

2009年中国宇航学会 学术年会论文集



中国宇航学会 主编



中国宇航出版社

2009 年中国宇航学会 学术年会论文集

中国宇航学会 主编

 中国宇航出版社

· 北京 ·

版权所有 侵权必究

图书在版编目(CIP)数据

2009 年中国宇航学会学术年会论文集/中国宇航学会主编. —北京:
中国宇航出版社, 2010. 6

ISBN 978-7-80218-767-2

I. ①中… II. ①中… III. ①航天—学术会议—文集 IV. ①V1-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2010)第 119661 号

责任编辑 张弛 舒承东 责任校对 祝延萍 封面设计 宇航数码

出版 中国宇航出版社

社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010)68768548

网址 www.caphbook.com/www.caphbook.com.cn

经销 新华书店

发行部 (010)68371900 (010)88530478(传真)
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010)68371105 (010)62529336

承印 北京智力达印刷有限公司

版次 2010 年 7 月第 1 版
2010 年 7 月第 1 次印刷

规格 880 × 1230

开本 1/16

印张 34.75

字数 1072 千字

书号 ISBN 978-7-80218-767-2

定价 258.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

目 录*

氢能电源系统在航天领域的应用	于继胜/1
卫星及地面测试系统接地技术研究	王建军 章雷 陈逢田/10
基于规则引擎的空间机器人任务规划系统研究	王忠敏 高永明 白敬培/16
基于 0.18 μm CMOS 工艺的 500 MHz 抗辐射加固锁相环	王亮 岳素格 赵元富/24
静电防护新标准介绍	王南光 刘志宏 马志毅 刘民 张书锋 严明 张秋梅 李继东/30
月球车新型悬架机构设计	王荣本 贾阳 陈百超 党兆龙/37
我国重复使用液氧甲烷发动机研究进展与发展探讨	王维彬 孙纪国 张楠/45
单航天器在轨释放小卫星交会空间多目标仿真系统设计	付晓峰 王威 张敬/53
空间电子设备元器件随机振动疲劳分析	代锋 唐德效/59
近空间飞行器电源系统设计与分析	卢欣 韩振森/66
固体火箭发动机地面试验等效器的研制	石玉伟 马新宇 蒲建军 尹文忠/77
基于 Fluke9100 多功能校准源自动校准/检定系统软件的设计	石玉伟 陈胜 王军义/84
基于 FPGA 的数字万年历系统设计与实现	刘巧玲 肖同林/90
超声速进气道的喘振过程研究	刘华 杨宝娥/96
环火探测器轨道的坐标系附加摄动及相应坐标系的选择	刘林 张巍 赵玉晖/106
环火星探测器轨道运动综述	刘林 汤靖师/111
陀螺漂移率拟合处理算法优势分析	孙红强/117
应用于月球车相对定位的视觉里程计研究	孙泽洲 王荣本 张伍 李琳辉 顾征/123
一种大流量气体减压器响应特性的仿真分析	江燕平 沈赤兵 李清廉 赖林/130
利用卫星轨道资料测定地球局部引力场问题	汤靖师 刘林/137
月球表面水存在性的理论分析	达道安 杨亚天/143
大流量氢气的排放与扩散研究	吴光中 李久龙 高婉丽 姜联东/152
静电放电防护的接地要求	张书锋 王南光/160
船摇运动微分方程的参数识别解法	张忠华 李晓勇 李辉芬 杨磊/167
相控阵馈电共焦双抛物面天线有限扫描特性研究	张振杰 李正军/174
高压补燃液氧煤油发动机推力室高频燃烧稳定性技术	李龙飞 陈建华 刘站国/181
一种新型亚燃冲压发动机燃烧室性能评价方法	李庆 潘余 谭建国 王振国/189
聚光型太阳电池阵的应用现状及发展趋势	李旭丽 王劼 杜红 陈琦/196
地球同步轨道 SAR 应用及技术分析	李财品 张洪太 谭小敏/204
高动态条件下捷联惯导系统旋转矢量姿态更新算法的适用性定量分析研究	李宗涛 吴铁军 马龙华/209
空间碎片的环境分析	李怡勇 沈怀荣 李智 王卫杰/215
星球探测车及其运动控制概述	李明 齐春子/221
流形入轨点优化设计的特征值方法	李明涛 郑建华/227
模块化自重构航天器概念研究	李林凌 李勇/233
大规模低轨物体碰撞 HLA 仿真系统优化设计	李英华 刘昭 杨英 彭鑫/238

* 按姓氏笔划排序

采用 Ka 频段的导航星座网络静态拓扑结构 李振东 刘崇华 何善宝/244

测站动态测量对多普勒测速数据的影响分析 李晓勇 张忠华 康德勇 伍辉华 杨磊/251

载人火星任务故障后轨道设计 李桢 李海阳/256

船姿数据对测量船视差修正的改进方法研究 李辉芬 朱伟康 何剑伟 陈红英 徐先春/263

固冲发动机地面试验供气系统温度模拟的模糊 PID 控制器的研究和设计 杨晓慧 李广武/271

美国“未来成像体系结构”的星座设计仿真与分析 杨海燕 安雪滢 郑伟/277

星载红外相机调焦必要性及方式研究 邱民朴 马文坡/285

复杂电磁环境下导弹抗干扰技术现状及发展设想 陆浩然 陈轶迪 王丽华 罗冯涛/290

基于网络中心战的导弹武器系统发展设想 陆浩然/300

基于单 GPS 天线自旋卫星姿态确定方法研究 陈培 王伟 韩潮/308

无动力临近空间飞行器最优滑翔航迹分析 周张华 聂万胜/313

柔性充液航天器多体动力学建模及大角度姿态机动 岳宝增/320

自主研制的基于 0.5 μm CMOS 工艺的 1 万门 FPGA 总剂量辐射效应实验研究
..... 范雪 李平 李辉 谢小东/326

通用三维 DSMC 计算软件 RGD-Tool 的开发及应用 侯凤龙 苏微 蔡国飙/330

催化重整燃气发生器在超燃模型发动机中的实验研究
..... 侯凌云 龚景松 柳发成 马雪松 刘小勇/340

三角平动点附近运动的特征与控制 侯锡云 刘林/345

最简平面标识图与相对位姿参数单目测量 姜玉宪 周尹强 赵霞 陈靖华/352

金属光谱发射率的仿真与分析 柯维娜 朱定强 蔡国飙/359

气凝胶及其复合材料的隔热性能及应用现状 贺成红 苏兆力/367

探月返回轨道再入角的变化特征 赵玉晖 侯锡云 刘林/373

通信卫星系统级可靠性综合建模方法 赵海涛 苗强 胡太彬 张伟/380

交会对接寻的段控制策略 赵霞 姜玉宪 周尹强 吴云洁/385

月球探测器无线电干涉测角协方差分析 郝万宏 董光亮 李金岭 李海涛 平劲松/391

一种测量船坞内标校新方法 钟德安 张同双 李晓勇 冯鸿奎/402

多目标智能优化算法及其在固液混合火箭发动机系统优化设计中的应用
..... 饶大林 池元成 方杰 蔡国飙/407

轮式巡视器车轮数目选择分析 党兆龙 申振荣 张伍 贾阳/414

临近空间高超声速飞行器飞行方式技术分析 夏晓靖 毛黎明 林国华 张祥伟/419

雷达链信号干扰下的目标捕获方法研究 徐光明 房新兵/426

具备快速空间响应能力的固体运载火箭发展概况及其技术途径初探 袁斌 郑飞/430

约束阻尼结构频率响应分析方法 钱志英 阮剑华 杨宝宁/434

月球探测器返回轨道测控分析 高玉东 王威/441

基于特定电推进器的深空任务优化设计 高扬/447

航天器跳跃式返回动力学建模与仿真研究 高洁 赵会光/454

基于视线矢量的深空自主导航算法研究 常晓华 朱圣英 崔平远 崔祐涛/461

国外空间对抗装备技术的发展途径与趋势 曹秀云/472

导航卫星广播星历误差实时仿真方法研究 黄文德 王威 郝晓宁/480

凹腔布局对临近空间高超声速飞行器燃烧流场的影响 黄伟 罗世彬 柳军 王振国/486

航天测量船完成地球同步卫星定点测控的技术支持能力分析与实践
..... 傅敏辉 赵文华 钟德安 王旭良/495

火星自然卫星分析历表的建立问题 喻圣贤 周垂红 刘林/501

基于几何布朗运动退化率模型的可靠性分析 彭永红 王钊/507

空间二次电源的抗门锁设计 彭健 陈中楠 鄢婉娟/513

空间快速响应体系结构评估方法研究	董正宏	潘清	廖育荣	高永明	苏明/520
国外空间快速响应技术发展现状及启示	董正宏	潘清	廖育荣	苏明/526	
Apollo 登月舱软着陆动力学仿真	蒋万松	黄伟	王海涛/531		
太空权构建条件与评价标准研究	樊永刚/540				

氢能电源系统在航天领域的应用

于继胜

北京航天动力研究所

北京 9200—11 信箱, 100076

摘 要 近年来随着燃料电池技术的快速发展, 氢能在航天领域的应用已经从简单的推进燃料, 发展到电源供应、推进动力、生命保障等多个方面。文章详细介绍了氢能电源系统的组成及关键技术问题, 并对其在临近空间长航时飞行器、深空探测等方面的应用进行了说明与展望。

关键词 氢能; 燃料电池; 电源; 航天

1 引言

氢能是一种理想的清洁能源, 它具有热值高、无污染、资源丰富等多项显著优点。20 世纪 50 年代, 氢能作为推进燃料已经开始应用于航天领域, 目前液氢/液氧作为高比冲液体推进剂, 被广泛应用于中、美、法等国的大型运载火箭和航天飞行器上。燃料电池技术作为氢能的另外一种利用方式, 可以在低温下使氢经过催化剂的作用放出电子直接得到电能, 既不会产生污染物和温室气体的排放, 又具有较高的能量密度。20 世纪 60 年代, 氢能电源系统也开始应用于航天领域。

2 氢能电源系统的原理及特点

氢能电源系统从工作原理上可以分为燃料电池发电系统 (FCS) 和再生燃料电池发电系统 (RFCS) 两大类。

燃料电池发电系统是一种电化学发电装置, 它可以把贮存在燃料 H_2 和氧化剂 O_2 中的化学能直接转化为电能。按照目前常用的电解质分类方法, 燃料电池分为: 碱性燃料电池 (AFC)、磷酸盐燃料电池 (PAFC)、质子交换膜燃料电池 (PEMFC)、熔融碳酸盐燃料电池 (MCFC) 和固体氧化物燃料电池 (SOFC)。AFC 和 PEMFC 是航天领域常用的两种燃料电池。

再生燃料电池发电系统是在燃料电池发电系统基础上, 结合集成了水电解技术, 它既具有燃料电池发电系统高性能、无污染、低噪声等优点, 又能通过水电解器电解燃料电池的反应生成水, 使 $(2H_2 + O_2 \rightarrow 2H_2O + \text{电能})$ 与 $(\text{电能} + 2H_2O \rightarrow 2H_2 + O_2)$ 的电化学过程循环进行, 燃料电池的燃料 H_2 和氧化剂 O_2 通过水电解过程蓄能“再生”。再生燃料电池发电系统功能上类似于二次电池: 外界需要电能时, 将贮存在氢气和氧气中的化学能转换为电能; 外界不需要电能时, 利用外界提供的电能将水电解为氢气和氧气。

氢能电源系统的主要特点是比能量高。目前常用的化学贮能电池的比能量一般低于 100 Wh/kg , 性能最好的锂电池也不超过 200 Wh/kg , 而再生燃料电池发电系统的比能量约为 $400 \sim 600 \text{ Wh/kg}$ 。除此之外, 与氢能电源系统相比, 化学贮能电池还存在着一系列的问题: 放电深度及电池容量受限, 不能长时间大电流放电; 存在自放电能量损耗; 对过充电和欠充电敏感, 电池使用寿命和循环寿命低; 存在电解质腐蚀和环境污染等。因此氢能电源系统在替代传统蓄电池方面, 尤其是在航天领域, 有着极为广阔的应用前景。

3 国内外研究情况简介

国外的氢能电源系统技术正是由航天电源的需求牵引发展起来的。1966 年，美国 GE 公司研制成功早期的质子交换膜燃料电池——聚苯乙烯磺酸膜燃料电池，用作双子星座载人飞船的主电源。后来由于电池电解质膜耐氧化能力不足导致电池堆寿命短，并且存在电解质膜降解污染系统反应生成水的问题，NASA 选择了碱性燃料电池作为阿波罗飞船和航天飞机的电源。现在，美国国际燃料电池公司（IFC）用于航天飞机的第三代石棉膜碱性燃料电池，正常输出功率 12 kW，峰值功率 16 kW，工作时间已超过 7 000 h（图 1）。同期，俄罗斯的月球轨道器和暴风雪航天飞机也采用石棉膜碱性燃料电池作为主电源系统。

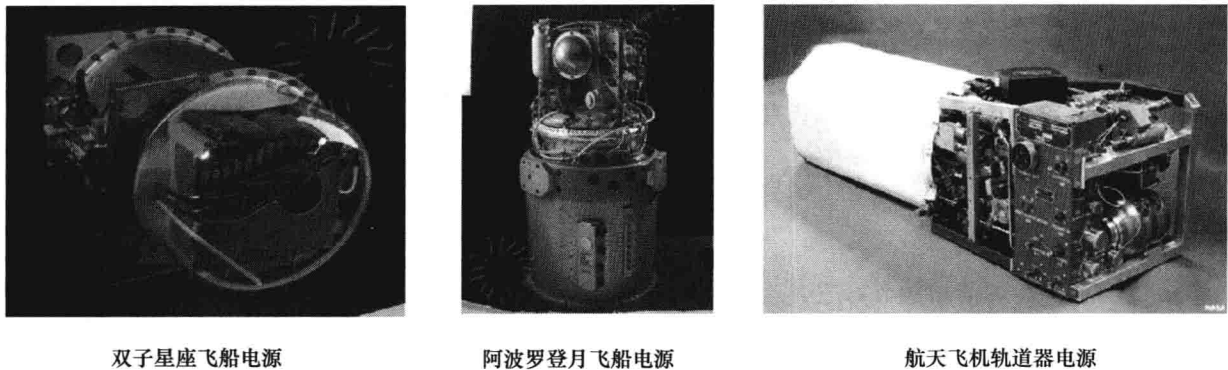


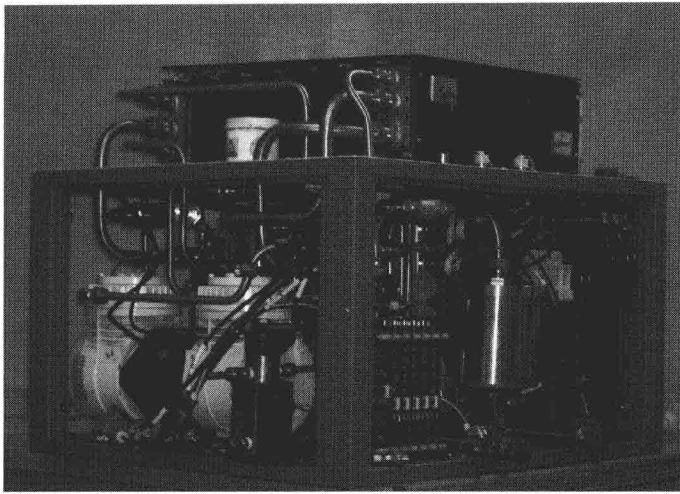
图 1 美国飞船及航天飞机用氢能电源系统

20 世纪 80 年代，膜电极结构的重大改进和新型高性能长寿命全氟磺酸质子交换膜的研制成功，使质子交换膜燃料电池获得了新生。它除了具有一般燃料电池环境友好、能量转化效率高的优点外，还具备室温快速启动、无电解液损失、寿命长等突出特点。目前国内外氢能电源系统所用的燃料电池组主要是质子交换膜燃料电池。

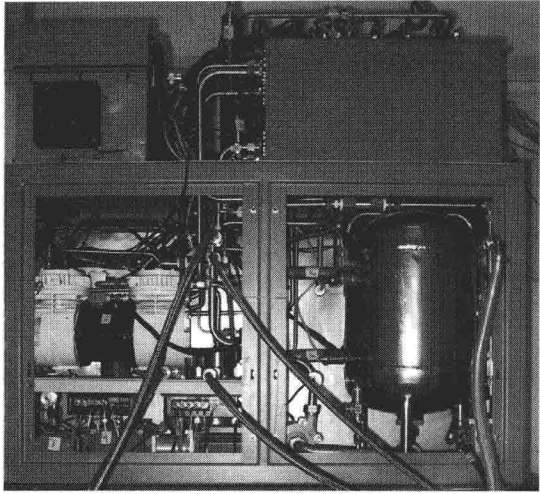
针对航天飞机、空间站、月球登陆器等新一代航天飞行器，美国 NASA 专门制定了 10~20 kW 级再生燃料电池发电系统发展计划。通过研究，采用再生燃料电池发电系统可以使月球登陆器电源系统的比功率达到 1 019 W/kg，是同样供电能力的太阳能电池/蓄电池系统的 3 倍。欧洲航天局为空间站研究的 20 kW 级 RFCS 也取得成功，其贮能水平和寿命远远超过镍—镉电池，质量比镍—氢电池轻 60%。

20 世纪 70 年代，在航天需求的推动下，我国曾出现一次对燃料电池研究的高潮，其间研制了小功率石棉膜碱性燃料电池，后来由于电池组的性能稳定性问题没有得到实际应用。20 世纪 90 年代中期以来，受国际上氢氧燃料电池电动汽车研究热潮的影响，国内多家单位纷纷开展质子交换膜燃料电池相关技术及其应用研究，突破了系列关键技术并取得了一批成果，燃料电池电催化剂、膜电极制备以及再生燃料电池堆研究方面取得了部分进展。

2000 年以来，航天科技集团六院 11 所（京）在国家相关部门的支持下，联合国内优势技术单位，开展了航天用燃料电池发电系统和再生燃料电池发电系统的应用研究。突破了高比能量系统集成、高压水电解、空间环境下水热管理以及小型化高可靠控制器等多项关键技术，研制成功系列适用于航天要求的氢能电源系统原理样机（图 2），目前，12 kW 级燃料电池发电系统比能量约为 500 Wh/kg，20 kW 级再生燃料电池发电系统比能量约为 240 Wh/kg，达到了美国 NASA 对临近空间低速长航时飞行器电源动力系统的论证要求。



12 kW级FCS



20 kW级RFCS

图 2 空间用氢能电源系统样机

4 系统组成及关键技术问题

4.1 氢能电源系统的组成

由于再生燃料电池发电系统是在燃料电池发电系统的基础上，通过增加水电解子系统形成的，下面以再生燃料电池发电系统为例，介绍一下氢能电源系统的组成及其工作原理（图 3）。根据功能的不同，再生燃料电池发电系统可以分为水电解、燃料电池发电、介质贮存和电源管理 4 个子系统。

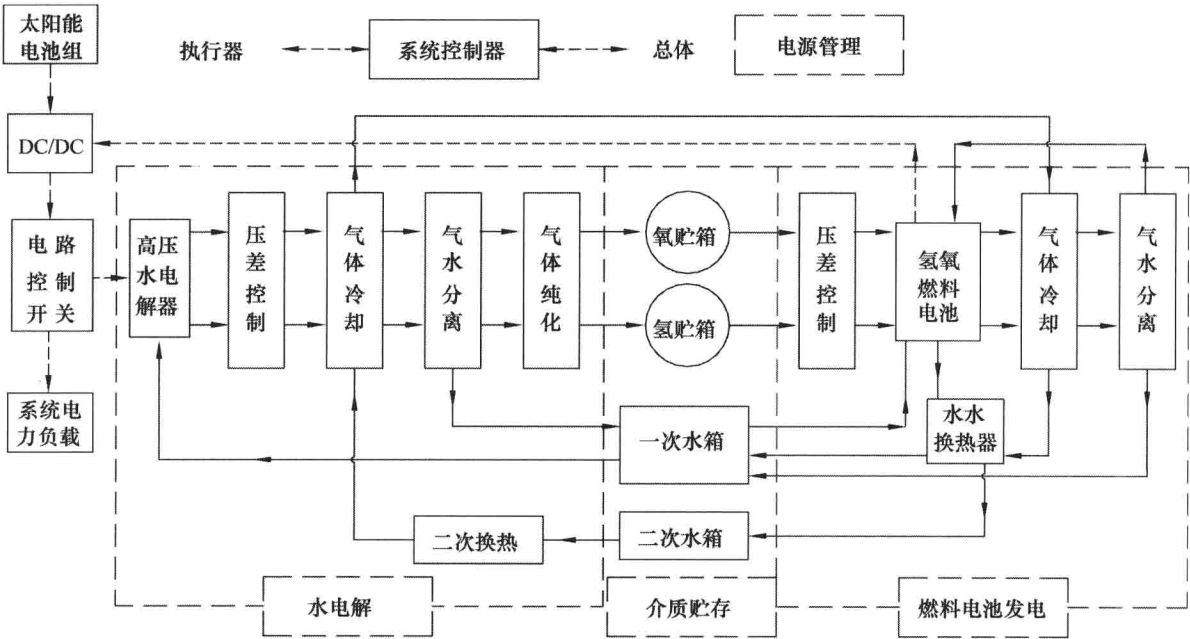


图 3 再生燃料电池发电系统组成

(1) 水电解子系统

水电解子系统的主要功能是利用系统外界电能，如飞行器在光照期太阳能电池富余的电，将水电解成为氢气和氧气，实现再生燃料电池发电系统的贮能与氢氧介质再生。系统中主要包括：水电解、电解给水、压差控制、气体冷却、气水分离和气体纯化等功能组件。

电解给水是根据电解功率和工作温度的变化,通过给水泵和节流阀调节供应电解器的去离子水流量。压差控制组件的主要作用是控制电解器氢氧产气腔的压力差值,保护膜电极免受压力波动过大造成的损害。电解产生的氢、氧气经过冷却降温,气体携带的水蒸气被冷凝后,经过气水分离组件回收至水箱中。由于水电解器的产气纯度约为 99.5%~99.7%。为了防止杂气积累对系统性能和安全带来不利影响,使用气体纯化组件可以除去或减少杂气含量,进一步提高气体纯度。系统最终通过二次换热器与外界环境进行热量交换,维持正常工作温度。为了系统优化,水电解子系统和燃料电池发电子系统共用二次冷却组件。

(2) 燃料电池发电子系统

燃料电池发电子系统的作用是利用储存的氢气和氧气,供给氢氧燃料电池组进行发电,同时把反应生成水回收至水箱。系统主要包括:压差控制、气体冷却、气水分离、燃料电池组和热量交换等组件。

氢氧燃料电池组通常采用目前技术比较成熟的 PEMFC。系统通过高压阀、减压器和调压阀等压差控制组件保证系统氢气、氧气的供应,一方面将贮气瓶内高压氢气与氧气减压到 PEMFC 需要的工作压力,另一方面要在全工况范围内保持氧气压力对氢气压力的定压差自适应跟随,将压力差值控制在目标范围内,防止燃料电池组的质子膜受两侧氢氧压差波动可能带来的破坏。氢氧燃料电池组反应后的氢氧气经过冷却降温,在冷凝、回收反应生成水的同时,可以控制氢氧介质的相对湿度,维持电池组高效运行。气水分离后的氢氧气体重新回到电池组进口,一方面促进电池组内部氢氧介质的流动和扩散,提高电池组性能,另一方面可以将部分水蒸气和热量补充到进口气体中,有利于电池组内部湿度和温度场的平衡提高系统效率。燃料电池组工作产生的热量由水水换热器交换到二次冷却介质中,保持电池组的正常工作温度,一般为 70~80℃。

(3) 介质贮存子系统

主要包括氢贮箱、氧贮箱和一次水箱和二次水箱等组件,是系统氢气、氧气和去离子水等介质的供应来源。与地面车用燃料电池发动机不同的是,空间再生燃料电池发电系统的组成中,通常将“燃料箱”——氢气和氧气的贮箱包括在内,这对于系统比能量的性能指标无疑带来更高的要求。目前系统氢氧介质一般采取压力贮存的方式,所以贮箱一般采用碳纤维缠绕的复合气瓶,有利于减轻质量,提高贮存密度。水箱则为轻质金属材料,航天环境的二次冷却介质一般采用乙二醇的水溶液。

(4) 电源管理子系统

电源管理子系统的主要功能是对系统控制参数进行实时测控,实现系统的持续、可靠与高效运行。系统主要组件包括:系统控制器、太阳能电池组、DC/DC 电力变换器、系统负载等。由于太阳能电池组的选择布置与飞行器总体结构十分密切,因此在氢能电源系统的设计中没有包括太阳能电池,系统接口为从太阳能电池的电输入,到燃料电池发电输出部分,对于临近空间长航时飞行器的具体设计可能需要将输出拓展到驱动螺旋桨。

4.2 关键技术问题

氢能电源系统要满足航天的实际应用,首要问题在于如何提高系统的比能量。随着高能聚合物锂离子电池以及超级电容器等新型储能电池技术的发展,化学储能电池的比能量也在不断提高。比能量已经成为氢能电源系统能否在航天应用领域替代化学储能电池最具有决定意义的指标。此外,系统的环境适应性和控制可靠性也是亟须解决的技术关键。

(1) 系统高效轻量化

和化学储能电池相比,氢能电源系统存在的主要问题是系统复杂,组件多。系统比能量的提高需要从两个方面入手,一方面是提高功率组件的性能,降低辅助功耗;另一方面是系统组件的轻量化并提高系统集成度。航天科技集团六院 11 所(京)联合国内相关优势技术单位,经过几年的努力,在系统高效轻量化方面主要取得如下成果:

1) 在对系统不同工况进行详细计算分析,并经过大量实验验证的基础上,对系统工作流程、系统组

成进行了优化设计,减少了系统组件,减轻了质量,提高了系统集成度。

2) 通过采用高效驱动电机、控制电路节能设计等措施,使系统辅助功耗大大降低,系统效率提高了50%以上。

3) 通过更换轻质材料、优化组件结构设计、子系统模块化等手段实现系统轻量化。泵阀组件减重50%以上;换热器、系统控制子系统等组件质量降至原来的十分之一。

4) 电解子系统从早期的1.3 kW/0.3 MPa小功率低压堆,电解效率70%、比功率56 W/kg,发展到目前30 kW/5 MPa高压堆,电解效率82.8%、比功率577 W/kg。

5) 发电子系统从发电效率52%、比功率180 W/kg,提高到发电效率67%、比功率900 W/kg。并具有从10 kW到50 kW不同的功率模块,可以适应不同功率等级系统的需求。

目前研制的12 kW级燃料电池发电系统,采用35 MPa/260 L高压复合氢氧气瓶、15 kW金属双极板燃料电池组,系统比能量约为500 Wh/kg;20 kW级再生燃料电池发电系统,采用5 MPa/1 500 L超大容积复合氢氧气瓶、23 kW超薄碳板燃料电池组,5 MPa/60 kW高压水电解器,比能量约为240 Wh/kg。

(2) 空间环境适应性

氢能电源系统对飞行器工作环境的适应能力与性能同等重要。航天应用的特殊环境条件,如低温、微重力、真空或低气压等,会对系统提出更高要求。

因为氢能电源系统的主要工作介质是去离子水,所以系统必须维持冰点以上的工作温度。目前采取了温控舱二次换热的方案,即系统整体在绝热保温舱内,通过采用乙二醇水溶液的二次换热子系统控制调节舱内的安全温度。二次换热的热源是系统发电和电解产生的大量废热,二次散热器在舱外,或者采用飞行器总体的主散热器,这样同时兼顾了系统工作放热和低温环境下的保温要求,提高了系统适应能力。

空间微重力、真空或低气压环境主要影响系统介质分布及密封可靠性。在燃料电池和水电解器设计上,通过采用高均分流场设计和加工技术,实现了多电池单元的膜电极电流密度均分、全流场液态水均匀分配,使电池组和电解器能够适应微重力工作环境。系统的主要问题在于燃料电池反应生成水和水电解器产气中携带水的分离与回收,目前利用亲水膜设计的气水分离回收器经过长期系统试验考核,完全能够替代原有的地面重力式气水分离器。

(3) 高可靠自动控制

氢能电源系统是一个包含多种执行组件、多种介质、多种测量控制参数的复杂系统。一方面执行组件的控制模式及稳定性会影响系统的可靠性;另一方面氢、氧和水等工作介质状态的变化又会影响水电解器和燃料电池的性能。此外系统控制器还需要有较强的抗电磁干扰能力。

通过将控制器、外围驱动电路及电源板合并方案,省去了外电路箱,并在外围驱动电路中集成了调节阀、水泵的驱动电路。控制器根据实际测控要求利用DSP技术,自主开发核心MCU模板,减少了测控模板数量,并采用FPGA技术减少器件数量,优化了主板设计。

目前电控系统经过早期独立式控制柜,经过控制器+外电路+若干独立组件驱动器,演变成为目前的高度集成化高精度控制器(图4)。控制器总量也从原来几十kg,减轻到目前的3kg;控制器ADC的测试精度由初期的0.301%提高到0.096%;DAC的控制精度由初期的0.139%提高到目前的0.023%。

4.3 未来主要研究方向

氢能电源系统未来的航天应用主要集中在两个方面,一方面是临近空间长航时飞行器的电源动力,另一方面是深空探测的综合应用。

4.3.1 临近空间长航时飞行器的电源动力应用

临近空间长航时飞行器(NSLEV)是目前世界各国竞相研究的重点之一。由于临近空间的环境条件

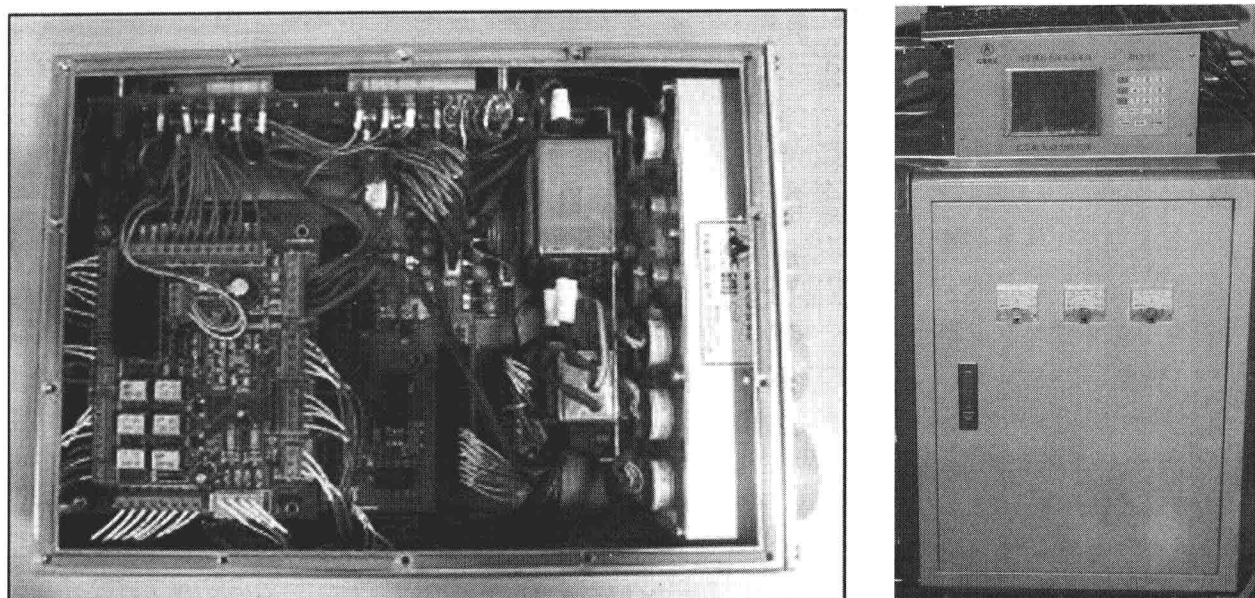


图4 改进后及早期的电控系统

比较恶劣，大气密度约为海平面的 $1/14$ ，环境温度低至零下 57°C ，使得在低空高效的航空发动机无法满足需要，电源动力系统成为制约临近空间长航时飞行器发展的最大因素。

美国在临近空间长航时飞行器的研究方面处于世界领先地位，根据 NASA 格伦研究中心对美国东西海岸用高空长航时飞艇进行的论证结果，太阳能电池/再生燃料电池发电系统是目前高空长航时飞艇电源动力系统唯一可行方案，而且再生燃料电池发电系统的比能量最低应达到 240 Wh/kg 。

NASA Dryden 飞行研究中心正计划今后 14 年内发展 4 种新型 NSLEV。其中的全球观察者无人机（图 5），将继承 Helios 的研制技术，使用太阳能电池/再生燃料电池发电系统，其有效载荷 150 kg ，可在 18 km 高空连续航行 30 天。另一种“重型起重机”，采用类似全球观察者的太阳能电池/再生燃料电池发电系统，飞行高度 18 km ，有效载荷 $10\,000\text{ kg}$ ，飞行 30 天或更长时间。美国《洛杉矶时报》2009 年 3 月 13 日报道了美国五角大楼将耗资 4 亿美元开发漂浮在 6.5 万英尺高空、漂浮 10 年的太阳能电池/再生燃料电池发电系统巨型飞艇，对地面的车辆、飞机甚至行人进行不间断的雷达监控。

日本计划发射 20 个采用太阳能电池/再生燃料电池发电系统的临近空间定点飞艇平台（图 6），驻空高度 20 km ，覆盖整个日本群岛。再生燃料电池发电系统主要指标为：净功率 15 kW 、比能量 450 Wh/kg 。

英、法、德、以色列等众多国家也竞相推行着自己的临近空间长航时飞行器研制计划，与造型各异的飞行器外形不同，采用太阳能电池/再生燃料电池发电系统作为飞行器电源动力是目前各国共同的选择。

国内在临近空间长航时飞行器的研究方面起步较晚。从“十五”开始，在国家相关部门的支持下，国防科技大学、清华大学、上海交通大学等单位对超高空多功能无人飞艇进行了预先研究，提出了多个平流层飞艇方案。从总体来看，国内目前研制的飞艇尺寸不大，飞行高度低（ 5 km 以下），定点悬停能力较弱，不能长航时飞行，与国外先进水平还有很大的差距，其中最关键的问题在于缺乏先进的电源动力系统。高比能的氢能电源系统的研究成果，使得国内在以高空飞艇为代表的临近空间长航时飞行器研究方面，有了理想的电源动力系统。目前，需要解决的问题主要有以下几点：

第一，进一步提高系统比能量。根据国内相关部门的论证结果，再生燃料电池发电系统是未来临近空间长航时飞行器最为可行的选择，其最理想的比能量指标是不低于 300 Wh/kg 。

第二，和系统总体的优化匹配。由于目前缺少飞行器总体的具体要求，氢能电源系统的研究仅仅局限在系统自身。对空间环境适应性、系统热管理的综合优化设计、系统总体结构的优化集成等方面，不



图 5 美国全球观察者无人机

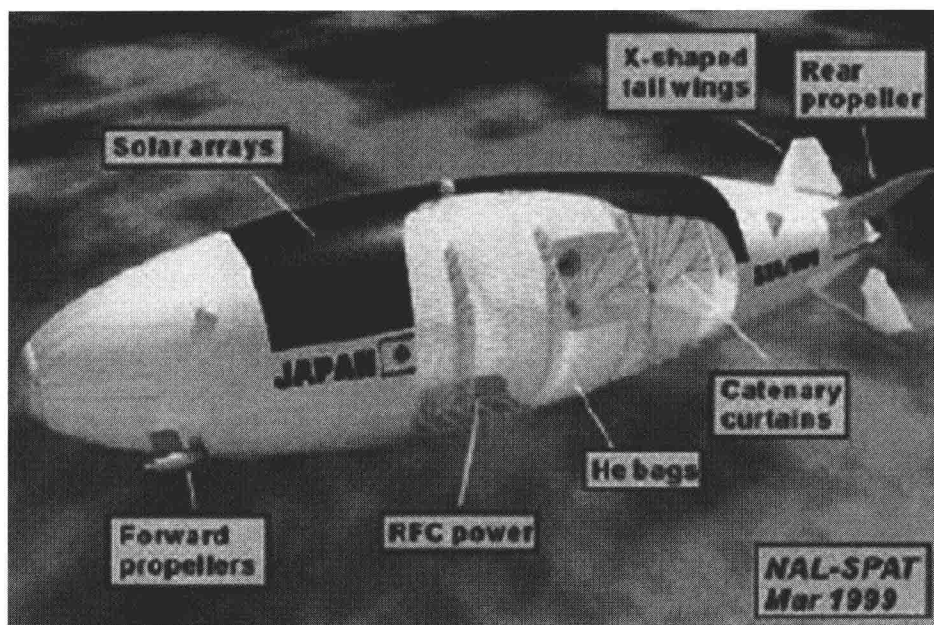


图 6 日本临近空间飞艇

同飞行器总体会有不同的要求，今后需要根据飞行器总体的实际要求，进一步开展工作。

第三，系统的能量密度有待进一步提高。虽然在提高系统比能量方面取得了不小成绩，但是，系统体积还有较大的压缩空间。以往主要考虑系统样机的可维修性，对体积方面没有作太多要求。今后通过三维模装虚拟设计优化总装结构，提高系统集成度，可以大大减小系统的体积，更好地满足飞行器总体对氢能电源系统能量密度的要求。

4.3.2 深空探测的综合应用

近年来，随着美国“新太空计划”的实施，欧美探测器相继登陆火星，中日印等国的探月计划首战告捷，世界各国的深空探测活动又进入了一个新的高潮。

利用氢能电源系统首先可以实现载人深空探测器的系统电源供应、人员生命保障和飞行姿态控制的优化统一。再生燃料电池发电系统反应生成的水可以供宇航员饮用；水电解产生的氧气可以供宇航员呼

吸；水电解产生的氢气可以用来还原宇航员呼吸产生的二氧化碳；产生的氢气和氧气还可成为飞行姿态控制的发动机的推进剂。

其次，氢能电源系统在月球探测方面可以发挥重要的作用。由于月球的自转周期长达 28 个地球日，其中无日照时间为 16 个地球日，月球基地的电源系统必须能够长期供电。根据美国 NASA 的研究结果，月球基地的功率需求约为 20~100 kW。一个循环工作周期内约 300 多 h 的连续工作时间，即使采用目前比能量最高的锂离子电池也难以满足要求。由于再生燃料电池发电系统的发电与储能部分相对独立，所以储能能量的增加仅仅需要加大反应物贮量。

根据 NASA 对月球的研究成果，利用月球表面丰富的钛铁矿，使用太阳能/再生燃料电池发电系统电源系统可以解决探月工程的原位资源开发问题。具体方法是（图 7）：利用太阳能加热月球表土，在 1 000 ℃ 的高温下，表土中的钛铁和氢能够接解生成水： $H_2 + FeTiO_3 = H_2O + TiO_2 + Fe$ 。生成水收集后提供给再生燃料电池发电系统作为循环工质。这样白天利用太阳能，晚上利用燃料电池发电，可以持续对月球表土进行开发处理。多余的水除了供基地人员饮用以外，其余的被电解成为 H_2 和 O_2 ， H_2 送回系统继续参与处理钛铁的循环流程， O_2 则可以贮存起来供应宇航员呼吸。据测算，一个 12 人规模的基地，每月只需要 350 kg 的氧气，处理 70 t 的月球表土就可以提取 1 t 氧气。当生产达到一定规模时，可以将多余的 H_2 和 O_2 液化处理作为航天器的推进剂，同时金属冶炼、建筑材料制备等其他工作可以相继开展。因此，利用太阳能/RFCS 系统不但能够解决了人员生命保障所需，而且可以实现月球矿物的持续开发，使月球充分发挥中继基地作用，为星际探测服务。

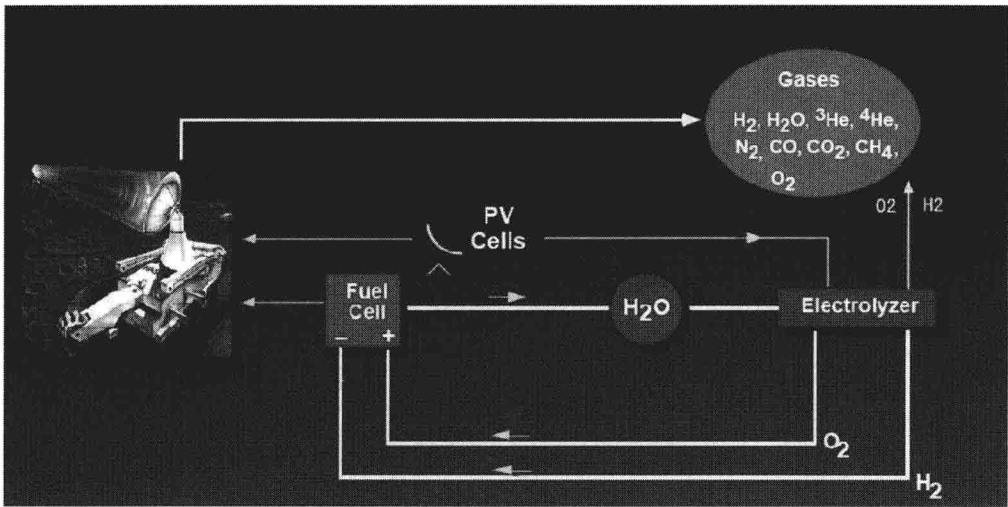


图 7 月球基地资源开发流程

氢能电源系统同样也适用于火星基地的建设，美国凤凰号探测器在火星土壤中发现水存在的证据，使火星上制氢、制氧变得相对简单。火星大气中 CO_2 的含量高达 95%，水电解制取的 H_2 ，在催化剂的作用下，可以和 CO_2 生成 CH_4 。氧气和甲烷液化后作为推进剂，使目前技术相对成熟的液氧甲烷发动机能够应用于深空探测。

5 结论

和国外先进水平相比，我国的氢能电源系统的研究水平还存在着很大差距。主要表现在系统高效轻量化、性能稳定性、长寿命可靠性等方面。由于氢能电源系统的显著特点及其在航天领域的广阔应用前景，国家相关部门以及众多高校、科研院所正在加大研究力度，不断缩小和国外先进水平的距离。

航天需求在过去推动了氢能电源系统的研究，今后也必将进一步带动氢能电源系统的发展，特别是在深空探测、临近空间飞行器的需求牵引下，一定会促进氢能电源系统及其应用研究深入开展。可以预

见,不久的将来氢能电源系统在我国航天领域的应用必将会变成现实。

参 考 文 献

- [1] 吴峰,叶芳,郭航,等. 燃料电池在航天中的应用. 电池,2007,37(3):238—240.
- [2] 陈海清,王金全,薛洪熙,等. 氢能与质子交换膜燃料电池. 测控技术,2005,24(1):81—83.
- [3] 邵志刚,衣宝廉,俞红梅. 再生氢氧燃料电池. 化学通报,2000,3:22—26.
- [4] 黄才勇. 空间电源的研究现状与展望. 电子科学技术评论,2004,5:1—6.
- [5] Colozza A J. Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship. NASA CR—2003—212724, December 2003.
- [6] 宋世栋,张华民,马霄平,等. 可再生燃料电池的研究进展. 电源技术,2006,30(3):175—178.
- [7] 李利良,郭伟民,何家芳. 国外近空间飞艇的现状和发展. 武器装备自动化,2008,27(3):32—34.
- [8] 顾忠茂. 氢能利用与核能制氢研究开发综述. 原子能科学技术,2006,40(1):30—35.
- [9] 李军,艾尚坤,周抗寒. 空间站 Sabatier CO_2 还原装置实验研究. 航天医学与医学工程,1999,12(2):122—124.
- [10] 褚桂柏. 深空探测的发展研究. 航天器工程,2000,9(3):21—27.
- [11] 许春,王成良. 火星探测技术综述. 红外,2008,29(7):1—8.
- [12] Kulcinski G L, Sciattoslaysky I N, Wittenberg L J. Impact of Lunar Volatiles Produced During ^3He Mining Activities. AIAA paper 96—0490, January 1996.
- [13] 邹连荣,陈猛,解晶莹. 国外航天用锂离子电池应用概况. 电池工业,2007,12(4):277—280.
- [14] 韩鸿硕,石卫平,蒋宇平. 2008 年世界深空探测获得丰硕成果. 中国航天,2009(2):43—45.
- [15] 刘丰峰,卢玫. 质子交换膜燃料电池研究进展. 通信电源技术,2009,26(3):25—28.

卫星及地面测试系统接地技术研究

王建军 章雷 陈逢田

航天东方红卫星有限公司

北京 5616 信箱, 100094

摘 要 卫星及地面测试系统的正确接地是卫星安全保证和抑制干扰的关键环节之一。本文论述了正确接地方法的重要性以及基本的接地要求, 列举了不正确接地带来的危害, 并且以 HY-1B 卫星真空热试验为例, 详细分析了卫星星体本身和电气地面支持设备的接地方式, 介绍了真空热试验中卫星状态和地面测试系统的连接情况, 阐述了卫星及地面支持设备的接地系统结构和构成方式, 提出消除接地干扰的建议, 并且制定了切实可行的安全保证措施。

关键词 卫星; 接地技术; 安全保证; 抗干扰

1 引言

卫星及地面测试系统对接地要求和技术实现方式, 是卫星安全性保证的首要前提和关键环节, 是卫星研制正常进行的首要条件。在国家标准、国家军用标准、航天工业标准、中国空间技术研究院标准等各类标准中, 都对卫星的接地系统提出了严格的要求。鉴于接地系统对卫星研制有着重要的作用, 有必要掌握接地机理和方法, 理清卫星和各测试仪器设备的接地情况, 摸清卫星及地面测试系统的接地构成, 为卫星的研制提供技术保障。

为了正确认识卫星及地面测试系统的接地, 以 HY-1B 卫星真空热试验为例, 介绍卫星及地面测试系统的连接情况和接地情况, 给出有效的抗干扰和安全保证措施。

2 接地干扰和安全概述

不正确的接地, 给卫星带来的不仅是干扰, 甚至会将危险电压引入星上, 烧毁设备。下面对接地干扰和安全作简要介绍^[1]。

接地系统的地网应是统一地网(共地网), 起着人身安全保护、设备和设施的保护、降低电气噪声等作用。接地系统除了接地电极分系统外, 按照接地用途的不同, 可分为星体接地、信号接地、保护接地、防静电接地和防雷接地等分系统, 需要根据仪器设备的原理、功率、信号特性和目的等多方面因素来选择相应的接地连接方式。

当地线设计不良时, 往往会发生地线干扰, 其主要原因是由于地线阻抗的存在。当信号频率为零时, 导线阻抗等于导线电阻, 当频率不为零时, 阻抗等于电抗加电阻, 频率很高时, 阻抗基本由感抗决定, 会远远大于直流电阻值。因此, 当电流流过地线时便在地线上各点形成电位差, 使信号传输出现偏差, 这就是地线干扰。

地线干扰的形式主要有地环路干扰和公共阻抗干扰。公共阻抗干扰是指地电流在公共地线阻抗上形成的干扰。地环路干扰是指由于电路系统的不平衡性, 地线本身构成环路、地线与其他信号线也可能构成环路, 两接地点之间存在电位差, 将形成地环流; 另外, 由于外界电磁场的作用, 环路中就会出现感应电压, 这种感应电压有可能使系统受到干扰。

由于公共阻抗和地环路的存在, 容易产生地线干扰。这种干扰同时加在设备的两个输入端(如信号

线与地线之间), 骚扰信号方向、幅度、相位都相同, 形成共模干扰。过高的共模电压也会对电路造成损坏; 共模电流会产生很强的辐射, 对周围的电路形成辐射性干扰。若电路不平衡, 导致两个输入端骚扰信号方向、幅度、相位不完全相同甚至相反, 就会产生差模干扰, 引起电路故障。

3 卫星真空热试验设备连接情况

3.1 卫星真空热试验简介

真空热试验是卫星研制过程中的重要环节之一。卫星在工厂电测之后将进行整星真空热试验, 用以验证卫星热设计的正确性, 考核热设计对飞行热环境的适应能力, 即检验卫星热控系统使星上各分系统仪器设备保持在规定工作温度范围内的能力; 同时在模拟轨道工况和热真空循环温度条件下考核卫星的工作性能, 验证各分系统之间的匹配性及各仪器设备的工作状态; 暴露可能存在的和潜在的设计缺陷。真空热试验是提高卫星可靠性的一种有效必要手段。

3.2 卫星真空热试验设备连接情况

真空热试验之前, 卫星安装于支架车上, 沿着真空容器导轨推到真空容器中。确认卫星到位后, 连接各分系统测试电缆。HY-1B 卫星在真空容器中进行热试验过程中, 卫星与地面机械支持设备及电气测试设备的连接情况如图 1 所示。

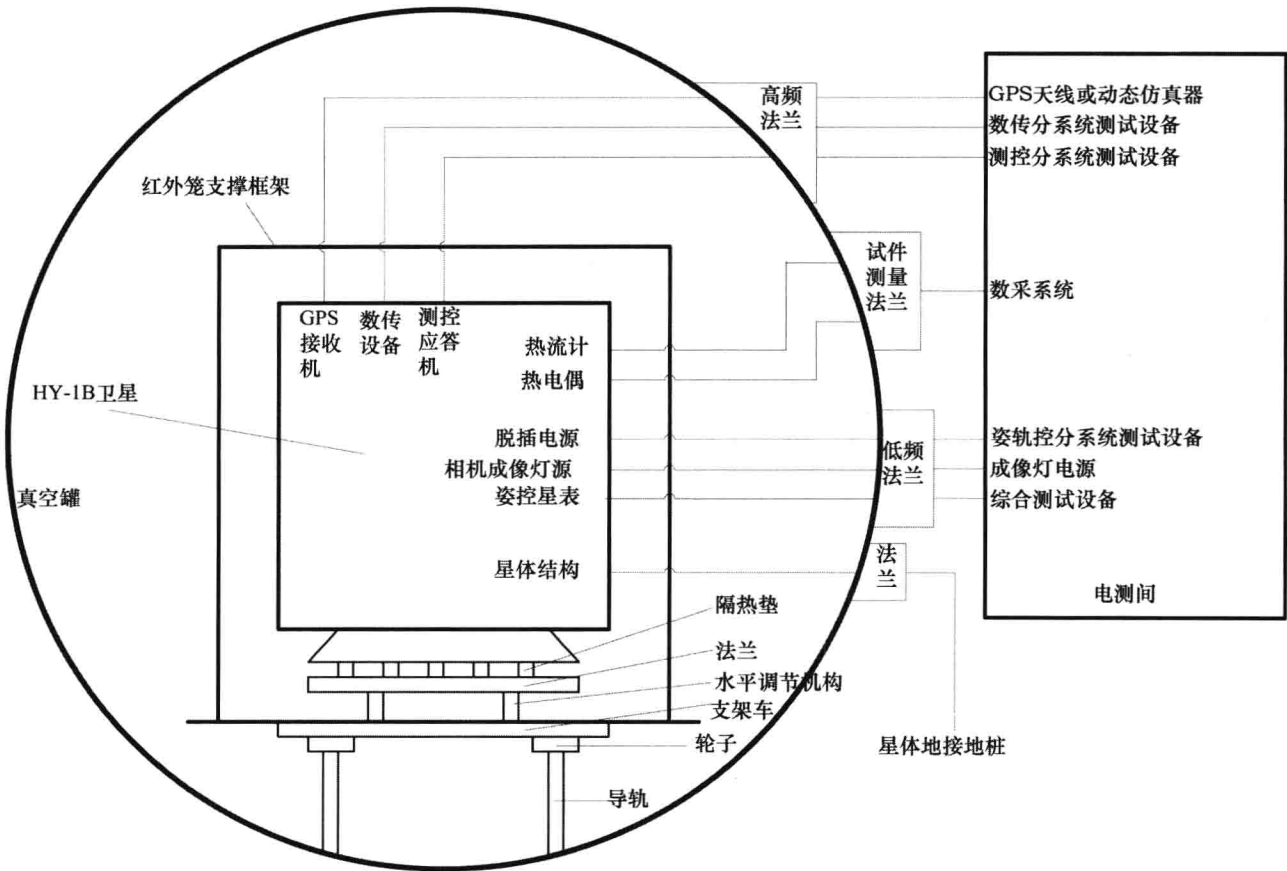


图 1 卫星真空热试验设备连接示意图

卫星真空热试验离不开空间环境模拟试验设备, 包含空间模拟室 (真空容器、试件支持机构、热沉、红外笼等)、真空抽气系统、液氮制冷系统、控制与测量系统等。真空容器由筒体、封头、法兰、制作等组成, 通常采用圆柱形或球形结构, 根据实验要求设计成卧式或者立式。通常, 真空容器、试件支持机