

## 高速飞行器新型半主动冷却装置温控机理分析

郭庆阳, 马锐, 李世斌\*

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

**摘要:**针对先进飞行器特殊舱段高温构件的热控难题,提出一种新的半主动温控原理,基于该原理设计了一种新型半主动冷却装置,并对其进行了试验研究,分析并对比了不同工况下新型半主动冷却装置的换热性能及温控机理。结果表明,新型半主动冷却装置的热控性能明显更为优异,尤其是充装100%浸润气凝胶的半主动冷却装置,3 000 s时刻热端温度为272 °C,比被动式换热工况下的温度低102 °C,峰值效率最高达到68%;冷却装置出口压力越大,冷却工质到达沸点的时间也越长;填充浸润气凝胶能够有效延长冷却工质从吸热到蒸干的时长,质量较其他填充方式也更小。

**关键词:**高速飞行器;热防护技术;半主动冷却;温控机理

中图分类号:V219 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2024)04-029-08



论文  
拓展

## Analysis of temperature control mechanism of a novel semi-active cooling device for high-speed flight vehicle

GUO Qingyang, MA Rui, LI Shibin\*

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Aiming at the thermal control problem of high temperature components in special cabin of advanced aircraft, a new semi-active temperature control principle was proposed. Based on this principle, a new semi-active cooling device was designed and its experimental study was conducted. The heat transfer performance and temperature control mechanism of the new semi-active cooling device under different working conditions were analyzed and compared. The results indicate that the thermal control performance of the new semi-active cooling device is significantly better, especially for the semi-active cooling device filled with 100% infiltrated aerogel, the hot end temperature is 272 °C at 3 000 s, which is 102 °C lower than that under the passive heat transfer condition, and the peak efficiency is up to 68%. With increasing of the outlet pressure of the cooling device, the time for the coolant to reach the boiling point is longer. Filling infiltration aerogel can effectively extend the duration from heat absorption to evaporation of the coolant, and it is also lighter in weight compared to other filling methods.

**Keywords:** high-speed flight vehicle; thermal protection technology; semi-active cooling; temperature control mechanism

高速飞行器因其优异的性能成为世界各国研究的重点之一。其性能与飞行器的飞行速度、高度、航程紧密相关,作为空天领域的重要发展技术,高速飞行器逐渐向“飞得更快、飞得更远”的方向发展<sup>[1]</sup>。有研究表明,在高速飞行的环境中,飞行器表面的热流密度将随飞行速度的三次方快速增长,这意味着飞行器将面临极端恶劣的气动热环境<sup>[2-3]</sup>。尤其在长航时条件下,气动热累积对结构设计提出了极高的要求,结构与热防护也成为影响其成败的关键因素<sup>[4]</sup>。

以往高速飞行器常见的热防护技术分为三类,分别是被动式、半主动式、主动式。其中:被动式热防护通过材料的热传导和热辐射来削弱进入机身内部的热量,目前的研究热点之一是一体化轻质热结构<sup>[5]</sup>,例如点阵式<sup>[6]</sup>、波纹式<sup>[7]</sup>、蜂窝式<sup>[8]</sup>夹芯热结构,该热防护方法应用成熟且广泛,但是防隔热性能局限于壁厚的设计。半主动式热防护结构主要分为两个方向——烧蚀冷却、热管冷却,高温热管依靠管内工质相变进行结构冷却,作为热的“超导体”,能够迅速将热量从高

收稿日期:2022-10-13

基金项目:国家自然科学基金资助项目(12372272)

第一作者:郭庆阳(1989—),男,山东兖州人,博士研究生,E-mail:guoqingyang1226@sina.com

\*通信作者:李世斌(1987—),男,河南偃师人,助理研究员,博士,E-mail:lishibin104@163.com

引用格式:郭庆阳,马锐,李世斌. 高速飞行器新型半主动冷却装置温控机理分析[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(4): 29-36.

**Citation:** GUO Q Y, MA R, LI S B. Analysis of temperature control mechanism of a novel semi-active cooling device for high-speed flight vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(4): 29-36.

温区传递至低温区,使结构的温度梯度、热应力减小,驻点温度有效降低<sup>[9]</sup>,但由于高温热管的物理机制复杂,其工作区间受限较大<sup>[10-11]</sup>。主动式热防护通过冷却工质的对流作用带走热量,主要分为对流冷却<sup>[12]</sup>、发汗冷却<sup>[13]</sup>、薄膜冷却等形式<sup>[14]</sup>,具有较高的冷却效率和广阔的应用前景<sup>[15]</sup>。伴随相变的主动冷却技术热控效率更高<sup>[16-17]</sup>。吴亚东等<sup>[13]</sup>采用液态水作为冷却工质,对一种多孔介质发汗主动冷却系统进行了试验研究,结果发现,利用水的相变进行发汗冷却防热效果明显;刘双等<sup>[18]</sup>利用高温隔热毡吸附冷却工质,对相变发汗冷却效能进行了研究分析,结果发现结构热载能力至少提高 70%;李芳勇等<sup>[19]</sup>针对高超声速飞行器空气舵舵轴,提出了一种伴随相变的主动冷却技术,满足了内部电子设备冷却及舵轴温控的双重需求。以上相变主动冷却技术均表现出优异的热控性能,但主动式热防护的不足在于面对长航时的飞行工况,飞行器需要携带大量冷却工质、储液容器、外力驱动装置,这将极大增加飞行器的质量及系统复杂程度,对高速飞行器的总体设计带来不利影响。

随着技术发展需求日益迫切,传统的热防护系统功能分体化设计思路亟待突破,尤其是飞行器的关键部件的热防护和结构效率亟待提升。如何有效利用气动加热产生的热能,对特殊舱段的关键部件实行有效温控,是解决先进飞行器高速长航时飞行所面临重大技术问题的关键。本文针对先进飞行器特殊舱段高温构件的热控问题,提出一种伴随相变的新型半主动冷却装置,展开温控机理研究,并与被动式热防护进行了对比。

## 1 半主动冷却温控原理

对于高速飞行器来说,存在部分热环境极其恶劣的局部高温区,热防护及温控效果好坏直接影响飞行试验的成败。

在不增加系统复杂性且具有工程应用可行性的基础上,提出一种高效的新型半主动冷却温控方法,如图 1 所示。该系统通过有效利用气动加热的热能作为主动冷却循环的驱动力来实现增压自主冷却循环,充分发挥对流传热效率高的优势,且最大限度利用冷却工质的显热和潜热,实现温控效果最优化,达到对飞行器特殊舱段高温构件的温控目的。

这种新型半主动冷却温控方法的优点在于利用了气动加热,实现了冷却装置增压自主冷却,既能保证特殊舱段的关键部位在长时间飞行条件

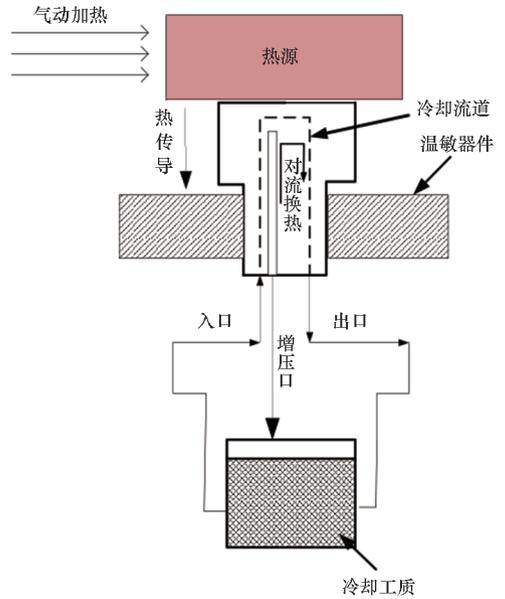


图 1 新型半主动冷却温控方法设计原理

Fig. 1 Design principle of the new semi-active cooling temperature control method

下正常工作,也能实现高效热交换,满足高速飞行器高效热利用的设计目标。基于这种高效的半主动温控原理,设计了新型半主动冷却装置,开展了理论分析及试验研究。

## 2 换热原理及计算方法

以往主动式换热常采取的方式是利用增压设备驱动冷却工质在热结构内流动冷却,达到对流换热的目的。本文所提出的半主动冷却方法有所不同,除对流换热以外,还涉及工质相变换热。基于上述半主动温控原理,冷却装置受气动加热后,热量由装置热端传递至冷端,当冷却装置的温度上升到冷却工质的饱和温度时,工质开始沸腾汽化,且汽化过程中温度将维持在饱和温度。

水的饱和温度受到工作压力的影响,根据克拉佩龙-克劳修斯方程,见式(1),增大压力,饱和温度也会有所提升<sup>[20]</sup>。利用这种关系特性,在冷却装置的出口设置 0.25 MPa 单向阀,液态水的饱和温度将提升至 145 °C 左右,同时单向阀也能够起到泄压的作用,保护试验件在安全的压力范围内工作。

$$\frac{dp_{\text{sat}}}{dT_{\text{sat}}} = \frac{h'' - h'}{T_{\text{sat}}(v'' - v')} = \frac{r}{T_{\text{sat}}(v'' - v')} \approx \frac{pr}{RT_{\text{sat}}^2} \quad (1)$$

式中: $p_{\text{sat}}$ 和 $T_{\text{sat}}$ 分别为饱和压力和温度; $h$ 为工质的焓; $r$ 为汽化潜热; $p$ 和 $v$ 分别为压力和比体积; $(\cdot)'$ 表示饱和和液相的相关参数; $(\cdot)''$ 表示饱和和气相的相关参数。

利用水沸腾汽化的方式进行换热,优点在于

相变过程中所需的吸热量很大。在水吸热升温阶段,通过导热吸收的热量用显热  $Q_1$  表示,开始沸腾后,通过相变吸收的热量用潜热  $Q_2$  表示,两种热量的计算公式如式(2)、式(3)所示。液态水由初始状态吸热直至烧干的过程中吸收的总热量为显热与潜热的和。

$$Q_1 = mC_p(T_{sat} - T_e) \quad (2)$$

$$Q_2 = m \cdot r \quad (3)$$

其中: $m$ 、 $C_p$  分别为液态水的质量、比热容; $T_e$  为液态水的初始温度。

水由常温升高至沸点的过程,吸收显热;沸腾到完全蒸干的过程,吸收大量潜热。整个过程所需要的时间与汽化率相关,汽化率可根据式(4)、式(5)来计算<sup>[21]</sup>。

$$m_b = \frac{q_s}{r} \quad (4)$$

$$q_s = q_s''A = m_b r \quad (5)$$

其中: $m_b$  为工质汽化率; $q_s$  为沸腾传热速率; $q_s''$  为沸腾热流密度; $A$  为加热面的面积。

水蒸干后冷却装置将再次升温,这个过程以热传导为主,直到温度再次达到稳定,试验件的温度分布将符合傅里叶定律,只与材料热导率及加热温度相关。

$$q = k \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (6)$$

式中: $q$  为热流密度; $k$  为材料的热导率; $\Delta T$  为冷热两端的温差; $\Delta x$  为冷热两端的距离。

### 3 试验方案介绍

#### 3.1 试验件设计

基于新型半主动温控原理及相变换热特性,

设计了一种新型半主动冷却装置,对新型半主动冷却方法进行试验探究,试验件结构如图2所示。该冷却装置采用空腔圆柱体结构,材料选用304不锈钢。空腔为冷却工质提供了较大的储存空间,柱体上端面设置凹槽用来放置密封圈进行端面密封。在初始状态,对试验件内部进行充液/预置浸润气凝胶,充装结束后放置密封圈,通过螺栓紧密连接柱体与顶盖,顶盖外接小管可与0.25 MPa 单向阀连接,也可直接与大气相连。

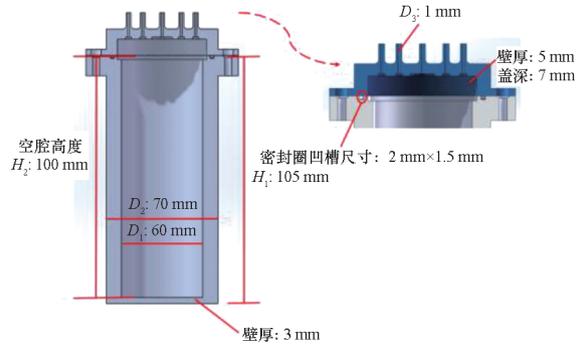


图2 新型半主动冷却装置

Fig.2 New semi-active cooling device

为模拟高速飞行器机身热结构的温升过程,同时提高加热面的温度均匀性。采用石英棉毡材料对新型半主动冷却装置的四周进行包覆,包覆层能够有效降低试验件与周围环境的热辐射和热对流作用,在一定程度上保证了新型冷却装置传热过程的真实性。研究过程中涉及的材料属性如表1所示,其中干气凝胶指未进行浸润处理的干燥气凝胶,部分材料的热物性随温度的变化而变化,除给定的温度值以外,其余温度对应的热物性采用差值法进行计算。

表1 材料基本物性参数

Tab.1 Basic physical parameters of materials

材料名称	密度/ ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	比热容/( $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )				热导率/( $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )			
		25 °C	100 °C	300 °C	500 °C	25 °C	100 °C	300 °C	500 °C
304 不锈钢	7 800			501.6		15.3	16.3	18.8	21.8
空气	0.83	1 007	1 013	1 045	1 090	0.026 3	0.033 6	0.046 5	0.055
饱和水	998.2	4 181	4 217					0.6	
饱和水蒸气	0.554 2			2 014				0.026 1	
干气凝胶	280			500				0.02	
石英棉毡	100			600				0.041	

#### 3.2 试验系统及测量

基于新型自主冷却方案设计及工作原理,搭建了半主动冷却加热试验平台,并开展了技术探

索性研究,验证了方案的可行性及优势。试验系统如图3所示,主要包括恒温加热平台、温度测量模块、温度数据采集系统、压力采集系统及传感

器等系统。其中,恒温加热平台的最高加热温度为 750 ℃,加热台面尺寸为 200 mm × 200 mm;温度测量模块的精度为 0.1 ℃,数据采集软件的数据存储频率为 0.2 Hz,K 型热电偶的测温范围为常温至 1 200 ℃,压力采集系统的工作范围为 0 ~ 3.5 MPa。

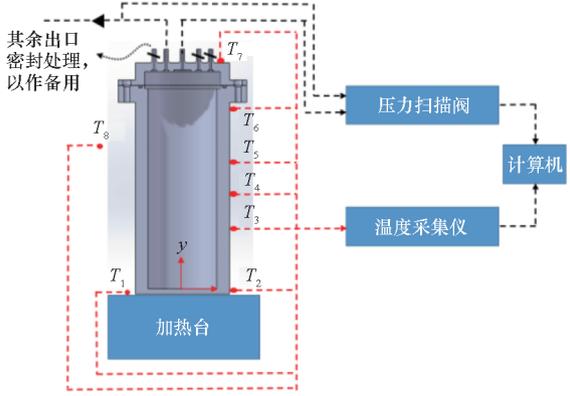


图 3 新型半主动冷却试验系统

Fig. 3 New semi-active cooling experimental system

试验原理为通过恒温加热平台对试验件进行加热,通过 K 型热电偶对试验件关键部位的温度进行测量,经过温度测量模块的处理得到测点温度值,由数据采集软件对温度变化历程进行记录并保存。为分析试验件由热端到冷端的温度变化,共布置 8 路温度测点,如图 3 所示,各测点分布于加热台 ( $T_1$ )、试验件外壁面 ( $T_2$ 、 $T_3$ 、 $T_4$ 、 $T_5$ 、 $T_6$ ) 及顶盖上侧 ( $T_7$ ),  $T_8$  测点用于记录环境温度。通过温度变化趋势深入探究并分析新型半主动冷却装置的传热性能。

随飞行姿态的不同,冷却装置将受到重力的影响,热源输入方向也将有所不同。实际应用中气动热源也可能从试验件顶盖传递至内部,该工况下汽/液态工质将在压力作用下从试验件热端面排出。作为初步验证性试验,本研究仅对充液方式、出口压力的影响进行探究,控制加热方式为底加热、恒温 400 ℃ 不变。

基于以上半主动冷却试验系统及加热、测量方案,通过改变充液方式、出口压力,探究不同工况下冷却装置的温控性能。其中,充液方式有无充液、浸润充液、直接充液三种。浸润充液选择以干气凝胶为储液载体,通过直接浸泡,干气凝胶吸纳大量液态水,成为浸润气凝胶。出口压力将通过单向阀来控制,前三组工况中出口不接单向阀,出口压力为标准大气压,工况四中出口接表压为 0.2 MPa 的单向阀。具体试验工况设置如表 2 所示,表中出口压力均为表压,其中工况一为不填充

冷却工质,热量仅通过热传导进入试验件,属于被动式换热,作为其他三组半主动冷却的对照试验。

表 2 试验工况

Tab. 2 Experimental condition

序号	试验状态	工质质量/g	出口压力/MPa	加热温度/℃
工况一	无	0	0	
工况二	100% 浸润气凝胶	140	0	400
工况三	150 ml 水	150	0	
工况四	150 ml 水	150	0.2	

## 4 结果与分析

高速飞行器热防护结构的热控性能直接体现于结构内、外壁的温度,面向舱体内部的壁面温度越低,内、外壁的温差越大,说明热防护结构的热控性能越好。

以热防护效率作为新型半主动冷却装置的热控性能评价指标,其定义<sup>[22]</sup>为:

$$\eta = (T_0 - T_{in}) / T_0 \times 100\% \quad (7)$$

式中,  $T_0$  为测点外壁温度,  $T_{in}$  为测点内壁温度。

在新型半主动冷却装置中,试验件呈杯状,与以往板型热防护有所不同。加热过程中,加热台面与试验件受热面之间存在一定的接触热阻,试验件下部储液柱体与顶盖之间的密封面也存在接触热阻,且顶盖由于排气管的存在,石英棉毡的全包覆存在困难,辐射散热量较大。因此对新型半主动冷却装置进行热控性能评估时,式(7)中的  $T_0$  选用试验件下端测点  $T_2$ ,  $T_{in}$  选用试验件上端测点  $T_6$ ,  $T_2$  与  $T_6$  基本处于试验件储液段的上下两端,且排除了接触热阻与热辐射的影响,用以计算热防护效率更为准确。

试验分四组工况分别进行,不同工况下新型半主动冷却装置的温度响应曲线如图 4 ~ 7 所示。

工况一条件下,试验件内无填充,加热温度 400 ℃。试验件具有一定的热沉,该工况下热量仅通过热传导及腔体内空气的热对流、热辐射向外界耗散,属于被动式热控,可作为其他几组试验的对照工况。工况一条件下试验件壁面温度随时间的变化如图 4 所示,0 ~ 2 500 s 内,试验件持续吸热,2 500 s 后温度上升的幅度明显变缓,并逐渐趋于平衡,试验件靠近热源测点 ( $T_2$ 、 $T_3$ 、 $T_4$ ) 温升速率明显比远端测点 ( $T_5$ 、 $T_6$ 、 $T_7$ ) 小。分析认为前一阶段热量以热传导为主,由于试验件的

热容量有限,且加热温度恒定,温度上升至一定程度将达到稳定,稳态后的壁面温度梯度满足傅里叶定律。

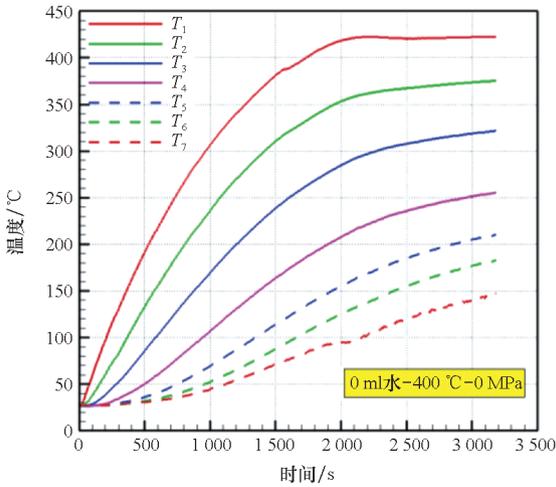


图4 新型半主动冷却装置温度响应曲线(工况一)  
Fig. 4 Temperature response curve of the new semi-active cooling device (case 1)

工况二条件下,试验件内填充100%浸润气凝胶,加热温度同样为400 °C。该工况的加热方式与其他三组有所不同:工况一、三、四中先将包覆好的试验件固定在加热台上,再开启加热;工况二中先将加热台加热至400 °C,再将包覆好的试验件放置在加热台面上进行固定,意在探究冷却装置的瞬态热响应特征。工况二条件下试验件的温度响应如图5所示,分为三个阶段,时域分别为0~1 000 s、1 000~2 500 s、2 500 s以后。第一阶段试验件吸热升温,传热模式以热传导为主;当试验件壁温达到工质沸点温度(100 °C)时,进入第二阶段,浸润气凝胶多孔结构中的液态水开始沸

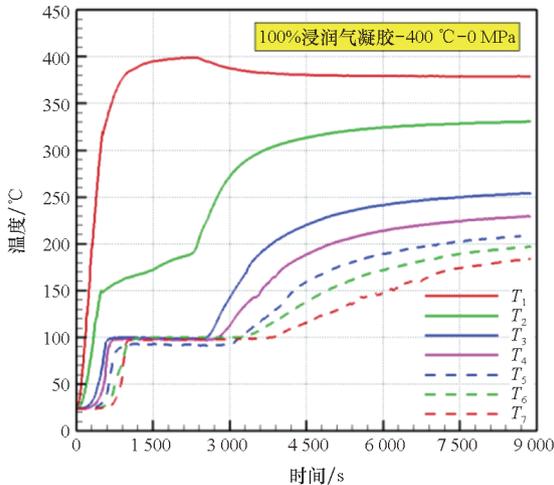


图5 新型半主动冷却装置温度响应曲线(工况二)  
Fig. 5 Temperature response curve of the new semi-active cooling device (case 2)

腾,相变产生的气泡在多孔结构内运动,挤压或推动液态水在多孔结构间流动换热,该过程中,液态水相变吸收了大量的显热与潜热,并且这些热量随蒸汽的排出向外界环境耗散,该阶段内除了测点T<sub>2</sub>,其他测点温度均维持在沸点;水蒸干时试验进入第三阶段,试验件的温度再次上升,但由于干气凝胶的导热率很低,具有隔热作用,蒸干后的试验件温度均低于330 °C,温控性能显著。试验结束后对蒸干后的浸润气凝胶进行称重,质量仅为10 g,根据试验前浸润气凝胶的质量推算,10 g干气凝胶的吸水量为130 g。

工况三条件下,试验件顶盖排气管接三通,其中一路敞开与大气相连,另外一路接压力扫描阀。试验中敞开的通路出口间断喷出水柱。试验结束后,经测量,通路挤出来留存在盛水容器内的水有60 ml。工况三条件下新型半主动冷却装置不同测点随时间的温度响应情况如图6所示。可以看出,各测点的温度呈阶梯式上升,分为三个阶段。0~1 000 s为第一阶段,该阶段试验件的温度处于上升趋势,热量的传递以热传导为主。当试验件的温度(T<sub>3</sub>、T<sub>4</sub>、T<sub>5</sub>、T<sub>6</sub>、T<sub>7</sub>)上升至液态水的饱和温度(100 °C)时,进入第二阶段(1 000~2 500 s),试验件上各测点温度开始保持不变,直到2 500 s左右,温度才继续上升。第二阶段内,试验件内部的液态水开始沸腾,相变过程中吸收显热与潜热,然后随着水蒸汽的排出,热量向外界环境耗散。2 500 s以后试验处于第三阶段,该阶段温度再次上升直至趋于稳定,可以判断此时试验件内的水已烧干,试验件金属壳体及剩余蒸汽继续吸热直至稳定,这个阶段热量传递以壳体的热传导为主。

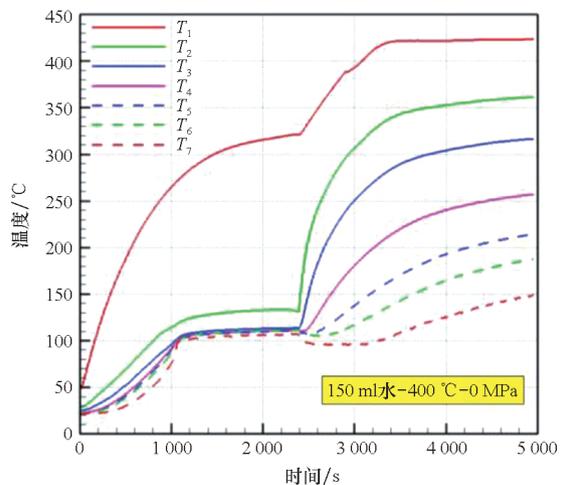


图6 新型半主动冷却装置温度响应曲线(工况三)  
Fig. 6 Temperature response curve of the new semi-active cooling device (case 3)

工况四条件下,试验件顶盖排气管接三通,其中一路接 0.2 MPa 单向阀泄压,另外一路接压力扫描阀。工况四条件下的温度响应曲线如图 7 所示,外接单向阀的工况下试验也可分为三个阶段: 0~1 800 s 为第一阶段,该阶段试验件持续吸热,热量以热传导为主。1 800~2 500 s 为第二阶段,1 850 s 时刻温度小幅下降,对应压力曲线 1 800 s 时刻达到峰值 0.38 MPa,这说明在第一阶段后期,试验件内已经存在一定的蒸汽,1 800 s 时刻单向阀开启,压力迅速降低到 0.25 MPa,温度也小幅下降达到稳定状态。2 500 s 时刻容器内水烧干,进入第三阶段,试验件及内部饱和蒸汽继续吸热,温度再次上升,烧干前试验件热端 ( $T_2$ ) 温度最高约为 150 °C。由于水烧干,试验件内部的饱和蒸汽及过热蒸汽容积将维持稳定,压力跌回大气压强。试验过程中,从单向阀挤出水量 77.24 g,试验冷却结束后,试验件内残余水量 7 g,共 84.24 g 水未被汽化。

分析认为,第一阶段中,起初试验件内部压力应为标准大气压,因此试验件吸热温度达到 100 °C 后水开始沸腾。当试验件内的蒸汽不断增多,内部压力不断增大,水的饱和温度也有所提升,汽化将间断进行。当试验件内壁温度大于饱和温度时,水开始沸腾,试验件内壁温度小于饱和温度时,停止沸腾,因此在第一阶段后半期,温度曲线出现了小幅波动式上升。1 850 s 时刻温度曲线小幅下降,与单向阀泄压有关,根据理想状态方程,泄压后试验件内蒸汽温度有所下降,试验件外壁温度也将小幅下降,随后试验件内的水开始持续沸腾,单向阀出口压力保持稳定,温度也将保持不变。

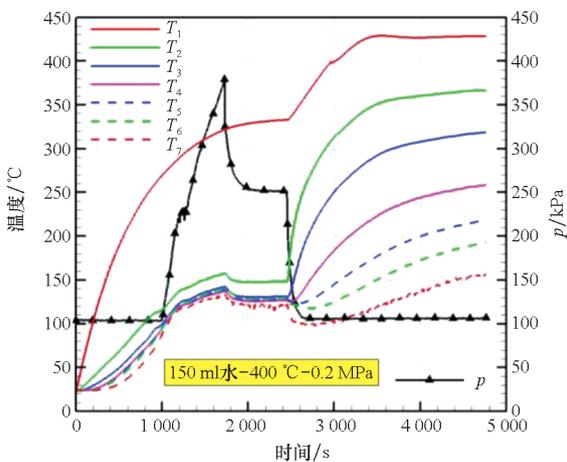


图 7 新型半主动冷却装置温度响应曲线(工况四)

Fig. 7 Temperature response curve of the new semi-active cooling device (case 4)

综合图 5~7 对新型半主动式冷却装置进行分析,发现三组工况的第一阶段试验状态均为吸热至沸点,工况二、三第一阶段时长均为 1 000 s,而工况四第一阶段时长为 1 800 s,说明出口压力将影响冷却工质到达饱和温度的时间,出口压力越高,到达沸点的时间越长。三组工况的第二阶段均为液态水沸腾汽化过程,工况二、三中沸腾时间均为 1 500 s,而工况四的沸腾时间为 700 s,这说明压力越高,沸腾时间越短。这与装置内的压力分布相关,高压情况下,冷却水更易被蒸汽裹挟喷出,冷却剂的冷却效率会有所下降。但是从第一、第二阶段的总时长来看,即冷却剂的有效温控时长,三组工况均为 2 500 s,此后液态水蒸干,各测点温度继续上升,试验件温控性能开始下降。这说明有效温控时长与水量直接相关,同时也与填充方式相关,通过浸润气凝胶填充时,水量比直接填充时少 20 g,但沸腾时长相同。分析认为气凝胶的多孔结构增加了毛细吸力,液态水沸腾后,由于毛细吸力的存在,液态水的分布将更均匀且不易被挤出试验件,因此延长了蒸干的时间。

选取四组工况中试验件下端测点  $T_2$  和中间测点  $T_4$  进行对比,结果如图 8 所示。可以看出,工况二中的新型半主动冷却装置温控性能最为显著,在  $t=3 000$  s 时刻,四组工况下试验件热端测点  $T_2$  的温度分别为 374 °C、272 °C、306 °C、312 °C,填充浸润气凝胶的新型半主动冷却装置比被动式换热工况下的温度低 102 °C;工况二中第三阶段到达稳定的时间更长,在 5 000 s 时刻温度还有小幅上升。分析认为在水蒸干后,干气凝胶的低热导性发挥出隔热的作用,在一定程度上延缓并阻止了热量的传递。此外,通过对比图 8

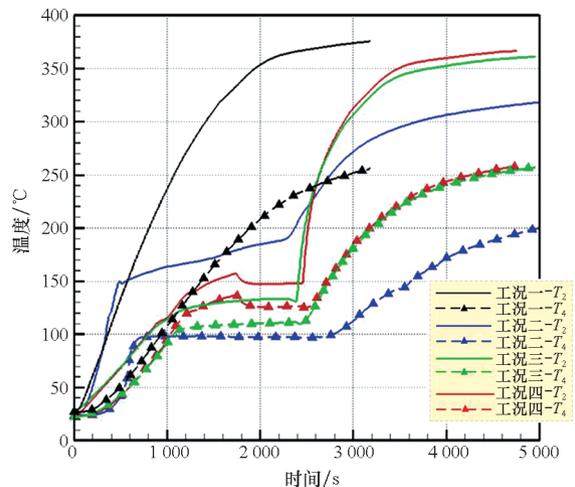


图 8 不同工况下冷却装置温度响应对比

Fig. 8 Comparison of the cooling device temperature response under different working conditions

中工况三、四的温升曲线,可以发现,出口是否加单向阀的影响主要在于第一阶段到达沸点的时长,加单向阀能够有效延迟工质到达沸点的时间,从而延长飞行器的飞行时长。

根据测点  $T_2$  和  $T_6$  计算热防护效率,对比如图 9 所示。可以发现,新型半主动冷却装置的热防护效率具有一定的规律,随时间的累计,热防护效率先增后减,呈倒 U 形发展,存在一个效率峰值;充装液态水的两组工况(工况三、四)效率峰值在 3 000 s 左右出现,峰值分别为 62%、60%,不加单向阀的情况效率略高;添加浸润气凝胶的半主动冷却装置热防护效率峰值更晚出现且明显优于其他工况,在 4 000 s 时刻到达峰值 68%,同时刻工况三、四的热防护效率分别为 53%、52%;由于浸润气凝胶具有隔热性能,第一阶段液态水还没有沸腾的过程中,工况二的热防护效率明显更高,是其他两组工况的 3 倍左右。

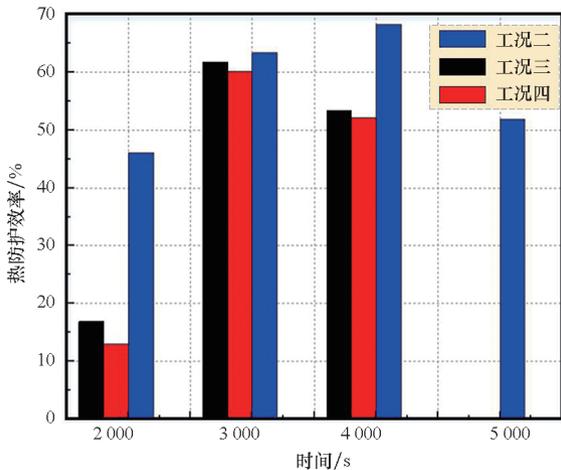


图 9 不同工况下冷却装置热防护效率对比

Fig.9 Comparison of thermal protection efficiency of the cooling system under different working conditions

## 5 结论

本文提出了一种新的半主动冷却温控原理,根据该原理设计并研究了一种新型半主动冷却装置,得出的主要结论如下:

1) 和被动式热控相比,新型半主动冷却装置的热控性能明显更为优异,尤其是充装 100% 浸润气凝胶的半主动冷却装置,在冷却工质蒸干以后,整体温度最低,保持在 330 °C 以下,且峰值效率最高,达到 68%。

2) 新型半主动冷却装置出口压力的影响主要在于第一阶段的时长,出口压力越大,冷却工质到达沸点的时间也越长。

3) 相比直接充液,填充浸润气凝胶具有两方

面的优势:一方面相同加热条件下,试验件的温度更低,热控性能更好;另一方面能够有效延长工质从吸热到蒸干的时长,质量较其他填充方式更轻,综合效率更高。

## 参考文献 (References)

- [1] 张灿,王轶鹏,叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 81-86.  
ZHANG C, WANG Y P, YE L. Summary of the technological development of overseas hypersonics in the past ten years[J]. Tactical Missile Technology, 2020(6): 81-86. (in Chinese)
- [2] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.  
The Editorial Committee for Military Training Textbooks of the General Equipment Department of the Chinese People's Liberation Army. Hypersonic aerothermal and thermal protection[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [3] KUMAR S, MAHULIKAR S P. Aero-thermal analysis of lifting body configurations in hypersonic flow [J]. Acta Astronautica, 2016, 126: 382-394.
- [4] 桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49(11): 139-153.  
GUI Y W. Combined thermal phenomena of hypersonic vehicle [J]. Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica), 2019, 49(11): 139-153. (in Chinese)
- [5] 熊健,杜向桐,杨雯,等. 轻质复合材料夹芯结构设计及力学性能最新进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 749-760.  
XIONG J, DU Y T, YANG W, et al. Research progress on design and mechanical properties of lightweight composite sandwich structures [J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(6): 749-760. (in Chinese)
- [6] WANG X W, WEI K, WANG K Y, et al. Effective thermal conductivity and heat transfer characteristics for a series of lightweight lattice core sandwich panels[J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 173: 115205.
- [7] LI Y, ZHANG L, HE R J, et al. Integrated thermal protection system based on C/SiC composite corrugated core sandwich plane structure [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 91: 607-616.
- [8] CHOUDHARI C J, THAKARE P S, SAHU S K. 3D printing of composite sandwich structures for aerospace applications[M]// KUMAR A P, SADASIVUNI K K, AIMANGOUR B, et al. High-Performance Composite Structures. Singapore: Springer, 2022: 45-73.
- [9] 张利嵩,俞继军. 高超声速飞行器热防护技术[M]. 北京: 科学出版社, 2021.  
ZHANG L S, YU J J. Thermal protection technology of hypersonic vehicle[M]. Beijing: Science Press, 2021. (in Chinese)
- [10] STEEVES C A, HE M Y, KASEN S D, et al. Feasibility of metallic structural heat pipes as sharp leading edges for hypersonic vehicles [J]. Journal of Applied Mechanics, 2009, 76(3): 031014.
- [11] 李金旺,戴书刚. 高温热管技术研究进展与展望[J]. 中国空间科学技术, 2019, 39(3): 30-42.

- LI J W, DAI S G. Recent progress and prospect of high-temperature heat pipes technology[J]. Chinese Space Science and Technology, 2019, 39(3): 30-42. (in Chinese)
- [12] XIE G N, WANG C, JI T W, et al. Investigation on thermal and thermomechanical performances of actively cooled corrugated sandwich structures [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 103: 660-669.
- [13] 吴亚东, 朱广生, 高波, 等. 多孔介质相变发汗冷却主动热防护试验研究[J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 212-218.
- WU Y D, ZHU G S, GAO B, et al. An experimental study on the phase-changed transpiration cooling for active thermal protection[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 212-218. (in Chinese)
- [14] 向树红, 商圣飞, 沈自才, 等. 高超声速气膜冷却技术研究进展及发展方向[J]. 宇航材料工艺, 2020, 50(3): 1-10.
- XIANG S H, SHANG S F, SHEN Z C, et al. Research progress and development direction of hypersonic film cooling technology[J]. Aerospace Materials & Technology, 2020, 50(3): 1-10. (in Chinese)
- [15] 王建华, 彭良明, 刘世俭, 等. 发散冷却在高超声速飞行器中的应用研究[C]//第二届高超声速科技学术会议, 2009.
- WANG J H, PENG L M, LIU S J, et al. Research on the application of divergent cooling in hypersonic vehicle[C]//Proceedings of the Second Hypersonic Technology, 2009. (in Chinese)
- [16] BARNETT D M, RAWAL S P. Multifunctional structures technology experiment on Deep Space 1 mission[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1999, 14(1): 13-18.
- [17] ECKERT E R G, CHO H H. Transition from transpiration to film cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1994, 37: 3-8.
- [18] 刘双, 张博明. 发汗式主动冷却金属热防护系统主动冷却效率研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 433-438.
- LIU S, ZHANG B M. Investigation on transpiration active cooling metallic thermal protection systems [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(2): 433-438. (in Chinese)
- [19] 李芳勇, 杨春信, 张兴娟. 高超声速飞行器舵轴热控方案设计[J]. 战术导弹技术, 2018(4): 6-12.
- LI F Y, YANG C X, ZHANG X J. Thermal control design on a shaft in the hypersonic vehicle [J]. Tactical Missile Technology, 2018(4): 6-12. (in Chinese)
- [20] 苏长荪. 高等工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 1987.
- SU C S. Advanced engineering thermodynamics [M]. Beijing: Higher Education Press, 1987. (in Chinese)
- [21] 英克鲁佩勒, 德维特, 伯格曼, 等. 传热和传质基本原理[M]. 葛新石, 叶宏, 译. 北京: 化学工业出版社, 2007.
- INCROPERA F P, DEWITT D P, BERGMANT T L, et al. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. Translated by GE X S, YE H. Beijing: Chemical Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [22] 徐世南, 吴催生. 导弹结构热防护一体化设计与优化[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(2): 78-84.
- XU S N, WU C S. Design and optimization of structure-thermal protection integrated for missile [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(2): 78-84. (in Chinese)