

# HAN 基无毒单组元发动机热控研究

刘海娃<sup>1,2</sup>, 胡承云<sup>1,2</sup>, 叶 胜<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:**为使某 HAN 基无毒单组元发动机正常工作,需采用一种高效的热控方式,保证点火前其催化床温度在 200 ℃ 之上(远高于传统单组元发动机的点火温度)。以该 HAN 基发动机为研究对象,在制定的热控方案基础上,建立有限元模型,采用 I-DEAS/TMG 软件对该发动机各部件温度进行计算,之后按照产品状态进行发动机真空热试验,获取发动机重点部位的温度数据。结果表明:除前床后部外,其余位置温度测点的热分析和试验温度误差均小于 4 ℃,认为两者吻合较好,有限元模型可用于之后的在轨温度预示等工作;该 HAN 基发动机身部采用安装一种新型铠装加热丝组件,而后覆盖不锈钢箔的热控方式,结合支架的镂空结构设计,满足发动机工作的温度要求。

**关键词:** HAN 基; 无毒单组元发动机; 热控

**中图分类号:** V434      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2020)04-0038-08

## Study on thermal control of HAN-based green monopropellant thruster

LIU Haiwa<sup>1,2</sup>, HU Chengyun<sup>1,2</sup>, YE Sheng<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In order to ensure HAN-based green monopropellant thruster working properly, high efficiency thermal design should be implemented that can maintain the temperature of catalyst bed above 200 ℃, which is higher in comparison with traditional monopropellant thruster. Taking the thruster as the research object, based on the thermal design, the finite element model of the thruster was built, and then the simulation using IDEAS/TMG was performed. In addition, vacuum thermal test was carried out, meanwhile the temperature of some important positions were obtained. It shows that except the temperature of the back part of front catalyst bed, temperature error of other monitoring points between thermal simulation and test are within 4 ℃, so the simulation results can agree well with test temperature data, the finite element model can be used in temperature prediction on orbit. The front catalyst bed of HAN-based green monopropellant thruster was equipped with a new type of wire heater and then covered with stainless steel foils, joined by hollowed bracket, which can meet the upper and lower limit temperature requirements.

**Keywords:** HAN-based; green monopropellant thruster; thermal control

收稿日期: 2019-11-28; 修回日期: 2020-03-21

基金项目: 上海市科学技术委员会资助课题(17DZ2280800)

作者简介: 刘海娃(1980—), 女, 硕士, 高级工程师, 研究领域为航天器热控制设计

## 0 引言

近年来国内外大量研究人员对无毒单组元发动机进行了研究<sup>[1-8]</sup>。2012年8月, NASA启动了“绿色推进剂融合任务”(GPIM)。采用Ball公司的BCP-100标准航天器平台,应用由空军实验室(AFRL)研制的AF-M315E绿色推进剂,它比传统的肼推进剂效率提高50%,对环境无污染<sup>[9-13]</sup>。2019年6月,美国空军利用SPACEX公司的“猎鹰”重型火箭发射STP-2任务,GPIM作为其中的一颗卫星成功进入预定轨道和正常工作,取得了该任务的成功。而基于绿色推进剂的优点以及其应用的良好发展前景,上海空间推进研究所研制了一种HAN基无毒单组元发动机,采用了一种新型热控措施,可以满足发动机点火前身部高温要求。2019年初,该发动机搭载某颗卫星成功入轨后,实现了国内首次在轨成功应用。

由于HAN基单组元推进剂<sup>[14-15]</sup>的催化反应速率较肼类单组元推进剂低1~2量级<sup>[1]</sup>,与传统单组元发动机相比, HAN基单组元发动机在点火前催化床温度要求更高,因此,需要采用合理高效的热控措施保证身部在一定的高温水平上。传统的单组元发动机热控措施是加热器圆柱形加热段安装在身部的安装槽中,外部安装1个隔热套筒,这种方案的缺点为需要在发动机身部增加一些结构来固定热控组件,这样增大了整个身部的外包络尺寸,同时增加了加热器到发动机身部的导热路径。因此,存在着结构尺寸大和热效率相对较低的问题,而无法满足点火前身部温度较高的需求。因此,为解决该问题,本文以一种HAN基无毒单组元发动机为研究对象,制定一种新型热控方案,并采用I-DEAS有限元分析软件以及TMG模块对其进行热仿真计算,并开展真空热试验,验证有限元模型的合理性,最后确定热控方案,用于工程应用。

## 1 热控设计关键难点分析

### 1.1 某HAN基无毒单组元发动机结构

该HAN基无毒单组元发动机由身部、喷注器、支架、集合器和电磁阀组成,由各零件间焊接或螺接而成。图1为其结构示意图。其中身部分为两个区域,靠近支架方向的一段圆柱体称为身部前床

(内部装有催化剂),身部其余部分称为身部后床;支架采用镂空结构;电磁阀和集合器之间采用低导热率的螺钉连接,其余零件间均为焊接。

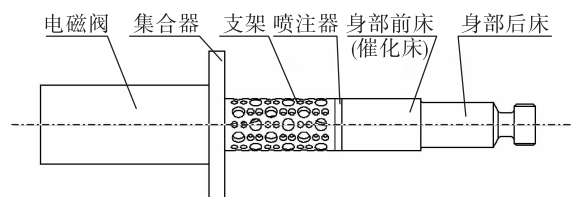


图1 HAN基无毒单组元发动机结构图

Fig. 1 Structure profile of the HAN-based green monopropellant Thruster

### 1.2 热控条件和要求

1) 根据发动机所在航天器安装面温度情况,发动机集合器安装面温度在 $-20 \sim 45^{\circ}\text{C}$ 范围内;

2) 根据发动机的材料以及工作特性,需在点火前保证其前床温度大于 $200^{\circ}\text{C}$ (其远高于传统单组元发动机大于 $130^{\circ}\text{C}$ 的点火温度),电磁阀存在着 $80^{\circ}\text{C}$ 高温上限和 $5^{\circ}\text{C}$ 低温下限的工作使用要求。

### 1.3 发动机结构特点和热控设计难点

根据该发动机结构进行相应热设计,难点如下。

#### 1.3.1 发动机尺寸小、结构紧凑

该HAN基单组元发动机总长为120 mm(见图1),为微型发动机。如采用传统的隔热套筒安装在加热器外部的热控方式(见图2),其套筒表面积较大,辐射散热量较高,并且需在发动机上增加温控环结构来安装固定隔热套筒,损耗了加热器热量。因此不适宜加温温度要求高的发动机。热控难点在于必须采用加热性能更高的加热器以及更高效的隔热方式(采用辐射率低、表面积小的隔热材料和可安装的方式)。

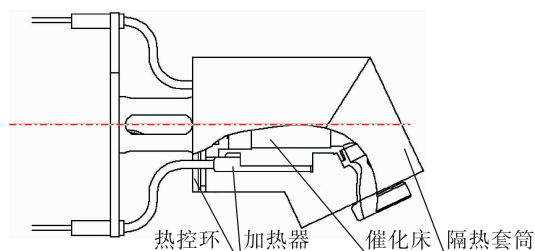


图2 传统的单组元发动机热控方案图

Fig. 2 The thermal scheme of traditional monopropellant thruster

铠装加热丝直接安装在发动机身部表面,这个设计的优点在于发动机身部无需加工温控环以及加热器安装槽,简化了发动机身部结构。之后在加热丝表面直接覆盖不锈钢箔,减小了热控组件的外包络尺寸,如图 3 所示。另外,经过分析,选取铠装加热丝作加热器,在给定的电阻值下,考虑发动机身部结构尺寸较小,其内部加热丝长度较短,导致加热丝电阻密度非常高,为加热器研制带来一定的困难。

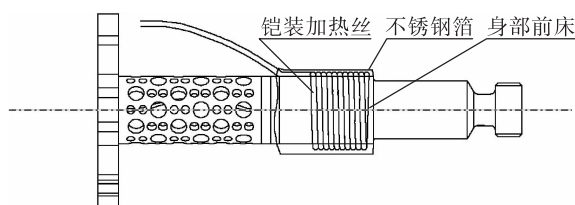


图 3 HAN 基无毒单组元发动机热控方案图

Fig. 3 The thermal scheme of the HAN-based green monopropellant thruster

### 1.3.2 喷注器温度不宜过高

根据以往发动机试车情况,发动机点火后,喷注器温度过高,导致该位置内部的推进剂在高温下爆燃,之后毛细管破裂,使得发动机无法工作。而为保证发动机点火前的温度,在加热器表面应尽量多覆盖隔热材料。为避免喷注器温度过高,该位置不可采用任何隔热措施。因此,热控设计的难点在于要兼顾高温和低温工况不同的需求,最终得到一个可行的热控方案。

### 1.3.3 电磁阀耐受温度有限,身部加热功率不宜过高

由于电磁阀在轨工作无法耐受  $80\text{ }^{\circ}\text{C}$  以上的温度,因此,应考虑发动机身部加温后热传导对电磁阀的加热效果,不可超出电磁阀的上限温度,通过理论、热分析和试验来得到合适的身部加热功率。

## 2 热控方案

### 2.1 导热路径以及对策

有研究表明:用内加热棒从催化床内部直接对催化剂进行加热,以减小热损失并缩短加热时间<sup>[16]</sup>。但该 HAN 基发动机结构尺寸较小,催化床

内腔无足够空间安装内置式加热器。借鉴传统的单组元发动机热控方式<sup>[17-19]</sup>,并进行改进,催化床外表面不增加安装槽而直接安装加热器,这种主动热控方式对该发动机更为合适。

根据该发动机结构,其传热过程分为热传导和热辐射量两部分。从热传导方面考虑:喷注器架为镂空结构,起增加传热热阻的作用;另一方面,加热器所在发动机身部表面温度是最高的,而催化剂位于身部前床的某个部位,因此针对该部位集中加热,提高加热效率。从热辐射方面考虑:需在加热器表面覆盖耐高温辐射率小的金属箔,并且在发动机身部径向和长度两个方向上控制金属箔表面积,使其外包络尺寸尽量小,减少辐射散热量,因此,将不锈钢箔直接覆盖在加热器表面<sup>[20]</sup>并且只覆盖前床部位。

### 2.2 热控方案

根据分析,发动机采取如下热控措施:①在发动机身部前床靠近后床位置安装具有可高效加热的铠装加热丝组件作为加热源;②在铠装加热丝外,前床外表面固定三层不锈钢箔;电磁阀表面覆盖五单元多层隔热材料;③发动机支架表面安装温度传感器,间接反映铠装加热丝组件工作前后的发动机身部特别是前床表面的温度,当其温度为  $195\text{ }^{\circ}\text{C}$  以上时,可认为发动机前床温度高于  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,具备点火条件,工作后监测实时温度。另外,在电磁阀表面安装温度传感器监测电磁阀温度。

## 3 电加热器分析和研制

用于发动机身部的加热器是热控措施中最为关键的器件,而该发动机身部尺寸较小,外径仅为  $15\text{ mm}$ ,身部加热部位长度约为  $20\text{ mm}$ ,如前文所述是热控设计中的难点。

加热器的方案有两种:①借鉴传统加热方法,即在发动机身部需加热的位置加工加热器安装槽,而后再将铠壳式电加热器的加热段安装在槽中,引出段固定在发动机法兰盘安装槽内;②在发动机身部安装铠装加热丝,其引出段同样固定在发动机法兰盘安装槽内。

第一种加热器方案的优点在于应用比较广泛,技术比较成熟,而且该类产品已经成功应用于很多在轨航天器上;其缺点为需在发动机身部增加加热

器安装槽,铠装加热器安装后,身部外包络尺寸最少增加 15 mm,导致加热器工作后热量传导到身部增加了导热路径(安装槽),身部的散热面积增大,辐射散热量也随之增大,结合导热和辐射两个方面热量损耗考虑,加热效率明显下降,考虑到该发动机的启动前催化床温度要求较高,该种方案并不适用。

第二种加热器方案,采用铠装加热丝安装在 10 mm 长的身部加热限定部位,其内部加热芯丝的电密度相比常规加热器需要提高 5 倍,研制难度大;另外,由于铠装加热丝与发动机身部部位贴合程度对热效率影响很大,采用传统的安装方法将其缠绕在身部,而后用金属箔将其点焊固定,但点焊在身部的金属箔数量有限,会出现相当一部分加热丝与身部无法贴合好,导致接触热阻增大。针对以上问题,在材料和工艺方面进行了大量的研究和试验,研制了高阻值密度的加热丝,另外为增加加热丝与身部接触面积,减少人为操作安装因素对接触面积的影响,根据发动机身部外径尺寸将铠装加热丝加热段预制螺旋形状,可直接安装至发动机身部,这样大大提高了加热器和加热表面之间的配合度,进而提高加热效率。

## 4 发动机热分析

### 4.1 几何模型

由于发动机安装在特定的环境和空间中,不同环境和安装特点均会影响其温度分布情况,该发动机在某航天器上的安装方式为集合器直接与航天器蒙皮通过螺钉机械连接。因此,将所有影响发动机温度场的部件均建立在几何模型中,按照实际尺寸在 I-DEAS 的 Master Modeler 里为其建立三维几何模型,包括电磁阀、集合器、支架、喷注器、身部、不锈钢箔和航天器蒙皮。各结构件和部件结构并不规则,而软件只能解决有限数量的规则几何形面的角系数,因此必须简化结构件和部件外形,以便完成有限元模型中节点间几何角系数计算<sup>[21]</sup>。简化如下:忽略螺纹孔、倒角和螺钉;电磁阀近似为一个圆柱体,卫星蒙皮取一个矩形薄壁长方块,在热模型中当作一个恒温热沉看待。将以上内容反映到模型中,如图 4 所示。

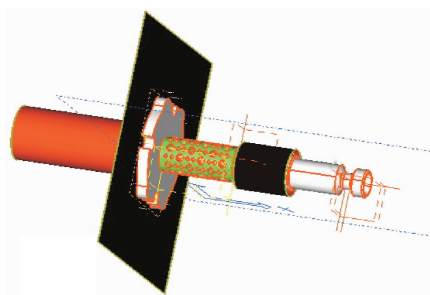


图4 HAN基无毒发动机几何模型图

Fig. 4 The geometry model of HAN-based green monopropellant thruster

### 4.2 网格化、热耦合及边界条件

网格化:将各组件划分网格,分别赋予组件各自材料的热物理性质。为保证热分析仿真计算的准确性,对于发动机身部的导热系数  $\lambda$ ,采用随温度而变化的值<sup>[22]</sup>。各组件划分为直线型四面体单元,由于发动机各组件的结构形状相差较大,为保证仿真计算的准确性和模拟精度,每个组件均有不同大小的体单元,表面覆盖零厚度的直线型三角壳单元。

热耦合:集合器与电磁阀、推力器与卫星安装面之间的螺钉连接采用热阻形式的热耦合,其余组件与组件之间焊接连接,而各组件表面的壳单元之间以及与空间热沉互相进行热辐射耦合。

热边界条件:①由于该发动机随某航天器在轨运行,受到宇宙空间深冷环境低温巨大影响,因此,将宇宙热沉条件设定在模型中,温度为  $-269\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;②由于热设计首先要满足催化床温度大于  $200\text{ }^{\circ}\text{C}$  的要求,如在安装面的温度最低时可满足,其他更高的安装面温度下一定也能满足,因此,安装面边界设定为  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,即低温工况(当安装面温度  $45\text{ }^{\circ}\text{C}$  时称为高温工况,待后文通过试验来考核);③铠装加热丝组件安装在催化床表面靠近后床位置,其加热功率按照实际功率  $8\text{ W}$  来设定;④初始温度:电磁阀为  $-17\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,其余部位均为  $-24\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

根据以上情况,计算了从开始加热到温度平衡即  $5\text{ }400\text{ s}$  过程中的瞬态温度场。

### 4.3 热分析结果

依此进行瞬态温度计算。温度云图以及前床温度点升温曲线如图 5 和图 6 所示。



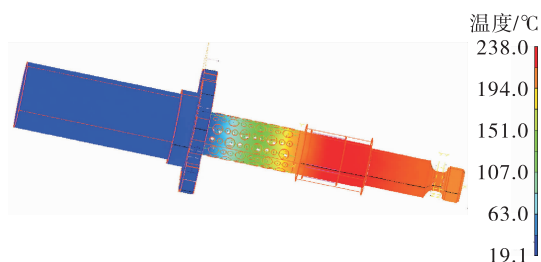


图 5 发动机加热器工作后温度平衡后云图(加热功率为 8 W)

Fig. 5 Temperature contour plot after the heater working  
(the power of heater is 8 W)

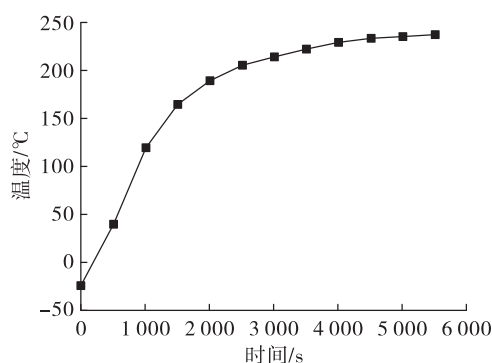


图 6 发动机前床表面距离喷注器板 11 mm 位置温度升温曲线

Fig. 6 Temperature profile of the front part of catalyst bed

从图 5 和图 6 可知,发动机各组件温度在加热器工作后温度逐渐上升,到 5 400 s 时达到平衡,身部前床为 216 ~ 238 °C,整个身部为 212 ~ 238 °C,喷注器为 207 ~ 213 °C,支架为 29.6 ~ 207 °C,集合器为 19.1 ~ 29.6 °C,电磁阀温度为 22.2 ~ 24.6 °C。发动机加热器所在的身部前床位置温度最高,其他位置的温度根据距离身部前床从近到远呈逐渐降低的趋势。距离喷注器板 11 mm 位置正处于前床加热器安装的中间位置,其平衡温度最高,为 238 °C。

## 5 热控设计试验验证

### 5.1 温度测点布置

为验证热控设计方案是否合理可行,对一台 HAN 基发动机按照热控方案进行热控包覆,之后进行真空热试验。试验中在发动机上共布置了 4 个 K 型热电偶用于温度采集,以便全面了解发动机各位置温度。温度测点布置情况如图 7 所示。

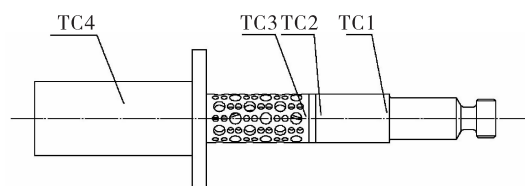


图 7 真空试验温度测点位置图

Fig. 7 The positions of temperature monitors  
in the vacuum test

### 5.2 试验件和试验台状态

将加热器等热控组件以及温度测点安装在一台 HAN 基发动机上,实际应用中将发动机集合器通过螺栓固定在机架上,为模拟该种情况,试验中将发动机的集合器通过螺栓将其固定在真空罐内的一块铝合金大平板上。之后将加热回路以及热电偶的引出导线连在真空罐内的转接电缆上,该电缆通过真空罐转接板以及外部的电缆连接至采集和电源设备上,从而实现对加热器的供电以及温度采集工作。发动机在试验台上的状态如图 8 所示。

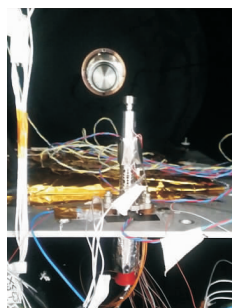


图 8 发动机试验状态图

Fig. 8 The thruster in the test

### 5.3 试验结果分析

按照安装面温度 -20 °C 和 45 °C 2 种状态进行真空热试验,对应的工况分别称为低温工况和高温工况。根据上文对低温工况的热分析,将试验结果和仿真结果对比,验证有限元模型的合理性,得出该工况下热控措施的有效性;利用高温工况的真空热试验来验证各组件温度特别是电磁阀温度满足指标情况。

#### 5.3.1 低温工况试验以及验证

##### 5.3.1.1 试验结果

按照工况条件进行试验环境等设置,得到了相应的温度数据。升温情况如图 9 所示。

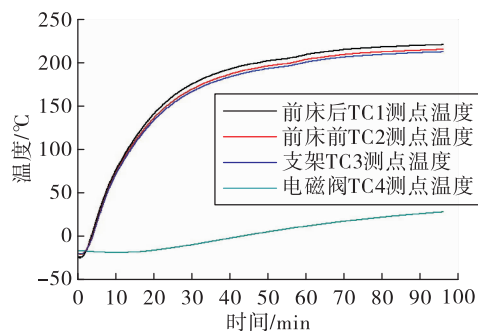


图9 HAN基发动机真空试验升温曲线图(低温工况)

Fig. 9 Temperature transients with time in the test of HAN-based green monopropellant thruster (low temperature case)

从图9可得,加热器工作开始后,催化床前床以及与之邻近的支架部位温度迅速升高,60 min后,前床后、前床前以及支架温度从 $-24^{\circ}\text{C}$ 分别升高到 $209^{\circ}\text{C}$ 、 $203^{\circ}\text{C}$ 、 $200^{\circ}\text{C}$ ,而此时由于电磁阀距离高温催化床位置相对较远,热量还未完全传导过来,温度为 $11.6^{\circ}\text{C}$ 。之后到试验结束前的30 min中,所有温度曲线上升比较平缓,到试验结束已达到了平衡,前床后、前床前、支架和电磁阀温度分别为 $221^{\circ}\text{C}$ 、 $215^{\circ}\text{C}$ 、 $212^{\circ}\text{C}$ 、 $28^{\circ}\text{C}$ 。可见热量通过催化床前床沿发动机轴线热传导至电磁阀处,其温度依次降低。由于电磁阀在导热路径的末端,大传导热阻的镂空支架起到了很好的阻隔热量作用,满足电磁阀不高于 $80^{\circ}\text{C}$ 的温度要求。

### 5.3.1.2 试验和热分析对比

根据真空试验中采集的温度数据,提取热分析中相同位置的平衡温度数据,两者进行对比,对比情况见图10~图13。

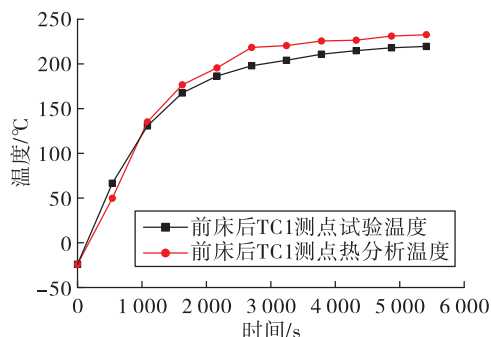


图10 前床后 TC1 测点试验验证图

Fig. 10 The temperature verification of TC1 monitor on the back part of front catalyst bed

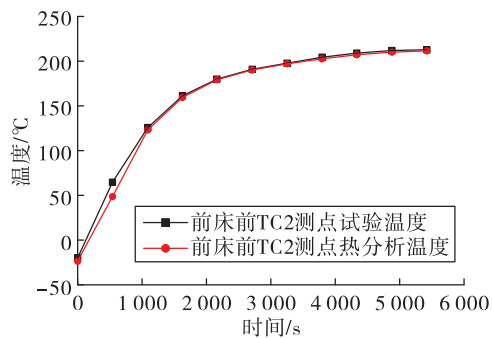


图11 前床前 TC2 测点试验验证图

Fig. 11 The temperature verification of TC2 monitor on the beginning part of front catalyst bed

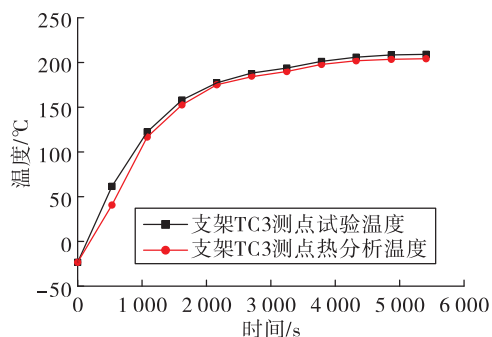


图12 支架 TC3 测点试验验证图

Fig. 12 The temperature verification of TC3 monitor on bracket

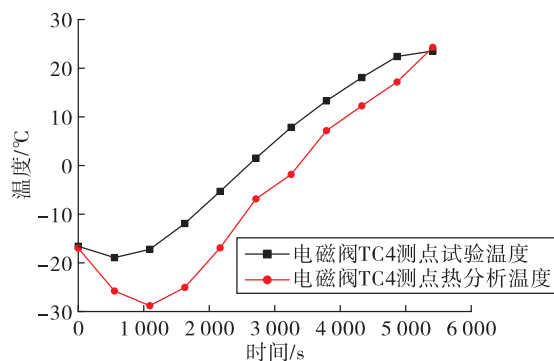


图13 电磁阀 TC4 测点试验验证图

Fig. 13 The temperature verification of TC4 monitor on the valve

从图10~图13可得:

1) 每个温度测点试验和热分析温度变化趋势是一致的,随着加热器的工作,身部以及支架温度均快速上升,电磁阀由于距离加热器位置较远,在试验最初时间段其温度受到低温热沉的影响较大,

温度呈下降趋势,而后当加热器的热量传导到此处,温度才稳步上升。发动机身部附近的温度测点 TC1 ~ TC3 在铠装加热丝组件工作后,试验和热分析温度基本一致。

2) 前床前 TC2、支架 TC3、电磁阀 TC4 和前床后 TC1 测点位置温度,整个过程中其热分析和试验温度平均误差分别为 2、3、6、13 °C,平衡温度误差分别为 1、4、1、13 °C,除前床后温度外其余位置的热分析和试验温度吻合较好。

### 5.3.1.3 数值仿真和试验误差原因

1) 边界条件误差。在热分析中安装面温度设定为 -20 °C,而真空试验中在铝板上安装 2 个温度传感器反馈温度,通过控制铝板上加热器通断,保证安装面温度。由于温度传感器有限,有布置测点的位置温度可以保证设定值,而其他位置的温度存在着一定偏差。因此,热分析和试验中安装面温度不一致是误差产生的原因之一。

2) 试验状态与有限元模型存在差别。从图 8 可以看到,试验件表面被热电偶导线所遮挡,而有限元模型中没有将此情况考虑在内,发动机在热传导和热辐射过程中,热分析和试验状态有所不同,因此会对所得温度产生一定的影响。

3) 简化模型中套筒结构。热分析中采用简化后的模型,在加热器上方只建立了一个单层套筒。但实际状态为三层不锈钢箔形成一定空隙点焊在催化床上,两层不锈钢箔之间存在一定的间隙和直接接触。在软件中建立不规则的不锈钢箔曲面状态有一定难度,并且考虑到无法统计到两层不锈钢箔实际的接触面积,因此将三层不锈钢箔简化为一层,导致热分析和试验温度有所不同。

### 5.3.2 高温工况试验

考虑到安装面温度达到最高 45 °C 时,会对电磁阀产生高温效应,需通过真空热试验考核其是否满足不大于 80 °C 的要求。试验所获取的各温度测点升温情况如图 14 所示。

从图 14 可得,各温度点经过 60 min 左右可以达到平衡:

1) 最高平衡温度出现在发动机身部,前床后、前床前平衡温度分别为 235、228 °C,满足将发动机催化床前床温度加热到 200 °C 以上的要求。

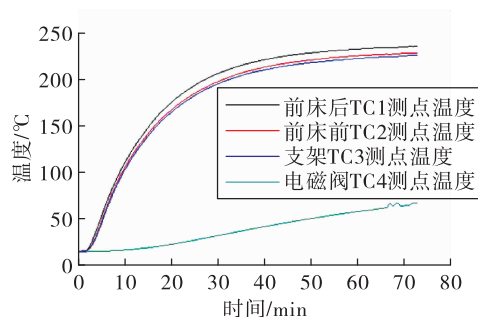


图 14 HAN 基发动机真空试验升温曲线图(高温工况)

Fig. 14 Temperature transients with times during HAN-based green monopropellant thruster vacuum test (high temperature case)

2) 电磁阀温度平衡温度为 65 °C,其中电磁阀较身部的平衡温度低约 160 °C,说明发动机通过支架镂空结构配合热控措施,保证了电磁阀温度小于 80 °C 的使用要求。

## 6 结论

1) 该 HAN 基无毒发动机,通过采用在身部安装一种新型铠装加热丝组件,外覆盖不锈钢箔的热控方式,结合镂空支架的结构设计,满足发动机点火前其前床大于 200 °C、电磁阀 80 °C 和 5 °C 的上下限温度要求。

2) 前床前 TC2、支架 TC3、电磁阀 TC4 和前床后 TC1 测点的热分析和真空热试验平衡温度相比,误差分别为 1、4、1、13 °C,除前床后温度外其余位置的热分析和试验温度吻合较好。有限元模型得到了试验验证,可以用于其他工况的温度计算以及预示等工作。

3) 相对于传统单组元发动机在发动机温控环上安装隔热套筒的隔热方式,用金属箔如不锈钢箔直接点焊在发动机表面的方式,简化了隔热结构,是一种经济可行的被动热控方法。

### 参考文献:

- [1] 刘川,赵峰,刘俊. HAN 基无毒单组元 1N 发动机设计研究[J]. 上海航天,2016,33(4): 32-37.
- [2] 李小芳. 无毒单组元发动机技术研究[J]. 上海航天,2001,18(3):26-35.

- [3] ONODAKA S. Ignition characteristics of HAN liquid for gas-hybrid rockets[R]. AIAA 2013-4051.
- [4] KAKAMI A. One newton thruster by plasma-assisted combustion of HAN-based monopropellant [R]. AIAA 2012-3756.
- [5] PERSSON M, ANFLO K, DINARDI A, et al. A family of thrusters for ADN-based monopropellant LMP-103S[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, Georgia. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [6] 刘俊, 刘川. 无毒单元发动机催化燃烧过程可视化试验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(3): 45-48.
- [7] 刘俊, 潘一力, 李伟, 等. C/SiC 复合材料在 HAN 发动机上应用研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(5): 63-68.  
LIU J, PAN Y L, LI W, et al. Research on application of C/SiC composite in high-energy HAN-based thruster[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(5): 63-68.
- [8] 杭观荣, 洪鑫, 康小录. 国外空间推进技术现状和发展趋势[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 7-15.  
HANG G R, HONG X, KANG X L. Current status and development trend of space propulsion technologies abroad [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5): 7-15.
- [9] MCLEAN C H, HALE M J, DEININGER W D. Green propellant infusion mission program overview[R]. AIAA 2013-3847.
- [10] DEININGER W D, ATTEBERRY J, BYGOTT K, et al. Implementation of the green propellant infusion mission (GPIM) on a ball aerospace BCP-100 spacecraft bus [R]. AIAA 2013-3848.
- [11] SPORES R A, MASSE R, KIMBREI S. GPIM AF-M315E propulsion system[R]. AIAA 2013-3849.
- [12] MCLEAN C H, DEININGER W D, JONIATIS J. Green propellant infusion mission program development and technology maturation[R]. AIAA 2014-348.
- [13] YIM J T, REED B D. Green propellant infusion mission plume impingement analysis[R]. AIAA 2013-3850.
- [14] 鲍世国, 公绪滨, 陈艺, 等. 一种 HAN 基单元推进剂及催化分解性能研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 39-45.  
BAO S G, GONG X B, CHEN Y, et al. Investigation of a novel HAN-based monopropellant and its catalytic decomposition performance[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 39-45.
- [15] 陈兴强, 张志勇, 滕奕刚, 等. 可用于替代肼的 2 种绿色单组元液体推进剂 HAN、ADN[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2011, 9(4): 63-66.
- [16] 吴靖, 孙威, 蔡国飙. 内加热式  $N_2O$  单组元推力器预热过程仿真与试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 556-560.
- [17] 汪琼华, 汤建华, 洪鑫, 等. 小推力单元肼推力器温度场数值分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 18-22.  
WANG Q H, TANG J H, HONG X, et al. Numerical investigation on low power monopropellant hydrazine thruster [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(1): 18-22.
- [18] 孙威, 方杰, 张佳, 等.  $N_2O$  单组元推力器预热过程有限元分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2152-2156.
- [19] 沈军, 刘伟强, 汤建华. 单组元发动机推力室在轨温度数值仿真[J]. 推进技术, 2003, 24(3): 201-203.
- [20] DARYABEIGI K. Thermal analysis and design optimization of multilayer insulation for reentry aerodynamic heating[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(4): 509-514.
- [21] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术: 原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [22] NESBITT J A. Thermal modeling of various thermal barrier coatings in a high heat flux rocket engine[J]. Surface and Coatings Technology, 2000, 130(2/3): 141-151.