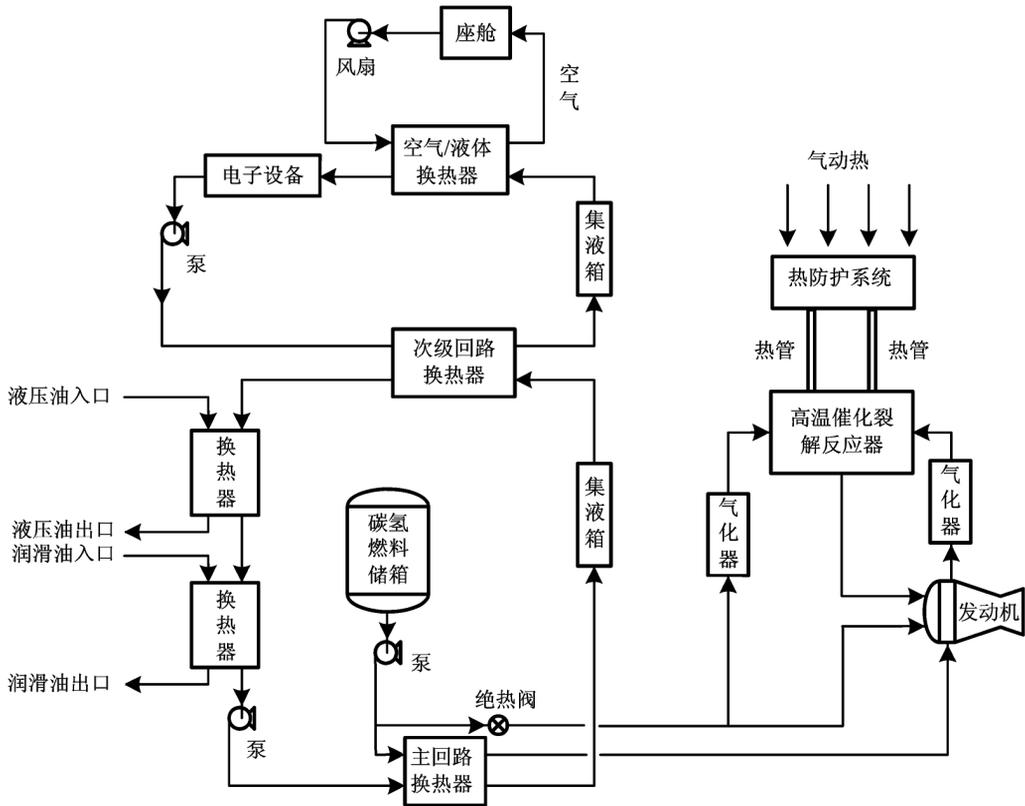


图 2 吸热型碳氢燃料热管理方案原理图

Fig.2 Scheme of thermal management system using endothermic fuel as heat sink

的吸热化学反应主要有催化脱氢与催化裂解两种形式，对于吸热型碳氢燃料的研究也应围绕这两方面进行。相关的研究方向包括燃料的制备与合成、催化剂体系的研究与开发、结焦抑制的研究、燃料化学热沉的测定，等等。

2) 吸热反应过程的数值模拟技术 吸热型碳氢燃料的吸热过程涉及复杂的热化学反应，产物的流动及传热机理以及热量交换形式都极其复杂多变，以试验方式研究投入比较大；积极发展数值模拟技术，探索吸热反应的规律，用计算结果指导试验，能够节约成本，提高试验的效果。

3) 超临界状态下反应特性研究 美国空军的研究表明，吸热型碳氢燃料在高超声速条件下工作处于超临界状态，是超临界流体。超临界状态下物质的化学反应与常态下的反应有显著的不同。研究超临界状态下碳氢燃料吸热反应特性，分析其对催化剂活性、反应产物、结焦等的影响，对吸热型碳氢燃料的实际应用具有非常现实的意义。

4) 相关设备研制 主动气化器、高温裂解反应器、高温柔性热管是进行吸热反应的关键部件，

这些设备性能的好坏直接影响吸热反应的进行。

### 3 结语

针对两类高超声速飞行器的飞行特点，提出了两种应用燃料作为热沉的综合热管理方案。对于飞行时间短、速度高度变化快的飞行器，提出了以液氢燃料为主要热沉，相变蓄热材料为辅助热沉的热管理方案；对于飞行时间更长、马赫数更高的飞行器，提出了应用吸热型碳氢燃料做热沉的热管理方案，分别指出这两套方案需要解决的关键技术。

随着热控技术的发展，在高超声速飞行器领域，吸热型碳氢燃料越来越引起人们的重视。它可以有效解决高超声速飞行器飞行中所遇到的严重气动加热问题，带来了全新的一体化热管理系统设计理念，应用前景十分看好。我国应在借鉴国外成功经验的基础上，加快这一领域的研究，深入研究吸热型碳氢燃料的反应机理，特别是在超临界状态下的反应过程，研制新型的吸热型碳氢燃料及催化剂体系，使我国高超声速飞行器热管理技术迈入国际先进科技水平，瞄准未来发展方向。

## 参考文献

- [1] 黄志澄. 高超音速飞行器及其发展趋势分析 [J]. 国际航空, 1998, (3): 17~20
- [2] 解发瑜, 李刚, 徐忠昌. 高超声速飞行器概念及发展动态 [J]. 飞航导弹, 2004, (5): 27~31
- [3] 王晓峨. 国外天地往返运输系统的防热系统 [R]. 航天情报研究报告, HQ-B89018
- [4] Sridhar K, Michael M. Thermal management and environmental control of hypersonic vehicle [R]. SAE 891440
- [5] Christensen L L, Richards J A. Environmental control system considerations for supersonic cruising aircraft [R]. SAE 650226
- [6] Letlow J T, Jenkins L C. Development of an integrated environmental control system [R]. SAE 981544
- [7] Bear J. Heat options for a more electric aircraft thermal management system [R]. SAE 971244
- [8] Ghanekar M. Vapor cycle system for the F-22 raptor [R]. SAE 2000-01-2268
- [9] Vrable D L, Yerkes K L. A thermal management concept for more electric aircraft power system application [R]. SAE 981289
- [10] 寿荣中, 何慧珊. 飞行器环境控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004
- [11] 崔海亭, 杨锋. 蓄热技术及其应用 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2004
- [12] 张寅平, 胡汉平, 孔祥冬, 等. 相变储能——理论和应用 [M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1996
- [13] 张华, 李芳. 高温相变共晶盐潜热蓄冷介质的配制与测试 [J]. 暖通空调, 1999, 29(6): 62~64
- [14] Huang H, Sobel K R, Spadaccini J. Endothermic heat sink of hydrocarbon fuels for scramjet cooling [R]. AIAA 2002-3871
- [15] Spadaccini L J, Marteney P J, Colket M B III, et al. Method of cooling with an endothermic fuel [P]. US 5176814, 1993
- [16] Petley D H, Jones S. Thermal management for Mach 5 cruise aircraft using endothermic fuel [R]. AIAA 90-3284
- [17] Korabelnikov A, Kuranov A. Thermo-chemical conversion of hydrocarbon fuel under the concept "AJAX" [R]. AIAA 99-4921
- [18] Korabelnicov A V, Kuranov A L. Thermo\_chemical conversion of hydrocarbon fuel for the AJAX concept [R]. AIAA 99-3537
- [19] 贺芳, 禹天福, 李亚裕. 吸热型碳氢燃料的研究进展 [J]. 导弹与航天运载技术, 2005, (1): 26~29
- [20] 何龙, 潘富敏, 林瑞森. 吸热型碳氢燃料催化裂解的研究述评 [J]. 推进技术, 2001, 25(2): 97~100
- [21] 李祖光, 高涵, 厉刚, 等. 吸热型碳氢燃料的量热研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(4): 92~95

## Discussion on Integrated Environment Control/Thermal Management System Concepts for Hypersonic Vehicle

Wang Peiguang<sup>1</sup>, Liu Yongji<sup>2</sup>, Wang Jun<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautic Science and Technology, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Chengdu Research Institute of Aircraft, Chengdu 610064, China)

[Abstract] Hypersonic vehicle is nowadays a focus in the field of aeronautics and astronautics. It will encounter with severe aero-heating during hypersonic flight. As a result, a reliable integrated thermal management system is a necessity to ensure flight safety. Concept of integrated thermal management system was put forward respectively, based on the characteristics of hypersonic vehicles with different missions. For vehicle which is characterized by short flight time and quick change of velocity and altitude, a concept of thermal management system which uses liquid-hydrogen as major heat sink and PCM material as supplementary heat sink was presented. For that with longer flight time and higher Mach number, a concept of thermal management system using endothermic fuels as heat sink was advanced. Key technologies concerning these concepts were discussed, and research focuses in the future were indicated.

[Key words] hypersonic; vehicle; thermal management