

独 创 性 声 明

本人声明所呈交的论文是我个人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。尽我所知，除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含任何其他人已发表或撰写过的材料，也不包含为获得其它教育机构的别种学位或证书而大量使用过的材料。与我一同工作的人对本研究所做的任何贡献已在论文中作了明确的说明并表示谢意。

签名: 张文彬 日期: 2010.6.4

关于论文使用授权的说明

本人完全了解培养单位有关保留、使用学位论文的规定，即：培养单位有权保留送交论文的复印件，允许论文被查阅和借阅；培养单位可以公布论文的全部或部分内容，可以采用影印、缩印或其他复制手段保存论文。

签名: 张文彬 见证人: 李磊 日期: 2010.6.4

摘 要

空间探测是指通过探空火箭、人造卫星、人造行星和宇宙飞船等航天器,对空间环境进行的直接探测。自然界产生的空间扰动有一定的偶然性,这些探测通常都是携带各种探测器来被动探测空间环境的变化及扰动。相比之下,空间等离子体主动试验,是用人工方法破坏空间物理环境的平衡状态,然后观测它恢复平衡的动力学过程。这种方法有利于从众多的物理参数中突出某一个或少数几个加以研究,发现其规律。

本文通过调研国外已经开展的空间等离子体主动试验的案例,结合我国为主动试验进行的前期工作,在此基础上开展了以钡释放为目标的空间等离子体主动试验的地面实验,考察了加热、气化钡的基本原理、过程,重点对点火系统进行了研究,发现化学物质具有一定的电阻时比较容易点燃,并通过实验测定点火能量约为 22J。对 Ti+C 的燃烧温度进行了测量,得到大气中的燃烧温度最高为 2600K。在此基础上设计了真空系统内的缩比释放实验,拟定了在实验中测量真空内燃烧的温度与压力的方案。

本文还针对钡释放装置的工程样机,进行了热设计。在试验中,与运载火箭分离后的试验装置在空间中继续飞行一段时间后进行工作,在这段飞行中无法对其进行姿态控制,为使得电控箱内的电路能够正常工作,需要对电控箱表面进行涂层处理,使其温度可以始终控制在理想范围内。本文计算了这种情况下电控箱的温度,结果表明,太阳辐射热流与电控箱内部发热是温度变化的主要原因。由于电控箱姿态不定,电控箱接受太阳辐射的情况会直接影响其温度变化,所以涂层需要满足多种情况的要求。计算结果表明,选择表面低吸收率($\alpha = 0.15$)及相应的表面发射率($e = 0.16$)的全反射涂层,可以将电控箱温度变化控制在很小的范围内,保证电控箱内电路正常工作。

关键词: 主动试验, 地面实验, 热控, 涂层

Abstract

Space exploration is the direct detection of space environment by man-made spacecraft such as rockets, satellites, planets and spacecrafts. These are usually passive detection of space environmental changes and disturbances. Disturbances of nature are usually unpredictable. Compared to the passive way, space plasma active experiment is artificial destruction of the physical equilibrium of the space environment, and observation of its dynamic process of restoring balance. This method is beneficial to highlight one or a few parameters among many physical parameters to discover their rules.

This paper describes ground experiments of Barium release system in space plasma active experiment on the basis of prior research on space plasma active experiment abroad and the preliminary work for active experiment before in our country. In the laboratory, we investigated the heating and release method of Barium, and conducted a study on the ignition system and we found that more easily ignited when the chemicals have certain resistance, and ignition energy obtained by experiment is about 22 Joule. We measured the titanium and carbon combustion temperature, the maximum combustion temperature was up to 2600 Kelvin in the atmosphere. On this basis, we designed the scaled release experiment in vacuum, meanwhile, schemes for measuring combustion temperature and pressure in vacuum were determined too.

This paper also gives the thermal design for the Barium release module. In space physics active experiment, the experimental device continues to fly in space until the time to release after separation with the launch vehicle. During flight the device's attitude can't be controlled. In order to make the circuit in the electronic control box to work properly, surface coating must be applied to the electronic control box to control the temperature in an ideal range. This paper calculated the temperature of electronic control box under this condition, and results show that solar radiation heat flux and electric heat inside the control box are main reasons for the temperature change. As the attitude of the electronic control box is uncertain, solar radiation will directly affect its temperature, so

coating needs to meet the requirements of different situations. The results show that total reflection coating with low surface absorption rate ($\alpha = 0.15$) and corresponding surface emissivity ($e = 0.16$) can control the box temperature change within a very small range, ensuring the circuit inside in the normal scope of working temperature.

Key Words: Active experiment, Ground experiment, Thermal control, Coating

目 录

0 绪言	1
0.1 选题背景	1
0.2 选题的意义	1
0.3 空间等离子体主动试验的研究进展	2
0.4 研究内容及方法	5
0.5 本文的结构	5
1 空间等离子体主动试验理论	6
1.1 自蔓延高温合成方法	6
1.2 自蔓延高温合成引燃技术	10
2 空间等离子体主动试验地面试验	15
2.1 点火方式研究	15
2.2 燃烧温度测量	22
2.3 释放物的选择	25
2.4 在无氧环境中进行点火实验	27
2.5 真空中的温度压力测量	28
2.6 结论	29
3 空间等离子体主动试验设备辅助设计——电控箱热设计	31
3.1 理论与计算方法	31
3.2 实验概述	33
3.3 仪器热设计与计算优化	35
3.4 外热流计算及结果	36
3.5 结论	39
4 结论与展望	40
参考文献	42

表格目录

1.1 SHS 反应的几个典型参数比较.....8

2.1 脉冲点火器规格参数表.....16

2.2 G4PC50UD 参数表.....20

2.3 几种金属的热力学数据.....26

插图目录

0.1 主动试验中释放产生的人造彗星·····	3
0.2 AMPTE 项目中拍摄的钽云照片·····	4
1.1 自蔓延燃烧合成反应过程 ·····	7
1.2 SHS 反应温度、转化率和热释放率分布图·····	9
1.3 SHS 过程典型的热分布示意图·····	9
1.4 具有后烧反应的 SHS 过程的温度—转化率和热释放速率分布示意图 ·····	10
1.5 电火花点火装置电路原理图·····	13
2.1 压模工具示意图·····	15
2.2 点火电路原理图·····	16
2.3 药粉柱点火照片·····	17
2.4 测量电路原理图·····	18
2.5 点火电压电流测量数据图·····	18
2.6 含有稀释剂时电压电流曲线·····	19
2.7 晶闸管点火电路原理图·····	20
2.8 晶闸管工作等效电路·····	21
2.9 晶闸管保护点火电路·····	22
2.10 热电偶温度-电势曲线·····	23
2.11 热电偶采集的数据图像 ·····	24
2.12 燃烧温度曲线 ·····	25
2.13 实验释放罐示意图 ·····	29
3.1 释放罐结构示意图·····	31
3.2 电控箱结构示意图·····	31
3.3 电控箱外热流概况·····	32
3.4 电控箱装配图·····	34
3.5 地球轨道坐标系示意图·····	34
3.6 温度变化随吸收率、发射率变化图·····	37

3.7 最优化吸收—辐射比.....	37
3.8 温度变化曲线.....	38
3.9 热流组成图.....	38

0 绪言

0.1 选题背景

空间环境是指除了陆地、海洋、大气以外人类生存的第四个环境，通常指地面上几十公里高度以上的广大宇宙区域，其中充满着各种各样形态的物质，有各种粒子和场，它们既可以是天然的，也可以是人为的：粒子有中性气体，电离气体，等离子体，各种能量的带电粒子，各种尺度的流星体及空间碎片；场有引力场，电场，磁场和各种波长的电磁辐射；深空中还有小行星，行星及彗星等大尺度“粒子”；这些各种各样形态的物质就构成了空间环境^[1]。

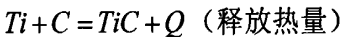
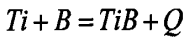
空间探测是指通过探空火箭、人造卫星、人造行星和宇宙飞船等航天器，对空间环境进行的直接探测。这些探测通常都是发射各种探测器来被动探测空间环境的变化及扰动，自然界产生的空间扰动有一定的偶然性，相比之下，如果能够认为制造扰动源并进行观测研究，就有很大的优越性^[2]。

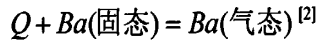
0.2 选题的意义

空间等离子体主动试验，即用人工方法破坏空间物理环境的平衡状态，然后观测它恢复平衡的动力学过程。这种方法有利于从众多的物理参数中突出某一个或少数几个加以研究，发现其规律^[3]。该实验以释放粒子束、电磁波或化学物质的方式，将一种已知并可控制的能量或物质注入到空间环境中，通过星载观测设备或地面观测仪器对释放效果进行观测，并分析研究，得到预期的结果^[4]。

空间等离子体主动试验（以下简称主动试验）是通过火箭或航天飞机将释放装置带入到空间中，在预定高度进行释放试验。其释放物通常为金属蒸汽，综合考虑实验的准备和便于观测等因素，选择钡、铯、钙等。通过使用自蔓延 Self-propagating High-temperature Synthesis (SHS) 反应产生热量来加热至蒸发待释放的物质^[5]。

以钡作为释放物为例，通过 SHS 反应释放钡的反应式如下：





使用 SHS 反应来加热待释放物质的优点是：SHS 反应不需要持续对反应提供能量，只要提供了触发反应的条件，反应会持续进行下去，直到反应条件不能被满足。待释放物质金属钡被汽化后，在释放罐中形成高压环境，压力压迫罐体前端法兰口中的爆破片，达到爆破片额定压力后，爆破片破裂，罐中钡金属蒸汽以高速喷射出。

通过 SHS 反应产生的热量蒸发钡，钡作为释放物迅速受热生成蒸汽，以相对释放罐 1km/s 的速度注入空间中，在罐尾形成一个薄的半球形云雾。钡迅速通过太阳紫外辐射电离，电离的钡离子相当于一种光学示踪剂，可以通过地面仪器光学观测到，观测结果将有助于确定等离子体与空间背景相互作用的机制，如电场加速机制等^[3]。

主动试验的进行可以为包括以上所述的许多项科学研究提供数据支持，其中主要有 i)小范围的临界电离速度 Critical Ionization Velocity (CIV) 的证明；ii)释放产生的抗磁腔与大量参数的关系；iii)磁层—电离层耦合；iv)修正高能电子的分布函数；v)模拟磁层波；vi)探讨诱导增强极光活动的可能性^[3]；vii)太阳风和地球磁场之间的相互作用等。

0.3 空间等离子体主动试验的研究进展

0.3.1 国际上已取得的研究成果

自 20 世纪中期开始，世界上的一些发达国家已经独立或通过合作进行了一系列的主动试验^[4]。上世纪 90 年代左右，各发达国家先后进行了一批主动试验，其中最具代表性的是美国的 Combined Release and Radiation Effects Satellite (CRRES) 计划。CRRES 卫星是研究近地空间环境和地球的辐射环境效应，该卫星于 1990 年 7 月 25 日发射，卫星轨道倾角为 18.1°、近地点 350km，远地点 5.27 地球半径的地球同步过渡轨道的椭圆轨道。卫星携带了各种科学仪器及 24 只释放罐，每只释放罐分别装有不同重量的释放物金属钡或金属锂，重量在 1kg—11kg 不等，释放位置在 350km 到 6 个地球半径以上的范围内^[4]。

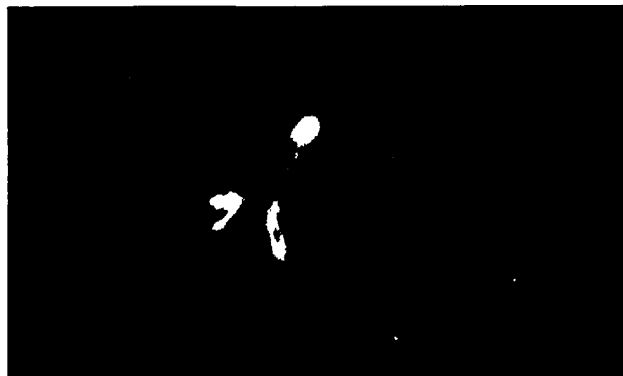


图 0.1 主动试验中释放产生的人造彗星

CRRES 进行的释放主要针对以下三个研究目标:

- 1.离子与电离层耦合研究; 411—495km
- 2.CIV 研究; 517—593km
- 3.人造极光与共轭点观测; 6000—30000km

空间物理史上另一次重要的试验是一项名为 Active Magnetospheric Particle Tracer Explorers (AMPTE)的合作项目, 该项目由美国、英国及联邦德国共同研究, 耗资七千八百万美元, 耗时长达 12 年。

项目共有三件航天器, 分别由三国负责制造: Ion Release Module (IRM)由联邦德国制造; United Kingdom Satellite (UKS)由英国制造; Charge Composition Explorer (CCE)由美国制造。三件航天器于 84 年 8 月 16 日共同由一枚 Delta Rocket 运送至轨道, CCE 被送入远地点 8.8 地球半径, 近地点 1103km 的赤道轨道上, 因此它大部分时间可以处在磁层中^[6]。IRM 和 UKS 被推送至更高的轨道, 其远地点 18.7 个地球半径, 近地点 557km, 轨道周期 44.3 小时, 轨道倾角 28.8° 。这样的轨道使得两颗卫星可以穿过低纬度的磁层顶和弓激波边界^[7]。同时两星之间保持紧密的联系使得 UKS 可以立即获取当地释放时的等离子体状况。

联邦德国的一颗人造卫星与 1984 年 12 月 27 日清晨四点半(太平洋标准时间)在太平洋六万英里的高空释放出云雾状的金属钡, 以产生一种类似彗星的天体现象——人造彗星。

下图为 AMPTE 中卫星拍摄到的释放后的照片, IRM 释放出的高温钡蒸汽在空间中迅速电离并散开, 形成一个类似彗星尾巴的形状。科学家们希望通过这项研究来深入了解太阳风和地球磁场之间的相互作用; 空间等离子体与尘埃和气体

碰撞对彗星、行星和恒星的形成所起的作用；如何控制等离子体以利用核聚变产生的能量；太阳风如何干扰人造卫星和地球的通讯和电力线路，以及如何影响地球的天气等问题。

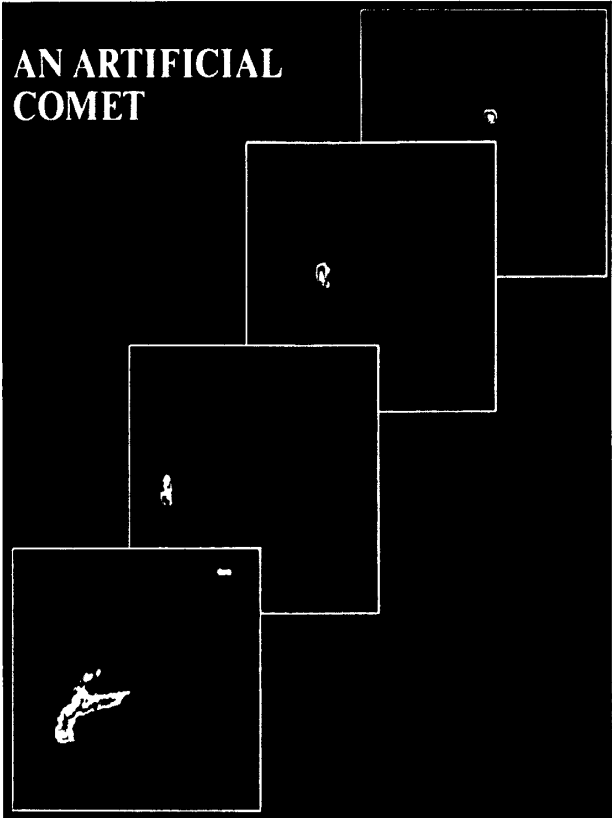
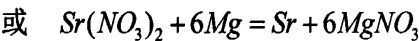
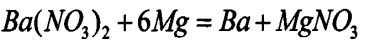


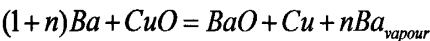
图 0.2 AMPTE 项目中拍摄的钡云照片

另外，日本等国家也在 90 年代成功开展了主动试验。

早期的主动试验中，其蒸发主要是通过如下化学反应进行：



利用上式化学反应，来生成高温高原的钡、铯蒸汽。或是利用



CuO 与 Ba 反应生成的热来蒸发钡。

利用上面的方法来取得钡蒸汽的效率比较低，而后在主动试验中应用的 SHS 反应，可以大大提高金属钡的蒸发效率。

0.3.2 国内相关领域进行的研究

空间等离子体主动试验在我国的空间物理史上还没有成功进行过,我国科学家徐荣栏、李磊、尤大伟等人曾在 1992 年进行过针对空间物理释放试验的地面实验准备及一系列理论研究,包括课题研究和化学释放罐的原理性实验和装置设计,计算了从卫星释放钡可能产生的空间等离子体的临界电离速度现象^[2]。

他们的前期工作为我们留下了一些宝贵的实验数据及理论支持。如今我们期待能够在此基础上,继续完成地面实验的工作,并完成释放罐的设计工作,将来利用火箭或卫星开展空间等离子体主动试验。

0.4 研究内容及方法

本文中的研究主要通过进行实验来完成,结合实验以及理论计算确定合理的点火电压及点火能量,制定规范化的点火系统结构。

通过实验观测得到在反应罐中的反应最高温度和最大压强,使得对反应罐的罐体的耐高温及耐压系数要有严格的设计标准。在无氧或真空环境中进行点火实验,借以模拟太空稀薄等离子体中的释放环境,观察实验结果并进行理论分析。为真正的太空中释放提供宝贵参数。

利用和金属钡性质相似毒性较小的金属铈替代钡,进行模拟释放实验,观察金属蒸气喷射的情况,积累实验数据及实验经验。在保证安全的情况下,使用金属钡进行释放实验,观测释放实验的温度、压强等数据,分析释放剩余物的含量。

0.5 本文的结构

本文主要分为以下几部分。第一章重点介绍在空间等离子体主动试验中的一些重要理论,如 SHS 反应。第二章将介绍我进行的一些主要的实验及其结果。第三章介绍对实验样机进行的辅助设计。第四章为结论及展望。

1 空间等离子体主动试验理论

1.1 自蔓延高温合成方法

1.1.1 SHS 方法的发展

在空间环境中对化学释放物进行加热至汽化, 需要一种能快速提供大量热量的热源, 受空间环境的限制, 主动试验多采用自蔓延高温合成反应来提供热量。

自蔓延高温合成(Self-propagating High-temperature Synthesis, 简称 SHS) 是 20 世纪 60 年代由前苏联学者 Merzhanov、Brovinkaya 和 Shriko 在发现“固体火焰”的基础上提出的一种材料合成新方法^[9]。1967 年, 三人于前苏联科学院化学物理研究所开始了过渡金属与硼、碳、氮气反应的实验, 在钛与硼的体系中, 他们观察到所谓固体火焰的剧烈反应, 此外他们的注意力集中在其产物具有耐高温的性质, 他们提出了用缩写词 SHS 来表示自蔓延高温合成, 受到燃烧和陶瓷协会一致赞同, 这便是自蔓延高温合成术语的由来。此外, 目前国内外还用燃烧合成(combustion synthesis)来表示这种方法^[10]。

燃烧引发的反应或燃烧波的蔓延相当快, 一般为 $0.1 \sim 20.0 \text{ cm/s}$, 最高可达 25.0 cm/s , 燃烧波的温度或反应温度通常都在 $2100 \sim 3500 \text{ K}$ 以上, 最高可达 5000 K ^[10]。SHS 以自蔓延方式实现粉末间的反应, 与制备材料的传统工艺比较, 工序减少, 流程缩短, 工艺简单, 一经引燃启动过程后就不需要对其进一步提供任何能量。由于燃烧波通过试样时产生的高温, 可将易挥发杂质排除, 使产品纯度高。同时燃烧过程中有较大的热梯度和较快的冷凝速度, 有可能形成复杂相, 易于从一些原料直接转变为另一种产品。并且可能实现过程的机械化和自动化。另外还可能用一种较便宜的原料生产另一种高附加值的产品, 成本低, 经济效益好。

1.1.2 SHS 反应基本原理^[12]

自蔓延高温合成是利用反应物之间高的化学反应热的自加热和自传导做用来合成材料的一种技术, 当反应物一旦被引燃, 便会自动向尚未反应的区域传播, 直至反应完全, 是制备无机化合物高温材料的一种新方法。自蔓延高温合成反应

过程如图 1.1 所示。

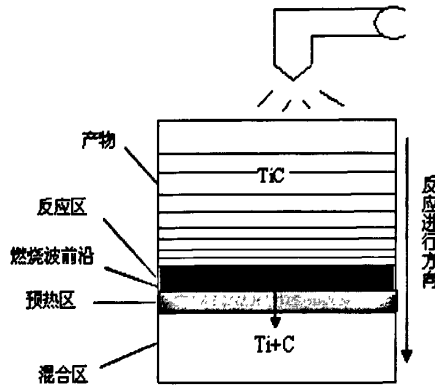


图 1.1 自蔓延燃烧合成反应过程

SHS 本质上是一个剧烈的物理化学反应过程，SHS 燃烧反应绝热温度 (T_{ad})，是在假设体系没有质量和能量损失条件下（绝热反应），化学反应放出的热量是体系能达到的最高温度。SHS 过程中，反应体系在一个很狭窄燃烧区快速升温进行材料合成反应，整个过程近似于绝热反应。设 SHS 反应为：



据能量平衡可得：

$$\Delta H_{298}^{\circ} = - \int_{298}^{T_{ad}} C_p dt \quad (2)$$

其中 ΔH_{298}° 为反应 (1) 在 298K 时的标准焓变， C_p 为反应物及产物热容、相变等相关的函数。解次积分方程即可求得 SHS 燃烧反应的绝热温度。

绝热燃烧温度是描述 SHS 反应特征最主要的热力学参量，可以作为判断燃烧反应是否自我维持的定性判据，还可以对燃烧反应产物的状态进行预测，并可为反应体系的成分设计提供依据。 T_{ad} 一般在 1800 ~ 6000K，影响 T_{ad} 的因素主要有化学配比和环境温度。Merzhanov 等人提出以下经验判据，即当 $T_{ad} \geq 1800K$ 时，SHS 反应才能自我持续完成。Munir 发现一些 T_{ad} 低于其熔点 T_m 的化合物生成热与 298K 下的热容的比值 H_{298}°/C_{p298} 与 T_{ad} 之间呈线性关系。由此提出，仅当

$H^{\circ}_{298}/C_{p298} \geq 2000K$ （对应于 $T_{ad} \geq 1800K$ ）时反应才能自我维持。

SHS 动力学参量是描述 SHS 过程特性的重要参量，它旨在研究燃烧波附近高温化学转变的速度等规律，： i) 反应速率是描述化学反应过程的一个普遍适用参量（由于绝大多数 SHS 反应体系并非实在原子或分子水平的均匀混合，因而应用一般的物理化学反应理论会遇到困难）； ii) 质量传递和能量传递成为反应过程的主要因素，能量释放速率与质量燃烧速率不同于燃烧波速（它们的值与观察者所选取的参照系统无关），具有鲜明的物理意义。研究表明在 SHS 体系内合成反应是分步完成的，即使燃烧波已移动，但合成反应还在继续； iii) 原料的初始状态和外部条件对 SHS 反应也有重要影响。由于 SHS 过程的高温 and 高速反应特性，使之对其动力学研究十分困难，加上 SHS 反应的特殊性和复杂性，目前研究仍处在进一步深化探讨中^[11]。

SHS 方法的优点归纳起来有： i) 反应时间短，能源利用充分； ii) 设备、工艺简单； iii) 产品纯度高，反应转化率接近 100%； iv) 不仅能生产粉末，如果同时施加压力，还可以得到高密度的燃烧产品； v) 产量高等优点。

下表为 SHS 反应与常规方法的一些参数比较：

表 1.1 SHS 反应的几个典型参数比较

典型参数	SHS 法	常规方法
最高温度(℃)	1500—4000	<2200
反应传播速度(cm/S)	0.1—15(以燃烧波形式)	很慢，以 cm/h 计
加热速度(℃/h)	$10^3—10^6$	<8
点火能量(W/cm^2)	<500	——
点火时间(S)	0.05—4	——
合成带宽度(mm)	0.1—5.0	较长

1.1.3 SHS 反应动力学^[12]

SHS 过程包含复杂的化学和物理化学转变，要想获得满意的产品就必须明了整个反应机理以及各种因素对 SHS 过程的影响。如果将自蔓延的燃烧区描述为燃烧波的话，试样被点燃后，燃烧波以稳态传播时，燃烧波就在试样(或空间)建立起

温度、转化率和热释放率分布图。

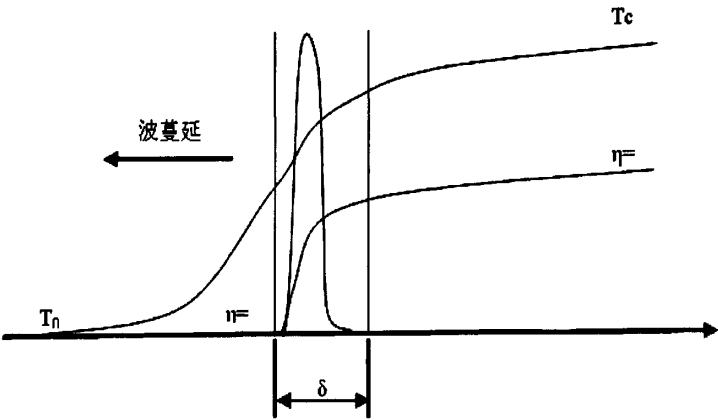
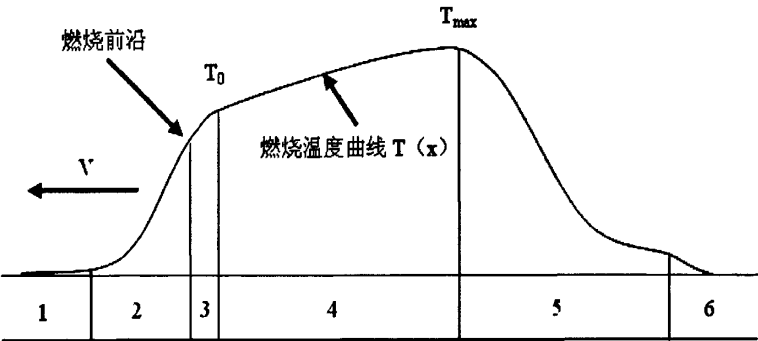


图 1.2 SHS 反应温度、转化率和热释放率分布图

可以看出，燃烧波前沿的区域是热影响区，当该区内温度从 T_0 上升到着火温度，热释放速率和转化率开始由 0 逐渐上升，这样就进入燃烧区，在这一区域内实现由反应物结构转化为产物结构，当转化率达到 1 时，反应即进入产物区。

温度分布曲线进一步描述了燃烧过程的反应特点，如图 8.3 所示。在初始燃烧区，反应物结构向产物结构转变尚未完全进行，结构处于中间状态。在二次化学和结构转变区内，最终实现结构的转变。



1.未受影响区 2.预热区 3.初始燃烧区 4.一次化学和结构转化区 5.冷却区 6.产物区

图 1.3 SHS 过程典型的热分布示意图

假定反应物结构在燃烧区完全转变成产物结构的理想条件下，如果燃烧反应受动力学控制，则温度、转化率和热释放率转变如图 8.4 所示，这表明反应不仅

限于燃烧波的波阵面处，而且当波阵面通过以后仍有反应进行。

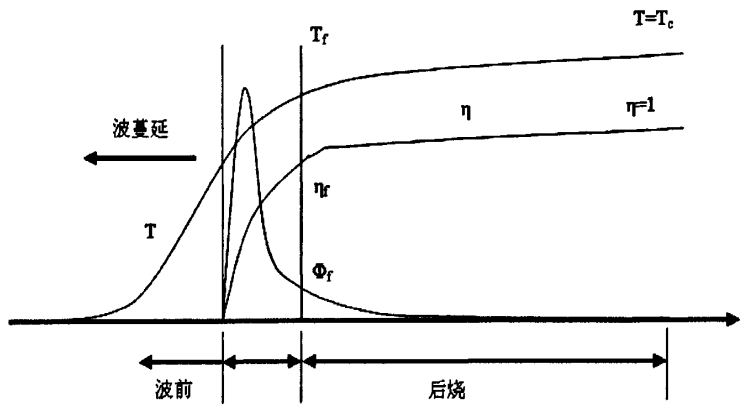


图 1.4 具有后烧反应的 SHS 过程的温度—转化率和热释放速率分布示意图

1.2 自蔓延高温合成引燃技术

1.2.1 常用的引燃方法^[12]

SHS 的燃烧过程是强烈的自维持放热反应的过程。从无化学反应向稳定的自维持强烈放热反应状态的过渡过程即为着火过程。着火条件是点火理论研究的重要内容，即在一定的初始条件下，由于反应的剧烈加速，使反应系统在某个瞬间和空间的某部分达到高温反应态（即燃烧态），那么实现这个过渡的初始状态便称为着火条件。着火条件不是一个简单的初温条件，而是化学动力学参数和流体力学参数的综合函数，对于开口体系，还需考虑体系与环境的物质交换。闭口系统中的物理因素比较简单，容易看出着火问题的本质。在着火问题研究中，经常用到点火温度概念。从着火条件可知，点火温度仅是着火临界条件的一个参数，它随其他参数变化而变化。实际着火时，着火区存在温度梯度，此时，着火温度应为着火区的温度场。

SHS 发展至今已有很多种着火方法。如：

- (1) 燃烧波点火。燃烧波点火是利用已燃烧的体系点燃另一燃烧体系，已燃烧的体系称为点火剂。点火剂的种类很多，并且其密度、重量、成分等都是可变的参数。点火剂本身是用别的点火方法点燃的，例如钨丝等。A. G. Strunina 和 V. V. Barzykin 对燃烧波进行了详细的研究，样品放置在一个支架上并用弹簧夹固定。该装置可实现样品预热和冷

却。改变气流速率可改变与环境的热交换速率。燃烧速率通过摄影确定。通过试验观察点火模式,确定点火延迟时间,点火能和点火温度等。

- (2) 辐射点火。辐射点火方式很多,钨丝通电点火即为辐射点火。这种方式以无接触方式提供能量。V.P.Stovbun 设计了一套可提供 $6 \times 10^6 W \cdot m^{-2}$ 热流密度的装置,热源为一氙灯,波长 200—1800nm,热流密度分布不超过 5% (10mm 的焦点范围内),热流脉冲时间可精确到 0.01s,最小脉冲时间 0.1s。样品直径 5—15mm,长度 3—12mm,由粉末压制到预定密度而成。根据热流密度选择样品参数,使通过样品表面的热损失可以忽略不计。为减少热量损失,样品侧面用绝热层绝热,温度用钨铼热电偶测定,以温度时间曲线上温度急剧提高作为点燃判断。用这一装置研究了 $Ti+C$ 、 $Zr+C$ 、 $Ta+B$ 、 $Nb+B$ 、 $Ti+N_2$ 、 $Zr+N_2$ 体系的点火特性与热流密度、样品参数、环境压力的关系。
- (3) 激光点火。许多研究者对 SHS 体系激光点燃过程的特性和机理进行了研究。研究采用多种激光器,如有红宝石激光器(脉冲持续时间 $0.5 \times 10^{-3} s$),溴化铯激光器(脉冲持续时间 1—52s)等。激光点燃最主要的特点是热流密度高(约 $10^{11} W \cdot m^{-2}$),点火区可达很高的温度,点火过程中组元溶化和气化起到很重要的作用。对 $Ti+B$ 、 $Ti+2B$ 、 $Ti+C$ 、 $Ti+2Si$ 、 $Zr+C$ 、 $Zr+2Si$ 、 $Mo+2Si$ 、 $Al+Ni$ 、 $2Al+Fe_2O_3$ 、 $B+Ba_2CrO_4$ 、 $2Al+3CuO$ 等体系的激光点火特性和机理进行了研究。
- (4) 电火花点火。电火花点火是利用高压放电产生的电火花点燃 SHS 体系。这种方法可用来点燃气体悬浮金属粉或弥散固体粉末体系。它最早被用来测定气体悬浮体系的最小点火能量。目前这种方法在 SHS 中得到实际应用。
- (5) 热爆点火。热爆点火是指以恒定的加热速率加热整个样品,加热到一定温度后系统发生热爆,整体被点燃。这种方法被广泛用于 SHS 工艺过程中。
- (6) 微波点火。微波点火即用微波场加热样品,点燃 SHS 体系。R. C. Dalton

等人研究了用微波点燃 $Ti+C$ 等体系。微波炉为 700W 和 6.4kW, 样品直径为 1.27cm (0.5in) 和 2.54cm (1in), 样品初始密度为 17%—50%。样品放在熔融石英坩埚中, 坩埚用透微薄的氧化铝、氧化硅耐火材料包围, 气氛为氩气。微波开始之前 5min 通气保证气氛纯度和气压。

- (7) 电热爆点火。A. S. Steinberg 等人提出了点燃 SHS 过程的电热爆点火法。这种方法是通过样品的电流加热样品, 至一定温度体系产生热爆, 整体点燃样品。
- (8) 化学点火。将待点燃的体系与活性气体或液体组元接触, 组元与待点燃体系中的某些组元发生化学反应, 在接触面放出大量的热点燃体系的主要反应。不可能有普遍适用的活性组元, 这是这种方法的根本弱点。P. A. Rhein 建议用气体或液态 ClF_3 和 ClF_5 点燃含金属铝、镁、锂、钙等的燃烧体系。I. T. Bryan 和 N. I. Sippel 把化学点火的应用范围扩大到含硼、 B_4C 、锌、铁、碳、钨、钼、钨等的体系。
- (9) 机械点燃。机械冲击局部产生高热点燃反应, 放热体系的机械合金化合成过程中即以这种方式点火。一般来说, 利用这种方式点火时, 点火发生之前伴随着颗粒尺寸剧烈降低到几十纳米左右。

1.2.2 实验中使用的引燃方法

根据空间试验的要求, 我们采用电火花点火的方式, 因为在空间中受到试验条件的限制, 可以提供点火的能量是有限的, 在上述所有的点火方式中, 电火花点火的方式较为简单, 所需的能量较小, 易于在空间中开展试验。

电火花点火又称为高压点火, 是应用广泛的一种点火方法^[13]。随着两极间电压的增高, 电场逐渐增强, 燃料中的带电体被电场加速, 运动者的带电粒子与分子发生非弹性碰撞。当碰撞剧烈到一定程度, 分子就被电离, 从而也变成了带电粒子。带电粒子的浓度以指数级数增加, 开始时的微小电流被放大几百万倍, 产生一个大电流。这一过程所需时间取决于所加电压与击穿电压的比值。击穿电压取决于燃料成分、电极形状、极间距离以及燃料的温度与压力条件。

放电电极的形状也对最小点火能量的大小有一定的影响, 在相同的电极间距

和电极尺寸条件下，放电点越尖，其本身吸热越少，所需的最小点火能量也就越小^[13]。

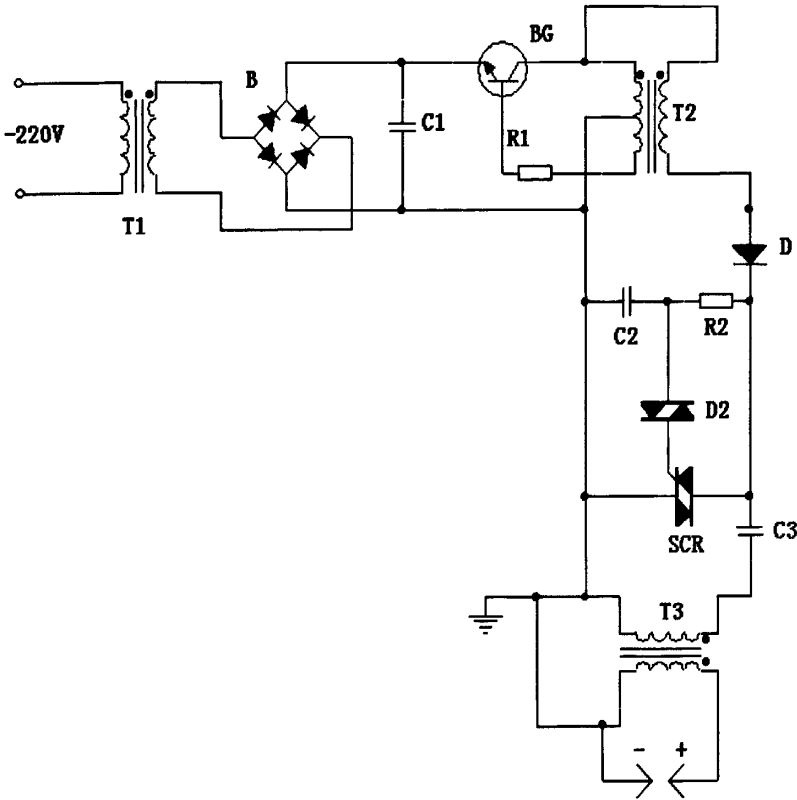


图 1.5 电火花点火装置电路原理图

图 1.5 为电火花点火装置的原理电路简图，交流 220V/50Hz 的电源，经过电源变压器 T_1 后成为电压较低电源，然后经过整流桥 B 将交流电源变为直流脉冲电源，再经过电容 C_1 的滤波，就得到了直流电源，这一部分即为整流电路。振荡电路由电阻 R_1 、三极管 BG 和升压变压器 T_2 的初级构成，振荡后由升压变压器 T_2 进行一次升压，然后由高压二极管或高压硅堆 D 整流，得到高压直流电。该直流电经电阻 R_2 对电容 C_2 充电，同时在大电容 C_3 上储备能量。当 C_2 被充电到一定电压时，双向二极管 D_2 开启，触发双向可控硅 SCR 导通，此时电容 C_3 已储备了相当的能量，该能量通过回路电容 C_3 、双向可控硅 SCR 和二次升压变压器 T_3 的初级释放，此时在二次升压变压器的次级上就产生了高电压。该高压经放电电极击穿一定厚度的空气后放电，从而完成脉冲点火的一次放电点火。电容 C_3 在放电后又再次充电，

从而进行一连串的充放电过程，在电极间就产生了一系列放电火花，完成一次点火过程。在高真空状态下，气体密度减少到很小的程度，电子或离子的自由程将很长，以致在间隙不易发生碰撞电离，因此间隙的击穿电压会比大气中高。

在前期的地面实验中，我们使用简单的电容充放电的方式代替上述方式进行实验室内的点火实验。

2 空间等离子体主动试验地面实验

2.1 点火方式研究

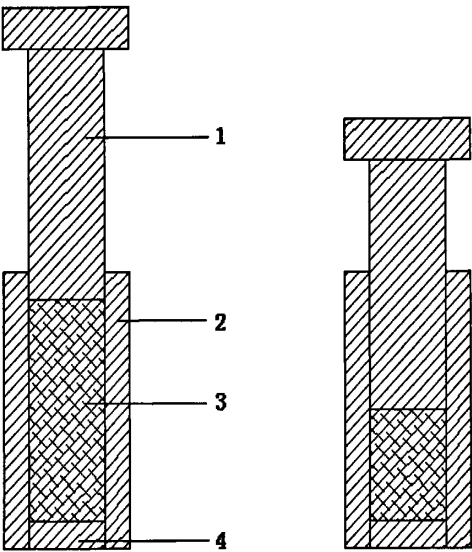
2.1.1 反应物的准备

这一节主要是研究点火方式，试验环境在大气中，反应物为钛碳混合物，无添加金属。金属钛粉从北京翠铂林有色金属技术开发中心购买，石墨粉从北京沃德泰科技有限公司购买。其参数如下：

名称	纯度	颗粒度(目)
海绵钛粉	99.95%	-325
石墨粉	98%	-300

根据已有的实验结果及公式^[10]，钛粉与石墨粉在以摩尔比例 1：1 混合时燃烧效率最高，因此在混合粉末时以摩尔比例 1：1，即质量比 4：1 混合。粉末混合后静置 24 小时以上，以使混合材料颗粒的界面效应趋于稳定。

根据 V.I.Yukhvid 等人的文献中介绍^[15]，粉末混合物需压制成一定的形状以便燃烧波的传递。我们在准备过程中制作了一套压坯工具。



1. 压块 2. 模具筒 3. 药粉 4. 底板

图 2.1 压模工具示意图

压坯通过机械千斤顶压模成型，压缩比一般为 50%。将粉末压成直径 20mm，高度 40mm 左右的柱状样品备用。

2.1.2 点火方式的试验

首先我们使用了高压脉冲点火的方式，使用从杭州金字公司购买的 PLM-230 型脉冲点火器，其规格参数如下：

表 2.1 脉冲点火器规格参数表

重量	48g
额定电压	DC0.3V
工作电流	120mA 以下
放电周期	200ms
输出电压	17kV

使用该脉冲点火器对压坯后的药粉柱点火，但是由于每次点火的点火能量太小，点火效果不理想。

之后采用电容放电的方式进行点火，根据电容充放电的电路结构制作了点火电路，电路图如下：

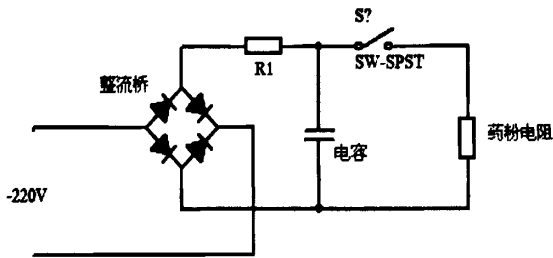


图 2.2 点火电路原理图

使用点火电路对压坯后的药粉柱点火，可见强烈的放电火花，但是没有点燃药粉柱。考虑到是因为压坯后的药粉柱电阻较小，不容易点燃，将顶端洒少许散粉提高电阻，再使用点火电路充电点火，药粉柱经顶端散粉引燃后成功燃烧。

如下图，点火在大气中进行，药粉柱置于一个石墨坩埚中，坩埚为导体，点

火负极置于坩埚底部，正极与药粉柱顶端接触点火。其燃烧现象为：放出耀眼的光，表面有火苗，燃烧迅速传递，几秒之内整个药粉柱燃烧完毕。

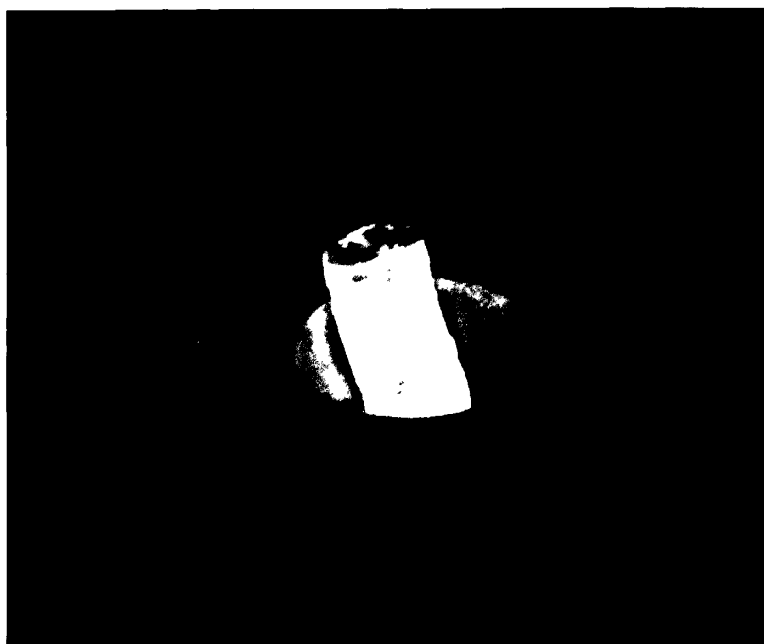


图 2.3 药粉柱点火照片

2.1.3 最小点火能量的研究

由于实验装置在空间中需要使用银锌蓄电池供给点火电路以及延时电路需要的电能，所以尽量降低点火所需要的电压，是提高实验成功可能性的有效方法。为了提高在空间中的点火效率，降低航天器能耗，需要在地面试验中探知最小的点火能量。于是我们在实验室做了如下试验来探知最小点火能量。

实验环境：大气中；

测试设备为 TDS3014B 数字示波器及 TEK TCP202 型电流钳，由于实验中电压较高，为保护示波器，用电阻分压法测电压，两个分压电阻为别为 $0.995m\Omega$ 和 $100.02k\Omega$ ；

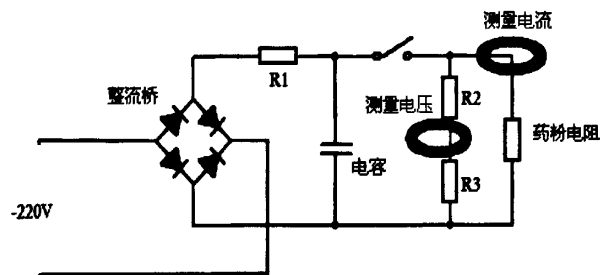


图 2.4 测量电路原理图

在坩埚内置入约 7g 散粉，测得其阻值约为 200Ω ；

通过多次实验得到以下结果：

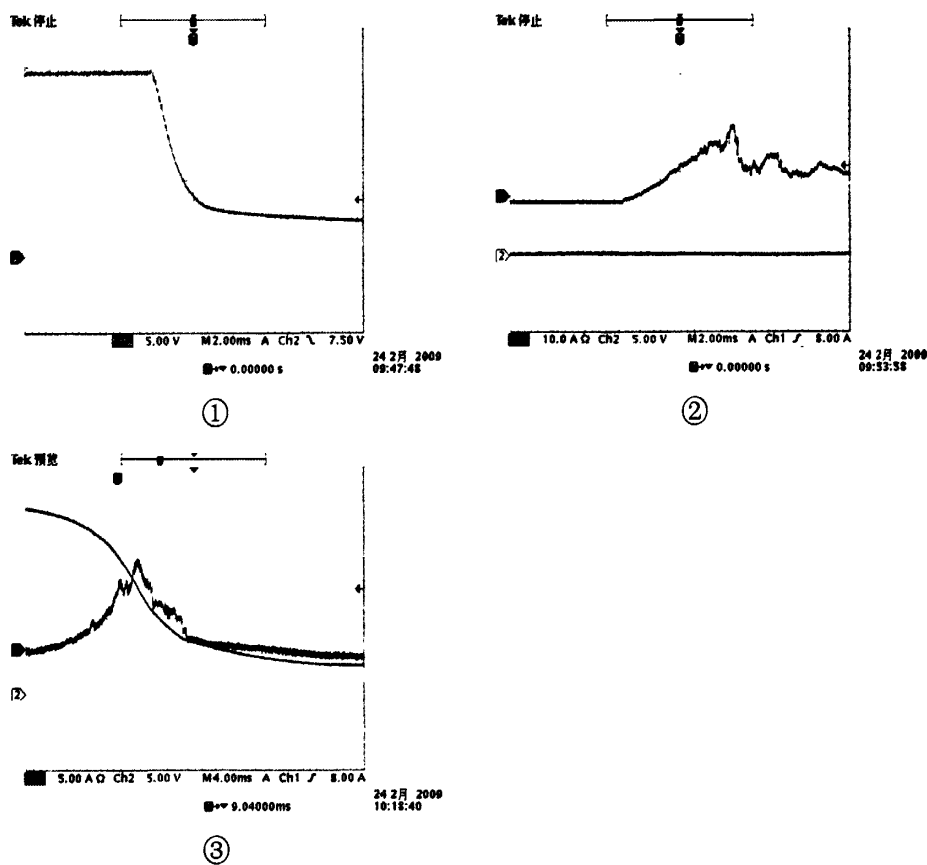


图 2.5 点火电压电流测量数据图

以上图中，①、③中红色曲线表示点火时分压电路中的电压变化，②、③中蓝色曲线表示点火时的电流变化。示波器显示电流在点火触发后 7ms 左右达到最大值 20A。

接下来的试验中，在混合粉末中加入了稀释剂还原铁粉，其作用是代替释放

实验中的金属钡作为自蔓延燃烧合成反应中的稀释剂，会起到一定阻碍燃烧进行的作用。在混合粉末中加入质量比占 40% 的还原铁粉，直接使用少量加入铁粉的散粉点火，只观察到有火星溅出，示波器上显示的通过电流钳测得的电流一直无法达到理想高度。对混合粉末压坯后，在药粉柱上洒上少量钛碳混合粉末作为引燃剂，点火后观察到燃烧比较完全。

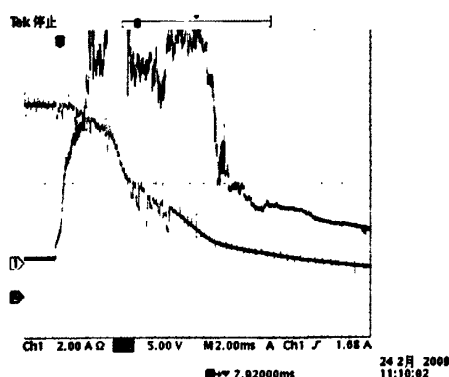


图 2.6 含有稀释剂时电压电流曲线

上图为加入了还原铁粉稀释剂后点火时的电压与电流曲线，由图可见点火时电流值还是在 15A 左右，由于加入了铁粉，使得燃烧时不稳定。

通过以上试验，得到结果：

点火最大电流：>15A

点火最大电压：275V

点火持续时间：10 ms

点火能量：150V（平均放电电压）×15A（平均放电电流）×0.01=22.5J

点火功率：3000W（最大）

2.1.4 点火电路的改进

为了使点火能够自动进行，我们在电路中增加了一个晶闸管控制电路。当晶闸管控制极与阴极间有正向触发电压 U_G 和触发电流 I_G 时，晶闸管完全导通。电容对药粉柱放电，完全放电后晶闸管阳极与阴极间电流降低至维持电流 I_H 以下，晶闸管将关断，电容重新充电直至能够触发晶闸管。电路图如下：

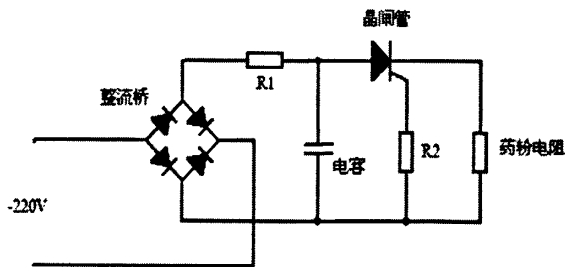


图 2.7 晶闸管点火电路原理图

在电路中选用的晶闸管为 International Rectifier(IR)公司生产的 G4PC50UD，是应用了超快软恢复二极管的绝缘栅双极晶体管，绝缘栅双极型晶体管，是由 BJT(双极型三极管)和 MOS(绝缘栅型场效应管)组成的复合全控型电压驱动式功率半导体器件，兼有 MOSFET 的高输入阻抗和 GTR 的低导通压降两方面的优点。GTR 饱和压降低，载流密度大，但驱动电流较大;MOSFET 驱动功率很小，开关速度快，但导通压降大，载流密度小。IGBT 综合了以上两种器件的优点，驱动功率小而饱和压降低。非常适合应用于直流电压为 600V 及以上的变流系统如交流电机、变频器、开关电源、照明电路、牵引传动等领域。

在我们设计的电路中选用的 G4PC50UD 其参数如下：

表 2.2 G4PC50UD 参数表

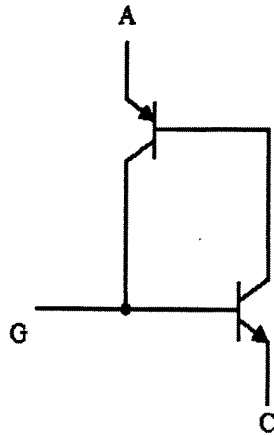
Absolute Maximum Ratings

	Parameter	Max.	Units
V_{CES}	Collector-to-Emitter Voltage	600	V
$I_C @ T_C = 25^{\circ}C$	Continuous Collector Current	55	A
$I_C @ T_C = 100^{\circ}C$	Continuous Collector Current	27	
I_{CM}	Pulsed Collector Current ①	220	
I_{LW}	Clamped Inductive Load Current ②	220	
$I_F @ T_C = 100^{\circ}C$	Diode Continuous Forward Current	25	
I_{FM}	Diode Maximum Forward Current	220	V
V_{GE}	Gate-to-Emitter Voltage	≤ 20	
$P_T @ T_C = 25^{\circ}C$	Maximum Power Dissipation	200	
$P_T @ T_C = 100^{\circ}C$	Maximum Power Dissipation	78	W
T_J	Operating Junction and Storage Temperature Range	-55 to $+150$	$^{\circ}C$
T_{Srg}	Soldering Temperature, for 10 sec.	300 (0.063 in. (1.6mm) from case)	
	Mounting Torque, 6-32 or M3 Screw.	10 lbf·in (1.1 N·m)	

其集电极-发射极间最大电压 $V_{CES} = 600V$ ，开启后正常工作时管压降 $V_{CE(on)} = 1.65V$ ，开启电压 $V_{GE\min} = 3V$ ， $V_{GE\max} = 6V$ ，因为其集电极与发射极间允许

通过的电压较大，比较适合我们在实验中所选用。

晶闸管的等效电路如下图：



A: 阳极 C: 阴极 G: 控制极

图 2.8 晶闸管工作等效电路

当晶闸管的阳极 A 和阴极 C 之间加正向电压而控制极不加电压时，晶闸管不导通，称为阻断状态^[21]。

当晶闸管的阳极 A 和阴极 C 之间加正向电压且控制极和阴极之间也加正向电压时，在很短的时间内，两支管子均进入饱和状态，使晶闸管完全导通，这个过程称为触发导通过程。

如果阳极电流 I_A 减小到小于一定数值 I_H ，导致晶闸管不能维持正反馈过程，管子将关断，这种关断称为正向阻断。如果在阳极和阴极之间加反向电压，晶闸管也将关断，这种关断称为反向阻断。

但是在使用中，我们发现晶闸管容易因为瞬时电流过大被烧坏，在使用时为了防止其控制极和阴极之间的电压过大，需在控制极串联电阻以起到保护作用。串联的电阻阻值需通过晶闸管的动态电阻来计算。

为此我们设计了对晶闸管的保护电路：

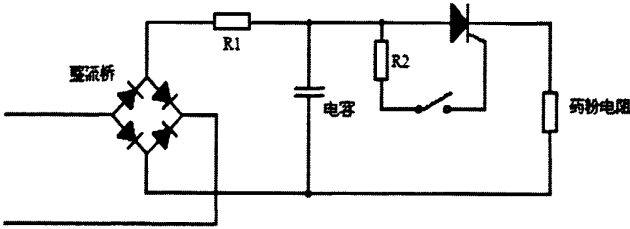


图 2.9 晶闸管保护点火电路

如图，在开关闭合后，电容与电阻 R_2 和药粉电阻形成回路，该回路使晶闸管控制极与阴极之间有正向电压，可以调整电阻 R_2 的大小，使控制极与阴极之间的电压 V_{GE} 在 3—6V 之间，即可保证晶闸管不被烧坏。

经过改进的电路在实验中已经验证可以保护晶闸管的正常工作。

2.2 燃烧温度测量

2.2.1 燃烧温度测量方法

在空间试验中，释放物被密封于释放罐中，由 SHS 反应产生的热量气化后，才能释放到空间。释放罐内的反应温度是罐体设计的一个重要参数，罐体结构的设计主要要考虑到所用材料能够耐高温的程度，以及耐高压的程度。因此对于反应温度必须进行准确测量。

由于反应时间很短，温度变化率在这段过程中很高。根据理论值，Ti 与 C 燃烧的最高温度可达 3193K。但是加入释放物钡金属或其替代物会降低反应温度，这些降低反应温度的物质可称为阻燃剂。根据 Merzhanov 等人提出的经验判据^[15]，即当 $T_{ad} \geq 1800K$ 时，SHS 反应才能自我持续完成，否则反应会停止在前沿燃烧波处。

对于 2000K 以上的高温，目前可选用的测量方法主要有非接触型的红外高温测温仪、光纤型红外温度计、光电温度传感器以及接触型的热电偶。由于反应条件的限制，我们要测量密封反应罐内的燃烧温度，所以使用热电偶测量温度更为简便实用，且误差较小^[22]。

热电偶测温的基本原理是用两种不同成分的均质热电偶测温的基本原理是两

种不同成份的均质导体组成闭合回路,当两端存在温度梯度时,回路中就会有电流通过,此时两端之间就存在 **Seebeck 电动势**——热电动势,这就是所谓的塞贝克效应。热电偶的热电动势由两部分组成,即接触电势和温差电势。

热电动势与温度之间存在简单的线性关系,这就是热电偶测温的原理。在我们的实验中使用的是钨铼热电偶,其特点是:

- 1. 热电极丝熔点高,约为 3300°C , 蒸汽压低, 极易氧化。
- 2. 在非氧化性气氛中化学稳定性好。
- 3. 电动势大, 灵敏度高。

钨铼热电偶是一种高温热电偶,可以长时间在 2000°C 以上环境中使用,短时间使用的最高温度可以达到 3000°C 。

根据热电动势与温度之间的线性关系,我们绘制了相应的电势-温度的对照表,这样具体测量中我们只要测得电动势,就可以直接读出相应的温度。

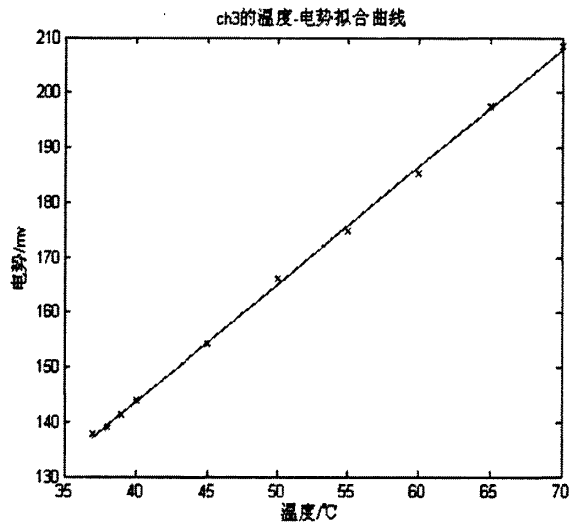


图 2.10 热电偶温度-电势曲线

从图中可知,热电偶在其工作温度范围内线性度良好,可以作为测量反应物温度的工具。

2.2.2 燃烧温度的测量

得到了以上的结果后,我们在实验室做了如下试验来探知最小点火能量。

实验环境: 大气中;

测试设备为钨铼热电偶；

通过使用热电偶对反应物燃烧温度的多次测量，得到以下图像：

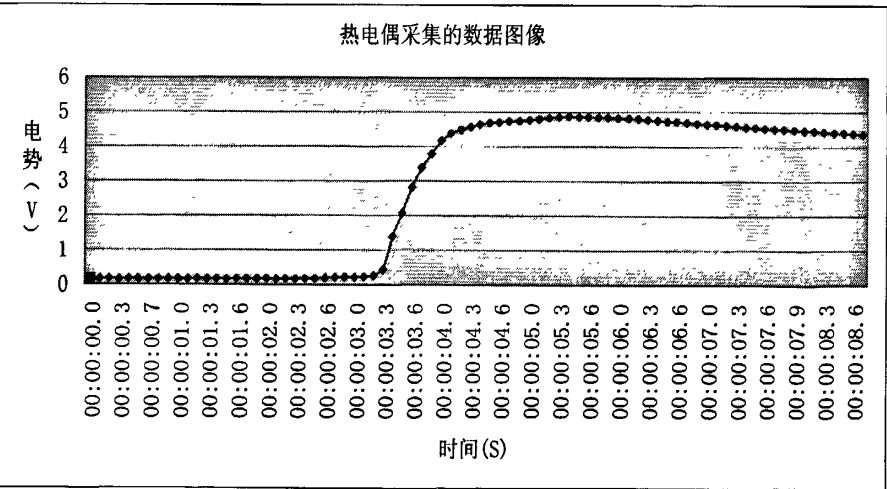
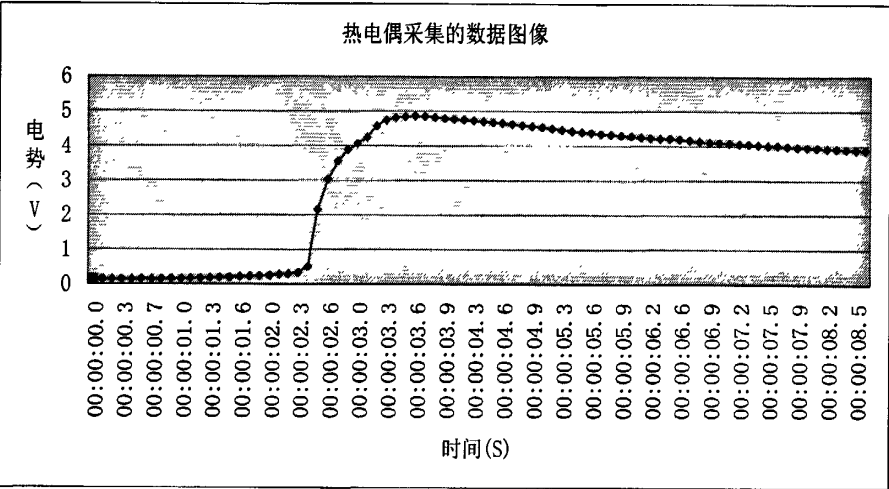
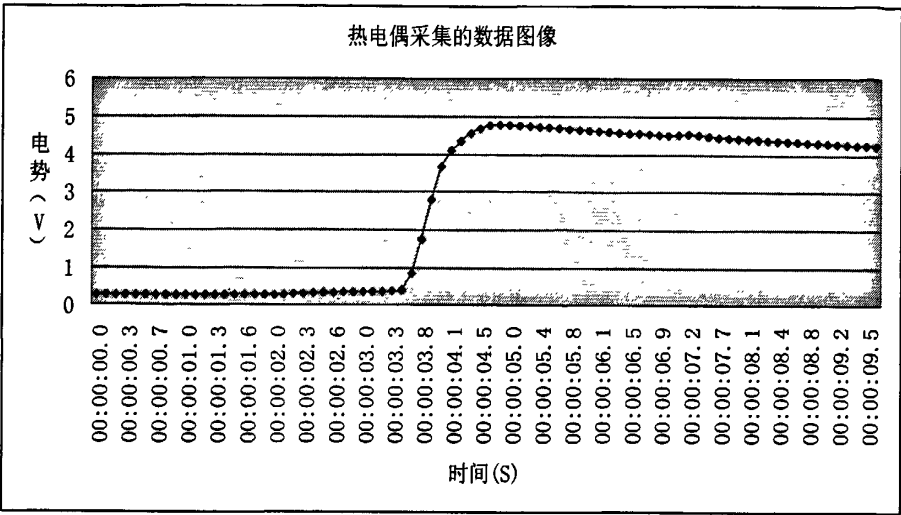


图 2.11 热电偶采集的数据图像

以上三幅图都是通过数据采集卡采集到的三次燃烧的数据图像，三次取得的数据基本相近。从中挑选了一组数据，对照之前制作的温度-电势曲线可以绘制出以下的燃烧温度曲线：

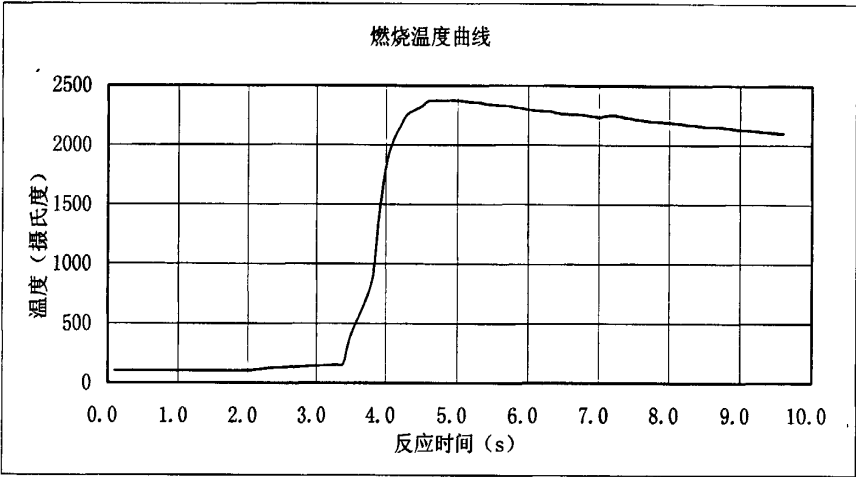


图 2.12 燃烧温度曲线

2.2.3 实验结果分析

通过实验得到了 Ti 与 C 在大气中的燃烧温度为 $2324^{\circ}C$ ，约 $2600K$ 。从图 2.12 的燃烧温度曲线可以看出，在实验中，测量点的温度从室温上升到 $2600K$ 仅需 1 秒，迅速生成燃烧产物，同时将燃烧波传递至未燃烧区域，观察燃烧波传递速度约为 $1cm/s$ 。

由于测试实验是在大气环境下进行，大气环境是一个等压燃烧过程，而在释放罐内的燃烧实际上是等容燃烧过程，在释放罐中的燃烧温度会高于 $2600K$ 。所以释放罐的设计温度应在 $3000K$ 左右，以保证实验中可以正常工作。

2.3 释放物的选择

根据 Merzhanov 等人提出的经验判据^[15]，即当 $T_{ad} \geq 1800K$ 时，SHS 反应才能自我持续完成，因此可以计算在实验中可以加入的释放物的最大比例。

在之前国际上已经开展的空间等离子体主动试验中，大多都使用金属钡

(Barium)作为释放物质^[8]，这是由于使用钡有如下优点：

- 1. 钡的气化点较低，易被蒸发。
- 2. 电离电位低，其在空间中释放后能在光照下迅速电离，便于实验研究。
- 3. 钡中性原子的共振光谱 553.5nm（绿光），钡离子的共振光谱 455.4nm（蓝光），易于进行光学观测。

综上所述，我们也将选用金属钡作为空间中的释放物质。但是由于钡在空气中极易被氧化形成含有剧毒的氧化物—氧化钡（BaO），在实验室中不宜使用钡进行实验。需寻找一种性质与金属钡类似的替代物。

表 2.3 几种金属的热力学数据^[2]

	比 热 容 1000°C (J/Kmol)	熔点(°C)	沸点(°C)	溶化潜热 (KJ/Kg)	蒸 汽 压 (°C)
钡	116.4	725	1849	——	462
铁	56.7	1537	2872.3	271.7	1227
钙	39.2	850	1494	232.4	459
钛	32.5	1660	3318	434.3	1442
碳	21.5	4000	3930	——	2137
锑	31.4	630.5	1600	160.1	425

由表中的数据可以看出，其中钙（Calcium）、锑（Stibium）的比热，熔沸点等参数与钡近似，在地面实验中可替代钡。其中钙的性质较为活泼，不易储存及使用。锑的化学性质较为不活泼，在空气中不容易被氧化，高温时会与氧反应生成三氧化二锑，为两性氧化物，难溶于水，溶于酸和碱。所以我们在实验室内会使用金属锑来代替金属钡进行反应罐内的实验。

根据于唯真等人的结论^[2]，在铁粉含量超过 50%的情况下不能持续燃烧。经过计算需添加的金属钡粉含量在 30%—40%之间。经过实验这个比例可以维持燃烧。

2.4 在无氧环境中进行点火实验

2.4.1 实验结果分析

在取得了大气中的燃烧温度后，由于之前的试验都是基于大气环境中，其燃烧的传递可能跟燃烧的环境中的介质的有关，为了研究其燃烧的传递与环境的关系，我们设计了在无氧环境进行点火试验。

此次试验使用的粉末为 Ti 和 C 的混合粉末，按照其物质的量的比例 1:1 配比，混合后放置了 24 小时，使其混合充分且界面效应趋于稳定。

试验在实验室的手套箱内进行，手套箱预充满 1 个大气压的保护气体氩气，使用电容电路对未进行压坯的粉末进行点火，可以观察到表面有亮点，但是燃烧波没有能够向下传递，多次试验的结果相同。

下一步首先对粉末进行压坯，而后在药粉柱表面撒少许散粉便于引燃。

通过引燃表面粉末后，观察到燃烧波可以传递到药粉柱，并一直持续到完全反应。

实验证明，在对药粉进行了压坯之后，可以在无氧环境下持续燃烧。

2.4.1 实验结果分析

对于这种现象，通过查阅资料可以大致将原因总结如下：

氩气是一种惰性气体，它的性质十分不活泼，既不能燃烧，也不助燃，其原因是因为氩气的热传导系数仅为 $0.016W/m \cdot K$ ，该系数定义为稳定传热条件下，1m 厚的材料，两侧表面的温差为 $1^{\circ}C$ （或 $1K$ ）时，在 1 秒内通过 1 平方米面积的传递的热量。而空气的导热系数为 $0.15W/m \cdot K$ ，约是氩气的十倍。

从之前的实验，可以知道燃烧的产物呈层状结构，这是因为 Ti 、 C 混合粉末燃烧后形成的 TiC 密度较大，所以在燃烧波传递的过程中，形成了一层燃烧产物，之后燃烧波向下传递，又形成一层燃烧产物，这样直至燃烧完成。当压坯的压缩比增加后，层状结构逐渐消失的现象可以解释以上说法。

而在氩气中燃烧，由于其导热系数仅为空气的十分之一，在很短的时间内，表面形成燃烧产物后，热量无法完全传递至下层，由于低于 $1800K$ 时燃烧会终止

在前沿燃烧波处，所以当热传递无法迅速完成时，自蔓延燃烧被迫终止。

而进一步对真空中分析，由于在真空中，其导热系数几乎为零，所以更需要将粉末压实以进行热传递。

2.5 真空中的温度压力测量

由于实验装置在空间中是处于真空的状态，而真空中的燃烧模式与大气中会有所不同，所以在得到了大气中的燃烧温度之后，我们设计了在真空中的温度压力测量实验。

实验将在实验室的真空罐中进行。由于受真空罐的尺寸影响，我们设计了缩比的实验装置释放罐。

释放罐采用圆筒形结构，前后分别用盖子通过螺栓连接。前盖上有法兰放置爆破片。罐体上方开两个孔焊接连接器。罐壁的厚度选择上要考虑金属蒸汽造成的压力以及内部燃烧的高温，罐体需要能承受高温高压，由于是缩比释放罐，所以对其的要求并不非常苛刻。

罐体的壁厚由下式决定：

$$s = \frac{pD_i}{2[\sigma']\phi - p} + c \quad (2.1)$$

其中： s 为罐体壁厚，

p 为罐体设计压力，

D_i 为反应罐内径，

c 为计算后的一个添加量，目的在于增加安全系数；

罐壁应力校核：

$$\sigma' = \frac{p[D_i + (s - c)]}{2(s - c)}$$

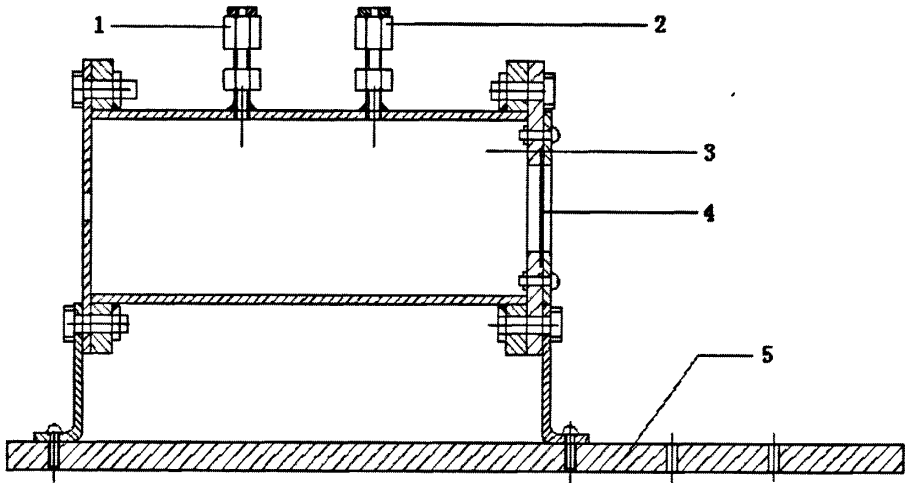
$$\sigma' \leq [\sigma']\phi \quad (2.2)$$

设计压力选择为 10atm ，罐体材料使用不锈钢 $M304$ ，内径为 60mm 。根据式 2.1 可计算得 $s = 2.2\text{mm}$ ，其添加量 c 可以选择 0.3mm ，为制作方便我们选择壁厚 $s = 3\text{mm}$ 。对其进行应力校核：

$$\sigma' = \frac{10 \times [60 + (2.2 - 0.3)]}{2 \times (2.2 - 0.3)} \approx 162 \text{ kg/cm}^2$$

小于不锈钢的许用压力 270 kg/cm^2 ，满足式 (2.2)。

另外，为了防止罐体前后端焊接变形，前后接口厚度选择为 8 mm 。



1. 测温连接器 2. 测压连接器 3. 罐体 4. 爆破片 5. 底板

图 2.13 实验释放罐示意图

热电偶通过连接器 1 与罐体连接，压力传感器通过连接器 2 与罐体连接，罐体内装有含 30% 铈粉的 Ti 与 C 粉末混合物。进行点燃后，当罐内压力达到爆破片的压力阈值时，爆破片被冲破，高温铈蒸汽被喷射出来。底板右端拟安装一个接收罐以避免高温金属蒸汽损坏真空罐。

图中两支连接器为焊接，保证了罐体的密封性，压力传感器通过一根金属导管与连接器连通。实验中使用华林工控公司的 KLP800 系列压力变送器，其结构采用不锈钢材料，接线采用军品防水航空插头，从而可以保证产品的高可靠性。工作温度 $0^\circ\text{C} - 85^\circ\text{C}$ ，被测介质温度可达 300°C ，精度 $\leq \pm 0.25\%$ ，量程为 $0 - 200 \text{ KPa}$ ，可以满足实验要求。

2.6 结论

本章讨论了用于燃烧的 Ti、C 混合物的准备以及制作模具使混合粉末压坯成

型。通过使用几种不同的点火方式，确定了一种稳定易行的点火方式作为试验中使用。

讨论了粉末的形状与点火的关系，并利用示波器测量了点火时的电压及电流图形，对最小点火能量进行了计算。计算得到的最小点火能量大约在 20J 左右，这有助于设计空间中的点火电路。

利用热电偶测量了 Ti 、 C 混合物在大气中的燃烧温度，经过热电偶得到的电压值反推燃烧温度约为 2600K。在加入质量比 40% 的稀释剂后确定燃烧可以传递至全部反应，达到了设计的要求。

在无氧环境下进行了点火试验并在此基础上设计了应用于真空罐中的缩比释放罐，下一步计划在真空环境中进行模拟的释放实验，并在实验中测量真空环境下的燃烧温度和罐内压力。

3 空间等离子体主动试验设备辅助设计——电控箱热设计

在于唯真等人之前的研究中，已经初步设计出空间实验使用的设备初样^[2]。设备分为两个主要部分：释放罐以及电控箱，两部分之间通过电缆连接；下图为释放罐结构示意图：

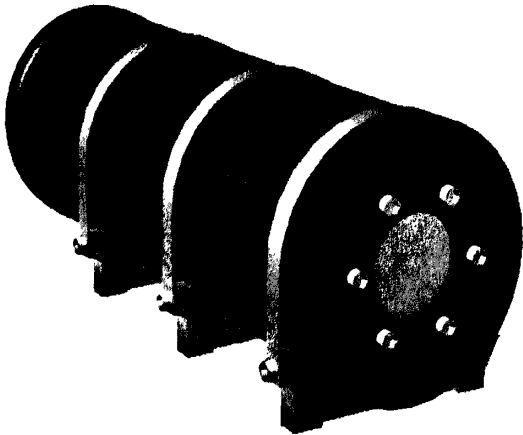


图 3.1 释放罐结构示意图

下图为电控箱结构示意图：

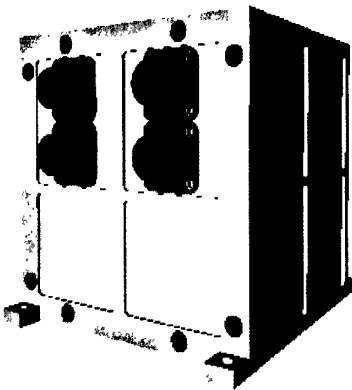


图 3.2 电控箱结构示意图

3.1 理论与计算方法

由于宇宙空间冷黑背景中的气体极为稀薄，因此气体的传导及对流传热可以忽略不计，物体实际上不能通过气体分子碰撞获得能量，只有依靠吸收外部辐射热

和内部发热保持温度水平。宇宙空间背景上的辐射能量极小，辐射能量仅约 10^{-5}W/m^2 ，仅约的绝对黑体辐射，而电控箱的几何尺寸与行星和恒星相比可以忽略不计，从热交换的观点可以完全不考虑行星或恒星对其辐射的反射，可以认为电控箱的自身辐射全部进入宇宙空间并被吸收^[17]。

从近地空间到行星际空间，电控箱的空间外热流主要是：太阳辐射、地球及其他行星的红外辐射以及他们对太阳辐射的反射。太阳在 1AU 距离的辐射密度为一个太阳常数，即太阳在单位时间内投射到距太阳 1AU 处，并垂直于射线方向的单位面积上全部辐射能，其中 AU 为太阳到地球的平均距离。太阳常数根据日地距离周期变化而改变，近日点比平均值大 3.42%，远日点比平均值小 3.27%。地球接受太阳辐射的同时，向空间不断进行热辐射，并对太阳辐射反照，反照率可约取为 0.25。在简单计算中，对于地球对电控箱的红外辐射可以把地球当作 254K 的绝对黑体，向电控箱热辐射，取地球表面的平均辐射密度为 237W/m^2 ^[17]。如图 3.3 所示，电控箱在空间中的外热流情况可分为以下几种：

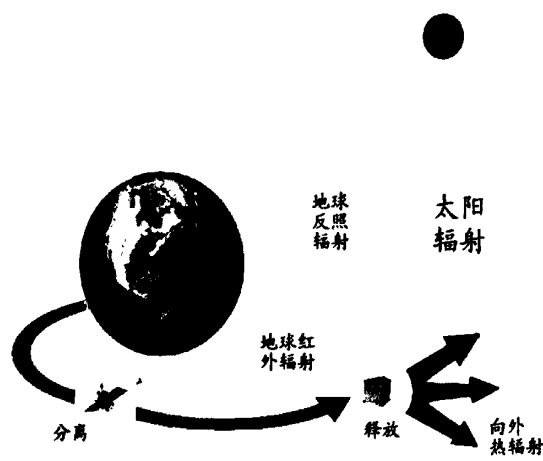


图 3.3 电控箱外热流概况

①太阳辐射外热流 q_1 ：

由于释放点距地球距离相对于日地距离极小，所以忽略实验装置在飞行过程中由于与太阳间距离变化造成的太阳常数变化。取太阳常数 $S = 1396 \text{W/m}^2$ 。

因此，当实验装置处于光照区时，单位时间内，太阳辐射造成的热量变化

$$q_1 = \alpha \cdot S \cdot \varphi_1 \cdot A$$

上式中 α 表示材料的表面吸收率, φ_1 称为太阳辐射角系数, 对于近地航天器, 通常取为常数1, A 表示材料受照面积, 故 q_1 可写为

$$q_1 = \alpha \cdot S \cdot A^{[17]} \quad (3.1)$$

②地球反照辐射热流 q_2 :

q_2 是地球及其大气对太阳辐射的反射热量(又称地球反照)^[18], 对地球反照辐射的计算非常复杂, 可使用一种通用的简化方法, 即取反照率 $\rho=0.25$, 对地球反照辐射进行计算^[17]。 φ_2 为地球反照辐射角系数, 当实验装置在地球阴影区中时, 不受太阳直接辐射, 相应的也不受到地球反照辐射, $\varphi_2=0$, 在光照区时, $\varphi_2=\varphi_3$ 。

$$q_2 = \alpha \cdot \rho \cdot S \cdot \varphi_3 \cdot A^{[17]} \quad (3.2)$$

③地球红外辐射热流 q_3 :

q_3 是地球本体的红外辐射热量^[18], 当实验装置与运载火箭分离之后, 将受到地球红外辐射的影响, 其中, 地球红外辐射角系数 φ_3 与装置—地心连线与装置上受照面元法线的夹角 θ 有关系。

$$q_3 = \alpha \cdot \frac{1-\rho}{4} \cdot S \cdot \varphi_3 \cdot A^{[17]} \quad (3.3)$$

④向空间冷黑背景辐射热流 q_r , 由辐射换热定律

$$q_r = -\varepsilon \cdot e \cdot A \cdot (T_r^4 - T_s^4) \quad (3.4)$$

式中, ε 为斯特藩—波尔兹曼常数, e 为材料发射率, T_r 为辐射物体的平均温度, T_s 为环境温度, 负号表示对外放热, 空间冷黑背景的温度一般取 $T_s=4k$ ^[19]。

⑤电控箱工作电路发热

实验中的电控箱电路发热功率为 $q_4=1.7W$ 。

3.2 实验概述

在实验中, 电控箱为正方体, 边长为100mm, 电控箱将如下图安装在运载火箭的载荷舱内。图中灰色正方体为电控箱结构图, 绿色部分为电控箱与释放罐体及分离装置的接插件, 与释放罐体和分离装置通过电缆连接。电控箱与火箭载荷舱安装板通过图中下方的安装螺钉连接。假设其安装为绝热安装, 即电控箱与安装板之间无热量传递。分离时安装板会与装置一同离开运载火箭。

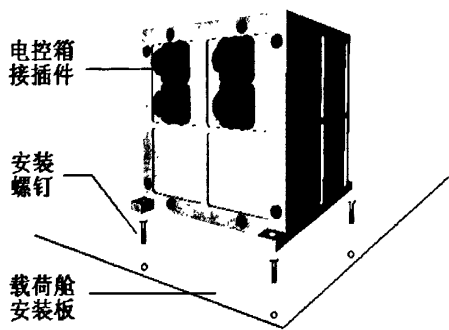


图 3.4 电控箱装配图

建立地球轨道坐标系 OXYZ，如图 3.5，O 为地球中心，Z 轴为太阳地心连线，指向远离太阳方向，X 轴在黄道面上且与 Z 轴垂直，方向指向地球在轨道上的前进方向。Y 轴垂直与黄道面，XYZ 构成右旋坐标系。

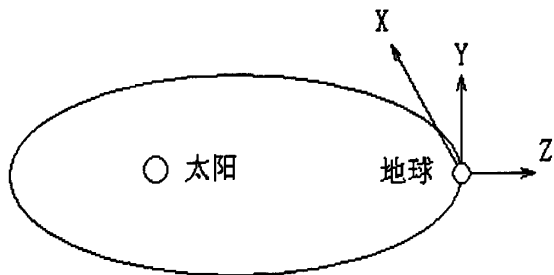


图 3.5 地球轨道坐标系示意图

在实验计划中，携带实验装置的火箭将从地球的阴影区中发射，分离后实验装置无动力支持，经过一段时间之后离开阴影区进入太阳光照区。所以飞行过程可以分为两个阶段：即地球阴影区内的阶段，以及离开地球阴影区后在光照区的阶段。因此，判断实验装置是否处在地球阴影区中是计算其空间外热流的重要步骤，判断其是否在地球阴影区的方法是先计算出这一时刻实验装置在轨道上的位置，在地球轨道坐标系下的表示 (x_1, y_1, z_1)

若 (x_1, y_1, z_1) 满足 $\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2} > R_e$ ， $\sqrt{x_1^2 + y_1^2} < R_e$ ，且 $z_1 > 0$ ，则实验装置在地球阴影区中，其中 R_e 表示地球半径。在此区域内，电控箱不受太阳辐射及地球反照辐射影响，只需要计算地球红外辐射及电控箱内电路自身发热及电控箱

表面辐射散热:

$$q_s = q_3 + q_4 + q_r \quad (3.5)$$

若 (x_1, y_1, z_1) 满足 $\sqrt{x_1^2 + y_1^2} > R_e$, 则实验装置已经处在光照区。离开地球阴影区之后, 还需要考虑太阳直接辐射以及地球的反照, 同时考虑自身发热及其表面辐射的散热:

$$q_L = q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_r \quad (3.6)$$

φ_3 的计算, 根据 θ 的不同可分为以下情况^[20]:

$$(a) \quad 0 \leq \theta \leq \arccos(k)$$

$$\varphi_3 = k^2 \cdot \cos \theta$$

$$(b) \quad \arccos(k) < \theta < \pi - \arccos(k)$$

$$\begin{aligned} \varphi_3 = k^2 \cdot \cos \theta + \frac{1}{\pi} \left\{ \frac{\pi}{2} - (1 - k^2)^{1/2} (k^2 - \cos^2 \theta)^{1/2} - \arcsin \left[\frac{(1 - k^2)^{1/2}}{\sin \theta} \right] \right. \\ \left. - k^2 \cos \theta \arccos \left[\left(\frac{1}{k^2} - 1 \right)^{1/2} \cot \theta \right] \right\} \end{aligned}$$

$$(c) \quad \pi - \arccos(k) \leq \theta \leq \pi$$

$$\varphi_3 = 0$$

其中, $k = \frac{R_e}{R_e + H}$, H 为当前轨道高度, R_e 为地球半径。

在这里, 我们考虑了红外辐射达到最大量的情况, 即令 φ_3 在 $0 \leq \theta \leq \pi$ 中取得最大值。根据不同 k 值情况下角系数 φ_3 随 θ 的变化, 在 $\theta = 0$ 时 φ_3 有最大值。

3.3 仪器热设计与计算优化

由于实验设备在进行分离之后的飞行过程中, 无法控制其姿态, 其接受到的辐射量会根据其飞行状态变化, 本文中将考虑该实验装置接受到的辐射量的两种极限情况, 在其中选择尽可能适应大部分情况的涂层进行保护。

实验中在实验装置进行分离之前, 位于整流罩之内受到保护, 不考虑其在火箭发射上升阶段的热变化。假定在进行分离时的初始温度为 30°C , 计算对外辐射放热时为半球辐射, 计算正方体的三个面的面积, 所以由 (4) 得到对外辐射通量:

$$q_r = -5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \cdot e \cdot 0.03 \text{ m}^2 \cdot 8.43 \times 10^9 \text{ K} = 14.33 \text{ W} \cdot e \quad (3.7)$$

由于电控箱表面温度变化造成的辐射通量变化很小, 可忽略 q_r 随温度 T_r 的变化。由 (3.1)、(3.2)、(3.3)、(3.5)、(3.6)、(3.7), 可以得到电控箱与外界交换的瞬时热流的最大值及最小值, 最大值即电控箱表面持续受照的情况, 阴影区和光照区不同; 最小值即电控箱被安装板遮挡, 既无太阳红外辐射也无地球红外、反照辐射, 故最小值情况不区别阴影区或光照区。

$$q_{S\max} = \alpha \cdot \frac{1-\rho}{4} \cdot S \cdot k^2 \cdot A + 1.7 \text{ W} - 14.33 \text{ W} \cdot e \quad (3.8)$$

$$q_{L\max} = \alpha \cdot S \cdot A + \alpha \cdot \rho \cdot S \cdot k^2 \cdot A + q_{S\max} \quad (3.9)$$

$$q_{\min} = 1.7 \text{ W} - 14.33 \text{ W} \cdot e \quad (3.10)$$

瞬时热流 $q_{S\max}$ (阴影区)、 $q_{L\max}$ (光照区) 均为 k^2 的函数, 其中两个参数为吸收率 α 及发射率 e 。

3.4 外热流计算及结果

实验装置在 t_0 时刻与火箭分离, 任意 t 时刻在地球轨道坐标系下的位置为 (x_1, y_1, z_1, t) , 到达阴影区与光照区交界面的时刻为 t_1 (这里忽略地球半影区的情况), 按照实验计划, 实验装置 t_2 时刻在光照区进行释放; 按照阴影区时间 $t_0 \sim t_1$, 以及光照区时间 $t_1 \sim t_2$ 对 (3.8)、(3.9)、(3.10) 分别积分, 可得总热流最大值 $Q_{\max}$ 及最小值 $Q_{\min}$:

$$Q_{\max} = \int_0^{t_1} q_{S\max} dt + \int_{t_1}^{t_2} q_{L\max} dt = \int_0^{t_1} 1.7 dt + \int_0^{t_1} 14.33 e dt + \int_0^{t_1} \frac{(1-\rho) S \cdot k^2 \cdot A \cdot \alpha}{4} dt + \int_{t_1}^{t_2} S \cdot A \cdot \alpha dt + \int_{t_1}^{t_2} \rho \cdot S \cdot k^2 \cdot A \cdot \alpha dt \quad (3.11)$$

$$Q_{\min} = \int_0^{t_1} q_{\min} dt + \int_{t_1}^{t_2} q_{\min} dt = \int_0^{t_1} 1.7 dt - \int_0^{t_1} 14.33 e dt \quad (3.12)$$

当总热流达最大、最小值时, t_2 时刻电控箱的温度相对于 t_0 时刻变化最大, 变化量的大小与电控箱表面吸收、发射率有关, 图 4 根据 (3.11) 得到, 表示在不同的发射率与吸收率下 t_2 时刻电控箱温度的变化值。由图可知通过调节发射率与吸收率可以使电控箱温度的变化在 $-30 \sim 25^\circ\text{C}$ 之间调节。吸收率越大, 发射率越小, 升

温越大。

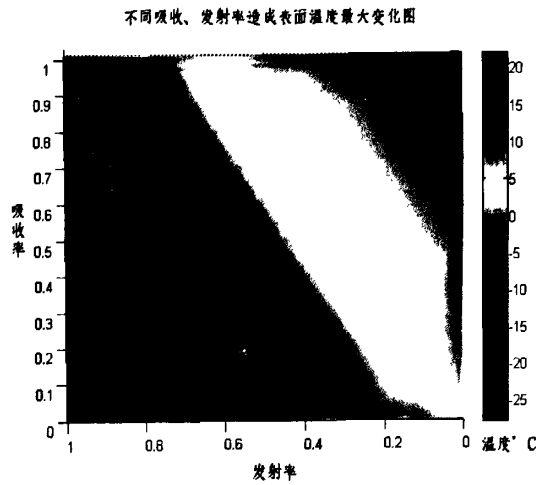


图 3.6 温度变化随吸收率、发射率变化图

由于实验装置在空间中的姿态不固定，可以假定装置在空中的升温上限与失温上限相同，即令 $\frac{Q_{\min} + Q_{\max}}{2} = 0$ ，在该条件下计算吸收率 α 与发射率 e ，根据计算结果可得到最优化吸收—发射比随吸收率变化的曲线（如图 3.7）。

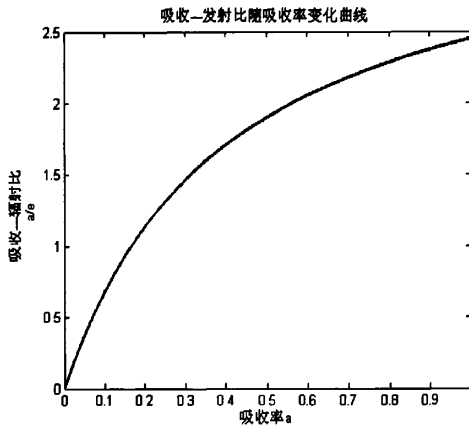


图 3.7 最优化吸收—辐射比

如上图，吸收—发射比满足上图曲线就能将温度变化控制在一定范围。由于温度变化正比于 $Q_{\max} - Q_{\min}$ ，

$$Q_{\max} - Q_{\min} = \int_1^2 S \cdot A \cdot \alpha dt + \int_1^2 \rho \cdot S \cdot k^2 \cdot A \cdot \alpha dt$$

因此，温度变化与吸收率 α 成正比。为使得升温上限与失温上限都尽量小，应选

择尽量小的吸收率 α ，即图 3.7 中较靠近原点的点。结合考虑涂层工艺条件^[18]，可选择吸收率 $\alpha=0.15$ ，则根据图 3.7 结果，相应的发射率选择 $e=0.16$ 。

将 $\alpha=0.15$ 、 $e=0.16$ 代入 (3.11)、(3.12)，得到电控箱随时间的温度变化曲线，如图 3.8。

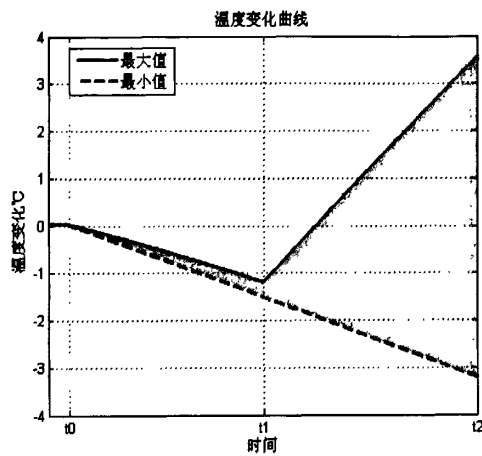


图 3.8 温度变化曲线

曲线的右端为释放时，电控箱能达到的最高温度及最低温度，两条曲线之间的阴影区为可能的温度变化范围。由图可知，通过使用这种吸收率 $\alpha=0.15$ ，发射率 $e=0.16$ 的全反射涂层^[19]，电控箱的温度变化被控制在很小的范围内。

从图 3.9 的热流组成图可以看到，在所有的外热流中，太阳辐射和电控箱的内部发热占到了很大一部分，这两种热流对电控箱温度的影响是最重要的。所以，在日照区控制温度的主要方式除了使用涂层，降低内部功耗也是尤其重要的。

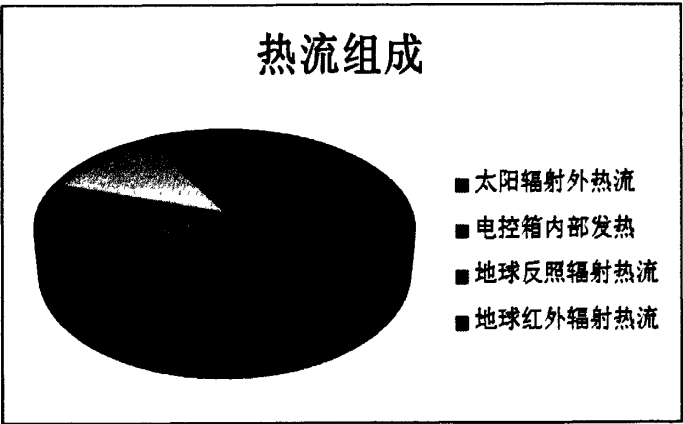


图 3.9 热流组成图

3.5 结论

在空间物理主动试验中,需对电控箱进行涂覆涂层的被动热控制,来保证电控箱的正常工作。而由于重量限制,实验装置与运载火箭分离后无姿态控制,给热分析造成了一定的困难。本文经过分析,确定了一个较小的温度浮动范围,从而选择可以达到设计要求的热控涂层参数。通过计算得到了以下结论:

在姿态不确定的情况下,使用吸收率 $\alpha=0.15$,发射率 $e=0.16$ 的全反射涂层,由于其吸收率低,受环境影响相对较小,所以能够有效控制电控箱的温度,达到项目总体设计要求。

这种低发射率、低吸收率的全反射涂层具有良好的空间稳定性,是不增加实验装置重量的前提下最好的热控方式。通过使用这种涂层,可将电控箱的温度变化控制在很小的范围内,使得内部电路能够正常工作,满足了实验要求。

通过计算了解到太阳辐射以及内部工作电路发热是温度变化的主要原因,所以除了使用被动热控方式外,设法降低电路功耗是可以使温度变化减小的有效方式。

4 结论与展望

本文通过对国际上已开展的空间等离子体主动试验以及国内前辈的工作进行的调研,了解了钽释放试验的基本原理和方法,并在实验室开展了主动试验的地面试验,并取得了一些重要的试验数据及结果,这些结果为我国开展空间等离子体主动试验提供了数据支持。我们还从理论上分析了空间实验中实验装置的热流情况,针对空间环境对电控箱进行了热控制设计,以保证电控箱的正常工作,给空间实验提供了可靠性的保障。本文主要从研究中得到了以下结论:

1. 在试验中确定了稳定的点火方式,试验结果表明通过电容充放电点火的方式比较稳定,并且在试验中测得点火所需的最小能量为 22J,点火时的最高电流可达 15A 甚至更高,而同时瞬时高压可达几百 V,这对于电路设计提出了很高的要求,要求电路中的元件须有承受瞬时高电压及高电流的能力。
2. 通过实验测得大气中的燃烧温度可达 2600K,由于大气中燃烧为等压过程,而释放罐内燃烧为等容过程,所以释放罐内燃烧温度可能会更高,这对罐体的设计提出了要求,设计上最低要耐 3000℃ 以上的高温还有可能达到的 20atm 高压。在此基础上设计了应用于真空系统内的缩比释放罐,计划在下一步的实验中在真空环境中进行模拟的释放实验,并在试验中测量真空环境中的燃烧温度和最高罐内压力。
3. 在空间物理主动试验中,需对电控箱进行涂覆涂层的被动热控制,来保证电控箱的正常工作。而由于重量限制,实验装置与运载火箭分离后无姿态控制,给热分析造成了一定的困难。本文经过分析,确定了一个较小的温度浮动范围,从而选择可以达到设计要求的热控涂层参数。在姿态不确定的情况下,使用吸收率 $\alpha = 0.15$, 发射率 $e = 0.16$ 的全反射涂层,由于其吸收率低,受环境影响相对较小,所以能够有效控制电控箱的温度,达到项目总体设计要求。这种低发射率、低吸收率的全反射涂层具有良好的空间稳定性,是不增加实验装置重量的前提下最好的热控方式。通过使用这种涂层,可将电控箱的温度变化控制在很小的范围内,使得内部电路能够

正常工作，满足了实验要求。

4. 通过热控计算了解到太阳辐射以及内部工作电路发热是温度变化的主要原因，所以除了使用被动热控方式外，设法降低电路功耗是可以使温度变化减小的有效方式。

本文中所做的工作也存在一些不足，这需要在进一步的工作中逐步的改进直至圆满。

1. 在对自蔓延燃烧反应的点火方式上，只是试验了其中的两种点火方式，初步确定了电容充放电点火的方式较为理想，但是该点火方式的成功率在改进电路之后也没有能够达到 100%。在此基础上我们将会进一步改进点火电路的设计，继续提高成功率，为空间等离子体主动试验的可靠性提供更高的保障。
2. 本文的工作中还只是对真空试验作了方案设计，还未取得真空中的释放结果，对于完整的地面实验来说还有许多不足之处，希望在之后的工作中能逐步将其完成，弥补本次工作的不足。
3. 本文对电控箱进行的热分析只是通过理论计算，在姿态未知的情况下对电控箱进行了一个覆盖全部可能情况的设计，但是此设计还未应用到实际中，在之后的工作中还需要对应用了此设计的电控箱进行地面的热平衡试验及热真空试验，来验证这种热设计的具体效果。

参考文献

1. 刘振兴等. 太空物理学. 2005 年 3 月第 1 版. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2005. 267—268
2. 于唯真, 尤大纬. 空间物理主动试验的实验室模拟实验、化学释放罐设计以及自蔓延的数值模型研究. 中国科学院研究生院学位论文, 1998: 3—?
3. David L. Reasoner. Chemical-Release Mission of CRRES. JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, 1992; Vol.29,NO.4: 580—584
4. 徐荣栏, 李磊. 为开展的空间物理主动试验开展的地面实验. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第十六次学术会议论文集, 2003: 521—523
5. H.Foppl. Artificial Strontium and Barium clouds in the upper atmosphere. Planet Space Science, 1967;Vol.15:357-372
6. S.B.Mende, D.M.Klumpar, S.A.Fuselier. Dayside auroral dynamics: South Pole – AMPTE/CCE observations. JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH, 1998; vol.103,No.A4:6891-6897
7. D.A.Gurnett. Analysis and Interpretation of the Shocklike Electrostatic Noise Observed During the AMPTE Solar Wind Lithium Release. JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH, 1986; vol.91,No.A2:1301-1310
8. G.Haerendel. The Li/Ba Release Experiments of the Ion Release Module. Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1985. Vol.GE-23:253-258
9. 李劲风, 郑子樵. 自蔓延高温合成 (SHS) 工艺简介. 稀有金属与硬质合金, 2000.3; Vol.140: 39
10. 江国健, 庄汉锐, 李文兰等. 自蔓延高温合成材料制备新方法. 化学进展, 1998; No.3
11. 汪兵, 任伟. 自蔓延高温合成 (SHS) 技术发展和应用. 中国表面工程, 2000; No.4: 1
12. 殷声. 燃烧合成. 1999 年 6 月第 1 版. 北京: 冶金工业出版社, 2004. 16—46
13. 张晓鹏, 胡红利, 周玉铭. 几种进口燃烧机高压点火装置的比较. 高压电器, 2001; Vol.37:No.2
14. Wu Feng, Xu Ronglan, et al. Ti-C Reaction in Laboratory as a Heating Technique in

-
- Space Chemical Release Experiment. Magnetospheric Research with Advanced Techniques, COSPAR Colloquium. Beijing China, 1996
- 15.V.I.Yukhvid. Modifications of SHS processes. Pure and Applied Chemistry. Vol.64, No.7, 1992
16. MERZHANOV A G, BOROVINSKAYA I P. Self-propagating high-temperature synthesis of refractory inorganic compounds. DoklAkad Nauk SSSR, 1972, 204(2): 366-42
- 17.闵桂荣等.卫星热控制技术.北京: 宇航出版社, 1991: 138-170
- 18.徐福祥, 林华宝, 候深渊等.卫星工程概论.北京: 中国宇航出版社, 2004: 175-177
- 19.褚桂柏等.航天技术概论.北京: 中国宇航出版社. 2002: 251-258
- 20.冯刚, 安翔, 张铎.空间站大面积太阳翼热分析.强度与环境, 2001(1): 54-61
- 21.童诗白, 华成英主编. 模拟电子技术基础 (第三版).北京: 高等教育出版社, 2001: 51-53
- 22.谢良海. 空间等离子体主动试验方法研究. 中南大学学位论文, 2009:

发表文章目录

1. 张文彬, 张华, 刘元涛, 赵华. 太阳帆板电线排布对空间磁场探测的影响. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第二十一届学术会议文集. 2008
2. 张文彬, 王劲东, 周敬萱. 空间物理主动试验装置电控箱热控分析. 中国空间科学学会空间探测专业委员会第二十二届学术会议文集. 2009
3. 张文彬, 王劲东, 李磊, 周敬萱. 空间物理主动试验装置电控箱热控分析. 科学技术与工程 (已接收)
4. 王劲东, 李磊, 张文彬. 中国国防科学技术报告, 空间等离子体主动释放试验载荷研制

致 谢

毕业论文的完成，意味着学生生涯快要结束，将要进入社会，开始新的生活，尽管依依不舍，却很珍惜。在这离别之际，我要向在学习和生活上关心和帮助过我的老师、同学、朋友和家人表示衷心的感谢！

首先非常感谢我的导师李磊研究员！李老师学识渊博、治学严谨、思想开阔，无论在学习和研究工作上，她都给予我很大的帮助和指导。李老师多次询问我研究的进程，并为我指点迷津，帮我开拓研究思路，精心点拨、热忱鼓励，在她的指导下，我获益匪浅。论文初成时，李老师又不辞辛苦，帮我修改论文。师恩难忘，在此谨向李磊老师表示我最诚挚的敬意和感谢。

还要特别感谢王劲东老师对于我论文的帮助，本文中所做的所有工作都少不了王老师的指导与教诲，他严肃的科学态度，严谨的治学精神，精益求精的工作作风，深深地感染和激励着我。从课题的选择到项目的最终完成，王老师都始终给予我细心的指导和不懈的支持。我有幸得到王老师的悉心指导，在此谨向王老师表示衷心的感谢！

还要感谢其他所有给予我帮助和指导的老师！在论文研究的过程中，赵华研究员、徐荣栏老师给予了许多指导和建议，还有本科室的陈斯文老师、廖怀哲老师、周斌博士、张艺腾师兄、冯永勇师兄、陶然师兄、程炳钧师兄等，在组会讨论中，给了我很多宝贵的意见。还要感谢周敬萱和薛永亮两位同事，他们在百忙之中还为我解决了一些难题，帮助我顺利完成论文。同时还要感谢研究生部的张作和老师、李燕秋老师和许贺楠老师，在学习和生活中为我们学生排忧解难。

感谢一直关心和支持我的同学和朋友！感谢同学和室友张华、刘元涛，以及中科院空间中心07级的同全体研究生同学，三年多来，我们朝夕相处、共同进步。感谢办公室的同学，芮磊师兄、黄娅师姐、张翔宇师弟、刘童迪师弟、陈婷师妹以及谢良海师弟，其中本文中有一部分工作是与谢良海师弟共同完成的，在此特别感谢他在工作中对我的帮助。

最后要感谢我的父母和亲人！父母养育之恩永志不忘，他们是我求学路上的

坚强后盾，他们对我无私的爱是我不断前进的动力。感谢一直支持和关助我的亲人。特别要感谢我的女朋友陆瑶，这段时间以来她一直陪伴着我，关心我，在我遇到困难时鼓励和支持我。