

航天器空间环境试验技术

Space Environment Test Technology of Spacecraft

黄本诚 马有礼 著

国防工业出版社
· 北京 ·

图书在版编目(CIP)数据

航天器空间环境试验技术 ①黄本诚 ②马有礼著. —北京 :国防工业出版社 2002. 1

ISBN 7-118-02581-X

I. 航... II. ①黄... ②马... III. 航天器环境—环境模拟—模拟试验 IV. V524. 3

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2001)第 039903 号

国防工业出版社出版发行
(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

北京奥隆印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787 × 1092 1/16 印张 18 3/4 399 千字

2002 年 1 月第 1 版 2002 年 1 月北京第 1 次印刷

印数 1—2000 册 定价 42.00 元

(本书如有印装错误 , 我社负责调换)

致 读 者

本书由国防科技图书出版基金资助出版。

国防科技图书出版工作是国防科技事业的一个重要方面。优秀的国防科技图书既是国防科技成果的一部分,又是国防科技水平的重要标志。为了促进国防科技和武器装备建设事业的发展,加强社会主义物质文明和精神文明建设,培养优秀科技人才,确保国防科技优秀图书的出版,原国防科工委于1988年初决定每年拨出专款,设立国防科技图书出版基金,成立评审委员会,扶持、审定出版国防科技优秀图书。

国防科技图书出版基金资助的对象是:

1. 在国防科学技术领域中,学术水平高,内容有创见,在学科上居领先地位的基础科学理论图书,在工程技术理论方面有突破的应用科学专著。
2. 学术思想新颖,内容具体、实用,对国防科技和武器装备发展具有较大推动作用的专著,密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的高新技术内容的专著。
3. 有重要发展前景和有重大开拓使用价值,密切结合国防现代化和武器装备现代化需要的新工艺、新材料内容的专著。
4. 填补目前我国科技领域空白并具有军事应用前景的薄弱学科和边缘学科的科技图书。

国防科技图书出版基金评审委员会在总装备部的领导下开展工作,负责掌握出版基金的使用方向,评审受理的图书选题,决定资助的图书选题和资助金额,以及决定中断或取消资助等。经评审给予资助的图书,由总装备部国防工业出版社列选出版。

国防科技事业已经取得了举世瞩目的成就。国防科技图书承担着记载和弘扬这些成就,积累和传播科技知识的使命。在改革开放的新形势下,原国防科工委率先设立出版基金,扶持出版科技图书,这是一项具有深远意义的创举。此举势必促使国防科技图书的出版随着国防科技事业的发展更加兴旺。

设立出版基金是一件新生事物,是对出版工作的一项改革。因而,评审工作需要不断地摸索、认真地总结和及时地改进,这样,才能使有限的基金发挥出巨大的效能。评审工作更需要国防科技和武器装备建设战线广大科技工作者、专家、教授,以及社会各界朋友的热情支持。

让我们携起手来,为祖国昌盛、科技腾飞、出版繁荣而共同奋斗!

国防科技图书出版基金
评审委员会

国防科技图书出版基金 第三届评审委员会组成人员

名誉主任委员 怀国模

主任委员 黄 宁

副主任委员 殷鹤龄 高景德 陈芳允 曾 铎

秘 书 长 崔士义

委 员 于景元 王小谟 尤子平 冯允成

(以姓氏笔划为序) 刘 仁 朱森元 朵英贤 宋家树

杨星豪 吴有生 何庆芝 何国伟

何新贵 张立同 张汝果 张均武

张涵信 陈火旺 范学虹 柯有安

侯正明 莫梧生 崔尔杰

前 言

航天器与地面设备的重要不同之处是所处的环境不同。太空环境运行的航天器在发射前,必须在地面模拟的空间环境中进行各种空间环境模拟试验(简称空间环境试验),以确保可靠性。世界各国至今已发射了 5 000 多颗航天器,每颗航天器都做了大量、充分的空间环境试验,投入了大量的人力、物力开展试验技术研究,并对实践经验进行总结。美国军标还特别规定环境试验投资应占航天器发射投资的 35%,否则,会发生各种各样的故障。因此,航天器空间环境试验技术是随着航天技术发展而产生的新的技术学科之一。本书系统概述了航天器发射之前在地面做空间环境试验的试验技术、试验方法、试验理论、试验可靠性及试验测试技术等;并论述了初样试验、鉴定试验、验收试验以及试验规范、试验剪裁、空间环境试验预示技术以及整星级的热真空试验、热平衡试验、磁试验和材料与组件级的空间特殊环境试验等。其试验方法还论及物理模拟试验、效应模拟试验、数值模拟试验等。空间环境试验直接关系到航天器研制的性能、寿命、可靠性、安全性等。

本书内容来自作者多年从事空间环境试验技术工作的经验,并取材于国内外科学技术文献,因此,既反映了作者的经验和见解,也反映了国内外空间环境试验方面的新技术、新成果。

全书共分 9 章。第 1 章为航天器空间环境试验概论,包括:概述;试验的分类与主要试验项目;试验方法与试验技术研究;试验剪裁与试验规范;真空热试验;其他空间环境试验。第 2 章介绍空间环境与航天器可靠性,包括:空间环境对航天器可靠性的影响;空间真空热环境与航天器可靠性;高能粒子辐照环境与航天器可靠性;空间污染环境;航天器可靠性;空间碎片环境与航天器可靠性;微流量环境与航天器可靠性;空间等离子体环境、磁层亚暴环境与航天器可靠性;空间磁场环境与航天器可靠性;空间微重力环境与航天器可靠性;空间原子氧环境与航天器可靠性;空间大气环境与航天器可靠性。第 3 章介绍航天器空间热环境试验误差分析及航天器热缩比模型试验,包括:空间热环境;空间热环境试验的误差分析;航天器热缩比模型试验简介;不稳定热平衡试验方法。第 4 章概述航天器热平衡与热真空试验技术,包括:航天器热平衡试验技术;航天器热真空试验技术。第 5 章介绍载人航天的空间环境试验技术,包括:空间环境与载人航天的可靠性;模拟微重力的中性浮力试验技术;载人航天器热平衡与热真空试验技术;人机组合舱外活动的空间环境试验技术;载人航天其他空间环境试验技术。第 6 章介绍航天器特殊组件的空间环境试验技术,包括:红外多光谱遥感器辐射定标试验技术;航天器外伸构件的空间环境试验技术;星箭分离和整流罩分离试验技术;火箭发动机的空间环境试验技术。第 7 章论述空间辐照环境试验技术,包括:空间等离子体环境与表面充电试验技术;空间高能粒子辐照与单粒子翻转试验技术;电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术;原子氧、紫外综合辐照环境试验技术。第 8 章介绍其他空间环境试验技术,包括:空间碎片与微流星环境试验

技术 ,航天器空间环境防污染试验技术 ,航天器磁环境试验技术。第 9 章论述航天器空间环境试验中的测试技术 ,包括 :空间环境试验中的质谱测试技术 ;真空检漏测试技术 ;空间环境模拟室内的压力测量技术 ,航天器热平衡与热真空试验的温度测量技术 ,热流和电功率测试技术。

本书可供从事航天器研制、试验及从事空间环境试验技术研究的科技人员阅读 ;也可作为高等院校有关专业的教科书及研究生的参考书。

负责各章撰写的有 :黄本诚(第 1 章、第 2 章、第 5 章至第 9 章) ,马有礼(第 3 章、第 4 章、第 6 章、第 9 章)。宋佑诰提供 8.3 节部分材料 ,李立强提供 6.2 节部分材料。杨叔楹为全书做了审核 ,龚吉君、童靖宇、冯伟泉、易忠等为部分章节做了审核。陈金明、周传良、刘松、裴一飞、臧卫国、李高、孙立臣、黄瑞琼等为本书出版做了很多工作。

本书是我国第 1 本系统介绍这一技术的学术专著。由于作者水平有限 ,书中错误和缺点在所难免 ,欢迎读者批评指正。

黄本诚 马有礼

目 录

第 1 章 航天器空间环境试验概论	1
1.1 概述	1
1.2 试验的分类与主要试验项目	1
1.2.1 按航天器研制程序进行试验的分类	1
1.2.2 主要试验项目	3
1.3 试验方法与试验技术研究	4
1.3.1 空间环境试验方法	4
1.3.2 试验技术研究的主要方向	4
1.4 试验剪裁与试验规范	5
1.4.1 试验剪裁	5
1.4.2 试验规范	6
1.5 真空热试验	7
1.5.1 热平衡试验	7
1.5.2 热真空试验	8
1.6 其他空间环境试验	8
第 2 章 空间环境与航天器可靠性	11
2.1 空间环境对航天器可靠性的影响	11
2.1.1 空间环境对在轨航天器可靠性的影响	11
2.1.2 空间环境试验中航天器故障与可靠性分析	12
2.1.3 空间环境试验的必要性	13
2.2 空间真空热环境与航天器可靠性	13
2.2.1 空间真空热环境试验与航天器可靠性	13
2.2.2 改进真空热试验方法,提高航天器可靠性	14
2.2.3 空间真空环境与航天器可靠性	15
2.2.4 太阳辐照环境与航天器可靠性	17
2.2.5 空间冷黑环境与航天器可靠性	18
2.3 高能粒子辐照环境与航天器可靠性	19
2.3.1 高能粒子辐照环境	19
2.3.2 高能粒子辐照环境对航天器可靠性的影响	20
2.4 空间污染环境对航天器可靠性	22
2.4.1 空间污染环境的来源	22
2.4.2 污染与自污染环境对航天器可靠性的影响	23

2.5	空间碎片环境与航天器可靠性	24
2.5.1	空间碎片的成分、来源与数量	24
2.5.2	空间碎片环境对航天器可靠性的影响	26
2.5.3	空间碎片破坏航天器的概率	27
2.6	微流星环境与航天器可靠性	28
2.6.1	空间微流星环境	28
2.6.2	微流星环境对航天器可靠性的影响	29
2.7	空间等离子体环境、磁层亚暴环境与航天器可靠性	30
2.7.1	空间等离子体环境	30
2.7.2	空间磁层亚暴环境	31
2.7.3	空间等离子体环境、空间磁层亚暴环境对航天器可靠性的影响	31
2.8	空间磁场环境与航天器可靠性	33
2.8.1	空间磁场环境对航天器可靠性的影响	33
2.8.2	空间磁场环境的利用	34
2.9	空间微重力环境与航天器可靠性	34
2.9.1	空间微重力环境对航天器可靠性的影响	34
2.9.2	空间微重力环境的利用	35
2.10	空间原子氧环境与航天器可靠性	35
2.10.1	空间原子氧环境	35
2.10.2	空间原子氧环境对航天器可靠性的影响	36
2.11	空间大气环境与航天器可靠性	37
2.11.1	影响航天器的运行寿命	37
2.11.2	影响航天器的轨道	38
2.11.3	空间大气密度对航天器的阻尼影响	38
第3章	航天器空间热环境试验误差分析及航天器热缩比模型试验	39
3.1	空间热环境	39
3.1.1	真空	39
3.1.2	低温与黑背景	40
3.1.3	空间外热流	40
3.2	空间热环境试验的误差分析	42
3.2.1	航天器在宇宙空间的热平衡	42
3.2.2	航天器空间热环境试验的误差分析	43
3.3	航天器热缩比模型试验简介	52
3.3.1	辐射-导热系统航天器的热相似准则	52
3.3.2	热相似稳态模拟的几个技术问题	54
3.3.3	热缩比模型试验的应用趋势	57
3.4	不稳定热平衡试验方法	58
3.4.1	不稳定热平衡试验方法简介	58

3.4.2	不稳定热平衡试验方法的应用	58
第4章	航天器热平衡与热真空试验技术	60
4.1	航天器热平衡试验技术	60
4.1.1	试验目的	60
4.1.2	对航天器技术状态的要求	60
4.1.3	试验工况的确定	61
4.1.4	空间外热流模拟方法、空间外热流模拟装置及选用原则	62
4.1.5	对空间环境模拟器的要求	65
4.1.6	舱内充气对航天器热平衡试验的影响及克服方法	66
4.1.7	试验前的检查	68
4.1.8	航天器的安装	69
4.1.9	试验过程	69
4.1.10	试验后的检查	71
4.1.11	试验结果分析及试验评价	71
4.1.12	试验实例	72
4.1.13	航天器热平衡试验技术的发展趋势	83
4.2	航天器热真空试验技术	84
4.2.1	试验的重要性	84
4.2.2	试验类型	85
4.2.3	试验目的	85
4.2.4	试验量级和持续时间	85
4.2.5	对试验航天器技术状态的要求	89
4.2.6	温度控制区的划分	90
4.2.7	温度控制点的选择	90
4.2.8	关于自动控温的仪器	91
4.2.9	热循环的实现方法	91
4.2.10	试验过程	91
4.2.11	试验评价	92
4.2.12	航天器组件热真空试验	92
4.2.13	国内航天器热真空试验概况	93
4.2.14	国外一些商业公司卫星热真空试验的特点	95
4.2.15	常压热循环试验及其与热真空试验的关系	97
4.2.16	航天器热真空试验技术的发展趋势	98
第5章	载人航天的空间环境试验技术	100
5.1	空间环境与载人航天的可靠性	100
5.1.1	概述	100
5.1.2	载人飞船的故障与空间环境试验	100
5.1.3	空间环境对载人航天的影响	103
5.1.4	空间环境试验与载人航天器的可靠性	106

5.2 模拟微重力的中性浮力试验技术	108
5.2.1 概述	108
5.2.2 国外中性浮力试验技术的进展与应用	110
5.2.3 试验技术与试验方法	111
5.3 载人航天器热平衡与热真空试验技术	115
5.3.1 载人航天器热平衡试验技术	115
5.3.2 载人航天器热真空试验技术	115
5.3.3 中国 KM6 设备	120
5.4 人机组舱外活动的空间环境试验技术	128
5.4.1 概述	128
5.4.2 试验方案与试验技术	128
5.4.3 环境控制系统试验技术	133
5.4.4 消噪声系统试验技术	136
5.4.5 其他系统试验技术	136
5.4.6 试验程序	137
5.5 载人航天其他空间环境试验技术	138
5.5.1 模拟微重力环境的微重力飞机(又称失重飞机)试验技术	138
5.5.2 其他模拟微重力条件的试验技术	141
第6章 航天器特殊组件的空间环境试验技术	142
6.1 红外多光谱遥感器辐射定标试验技术	142
6.1.1 概述	142
6.1.2 试验目的	142
6.1.3 遥感器的红外辐射定标试验	143
6.1.4 遥感器的可见光、近红外辐射定标	158
6.2 航天器外伸构件的空间环境试验技术	161
6.2.1 太阳电池阵伸展机构空间环境下展开试验技术	161
6.2.2 航天器复合材料结构空间环境下的冷热交变辐照试验技术	165
6.2.3 航天器抛物面型天线的热变形试验技术	169
6.3 星箭分离和整流罩分离试验技术	175
6.3.1 星箭解锁系统超高真空解锁分离试验技术	175
6.3.2 整流罩真空分离试验技术	180
6.4 火箭发动机的空间环境试验技术	183
6.4.1 试验的必要性与试验类型	183
6.4.2 航天器姿控用液体火箭发动机的环境试验	187
6.4.3 世界主要空间大国火箭发动机高空及空间环境试验技术的发展	190
第7章 空间辐照环境试验技术	193
7.1 空间等离子体环境与表面充电试验技术	193
7.1.1 航天器表面充电过程	193
7.1.2 表面充电试验方法	195

7.1.3	静电放电试验	200
7.1.4	飞行试验	200
7.1.5	数值模拟试验技术	201
7.1.6	中国的试验研究	201
7.2	空间高能粒子辐照与单粒子翻转试验技术	202
7.2.1	铯源模拟试验技术	202
7.2.2	低能重离子加速器模拟试验技术	202
7.2.3	中能重离子加速器模拟试验技术	203
7.2.4	高能加速器模拟试验技术	203
7.2.5	散射源模拟试验技术	203
7.2.6	激光器模拟试验技术	203
7.2.7	单粒子效应地面加速器模拟专用装置	203
7.3	电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术	204
7.3.1	电子、质子、紫外综合辐照环境试验效应分析	204
7.3.2	电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术	205
7.4	原子氧、紫外综合辐照环境试验技术	208
7.4.1	原子氧、紫外综合辐照环境试验设备	208
7.4.2	试验方法与试验技术	209
7.4.3	空间飞行试验技术	210
7.4.4	数值模拟试验技术	211
第8章	其他空间环境试验技术	214
8.1	空间碎片与微流星环境试验技术	214
8.1.1	地面模拟试验技术	214
8.1.2	计算机模拟试验技术	216
8.1.3	空间飞行探测试验技术	216
8.1.4	地面探测技术	217
8.1.5	碎片防护试验技术	217
8.2	航天器空间环境防污染试验技术	218
8.2.1	概述	218
8.2.2	空间环境试验中污染物的来源	218
8.2.3	污染对航天器的影响	219
8.2.4	污染对空间环境模拟器的影响	220
8.2.5	防止污染的方法	220
8.2.6	污染的检测	222
8.2.7	卫星空间环境试验时污染检测的实例	223
8.3	航天器磁环境试验技术	225
8.3.1	概述	225
8.3.2	磁试验分类	226
8.3.3	磁试验对环境场的要求	226

8.3.4	磁场和磁矩测量方法	228
8.3.5	充、退磁试验技术	233
8.3.6	磁补偿试验技术	234
8.3.7	中国卫星磁试验技术	235
第9章	航天器空间环境试验中的测试技术	236
9.1	空间环境试验中的质谱测试技术	236
9.1.1	空间环境试验中残余气体质谱分析	236
9.1.2	其他空间环境试验中的残余气体质谱分析	238
9.1.3	在载人航天试验中的质谱分析和气体成分控制	239
9.1.4	空间环境探测中的质谱分析	239
9.2	真空检漏测试技术	239
9.2.1	真空检漏测试	239
9.2.2	压力检漏测试	241
9.3	空间环境模拟室内的压力测量技术	242
9.3.1	空间环境模拟室内压力测量的特殊性及其需研究的问题	242
9.3.2	压力测量的范围	243
9.3.3	真空计的选择	244
9.3.4	规管的布置位置	244
9.3.5	计算机控制的真空测量技术	245
9.4	航天器热平衡与热真空试验的温度测量技术	246
9.4.1	航天器热平衡与热真空试验过程中温度测量的任务	246
9.4.2	航天器热平衡与热真空试验中温度测量的特点	247
9.4.3	热电偶测温	247
9.4.4	热敏电阻测温	252
9.4.5	测温程序的编制要求	255
9.4.6	数据采集系统的正确使用	256
9.4.7	温度测量误差的主要因素	257
9.5	热流和电功率测试技术	258
9.5.1	热流测量	258
9.5.2	功率测量	266
参考文献		266

Contents

Chapter 1	Space Environment Test Outline of Spacecraft	1
1.1	Summary	1
1.2	Classification and Major Program of the Test	1
1.2.1	Classification according to Process of Spacecraft Development Phase	1
1.2.2	Major Test Program	3
1.3	Research of Test Method and Technology	4
1.3.1	Method of Space Environment Test	4
1.3.2	Major Direction of Test Technology Research	4
1.4	Specification and Tailoring of Test	5
1.4.1	Test Specification	5
1.4.2	Test Tailoring	6
1.5	Vacuum Thermal Test	7
1.5.1	Thermal Balance Test	7
1.5.2	Thermal Vacuum Test	8
1.6	Other Space Environment Test	8
Chapter 2	Space Environment and Spacecraft Reliability	11
2.1	Space Environment Effects on Spacecraft Reliability	11
2.1.1	Space Environment Effects on Orbital Spacecraft Reliability	11
2.1.2	Spacecraft Fault and Reliability Analysis in the Space Environment Test	12
2.1.3	Necessary of Space Environment Test	13
2.2	Space Vacuum Thermal Environment and Spacecraft Reliability	13
2.2.1	Space Vacuum Thermal Environment Test and Spacecraft Reliability	13
2.2.2	Improvement of Vacuum Thermal Test Method and Spacecraft Reliability	14
2.2.3	Space Vacuum Environment and Spacecraft Reliability	15
2.2.4	Solar Radiation Environment and Spacecraft Reliability	17
2.2.5	Space Cold and Black Environment and Spacecraft Reliability	18
2.3	High Energy Particle Radiation Environment and Spacecraft Reliability	19
2.3.1	High Energy Particle Radiation Environment	19
2.3.2	High Energy Particle Radiation Environment Effects on Spacecraft Reliability	20
2.4	Space Contamination Environment and Spacecraft Reliability	22

2.4.1	Source of Space Contamination Environment	22
2.4.2	Environment of Contamination and Self-Induced Contamination Effects on Spacecraft Reliability	23
2.5	Space Debris Environment and Spacecraft Reliability	24
2.5.1	Element , Source and Quantity of Space Debris	24
2.5.2	Space Debris Environment Effects on Spacecraft Reliability	26
2.5.3	Probability of Spacecraft Damaged by Space Debris	27
2.6	Micrometeorite Environment and Spacecraft Reliability	28
2.6.1	Space Micrometeorite Environment	28
2.6.2	Micrometeorite Environment Effects on Spacecraft Reliability	29
2.7	Spacecraft Reliability and Environment of Space Plasma and Magnetic Substorm	30
2.7.1	Space Plasma Environment	30
2.7.2	Space Magnetic Substorm Environment	31
2.7.3	Environment of Space Plasma and Space Magnetic Substorm Effects on Spacecraft Reliability	31
2.8	Space Magnetic Field Environment and Spacecraft Reliability	33
2.8.1	Space Magnetic Field Environment Effects on Spacecraft Reliability	33
2.8.2	Application of Space Magnetic Field Environment	34
2.9	Space Microgravity Environment and Spacecraft Reliability	34
2.9.1	Space Microgravity Environment Effects on Spacecraft Reliability	34
2.9.2	Application of Space Microgravity Environment	35
2.10	Space Atomic Oxygen Environment and Spacecraft Reliability	35
2.10.1	Space Atomic Oxygen Environment	35
2.10.2	Space Atomic Oxygen Environment Effects on Spacecraft Reliability	36
2.11	Space Atmosphere Environment and Spacecraft Reliability	37
2.11.1	Effects on Spacecraft Operation Life	37
2.11.2	Effects on Spacecraft Orbit	38
2.11.3	Resistance of Spacecraft Affected by Space Atmosphere Density	38
Chapter 3	Error Analysis of Spacecraft's Space Thermal Environment Test , Spacecraft Thermal Subscale Model Test	39
3.1	Space Thermal Environment	39
3.1.1	Vacuum	39
3.1.2	Cryogenic and Black Background	40
3.1.3	Space External Heat Flux	40
3.2	Error Analysis of Space Thermal Environment Test	42
3.2.1	Spacecraft Thermal Balance in Astrospace	42
3.2.2	Error Analysis of Spacecraft 's Space Thermal Environment Test	43
3.3	Introduction of Spacecraft Thermal Subscale Model Test	52

3. 3. 1	Principal of Spacecraft Thermal Similarity in the Radiation and Thermal Transmission System	52
3. 3. 2	Technical Issues of Thermal Similarity Steady Simulation	54
3. 3. 3	Application Tapering of Thermal Subscale Model Test	57
3. 4	Unsteady Thermal Balance Test Method	58
3. 4. 1	Introduction of Unsteady Thermal Balance Test Method	58
3. 4. 2	Application of Unsteady Thermal Balance Test Method	58
Chapter 4	Spacecraft Thermal Balance and Thermal Vacuum Test Technology	60
4. 1	Spacecraft Thermal Balance Test Technology	60
4. 1. 1	Test Purpose	60
4. 1. 2	Requirement of Spacecraft Technology Configuration	60
4. 1. 3	Confirmation of Test Operating Mode	61
4. 1. 4	Orbital Heat Flux Simulating Method , Space Heat Flux Simulating Equipment and Selection Principle	62
4. 1. 5	Requirement of Space Environment Simulator	65
4. 1. 6	Spacecraft Thermal Balance Test Effects on Full Air Spacecraft and Resolving Method	66
4. 1. 7	Examination before Test	68
4. 1. 8	Spacecraft Installation	69
4. 1. 9	Test Process	69
4. 1. 10	Examination after Test	71
4. 1. 11	Test Result Analysis and Test Evaluation	71
4. 1. 12	Test Example	72
4. 1. 13	Development Trend of Spacecraft Thermal Balance Test Technology	83
4. 2	Thermal Vacuum Test Technology of Spacecraft	84
4. 2. 1	Test Importance	84
4. 2. 2	Test Types	85
4. 2. 3	Test Purpose	85
4. 2. 4	Test Level and Duration	85
4. 2. 5	Requirement of Test Spacecraft Technology Postural	89
4. 2. 6	Dividing of Temperature Control Section	90
4. 2. 7	Selection of Temperature Control Points	90
4. 2. 8	Instrument of Automatic Temperature Control	91
4. 2. 9	Implementation Measure of Thermal Circulation	91
4. 2. 10	Test Process	91
4. 2. 11	Test Evaluation	92
4. 2. 12	Thermal Vacuum Test of Spacecraft Component	92
4. 2. 13	General Situation of Spacecraft Thermal Vacuum Test in China	93

4. 2. 14	Feature of Satellite Thermal Vacuum Test of Some Foreign Commercial Companies	95
4. 2. 15	Relation between Thermal Cycle Test under Atmospheric Pressure and Thermal Vacuum Test	97
4. 2. 16	Development Trend of Spacecraft Thermal Vacuum Test Technology	98
Chapter 5 Space Environment Test Technology of Manned Spacecraft		100
5. 1	Space Environment and Manned Spacecraft Reliability	100
5. 1. 1	Introduction	100
5. 1. 2	Manned Spacecraft Anomaly and Space Environment Test	100
5. 1. 3	Space Environment Effects on Manned Spacecraft	103
5. 1. 4	Space Environment Test and Manned Spacecraft Reliability	106
5. 2	Neutral Buoyancy Test Technology of Microgravity Simulation	108
5. 2. 1	Introduction	108
5. 2. 2	Evolverment and Application of Neutral Buoyancy Test Technology in the World	110
5. 2. 3	Test Technology and Test Measure	111
5. 3	Thermal Balance and Thermal Vacuum Test Technology of Manned Spacecraft	115
5. 3. 1	Thermal Balance Test Technology of Manned Spacecraft	115
5. 3. 2	Thermal Vacuum Test Technology of Manned Spacecraft	115
5. 3. 3	KM6 Facility in China	120
5. 4	Space Environment Test Technology of Crew and Mechanism Combinative Activity out of Spacecraft	128
5. 4. 1	Introduction	128
5. 4. 2	Test Scheme and Test Technology	128
5. 4. 3	Test Technology of Environment Control System	133
5. 4. 4	Test Technology of Noise Elimination System	136
5. 4. 5	Other System Test Technology	136
5. 4. 6	Test Procedure	137
5. 5	Other Space Environment Test Technology of Manned Space	138
5. 5. 1	Microgravity Filght (Weightlessness Flight) Test Technology of Simulating Microgravity Environment	138
5. 5. 2	Other Test Technology of Simulating Microgravity Environment	141
Chapter 6 Space Environment Test Technology of Special Spacecraft Assembly		142
6. 1	Infrared Multi-Spectrum Remote Sensor Radiation Calibration Test Technology	142

6. 1. 1	Introduction	142
6. 1. 2	Test Purpose	142
6. 1. 3	Infrared Radiation Calibration Test of Remote Instrument	143
6. 1. 4	Visible Light and Near Infrared Radiation Calibration of Remote Instrument	158
6. 2	Space Environment Test Technology of Deployable Structure of Spacecraft	161
6. 2. 1	Deploying Test Technology of Solar Array Deployable Structure in the Space Environment	161
6. 2. 2	Thermal Cycling Radiation Test Technology of Spacecraft 's Composite Material Structure in Space Environment	165
6. 2. 3	Thermal Distortion Test Technology of Spacecraft Parabolic Antenna	169
6. 3	Test Technology of Separating Satellite & Launch Vehicle and Separating Fairing	175
6. 3. 1	Ultrahigh Vacuum Release and Separate Test Technology of Satellite & Launch Vehicle Release and Separate System	175
6. 3. 2	Vacuum Separation Test Technology of Fairing	180
6. 4	Space Environment Test Technology of Thruster	183
6. 4. 1	Test Type and Necessity of the Test	183
6. 4. 2	Environment Test of Liquid Thruster for Spacecraft Attitude Control	187
6. 4. 3	Development of High Altitude and Space Environment Test Technology of Thruster in Main Space Developed Foreign Countries in the World	190
Chapter 7	Space Radiation Environment Test Technology	193
7. 1	Space Plasma Environment and Surface Charging Test Technology	193
7. 1. 1	Spacecraft Surface Charging Process	193
7. 1. 2	Surface Charging Test Measure	195
7. 1. 3	Static Discharging Test	200
7. 1. 4	Flight Test	200
7. 1. 5	Test Technology of Numerical Simulation	201
7. 1. 6	Test Research in China	201
7. 2	Space High Energy Particle Radiation and Single Particle Reversal Test Technology	202
7. 2. 1	Californium Simulation Test Technology	202
7. 2. 2	Low Energy Heavy Ion Accelerator Simulation Test Technology	202
7. 2. 3	Intermediate Energy Heavy Ion Accelerator Simulation Test Technology	203
7. 2. 4	High Energy Accelerator Simulation Test Technology	203
7. 2. 5	Scatter Source Simulation Test Technology	203

7.2.6	Laser Simulation Test Technology	203
7.2.7	Special Equipment of Ground Accelerator Simulation of Single Particle Effect	203
7.3	Integration Radiation Environment Test Technology of Electron , Proton and Violet	204
7.3.1	Integration Radiation Environment Test Effect Analysis of Electron , Proton and Violet	204
7.3.2	Integration Radiation Environment Test Technology of Electron , Proton and Violet	205
7.4	Integration Radiation Environment Test Technology of Atomic Oxygen and Violet	208
7.4.1	Integration Radiation Environment Test Facility of Atomic Oxygen and Violet	208
7.4.2	Test Measures and Test Technology	209
7.4.3	Test Technology of Space Flight	210
7.4.4	Test Technology of Numerical Simulation	211
Chapter 8	Other Space Environment Test Technology	214
8.1	Test Technology of Space Debris and Micrometeoroid Environment	214
8.1.1	Simulation Test Technology in the Ground	214
8.1.2	Test Technology of Computer Simulation	216
8.1.3	Test Technology of Space Flight Detection	216
8.1.4	Detecting and Measuring Technology in the Ground	217
8.1.5	Debris Protection Test Technology	217
8.2	Contamination Prevention Test Technology of Spacecraft Space Environment	218
8.2.1	Introduction	218
8.2.2	Source of Contamination in Space Environment Test	218
8.2.3	Spacecraft Effects on Contamination	219
8.2.4	Space Environment Simulator Effects on Contamination	220
8.2.5	Measures of Contamination Prevention	220
8.2.6	Detection and Measurement of Contamination	222
8.2.7	Examples of Detection and Measurement of Contamination in the Satellite Space Environment Test	223
8.3	Magnetic Environment Test Technology of Spacecraft	225
8.3.1	Introduction	225
8.3.2	Classification of Magnetic Test	226
8.3.3	Requirement of Environment Field in the Magnetic Test	226
8.3.4	Measurement Method of Magnetic Field and Magnetic Moment	228
8.3.5	Test Technology of Magnetization and Demagnetization	233

8. 3. 6	Test Technology of Magnetic Compensation	234
8. 3. 7	Satellite Magnetic Test Technology of China	235
Chapter 9	Measurement Technology of Spacecraft Space	
	Environment Test	236
9. 1	Mass Spectrum Measurement Technology of Space	
	Environment Test	236
9. 1. 1	Residual Gas Mass Spectrum Analysis of Space	
	Environment Test	236
9. 1. 2	Residual Gas Mass Spectrum Analysis of Other Space	
	Environment Test	238
9. 1. 3	Mass Spectrum Analysis and Control of Gas Component	
	in Manned Space Test	239
9. 1. 4	Mass Spectrum Analysis of Space Environment Exploration	239
9. 2	Vacuum Leak Detecting Test Technology	239
9. 2. 1	Measurement of Vacuum Leak Detecting	239
9. 2. 2	Measurement of Pressure Leak Detecting	241
9. 3	Pressure Measurement Technology in the Space Environment Simulator	242
9. 3. 1	Specialty and Further Research of Pressure Measurement	
	in the Space Environment Simulator	242
9. 3. 2	Range of Pressure Measurement	243
9. 3. 3	Selection of Vacuum-Gauge	244
9. 3. 4	Position of Gauge	244
9. 3. 5	Vacuum Measurement Technology of Computer Control	245
9. 4	Temperature Measurement Technology of Spacecraft Thermal	
	Balance and Thermal Vacuum Test	246
9. 4. 1	Temperature Measurement Task in the Process of Spacecraft	
	Thermal Balance and Thermal Vacuum Test	246
9. 4. 2	Characteristic of Temperature Measurement in the Spacecraft	
	Thermal Balance and Thermal Vacuum Test	247
9. 4. 3	Temperature Measuring with Thermocouple	247
9. 4. 4	Temperature Measuring with Thermal-Resistance	252
9. 4. 5	Requirement of Temperature Measuring Programming	255
9. 4. 6	Proper Operation of Data Acquisition System	256
9. 4. 7	Main Factors of Temperature Measuring Error	257
9. 5	Measurement Technology of Heat Flux and Electric Power	258
9. 5. 1	Measurement of Heat Flux	258
9. 5. 2	Measurement of Power	266
References		266

第 1 章 航天器空间环境试验概论

1.1 概 述

航天器在研制、发射、入轨、返回过程要经历 4 个阶段的环境,包括 地面环境、发射环境、轨道环境(空间环境)、返回环境。为了航天器的可靠性,必须在地面模拟这 4 个阶段的环境,并在这些环境做充分的试验,其中以空间环境最为重要,因素最复杂,影响最大,投资最多。经验证明,航天器故障的 70% 是由于空间环境的影响而造成的。航天器空间环境试验技术论述航天器发射之前在地面进行的各种空间环境试验方法、试验技术与试验可靠性等。

空间环境试验是航天器研制工作中的重要程序。由于航天器是由成千上万个零部件组成的复杂产品,发射以后,若出现故障,除航天飞机和载人飞船外,在轨道上一般不能直接维修,因此很难查明原因。航天器的研制、发射耗资巨大,一旦发射失败,不仅经济上造成巨大损失,在政治和军事上也将带来不良影响。

从 1957 年至 1989 年各国发射航天器的总数达 3 954 颗,发射失败和灾难性事故达 140 次,前 10 年发射的航天器平均寿命只有 1 年左右,在这些故障中,50% 以上是由空间环境的影响造成的。我国从 1970 年至 1990 年发射了 30 颗卫星,就其中 26 颗卫星的不完全统计,故障达 43 次之多。美国“哥伦比亚”航天飞机 1981 年 4 月首次飞行共发生故障 80 次,第 2 次飞行故障 54 次。苏联“联盟(Sayat)”飞船,因船、箭分离后密封舱泄漏,3 名航天员全部遇难。中国的 1 颗通信卫星发射后不久,其中的 1 个转发器失效,第 1 颗气象卫星只运行了 39d 就不能正常工作。这些重大故障主要是由于对地面空间环境试验没有给予充分的重视与认真的考虑所造成的。

由于绝大部分航天器是不回收的,在太空产生故障后不容易查明原因,因此,只有在地面的空间环境试验中才能查明故障的原因。

随着航天技术的发展,应用卫星的新特点是长寿命和多功能。载人航天器的特点是重复使用(航天飞机)、永久性(空间站)和大尺寸等。这些特点对空间环境试验提出了更高、更严格的要求,而且要考虑长期效应。

航天器的空间环境试验一般分为 3 个阶段,即研制试验、正样鉴定试验和验收试验。在每个阶段又按航天器组装级别的不同而分为组件级、分系统级和航天器(航天器整体)级试验。

1.2 试验的分类与主要试验项目

1.2.1 按航天器研制程序进行试验的分类

1) 方案阶段试验

方案阶段一般要做气动外形试验、热辐照功能试验、推进分系统高空性能试验、制导及导航与控制分系统的仿真试验、密封结构与烧蚀材料热真空试验、微重力条件下展开机构的性能试验、特殊空间环境试验(如原子氧、微流星、空间碎片、表面充放电、冷焊、磁环境试验)等。

2) 初样阶段试验

(1) 初样阶段试验目的。检验产品设计和工艺的合理性,验证产品能否达到规定功能以及在经受各种环境应力时的适应能力,并为正样产品的确认提供依据。

(2) 初样阶段试验产品。包括部件、组件、分系统和航天器。新研制的航天器产品必须经过初样阶段试验的充分验证。以前型号中已经鉴定合格的产品当用于新型号时,只要使用环境条件不高于以前的型号,可不必再做初样阶段试验。

(3) 初样阶段试验内容和量级。根据不同型号产品的不同特点而各不相同,一般不应少于产品鉴定试验的内容,试验量级也不应低于产品鉴定试验的量级。其增加的试验内容和高出的试验量级应由产品研制部门根据现有的经验、设备、技术力量来确定。

(4) 组件级的初样阶段试验。由于航天器组件种类繁多,试验内容不仅广泛而且因组件的功能各不相同应分别有专门要求。例如,电子、电工组件首先要求在额定电压、电流、频率下在部件或组件级做电性能试验,然后改变电压、频率并在各种环境下检验组件的设计余量。环境试验应特别着重真空或常压下的温度循环。有特殊要求的组件还要进行其他试验,如发动机试车、校飞试验、半导体线路与热控涂层的辐射试验、微波组件的微波放电试验等等。

(5) 热控分系统初样阶段试验。通常用热控工程模型进行,模型上的部、组件用热等效模拟件代替,结构、表面涂层、绝热材料等模拟实际使用的热特性,试验时,应模拟航天器任务期间的极端轨道工况。对有源主动热控的航天器,还应模拟热控制器的所有工作模式,测量模型上所有温度测点的温度变化数据用以确定航天器温度场和组件的极端温度。

(6) 航天器初样阶段试验。主要指航天器电磁兼容性试验。有时为某些特殊需要也可以进行其他航天器试验,例如力学工程模型试验、星箭干扰试验、工程模型磁性试验等。

3) 正样阶段试验

正样阶段试验包括鉴定试验与验收试验。

(1) 鉴定试验。目的:检验正样产品经受各种鉴定试验环境的能力,检验产品的设计、制造和组装是否符合设计要求。

鉴定试验分为组件、分系统和航天器3个组装级别。一般试验应按组装级别由低到高顺序进行。鉴定试验产品就是同批次的正样产品,即按照与飞行产品相同的图样、材料、工装和工艺方法制造,它应能够在性能和质量上代表同批次的其他正样产品。

鉴定试验的量级等于最高预示环境加上环境设计余量。如果有组件被用于不同的航天器或在同一航天器中不同的分系统,则鉴定试验量级应取这个组件在各种情况下鉴定试验量级的包络。

(2) 验收试验。目的:暴露正样产品在材料、工艺和质量方面的缺陷,排除产品的早期失效。

验收试验分为组件、分系统和航天器 3 个组装级别。一般验收试验应按组装级别由低到高顺序进行。验收试验的产品是供飞行或飞行备份用的正样产品,并且同批次的正样产品应通过鉴定试验。

验收试验的量级等于最高预示环境,产品应在多次验收试验后不允许出现潜在的损伤及性能降级。

1.2.2 主要试验项目

1) 热平衡试验

热平衡试验是在空间模拟室的真空与热辐射(太阳辐照或红外热流)条件下,检验航天器轨道飞行中的温度分布,验证航天器热设计数学模型,并考验航天器热控制系统功能的试验。所有航天器都要做热平衡试验。国内某些航天器因温度过高或过低而产生故障或失效,因而必须在发射前做充分试验,其中,热平衡试验是必做项目。

2) 热真空试验

这是在真空与温度条件下验证航天器及其组件各种性能与功能的试验,由冷浸、热浸与温度循环组成。热真空试验也是航天器必做的项目。

3) 静电、带电与电磁环境及其效应模拟试验

同步轨道下磁层亚暴会引起航天器外表面静电、带电与放电的效应和电离层中带电、漏电等效应。高空的核爆炸会产生带电与放电的干扰。航天器舱内部的电磁兼容环境与外部的自生电磁环境会产生带电与放电效应。所以,静电、带电与电磁环境及其效应模拟试验是必不可少的。

4) 微重力环境及其效应模拟试验

在微重力环境下需做航天员的训练与功能试验,以及大型柔性轻质结构的展开试验。空间资源(如晶体生长、药物提纯等)的开发和空间环境的利用都需要在微重力环境下进行试验。模拟试验方法有物理模拟试验(如高塔、落管、飞机、气球、火箭等试验)和效应模拟试验(如中性浮力槽、气垫、斜导轨等试验)。

5) 元器件和组件的可靠性老化、筛选试验

采用长寿命、高可靠性元器件和组件是保证航天器飞行可靠与长寿命的关键,应采用各种类别(包括空间环境)的老化、筛选试验方法与试验技术。

6) 航天器空间推进系统的空间环境试验

航天器上的各种控制、机动变轨的火箭发动机,都要在空间环境下做性能鉴定、功能评价与能力验证的试验,包括空间环境点火试验、羽焰污染试验、碰撞试验等。

7) 航天员舱外活动模拟试验

该试验包括在热真空环境下的功能评价、安全救生系统的检验试验,在微重力环境下的适应性训练试验等。

8) 空间武器性能与功能评价试验

这是在空间环境条件下进行人工的攻防作用试验。

9) 磁试验

磁试验是模拟卫星在运行中承受的地磁环境及其效应试验。

10) 原子氧环境试验

在原子氧试验设备中进行原子氧和紫外环境与航天器作用产生的物理与化学变化试验。

11) 微流星和空间碎片的碰撞模拟试验

模拟太空中微流星和空间碎片与航天器表面(均指航天器外表面)相互作用的试验。

12) 粒子辐照试验

模拟空间粒子辐照环境在航天器上产生的效应试验。

13) 电子、质子、紫外综合环境试验

模拟空间综合环境对航天器材料、器件等的效应试验。

14) 冷焊试验

检验活动部件在超高真空下是否出现冷焊现象(粘着、卡死)的试验。

1.3 试验方法与试验技术研究

1.3.1 空间环境试验方法

空间环境试验方法主要有以下几种类型。

1) 缩比模型试验

这是建立在相似理论基础上的试验方法,按照相似准则制造缩小模型进行试验(如热试验等),然后将结果换算为原型的相应参数。

2) 数值模拟试验

利用一定原始数据的数学分析方法,预报试验结果,缩短试验周期。

3) 效应模拟试验

这种模拟方法与真实模拟具有同等或近似的效果。

4) 全尺寸物理模拟试验

用真实尺寸的模型或实物进行航天器的物理模拟试验(如热真空试验、磁试验),试验数据可靠。

1.3.2 试验技术研究的主要方向

1) 大型热真空与热平衡试验技术研究

(1) 用瞬态热流红外模拟试验代替稳态热流红外模拟试验研究,实现轨道上动态热环境模拟,要求发出的热流随时间的变化与实际情况相接近。

(2) 数值模拟试验技术的研究,即用短时间或以某个工况取得的基本数据,用数值分析方法预示试验结果,缩短热平衡试验的时间。

(3) 用红外热流模拟试验代替太阳模拟试验技术的试验方法研究。

(4) 缩比试验技术研究。由于航天器尺寸的加大,模拟室尺寸受到限制,利用分舱或组件的热平衡试验结果,用数学模型分析边界条件,推算航天器试验结果的试验技术研究。

2) 轻质、柔性件展开与变形的试验技术研究

航天器上的各种轻质、柔性结构如天线、太阳电池阵等,评价其展开的性能与功能,必须在微重力环境与热真空环境下做展开试验。例如在水面上或在斜单轨上吊挂的展开试

验,即模拟微重力条件,研究它的位移差、效应及功能,研究天线、太阳电池阵等轻质构件在空间热环境下的变形与测量技术。

3) 航天器组件加速试验技术研究

用增大额定的试验量值、缩短试验时间的方法来获得相同的试验效果。例如强化筛选提供长寿命、高可靠电子元器件的试验方法以及轴承的干摩擦寿命试验方法等。

通过电子、质子、紫外、原子氧综合辐照环境的试验,可以用建立数学模型的方法,用1个星期的试验数据推算到5年~10年的结果。

4) 微弱环境长期效应的试验技术研究

航天器由于尺寸加大与其寿命的延长,原来忽略不计的环境(如原子氧、微流星、大气阻力、污染等)必须加以考虑,应研究长期效应的机理、试验方法与试验技术。

5) 综合环境模拟试验技术研究

包括空间多参数环境的综合试验技术及空间环境与力学环境综合作用下的协同效应试验技术研究。

6) 航天员舱外活动的试验技术研究

包括:对载人航天器的航天员出舱活动进行对接及各种修理,训练航天员适应空间环境的能力,评价各类装置的性能与功能,研究舱外活动的模拟试验方法与试验技术。

7) 姿控火箭发动机羽流试验技术研究

航天器的变轨飞行中广泛使用各种姿控与机动飞行的火箭发动机,要求在模拟空间环境下鉴定其性能,评价其功能。由于推进系统的工作状态、火箭条件变化很大,如何实现经济、有效的模拟试验是很复杂的研究课题。

8) 空间环境数值模拟试验技术研究

空间碎片、原子氧、污染、辐射等环境均可建立数学模型,预示航天器长期运行的结果,进行数值模拟试验技术研究。

1.4 试验剪裁与试验规范

1.4.1 试验剪裁

航天器经历的环境十分复杂,包括气动力、振动、噪声、加速度、冲击、微流星、真空、冷黑、太阳辐射、磁场、等离子体、质子、电子等。它们对航天器造成的环境效应各不相同,存在不同的综合效应。为了保证航天器的可靠性,在地面上完全再现这些环境来检验和考验航天器是不可能的,也是没有必要的。环境试验的任务,就在于寻求那些影响航天器最终产品实现其既定能力和特性最为重要的环境因素及其量级水平,以及在地面实现这类环境的模拟方法、设备、试验原理和试验程序,使航天器产品的性能和可靠性在经过必要的环境试验后得到保障。从提高环境试验的有效性和降低成本的观点,试验环境的选择应当着重那些对产品实际存在而又最有效的环境因素。这种试验环境的选择实际就是一种剪裁,它是为了把注意力集中到那些最主要影响产品性能和最能暴露产品失效原因的环境因素上,从而简化试验设备和试验方法,提高环境试验的效果和经济性。

航天器环境试验规范中环境试验项目的安排与剪裁主要依据环境试验的任务、组成、

结构、所经历的环境状态、可靠性要求、加工工艺、技术水平、设备状态以及试验的程序和规划等等。对长寿命、高可靠航天器的产品,鉴定环境试验项目,对不同类型组件,并不要求做相同项目的试验,要求做的试验又分必做和选做2种。这种试验项目的剪裁主要取决于组件所经历的环境及环境效应的严重程度。例如地面温度、湿度环境对电子和电子组件影响较大,要求必须做,而对另一些组件,则影响不那么重要,可选做或不做。由于机械组件不经受此环境,故不要求做真空放电试验。热真空试验对绝大多数组件都是至关重要的,故都必须做。紫外辐照、粒子辐照试验只对电子器件、热控涂层、光学敏感器件等敏感组件要求必做,而对非敏感组件,则选做或不做。干摩擦、冷焊试验只对在高轨道下工作的活动机械组件有试验要求。磁试验仅对有严格剩磁矩要求的航天器才做。表面充、放电试验也只在静止轨道长期工作的航天器才要求做等。

尽管试验剪裁可以使我们的环境试验更接近于实际要求,并获得一些好处,但也存在潜在的危險,即如果剪裁不当,将带来一定的危險。因此,为了使试验剪裁能真正有效与可靠,必须注意以下几个方面。

(1) 剪裁必须适应具体航天器计划的真实要求,只有在对特定计划下的航天器设计要求、产品状态、使用环境和环境剖面、环境应力量级、操作条件,甚至工作程序等进行过认真细致的了解和科学分析,有明确而完整的环境要求之后,才有可能对照通用标准的要求实施切合实际的剪裁,这是剪裁成败的关键。应特别注意加强对产品实际环境特性的测量和遥测数据的累积统计工作,以及工作环境对产品效应的分析研究工作。

(2) 剪裁不应违反环境试验的原理以及鉴定、验收条件的规定,应遵循严格的试验程序。不应单凭经验或主观臆断或者为管理、进度、经费等条件所左右而盲目剪裁。

(3) 对高可靠、长寿命航天器的一切剪裁应以保证环境试验的有效性和确保其高可靠为最终目的。对某些看来有理由但尚无把握的剪裁,应及时用试验来验证环境和运行过程中的假定是否真实,实施是否可行和有效,切勿匆忙剪裁。

(4) 剪裁必须履行必要的技术程序,应是设计、生产、试验部门与管理、使用部门通力合作的产物,是实践—认识—再实践不断深化渐进的过程,必须以明确的技术文本为依据,并经过必要的审批手续方能确定和实施。

1.4.2 试验规范

制定环境试验规范应考虑航天器的复杂性和继承性、所用的运载火箭、当前的技术水平、飞行任务的要求、研制成本及可接受的风险度等因素。

试验规范要求考虑环境设计余量,指用于产品设计和鉴定试验时为减少失效风险而扩大的环境范围,包括对最高环境预示量级的增加、最低环境预示量级的减少以及持续时间的增加等。

对于温度环境的设计余量规定为 ± 10 ,即鉴定试验的高(低)温比验收试验的高(低)温升高(降低) 10 ,其中包括鉴定和验收试验环境温度的容差各 ± 3 。

预示的最高和最低组件温度环境,即航天器每个组件在所有工况中能预期达到的最高及最低温度(这个预期温度应该用热平衡试验加以验证),再加上考虑某些不确定的因素(例如复杂的表面性质、污染、辐射环境、接触导热变化和不精确的地面模拟等),影响的余量根据航天器的具体情况适当确定。

1.5 真空热试验

热平衡试验与热真空试验通称真空热试验。航天器在模拟空间外热流(用太阳模拟器或红外热流模拟装置)、冷黑环境模拟、真空环境模拟等3个参数综合的大型空间环境模拟设备中进行。

1.5.1 热平衡试验

热平衡试验的目的是:用模拟空间热环境条件下获得的航天器温度分布数据来校核热设计,考核航天器热控分系统维持航天器组件、分系统和整个航天器在规定工作温度范围的工作能力,验证航天器热数学模型的正确性。热平衡试验规范的制定,必须考虑极端热工况,因1颗航天器在天上要出现几十个热工况,而每次试验由于时间与经费的关系,只能取其中2个或3个极端工况,这个极端工况不仅是外热流的最大或最小值,还要考虑内热源变化、航天器寿命早期和末期以及航天器运行姿态等变化综合的极端工况。

1) 热平衡试验主要方法

(1) 稳态热流红外模拟试验。在轨道周期积分平均热流和恒定内热源条件下,对航天器进行从某一初始温度分布变化到其极限的平衡温度分布的试验。

(2) 瞬态热流红外模拟试验。因为航天器相对太阳、地球的位置及方位是不断变化的,因而航天器表面各部分接受的太阳辐照、地球辐照和地球反照也是变化的,即航天器表面吸收的外热流是随航天器运行而不断变化的。所以用航天器瞬态红外热流模拟方法进行热平衡试验比用轨道周期积分平均热流模拟方法进行热平衡试验更能接近飞行轨道的真实热环境,并可获得航天器有关组件的最高温度和最低温度以及温度的瞬时变化情况。

(3) 数值模拟预报技术。由于热平衡试验的周期相当长,耗费很多的人力、物力和财力,为了缩短试验周期,国内外进行了瞬时温度数值模拟预报研究。在热平衡试验进行一段时间后,根据航天器在外层空间的温度场的方程及其边界条件,导出瞬时温度的通解形式,使用试验的最初一段时间的测量值,利用最可拟合原则,决定通解系数,给出瞬时温度预报方法。这个方法为缩短热平衡试验时间、给出正确的平衡温度及因故障中断试验提供正确的试验结果,具有重要意义。

2) 红外热流模拟试验装置

红外热流模拟试验装置分温度控制板、红外灯加热器、电阻丝加热器和接触式电加热器等。用红外热流模拟试验装置可模拟多种热环境,其技术简单、制作容易、成本低、操作维护方便、经济,但真实性差,一般用于外形简单、表面光学性质变化不大的试件。对于复杂结构的试件必须用太阳模拟器,这种模拟器真实、数据可靠、试验精度高,但技术复杂、成本高、运行维护困难。

瞬态热流红外模拟试验一般采用红外石英灯加热方法,其优点如下:

- ① 响应速度快,能适应航天器瞬态热流和瞬态温度的模拟;
- ② 对航天器的阻挡系数小;
- ③ 安装灵活,能适用于复杂表面形状的热流和瞬态温度模拟;
- ④ 通用性较好,红外灯在使用寿命内可重复使用;

- ⑤ 可用于正样阶段试验；
- ⑥ 研制与运行费用低，维护方便。

中国用红外灯阵在“东方红三号”地球同步轨道通信卫星(简称“东方红三号”卫星)太阳电池阵热真空试验和通信卫星舱南板热平衡试验的应用中,分别取得了与“国际通信(Intelsat)-V”卫星太阳电池阵热真空试验和通信卫星舱南板在德国工业设备管理(IABG)公司试验相仿的结果。

3) 热平衡试验的分类

(1) 组件热平衡试验。对航天器上某些关键仪器、组件的热环境条件和热控措施进行模拟,通过试验验证设计是否正确。

组件热试验是完成热设计的重要环节,可以减少航天器整体热试验次数,节省经费,加快研制进度。

(2) 航天器整体热平衡试验。按航天器研制阶段可分为:热模型航天器热平衡试验;正样航天器热平衡鉴定试验和发射航天器热平衡验收试验。

① 热模型航天器热平衡试验,简称热控航天器试验。目的是:获得有效的工程设计数据,校核热数学分析模型,验证热设计方案的正确性。

② 正样航天器热平衡鉴定试验。热控系统的初样方案经过热控航天器试验的验证,结合分析计算和必要的补充试验等手段,即可修改成为正样方案,确定正样热控系统技术状态。正样研制完成后,抽样做热平衡鉴定试验,要求航天器上所有仪器都是符合实际使用要求的正样产品。

③ 发射航天器热平衡验收试验。正样航天器通过热平衡鉴定试验后,就可以认为航天器的热设计正确,热控措施符合要求。但为了避免发射航天器的热控系统出现偶然性失误和生产过程中某些工艺上的疏忽、缺陷等,有时还要对发射的航天器进行热平衡验收试验。

1.5.2 热真空试验

热真空试验的目的是在规定的压力与鉴定级或验收级热真空试验温度条件下,暴露航天器的设计与工艺问题,评定工作性能,验证飞行功能。其环境条件为真空度优于 $6.5 \times 10^{-3} \text{ Pa}$,热沉内表面半球向发射率大于 0.90,采用红外热流模拟或太阳模拟器,升降速率应接近于预计的轨道运行情况,冷浸时间一般为 8h。

1) 鉴定热真空试验

其目的是验证航天器在规定的压力与鉴定级温度条件下是否满足设计要求。温度条件的最高温度比最高预示温度高 10°C ,最低温度比最低预示温度低 10°C 。

2) 验收热真空试验

其目的是在规定的压力与验收级温度条件下暴露材料和工艺缺陷。温度条件的最高(或最低)温度为最高(或最低)预示温度,温度循环次数至少 4 次。

1.6 其他空间环境试验

1) 原子氧环境试验

利用光致解离或载体气体的高温等离子体诱发使分子氧直接解离为原子氧,也可先

将氧分子电离成原子态离子,经过中性化处理产生原子氧,在达到原子氧通量的要求下,做材料评估、筛选和防护研究,以便为光学表面、舷窗、温控涂层、太阳电池表面提供抗氧化性能好的材料。

2) 冷焊试验

使用无油清洁真空系统,压力不高于 1.3×10^{-7} Pa。在此环境条件下,进行运动机构的功能试验,做继电器的切换试验,测定其动作的时间间隔、次数和阻力,观察其冷焊粘着现象。

3) 粒子辐照试验

常用的辐射源是 ^{60}Co 放射性同位素、电子枪和直接的粒子加速器。前2种辐射源一般用于材料与元器件等小型标本,后1种辐射源应用较为广泛,其辐射稳定,易于控制能量和辐照面积。

4) 表面充电试验

电子源一般使用单能谱电子枪,1台电子枪产生1种能量的电子束。当需要研究不同能量电子同时作用的效应时,则需要不同能量的多台电子枪,电子能量为 $0\text{keV} \sim 30\text{keV}$,电子束流密度为 $0.5\text{nA}/\text{cm}^2 \sim 5\text{nA}/\text{cm}^2$ 。

放电效应模拟试验是模拟航天器在磁层亚暴环境中因不等量充电产生的放电电磁脉冲注入航天器表面、外露器件上或与航天器仪器舱相连的入口处,检测电磁脉冲引起的效应。一般使用产生电磁脉冲的电弧发生器,这种试验可在大气中进行。

5) 微流星与空间碎片试验

利用爆炸加速器、2级轻气炮加速器、等离子驱动加速器、电磁加速器、静电加速器等进行颗粒加速碰撞试验,速度可达 $6\text{km/s} \sim 50\text{km/s}$,质量为 $1 \times 10\text{g} \sim 1 \times 10^{-8}\text{g}$ 。

(1) 理论探索性试验分析。微流星或空间碎片以超高速撞击到各种材料上,需用流体力学理论分析穿孔过程的质量流动、压力分布、材料应力分布等。

(2) 研究、研制性试验。通过试验取得一系列微流星或空间碎片撞击各种材料、各种结构的数据。

(3) 验证性试验。通过微流星或空间碎片撞击试验来验证飞行器的安全及可靠性。

6) 电离层等离子体环境试验

电离层等离子体环境的辐射源装置采用电子枪与考夫曼电推力器。模拟参数有:真空度为 $4 \times 10^{-3}\text{Pa}$,电子密度为 $1 \times 10^5/\text{cm}^3$,电子能量为 6eV ,离子通量为 $8 \times 10^{10}/\text{cm}^2 \cdot \text{s}$,离子能量为 $2\text{eV} \sim 30\text{eV}$ 。

7) 磁试验

航天器组件或航天器在磁试验设备内进行,试验方法根据试件大小、磁矩大小以及测量精度、试验条件而定。最常用的方法有力矩法和作图法。力矩计是测量作用于物体上极弱力矩的仪器。根据力矩计测定出航天器的力矩数据和线圈系统提供的已知直流场数据,可以计算出航天器的剩磁矩,称此法为力矩法。

作图法是采用最多的间接测量法,分为球面作图法与赤道作图法。球面作图法是零磁场环境下测量包围航天器的某个球面上的若干径向磁场分量,用球谐分析理论求得剩磁矩,赤道作图法则是测量航天器赤道平面内不同距离处的3轴磁场分量,用傅里叶分析和最小二乘法求得剩磁矩。

8) 中性浮力失重环境试验

让航天员(或设备)浸入水中,用配重或配浮力的方法,使他(它)们在水中的浮力和重力相等,呈中性状态,这是一种宏观上的力的平衡,使航天员产生飘浮感来模拟失重环境。通过中性浮力的飘浮训练,有助于航天员在失重环境下的行动和工作,可以根据太空中生活工作的需要,安排一些等效的水中训练。这是载人航天必须进行的试验。

9) 污染试验

航天器污染分为自污染与它污染:自污染是由于航天器在太空或空间环境模拟器内,在真空、辐射条件下,温度变化使航天器上材料本身产生各种脱附,造成大量放气,反过来被自身吸附造成的污染,它将影响航天器的性能,严重的将造成失效;它污染是航天器在制造、安装、试验、运输过程中所造成的对航天器的污染。

污染试验是对航天器在研制、试验过程中的污染机理、污染物的来源、污染物的运动过程及防止污染等进行的试验。

10) 火箭发动机高空点火试验

在空间和高空环境下试验火箭发动机的高空性能、弹道性能、热力性能、结构性能等,验证发动机的寿命和可靠性。

第 2 章 空间环境与航天器可靠性

2.1 空间环境对航天器可靠性的影响

2.1.1 空间环境对在轨航天器可靠性的影响

从 1957 年 10 月 4 日起到 1996 年底世界各国发射的航天器总数为 4 830 颗。其中,苏联发射的数量最多,约占世界发射总数的 60%;美国次之,约占世界发射总数的 30%;其他国家和组织及各种合作发射的约占发射总数的 10%。

从 1957 年至 1988 年这 32 年间各国发射失效和灾难性事故的航天器约 140 颗。仅美国从 1965 年至 1968 年发射的航天器就发生了近 2 000 次异常现象与故障。由于各国对空间环境试验的重视及技术水平的提高,自 20 世纪 70 年代以后,航天器故障有所降低。

根据世界航天资料中心分析,从 1971 年 2 月到 1986 年 11 月发射的一系列航天器,在轨运行期间,记录了 1 589 次航天器异常事件。这些航天器大部分是地球同步轨道卫星,其中与环境效应有关的异常事件占总数的 70%,空间环境诱发的异常事件占总数的 16.7%。其中一类是由于环境试验不够充分所造成的,另一类属于元器件的空间适应性问题。

美国国家航空航天局哥达德空间中心(NASA GSFC)对 57 颗卫星在轨空间故障分析,按装置故障的类型来分:电学占 57%,机械占 16%,电学机械占 12%,其他占 15%。

美国洛克希德导弹与航天公司(LMSC)分析发射的 61 颗卫星的飞行故障(各颗卫星的工作寿命不同,最长的约为 3 年),其中导致卫星失败的 3 次致命性故障中 2 次是机械的,1 次是电学的,重大故障 11 次全为电学的。

2 组数据都说明电学故障是空间飞行中的主要故障,并且随着航天器寿命的加长和复杂性的增加而增加。经分析研究证明,这些故障大部分与空间环境有关,可以由改善与加强空间环境试验来减少和消除。例如,加拿大与美国合作的“通信技术(CTS)”卫星和日本的“实验广播(BSE 1)”卫星,记录了由于先期空间环境的作用,飞行 3 年后太阳电池输出功率下降; CTS 卫星还记录了蓄电池功率下降,这些都是由于空间环境效应长期作用所造成的。

根据中国已发射的通信卫星在轨故障的统计,环境引发的故障占卫星总故障数的 46%。对中国已发射的 31 颗各种不同类型的卫星,从获得的大量遥测数据分析,对 26 颗卫星的不完全统计,其故障达 43 次之多。每颗卫星的平均故障约 2 次,这个数字虽比美国初期卫星的故障少得多,但大多数还是属于早期失效,据统计其中因空间热真空环境产生的故障约占总故障数的 50%。

根据航天器在轨故障的分析,空间环境引发的航天器故障是主要的。因此,为了确保航天器的可靠性,发射前必须做充分的空间环境试验。根据俄罗斯航天专家介绍,地面环境试验费用应占航天工程总投资的 30% ~ 40%,如果少于 30%,航天器会出现故障,而空间环境试验费用约占地面环境试验总费用的 70%。

2.1.2 空间环境试验中航天器故障与可靠性分析

对国外 187 颗卫星地面环境试验中产生的故障统计为:

- ①电学试验故障占 13%,机械试验故障占 2.8%,这 2 类试验故障占总故障数的 16% ;
- ②振动试验故障占 30% ;
- ③温度试验故障占 3% ;
- ④真空试验故障占 4% ;
- ⑤热真空试验故障占 47%。

通过环境试验可以给出航天器可否发射的信息。由以上分析可见:航天器热真空试验暴露出的问题最多,真空与热真空试验故障占总故障数的 1 - 2 以上。

美国 LMSC 通过对 8 年中 61 颗卫星验收试验数据的评价,得出每颗卫星的整星水平总故障由第 1 年 10 颗卫星中的 12 次到最后 3 年 21 颗卫星中的约 8 次。已发射的 61 颗卫星在飞行中的平均故障是每颗卫星故障 1.5 次,比前 4 年的故障下降了 52%,比前 5 年属于零件类的故障减少了 27%。取得这种良好效果的原因主要在于严格的环境试验,并在零件的选用上采取了更严格的筛选与改进措施。在该公司发射的 49 颗卫星中,统计整星验收试验中发现的关键性故障数目,占关键性总故障数目的 80%。尽管卫星更复杂且寿命延长,但由于采用新的环境试验标准与方法比以前更加有效,故提高了可靠性。

美国休斯通信公司(Hughes Communications Inc. ,即 HCI)分析了已发射的 30 多颗卫星的有关数据,评价故障趋势与试验效果,认为为了减少轨道中的关键性故障,应增加环

境试验。

美国汤普森 拉莫 伍尔德里奇(Thomson Ramo Woodrige ,即 TRW)公司分析了其研制的第 1 颗卫星“ 探险者(Explorer) 1 ”(1958 年发射) ,到第 1 颗由航天飞机发射的“ 跟踪与数据中继(TDRS)一号 ”卫星(1983 年发射) 26 年中共计 58 颗卫星的轨道故障与异常数据 ,认为加强环境试验和改进环境试验数据的分析 ,可以多发现并及时改正轨道中发生的故障 ,是提高航天器可靠性的关键。

美国通用电气(GE)公司在研制 10 年寿命的“ 国防通信(DSCS 3) ”卫星时 ,为了减少长寿命卫星造成飞行失败或性能退降的轨道故障 ,特别强调用空间环境试验来消除设计缺陷 ,改进材料和工艺 ,其所进行的空间环境试验项目的广泛性与深入程度是其他卫星所没有的。

通过大量的地面环境试验和空间环境试验 ,航天器入轨后出现的故障大大减少了 ,成功率提高了。但无论国内还是国外 ,随着航天器工作寿命的增长 ,航天器技术愈来愈复杂 ,新材料、新仪器的使用以及特殊的环境效应 ,航天器在轨异常仍时有发生 ,因此 ,仍有必要对空间环境试验技术做深入的研究。

2.1.3 空间环境试验的必要性

为了提高航天器可靠性 ,必须在地面做充分的空间环境试验 ,其理由是 :

①航天器在轨运行期间一旦出现故障 ,除航天飞机和载人飞船以外 ,不能直接维修 ,因此 ,要求有很高的可靠性 ;

②航天器是由多个系统、上万个零部件组成的极为复杂的产品 ,其中 1 个零件的故障可能会造成整个航天器的失效 ;

③由于航天器生产批量小 ,难以实现自动化加工 ,因此 ,产品质量的一致性和稳定性难以保证 ;

④航天器的研制周期长、协作面广 ,给产品质量控制增加了难度 ;

⑤航天器研制、发射和使用的耗资巨大 ,一般都以千万元计 ,有的甚至高达数亿元或数十亿元 ,例如 ,1990 年 2 月 22 日由于“ 阿里安(Ariane) 4 ”运载器发生爆炸而报废的日本 2 颗通信卫星总价值 3×10^8 美元 ,1990 年美国重达 20t 的“ 锁眼(KH 12) ”间谍卫星在空中解体 ,进入大气后被烧毁 ,仅就卫星价值计算 ,损失就达 10×10^8 美元 ,中国 1 颗通信卫星价值也近 1×10^8 美元 ;

⑥航天器发射成功与否对一个国家的政治、经济和军事的影响甚大。

由于中国的财力、制造工艺与技术水平的限制 ,航天器研制的可靠性更加重要 ,必须把隐患消灭在地面。因此 ,除了提高航天器的设计水平、改进生产工艺、吸取国外航天器发生故障的经验教训外 ,最可靠的办法是在地面进行充分的环境试验 ,把故障产生的可能性降低到最低点。

2.2 空间真空热环境与航天器可靠性

空间真空热环境是影响航天器可靠性的主要环境之一 ,它包括真空环境及热环境。热环境包括太阳辐射环境、地球反照与红外辐射环境、冷黑环境。

2.2.1 空间真空热环境试验与航天器可靠性

1) 航天器的热控涂层性能

热控涂层性能是航天器热设计的重要参数,做空间真空热环境试验时应提交测试精度,否则产生的误差影响航天器的可靠性。例如,中国第1颗通信卫星1984年发射至1989年6年来,Cd Ni 电池的温度在每年4月中旬出现30.06 的最高温度,持续时间约为14d。腰带是电池的直接散热面,遥测数据表明:腰带蒙皮的温度比预期值高,而且呈现逐年上升趋势。腰带蒙皮采用的铝光亮阳极化热控涂层,其太阳吸收率的升高速率比地面环境试验结果严重得多。

2) 热控系统的性能

中国第1颗通信卫星在初样阶段做卫星热平衡试验时,发现远地点发动机的药柱温度偏低,后改进并补做了远地点发动机的热控试验,取得了满意的结果。在正样星热真空试验的第1阶段,还发现二次能源(Cd Ni 电池)温度升高,超过57 。停机后检查发现,局部的热控涂层因温度高使其变色。中国第1颗改进型返回式卫星进行了以热控系统为主的5次综合性热真空试验,发现有的仪器温度接近要求的上限或下限,个别的超过了极限值,经分析后,做了10多处修改。正样星做热真空试验时,又发现了不少隐患和潜在的故障因素,做了12处设计修正,这充分说明了地面热真空环境试验的重要性与有效性。

3) 活动部件的展开

中国某颗气象卫星太阳电池阵地面热真空环境试验中产生展开故障。在大气或高温(+40)、真空环境下能自如展开,而在低温(-40)、真空环境下由于低温环境效应不能伸展到位,后来在原设计上进行了改进。

4) 结构材料的性能

中国第1颗返回式卫星球头结构的初样件在第1次热平衡试验中,当温度低于-40 时,球头的防热层出现破裂,经分析,主要原因是选材时忽视了多种材料间的热变形匹配,后经修改才解决问题。中国第1颗返回式卫星先后做了7次大型空间环境试验,发现了多处故障、隐患,于是修改了设计,确保了发射的一次性成功。

5) 航天器元器件性能

在热真空环境下,航天器部分系统受到损坏,例如中国第1颗通信卫星发射19d后,发现1个转发器失灵,时好时坏,最后导致失效,经长时间分析没有得出结果。在后续星做热真空环境试验时,发现行波管放大器出现螺旋极电流上升与电压下降的问题,该故障与在轨故障现象十分类似。经分析认为是由于行波管放大器采用了空心电阻,它具有精度高的特点,在制作过程中不可能将空心电阻中的气体全部抽掉,再加上物质的出气、放气现象,使其在高真空度下发生放电电晕现象,经模拟试验,在真空条件下,经216h的真空试验,故障重复出现,并从真空容器取出后一段时间内,故障仍然存在,证明是空心电阻的问题。在更换该元件后,经试验与多次发射卫星,均未出现故障。

行波管放大器通过热真空试验发现故障,验证了设计中的不合理性,经修改,保证了卫星的长寿命和高可靠性,证明空间环境试验是卫星研制过程中必不可少的重要程序。

2.2.2 改进真空热试验方法 提高航天器可靠性

新型号航天器做真空热试验,检验航天器的性能及热设计的正确性,或在建立热设计数学模型的基础上,预先做验证性热平衡试验,再做真空热试验,这是所有型号必须做的。实践证明,应不断改进真空热试验方法,提高航天器可靠性。

1) 改进测量热控涂层的试验方法

从热真空试验故障分析来看,多年来,国内外对长寿命航天器使用的热控涂层太阳吸收率的飞行值与地面测试值有偏差,导致航天器运行初期温度偏高,而且在轨运行期间呈现缓慢升温的趋势,应改进试验方法:

①实现在真空热试验过程中热控涂层光学性能的原位测试,特别是在真空紫外辐照条件下进行原位测试更为重要;

②研究不同环境参数(辐照强度和剂量)与涂层退化机理的内在联系,掌握“加速”试验的正确规律;

③研究真空、高低温、紫外和带电粒子等单一环境和组合环境对涂层性能的不同影响,建立热控涂层组合环境试验设备。

2) 应用太阳模拟器做航天器试验

形状复杂的航天器(或部件),其热分析计算结果应该用太阳模拟器的热平衡试验给予验证。采用其他方法(例如红外加热器)的热平衡试验误差大,达不到预期要求。从某种意义上讲,如果不做太阳模拟器的热平衡试验,有些航天器(或部件)存在着较大风险,正因为如此,国外大部分新型号的航天器,至少要用太阳模拟器做1次热平衡试验。

有关文献指出:“国际通信五号”卫星先后进行了红外和太阳模拟器热平衡试验比较,有10~15%的偏差,后者温度较高。该卫星飞行情况表明,太阳模拟器热平衡试验数据与轨道遥测温度值符合得更好,有些问题在红外模拟试验时难以发现,所以做有太阳模拟器的热真空试验对提高航天器可靠性是有效的。

2.2.3 空间真空环境与航天器可靠性

航天器运行轨道高度不同,真空度也不同:轨道越高,真空度越高。海平面大气密度标准值是 $\rho_0 = 1.225 \times 10^{-3} \text{ g} \cdot \text{cm}^{-3}$,大气压力的标准值是 $p_0 = 101325 \text{ Pa}$,随着高度的增加,其压力的变化:90km为 $1 \times 10^{-1} \text{ Pa}$,200km为 $1.5 \times 10^{-4} \text{ Pa}$;月球表面为 $1 \times 10^{-11} \text{ Pa} \sim 1 \times 10^{-12} \text{ Pa}$ 。

因此,航天器始终运动在高真空与超高真空环境中,其产生的影响如下。

1) 压力差影响

压力差的影响在 $1 \times 10^5 \text{ Pa} \sim 1 \times 10^2 \text{ Pa}$ 的粗真空范围发生。当航天器及其运载器上的密封容器进入稀薄气体层后,容器内外压差会增加到约 $1 \times 10^5 \text{ Pa}$,使容器承受外部压力加剧,可能会导致密封舱变形或损坏,贮罐中液体或气体的泄露增大,使用时间缩短。

2) 真空放电影响

真空放电发生在 $1 \times 10^3 \text{ Pa} \sim 1 \times 10^{-1} \text{ Pa}$ 低真空范围。当电极之间发生自激放电时称为电击穿。决定击穿电压量值的因素很多,如气体性质、环境压力、两极间的距离、极板的性质和形状等。

当真空度达到 $1 \times 10^{-2} \text{Pa}$ 或更高时,在真空中分开一定距离的 2 个金属表面,在受到具有一定能量的电子碰撞时,会从金属表面激发出更多的次级电子,它们还不断与 2 个面发生来回多次碰撞,并产生放电现象,称微放电。金属由于发射次级电子而受到侵蚀,电子碰撞会引起温度升高,可使附近气体压力升高,甚至会造成严重的电晕放电。射频空腔、波导管等装置有可能由于微放电而使其性能下降,甚至产生永久性失效。

3) 辐射传热影响

考虑在空间真空环境下,航天器与外界的传热主要通过辐射形式,因此航天器表面的辐射特性对航天器热控起着重大作用,这与地面情况差别很大。为了使航天器保持在允许的热平衡温度下,航天器的热设计必须考虑空间真空环境下传热以辐射与接触传热为主导的效应。

此外,航天器中静态接触的部件,由于表面存在微小的不平度和它们之间的真空空隙,使接触热阻增大,因此,在地面上必须进行辐射传热试验,测定其传热性能。

4) 真空出气影响

航天器用的材料应考虑真空出气影响,在高于 $1 \times 10^{-2} \text{Pa}$ 的真空度下,气体会不断地从材料表面释放出来。这些气体源是:

- ①原先在材料表面上吸附或吸收的气体,在真空状态下从表面脱附;
- ②原先溶解于材料内部的气体,在真空状态下,从材料内部向真空边界扩散,最后脱离材料;
- ③由于渗透,气体通过固体材料释放出来,所有材料在真空状态下都会出气,这包括材料放出所吸收的气态生成物、吸收的气体或材料本身的分解物。

聚合物的出气速率高于金属 10 倍 ~ 1 000 倍以上。例如清洁的不锈钢的出气速率约为 $1 \times 10^{-6} \text{Pa} \cdot \text{L} - (\text{s} \cdot \text{cm}^2)$,解析物主要是不能够凝聚的 N_2 , CO , CO_2 , H_2 , H_2O 等,但是聚合物出气速率为 $1 \times 10^{-4} \text{Pa} \cdot \text{L} - (\text{s} \cdot \text{cm}^2)$ 或 $1 \times 10^{-5} \text{Pa} \cdot \text{L} - (\text{s} \cdot \text{cm}^2)$ 。有时,放出气体又会重新凝聚在航天器的低温部件上,航天器的低温部件一般是光学镜片、镜头、传感器等,或者是光学选择特性的热控涂层。由于污染,系统的光学性能下降,太阳能吸收率增加,航天器平均温度增加。为了减少污染影响,要进行污染机理的研究,研究分子怎样从污染源运动到航天器敏感部件,找出保护敏感部件的特殊结构。

5) 材料蒸发、升华和分解的影响

考虑空间材料的蒸发、升华会造成材料组分的变化,引起材料质量损失,造成有机物的膨胀改变材料原有的性能,如改变热物理性能与介电性能,引起自污染等。

空间润滑剂的蒸发、材料不均匀的升华都会引起表面粗糙,使卫星表面(均指卫星外表面)光学性能变差。在高真空下材料的内外分界面可能变动,引起材料机械性能的改变。由于蒸发产生氧化膜或其他表面保护膜的缺损,可能改变材料表面的适应系数及表面发射率,改变材料的机械性能、蠕变强度和疲劳应力等。因此,航天器上用的外露材料,必须做超高真空下材料的蒸发、升华和分解的性能试验。

6) 粘着和冷焊的影响

粘着和冷焊一般发生在压力为 $1 \times 10^{-7} \text{Pa}$ 以上的超高真空环境下。在地面上,固体表面总是吸附有机膜及其他膜,称它们为边界润滑的润滑剂,起减少摩擦系数的作用。在真空中,固体表面的吸附气膜、污染膜、氧化膜被部分或全部清除,从而形成清洁的材料表

面、表面之间出现不同程度粘合现象,称为粘着。如果除去氧化膜,使表面达到原子清洁度,在一定的压力负荷和温度下,可进一步整体粘着,即引起冷焊。这种现象可使航天器上的一些部件出现故障,如:加速轴承的磨损,减少其工作寿命,使电极滑环、电刷、继电器的开关触点接触不良;天线或重力梯度杆展不开;太阳电池阵、散热百叶窗打不开等。总之,一切支撑、传动、触点部位都可能出现故障。防止冷焊的措施是选择不易发生冷焊的配偶材料,在接触面上涂覆固体润滑剂或设法补充活动部件液体润滑剂,涂覆不易发生冷焊的材料膜层。

7) 真空泄漏的影响

据分析在航天史上有约 50% 的重大故障与真空泄漏有关。

(1) 真空泄漏造成航天员死亡。1967 年 4 月 23 日,苏联“联盟一号”飞船返回地面时,因泄漏造成返回舱主伞绳缠在一起,飞船坠毁,科马罗夫是世界航天史上第 1 名在飞行中死亡的航天员。1971 年 6 月 30 日,苏联“联盟十一号”飞船的 3 名航天员返回地面时,因返回舱真空泄漏,返回地面时均窒息死亡。1986 年 1 月 2 日,“挑战者号”(Challenger)“航天飞机因“O”形密封圈温度过低失效而造成燃料泄漏爆炸,7 名航天员遇难。

(2) 真空泄漏引发运载火箭爆炸。美国在肯尼迪航天中心用“雷神 阿布尔(Thor Ablestar)”运载火箭发射的“先驱者号(Pioneer)”卫星,用于测量宇宙射线、地球和月球磁场、微流星密度。火箭发射 77s 后在距发射场 17km 处的大西洋上空 15km 处爆炸,爆炸的原因是由于燃料系统和氧化剂供给泵开裂、推进剂泄漏所造成的。

据统计,运载火箭发射升空后,因泄漏,全世界至少有 20 枚火箭发生爆炸,或因泄漏按指令炸毁,使卫星或探测器发射失败。如:造成火箭发动机试验时提前关机或未能二次点火;火箭升空后未达到额定推力,卫星偏离轨道不能入轨;在试验时和发射前引起火灾爆炸,造成人员伤亡和地面设备与设施的损坏;火箭升空后,引起爆炸,星、箭自毁。

(3) 真空泄漏造成航天器发射失败。航天器一旦发生泄漏,往往是重大的和灾难性的故障。据统计,对至今产生影响并已发生的严重故障有 4 次;引起航天器寿命缩短的重大故障有 6 次;导致航天器发射失败的灾难性故障有 8 次。对中国卫星泄漏事故研究后发现,在 6 颗失败的国产卫星中,有 5 颗(占 83%)是因泄漏引起的。

2.2.4 太阳辐照环境与航天器可靠性

太阳发射波长从 $1 \times 10^{-14} \text{m}$ 的射线到 $1 \times 10^{-4} \text{m}$ 的无线电波,不同波长辐射的能量大小不同,其中可见光的辐射能量最大(能量峰值的波长为 $0.48 \mu\text{m}$),太阳能量发出相当于 6000K 黑体的辐射能量。可见光和红外部分的能量占太阳总能量的 90% 以上。

位于地球大气层外,在距离太阳为 1 个天文单位处,并垂直于太阳光线的单位面积上,在单位时间内接收到来自太阳的总电磁辐射能,其加权平均值是 $1353 \times (1 \pm 2\%) \text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。由于地球椭圆轨道的影响在夏至(远日点)辐射到地球的太阳辐射值比平均日地距离处要小 3.27%,在冬至(近日点)要大 3.42%。近地卫星离地球高度相对日地距离是极小的,因此,可不考虑卫星高度的影响。

1) 热辐照的影响

太阳辐照的不同谱段,对航天器有不同的影响。航天器主要吸收红外与可见光谱段。这部分能量将影响航天器的温度。吸收热量的多少取决于结构外形、涂层材料和飞行高度。这部分能量是航天器热量的主要来源之一。若航天器的热设计处理不当,会造成航天器温度过高或过低,影响航天器的正常运行。航天史上,日本、法国的第1颗卫星都因热设计的原因而失效。中国的卫星也有因热设计的原因而使局部温度过高。

因此,为了验证热设计,鉴定航天器的可靠性,必须在地面试验设备中再现太阳辐照环境,模拟空间的外热流进行航天器的热平衡试验。

2) 机械应力的影响

太阳辐照压力所产生的机械力,能严重地影响航天器的姿态和自旋速率,尤其受热不均匀引起的热弯曲效应最大。所以在设计航天器的姿态控制系统时,特别在设计高轨道航天器与重力梯度稳定的航天器时,必须要考虑太阳辐照压力的机械应力影响。

对于完全吸收表面太阳辐照作用于物体单位面积上的力为

$$F_r = \frac{L}{4\pi R_s^2 c} A \cos \alpha \quad (21)$$

式中 L ——来自太阳的总辐照能量,为 $3.86 \times 10^{30} (\text{J} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1})$;

R_s ——离太阳的距离(m);

c ——光速,为 $3 \times 10^8 (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$;

α ——面积 A 的法向与太阳-航天器连线的夹角(rad);

A ——被照面积(m^2)。

设在地球附近 $R_s = 1\text{AU}$ ①($1.495 \times 10^{11}\text{m}$),其辐照压力(单位为牛顿每平方米)由下式给出,即

$$p_{cr} = 4.5 \times 10^{-2} \cos \alpha \quad (22)$$

决定辐照机械应力的主要因素有:

- ①入射或发射的辐照强度、频谱与方向;
- ②太阳辐照压力中心相对于航天器质量中心的位置和航天器表面的形状;
- ③航天器结构表面的光学特性,作用于航天器表面的辐照是入射还是发射。

上述3个因素都对航天器的工作寿命有影响,因为要克服这些应力肯定要消耗一些推进剂。例如,1982年4月10日美国发射的“印度一号甲”卫星就因燃料耗尽而在当年的9月6日彻底停止工作。为什么足够卫星7年用的燃料会那么快就耗尽了,其原因是多方面的,但最重要的是,星上用来抵消太阳辐照压力的伞状太阳能电池阵没有展开,因此为了克服太阳辐照给航天器带来的致命的机械应力,航天器不得不大量消耗燃料,从而使航天器提前失效。对于机械应力问题,必须引起足够的重视。

太阳辐照,还对航天器的外露组件产生热应力与热变形。在地面,对抛物面天线、太阳能电池阵等组件,应在太阳辐照与冷黑环境下检验热应力与热变形的问题。

波长短于300nm的所有紫外辐照,虽然只占有太阳总辐照的1%左右,但起作用很

① “AU”是天文单位(Astronomical Unit)的缩写, $1\text{AU} = 1.495 \times 10^{11}\text{m}$ 。

大。紫外线照射到航天器的金属表面 ,由于光电效应而产生许多自由电子 ,使金属表面带电 ,航天器表面电位升高 ,将干扰航天器的电磁系统。

紫外线会使光学玻璃、太阳能电池盖板和甲基异丙烯窗口等改变颜色 ,影响光谱的透过率。紫外线会改变瓷质绝缘的介电性质。紫外线的光量子能破坏分子聚合物的化学键 ,引起光化学反应 ,造成分子量降低、材料分解、裂析、变色、弹力和抗张力降低等。受紫外线影响最大的是聚乙烯、涤纶等高聚物薄膜。紫外线和臭氧会影响橡胶、环氧树脂粘合剂和甲基丙烯气动密封剂性能的稳定性。紫外线会改变热控涂层的光学性质 ,使表面逐渐变暗 ,对太阳辐照的吸收率显著提高 ,影响航天器的温度控制。长寿命航天器的热控设计必须考虑紫外线对热控涂层的影响。

2.2.5 空间冷黑环境与航天器可靠性

不考虑太阳与航天器的辐射 ,宇宙空间的能量密度约为 $1 \times 10^{-5} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$,相当于温度为 3K 的黑体发出的能量。在太空航天器的热辐射全被太空所吸收 ,没有二次反射 ,这一环境称为冷黑环境 ,有时又称热沉。航天器热设计必须考虑冷黑环境的影响 ,它是航天器热平衡试验、热真空试验的主要热环境参数 ,考虑不当会造成航天器的温度过高或过低 ,影响航天器的正常工作与寿命。

航天器上可伸缩性的活动机构 ,如太阳能电池阵、天线等 ,在冷黑环境下由于冷黑环境影响会使展开机构卡死 ,影响其伸展性能。

航天器上某些有机材料在冷黑环境下会产生老化和脆化 ,影响材料的性能。

2.3 高能粒子辐照环境与航天器可靠性

2.3.1 高能粒子辐照环境

1) 银河宇宙线辐射

它是来自太阳系之外的带电粒子流 ,其主要成分是高能质子(约占 88%) ,很少的 α 粒子和重核。粒子能量为 $10^8 \text{ eV} \sim 10^{20} \text{ eV}$,粒子通量为 $2 - (\text{ cm}^2 \cdot \text{ s}) \sim 4 - (\text{ cm}^2 \cdot \text{ s})$ 。银河宇宙线基本上是空间同性的。由于粒子能量很高 ,难以对它屏蔽 ,但其通量很低 ,剂量一般不超过几毫拉德(小于 10^{-5} Gy)。

在宇宙辐射剂量学中一般应用吸收剂量单位戈瑞(Gy)。1Gy 是指 1kg 物质吸收 1J 的任何电离辐射的能量。1rad(拉德) = 10^{-2} Gy 。表示生物辐射效应的大小用剂量当量单位希沃特(Sv) ,它使用吸收剂量乘品质因子 Q_F ,品质因子表示每拉德吸收剂量的相对生物损伤能力。1rem(雷姆) = 10^{-2} Sv 。

2) 地磁俘获辐射带

大量的带电粒子被地球磁场所俘获 ,形成大约六七个地球半径的辐射带 ,亦称“ 范阿伦 ”带。由于带电粒子空间分布不均匀 ,比较集中地形成 2 个辐射带 :内辐射带和外辐射带。

内辐射带在赤道平面上空 600km ~ 1 000km 高度 ,纬度边界约为 40° ,强度最大的中心位置距地球 3 000km 左右。内辐射带粒子成分主要是质子和电子 ,质子能量一般为几兆电子伏到几百兆电子伏 ,通量为 $10 \text{ J} - (\text{ m}^2 \cdot \text{ s})$,能量大于 0.5MeV 的电子通量约为

$10^5 \text{ J} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。需特别指出的是,由于地球磁场的均匀性,在西经 100° 至东经 20° 、南纬 20° 至 50° 的南大西洋上空,内辐射带的边界下降到 200 km 左右,这一地区称为南大西洋异常区。实践证明,通过此区域的飞船舱内剂量有明显增加,当飞船轨道低于 600 km 、倾角不大时,这一辐射环境是构成舱内辐射剂量的主要因素。外辐射带的空间范围很大,中心位置在赤道上空 $20\,000 \text{ km}$ 以上,纬度边界为 $55^\circ \sim 70^\circ$ 。其主要成分是低能质子和电子,能量低于 1 MeV ,最大通量达 $10 \text{ J} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。

3) 太阳质子事件

太阳色球曾经常发生局部区域短时间增亮现象,这个现象称为太阳耀斑。这时往往伴随大量高能质子发射,称为太阳粒子辐照和太阳质子事件。质子能量为 $10 \text{ MeV} \sim 1\,000 \text{ MeV}$ 。除质子外,还有较少的 α 粒子和重核。太阳质子事件发生时,还可能发生太阳 X 射线爆发、电离层扰动、磁暴等现象。

太阳质子事件按其强度分为 5 级。太阳质子事件会使航天员受到较强的辐射剂量。

4) 人工辐射带

高空核爆炸能形成人工辐射带,在高空核爆炸后的一段时间内,电子强度相当大,如 1962 年美国爆炸的 $1\,400\,000 \text{ t}$ 级的“星鱼”试验后 1 周,南大西洋上空 600 km 高度的电子通量为 $3 \times 10^5 \text{ J} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{s})$,使 4 颗卫星受到不同程度的损伤。

2.3.2 高能粒子辐照环境对航天器可靠性的影响

1) 单粒子翻转事件

空间宇宙线或辐射带中某高能带电粒子轰击微电子器件,在其内部极短路径(仅几微米)上产生大量的电子-空穴对,在器件电场作用下迅速集结,形成密集电荷,造成电子器件工作状态的瞬时翻转,即所谓的“单粒子翻转事件”,一般不使器件永久失效,而是产生软故障。随着器件集成度越来越高,导致单粒子翻转事件所需的临界电荷越来越小,发生的概率也越高。据美国对 1 000 多次故障分析,其中 500 次是由单粒子翻转事件造成的。例如,中国某颗气象卫星,在高空粒子辐照下,产生单粒子效应,又称单粒子翻转事件。当时计算机出现瞬时跳动,有 29 个内存数据错乱,控制参数受破坏,造成卫星一度失控。后来经地面高能粒子辐照,做单粒子翻转试验验证,产生相同的效应。

美国 1971 年 2 月至 1986 年 11 月发射的卫星所产生的 1 598 次异常事件中,单粒子事件有 621 次。美国“跟踪与数据中继一号”卫星,从 1983 年 4 月到 1993 年 3 月的 10 年间,共记录了单粒子翻转事件 4 468 次,其中在 1989 年 4 月 19 日的太阳质子事件期间就记录了 239 次单粒子翻转事件。1983 年 3 月太阳上发生的一系列大爆发曾使地球上西半球的 60 次短波通信中断或衰减。同年 3 月 10 日发生的长达 7.5 h 太阳大爆发,伴随有高通量的太阳质子流并产生了长时间的地磁暴,这一事件致使美国气象卫星一度中断向地面发送云图,导航卫星几天不能正常工作,军事系统跟踪的几千个空间目标近于失踪,而且由于沉降粒子的注入使大气密度增加,造成低轨卫星受到异常加大的阻力,其姿态几乎失去控制。这次事件还破坏了“加拿大魁北克(Canada Quebec Electric Networks)”的供电网,使其供电中断 9 h 多。

1989 年 9 月 29 日太阳上发生了 X9.8 级的大耀斑,产生了高能量的太阳质子事件,在地面上也观测到宇宙线地面增强(GLE)事件。

由于电离层受到强烈的突然骚扰,使低频、甚低频和甚高频电波的传播出现较长时间的异常,影响了正常的导航和通信业务。许多航天器,包括“麦哲伦(Magellan)”航天器都观测到由于高能带电粒子引起的单粒子事件等,给制导、指挥和控制功能造成干扰,甚至出现严重故障。

1991年7月美国的“地球资源一号(ERTS 1)”卫星,在进入南大西洋上空时,因发生单粒子翻转事件,电源系统烧毁。

单粒子翻转事件虽然并不产生硬件损伤,但它会使航天器控制系统的逻辑状态紊乱,从而可能产生灾难性的后果。单粒子翻转效应早在20世纪70年代初就已经在航天器上观测到,在以后的各种航天器中也屡见不鲜。

在低轨道上,虽然宇宙线和辐射带中的高能质子和重离子的通量要比其他轨道上的小,但是大量的观测结果表明,低轨道上的单粒子翻转事件仍是影响航天器安全的重要因素,其发生的区域主要集中在极区(由太阳宇宙线和银河宇宙线诱发)和辐射带的南大西洋异常区。在航天器上使用的微电子器件如何提高抗单粒子翻转事件的能力,采用的措施包括:充分的地面高能粒子辐照环境试验,研制和生产抗辐照加固的器件,并加强屏蔽保护;在软件设计上采用抗干扰技术、容错技术、简编技术,以及硬件和软件的数据检错与纠错等措施,把单粒子翻转事件的效应降低到最小,以保证航天器的正常运行。

2) 单粒子锁定事件

在CMOS电路(固有PNPN结构以及内部寄生晶体管)中,当高能带电粒子,尤其是重离子穿越芯片时,会在P阱衬底结中沉积大量电荷。这种瞬时电荷流动所形成的电流,在电阻上产生压降,会使寄生晶体管的基射极正偏而导通,结果造成锁定事件。如果锁定时通过器件的电流过大,即可将器件烧毁。当出现锁定现象时,器件不会自动退出状态,除非采取断电措施,然后重新启动,方可恢复。

例如,中国“实践四号”卫星上的动态单粒子监测仪,在半年时间内,CMOS电路发生6次锁定事件,差不多每月发生1次。故障产生后,通过外加指令,切断电源,然后重新启动,才能恢复。

中国“东方红二号”地球同步轨道通信卫星(简称“东方红二号”卫星)1984年发射,在非预定的椭圆轨道中运行,发现编码遥测故障。因为在空间环境中,卫星受到地磁辐射或高能粒子的轰击,造成表面电荷积累产生放电,电子器件因受放电脉冲的干扰或带电粒子的轰击,发生了锁定现象(即硅控效应),导致编码遥控数据传输故障。

3) 辐照损伤

带电粒子对航天器的辐照损伤的影响,主要通过以下2种方式:

①电离作用,即入射粒子的能量通过被照物质的原子电离而被吸收,高能电子大都产生这种作用;

②原子位移作用,即被高能粒子击中的原子位置的移动而脱离原来所处晶格中的位置,造成晶格缺陷。

高能质子和重离子既能产生电离作用,又能产生位移作用。这些作用导致航天器上的各种材料、电子器件等的性能变差,严重时会造成损坏。例如:玻璃材料在带电粒子辐照后会变黑、变暗,胶卷变得模糊不清;人体感到不舒服、患病,甚至死亡;太阳能电池输出降低,各种半导体器件性能衰退,如增益降低、工作点漂移,甚至完全损坏。在半导体器件和

太阳电池中,由于电离作用使 SiO_2 绝缘层中的电子-空穴对增加,导致 CMOS 晶体管的阈值电压漂移,双极型晶体管增益下降,并普遍地使漏电流增加和器件性能降低,使单元电路达不到原有的能力。位移作用的结果是硅中少数载流子寿命不断缩短,造成晶体管电流增益下降和漏电流增加。这些综合作用也就导致了太阳电池的输出功率下降。此外,带电粒子和紫外辐照对太阳电池屏蔽物的辐照损伤,如使屏蔽物变黑,将影响太阳光进入到太阳电池,也会使太阳电池功率下降。例如,1989 年 9 月 29 日产生的高能量太阳质子事件,使地球和金星之间飞行的“麦哲伦”航天器的太阳能电池输出降低了 50%。

1989 年 9 月 29 日的太阳质子事件,“地球静止环境应用五号(GOES 5)”卫星、“GOES 6”卫星和“GOES 7”卫星上的太阳能电池的电流急剧下降到 0.1A。在 1989 年 10 月 19 日的太阳质子事件中,“GOES 5”卫星、“GOES 6”卫星、“GOES 7”卫星上的太阳能电池的功率下降到 1989 年 9 月 29 日事件的 1/6。1990 年 3 月 22 日的太阳质子事件使日本 1990 年 8 月发射的“1335A 电视”卫星的所有太阳能电池功率损失掉,致使卫星遭到破坏。同时使在地球同步轨道卫星上的太阳能电池功率的老化约为 10%~20%。其中“GOES 7”卫星上太阳能电池功率的老化相当于平时二三年的辐照老化速率。

1962 年 7 月 9 日,美国在太空进行了 1 次核爆炸(代号为“星鱼”,当量为 1400kt),它所形成的人工辐射带很强,卫星测量到最大辐射强度达 $1 \times 10^{-2} \text{ J} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{s})$,因暴露在卫星外面的太阳能电池遭到破坏,使当时在上空运行的美国“子午仪(Transit 4B)”等 4 颗卫星先后停止工作。

辐照损伤效应还表现如下。

(1) 粒子辐照。在倾角为 30° 、高度为 2000km 的轨道上运行的航天器,若每平方米舱壁的质量为 0.5g,辐射带粒子在舱内每天的累积剂量就达 6Gy,即使每平方米舱壁质量增加到 4g,每天累积量仍可达 0.6Gy,若以 0.5Gy 为航天员允许的剂量,那么,上述 2 种剂量只能使航天员在宇宙空间分别停留 2h 和 20h。

(2) 高能电子辐照。高能电子照射到物体表面,破坏表面物质的晶体结构,造成缺陷,或者使表面物质的分子、原子电离而改变其性能。高能电子受到物质的阻挡而减速,并将发出韧致射线,它比带电粒子有更大的贯穿本领,进入舱体内部对舱内的航天员会造成不良影响。

2.4 空间污染环境 with 航天器可靠性

2.4.1 空间污染环境的来源

1) 未完全燃烧的发动机的污染

(1) 预燃期间产生的未反应的燃料或氧化剂蒸气。这种未发生反应的燃料和蒸气可形成直径大约 $1\mu\text{m} \sim 2\mu\text{m}$ 颗粒组成的浮云尘,并且经常造成迷雾或烟雾状的沉积现象。

(2) 未完全发生反应的燃料或者颗粒太大(直径为几百微米),以致不能在燃烧室完全发生反应的氧化剂颗粒。这些燃料和颗粒可通过发动机喷管加速到几千米每秒,如果这些颗粒在羽烟中没有完全气化,那么它们就会在羽烟扩散时沉积在结构表面或者将表面磨损。

(3) 未燃烧的推进剂在冲击燃烧室壁时可产生涂膜,该涂膜喷出喷管之前要顺流扩散(由于膨胀气体的粘力作用)。

(4) 燃烧产物,如水蒸气、 CO_2 和单组元肼硝酸盐等,在羽烟中能够凝聚或在羽烟的扩散时能凝聚在冷壁表面,这些物质与未燃烧的推进剂一样,能够沉积在结构表面或将表面磨损。

双组元推进剂发动机由于存在不完全燃烧现象,一般要产生上述 4 种类型的污染,而单组元发动机一般只产生上述第 4 种污染。

2) 姿控发动机的排气污染

空间环境要受到反作用控制系统排出的射流以及太阳加热航天器表面后所产生的逸出气体的污染。航天器再次飞越远地点发动机点火的同一地方时,会再次受到污染。

3) 航天器自污染

航天器上高分子材料的热分解和有机材料的解吸与出气产生污染。

4) 空间大气环境的污染

空间大气环境中的原子氧、 N_2 是主要构成物质,这些物质虽然密度低,但由于航天器运行的高速度,使原子氧对航天器表面造成腐蚀,特别是空间碎片撞击后,加速原子氧的侵蚀所产生的腐蚀物会造成自污染。 N_2 在传感器上会产生低温沉积物,会使光信号减弱,增加背景的光量子噪声和增加光学镜头的散射。

2.4.2 污染与自污染环境对航天器可靠性的影响

污染环境造成的污染效应,可以分为热物理效应、光学效应及电效应。污染将影响航天器热控涂层的热物理特性,影响热控涂层所要求的具有低太阳吸收率 α 和低发射率 ε 的光学特性等。

1) 热控表面涂层退化

根据在同步轨道中飞行了 4 年的欧洲“轨道试验(OTS)”卫星和飞行 3 年的美国“国内通信(Comstar)”卫星的研究报告,通过实测温度的变化发现,热控涂层的辐射性质和光学太阳反射器(OSR)及辐射器的表面性质都有明显的变化。太阳吸收率的增加每年约为 0.012~0.021。“高轨道带电研究(SCATHA)”卫星前 3 年的飞行结果也表明,探测器处于自己视场下,太阳吸收率的增加每年也约为 0.07,退降的原因是热控表面被污染。污染源有卫星自生污染源、中性与带电粒子源,而且表面的带电还可以加速污染过程和增加污染物的堆积。

2) 卫星图像失真

(1) 气象卫星红外图像失真。中国第 1 颗气象卫星发射后,发现红外图像信号比地面标定值小,开始图像清晰,此后,红外信号幅度随时间迅速衰减。专家分析认为,原因是水汽自污染所致。美国、法国气象卫星也曾发生过类似现象。由于星体及仪器携带了大量水汽上天,入轨后在空间环境下释放后沉积在辐冷器的部件上,造成自污染,产生红外信号迅速衰减。美国“雨云(Nimbus)三号”极地轨道气象卫星,由于辐射计表面受到污染,造成致冷器升温,使高分辨率的红外辐射计不能正常工作。“雨云四号”极地轨道气象卫星入轨绕地球飞行 5 圈时,由于污染物沉积在探测器冷块表面,仪器无法加热,使双通道红外装置的一条通道性能下降,另一条通道信号出现模糊,由于污染物一直滞留了 3

个月,最后卫星失效。

因此,在地面必须加强环境条件控制,加强仪器维护,也可以通过空间环境试验预先做好预防,进行空间环境试验验证及防污染机理的研究。

(2) 资源卫星图像失真。日本发射的“芙蓉一号”、“资源三号(Resource 3)”卫星,图像连续出现重影和条纹状干扰。分析原因,是由于无线电路相接部分未能洗净,产生电路污染,出现放电现象,造成集成电路故障所致。美国“陆地一号(Landsat 1)”卫星,上天后太阳定标系统失灵,原因是太阳定标反射镜在发射前受污染。“陆地三号”卫星入轨后发现星上多光谱扫描仪热通道信号接收困难,原因是热通道光学窗口有污染物阻挡了光路的传输,使红外探测器无法接收到辐射信号。

到1990年为止,美国已有25颗卫星因污染而出现故障。

3) 太阳电池阵功率下降

由美国发射的日本“实验广播一号(BSE 1)”卫星由于偏航推力器排气羽流冲击太阳电池阵,太阳电池表面被发动机羽流污染,出现太阳电池阵功率下降。

4) 影响光学表面的反射率与透射率

污染将影响光学表面的反射率和透射率,造成电子仪器的失灵和失效。高电压设备中的污染会产生放电与击穿现象。

受污染影响的设备包括热控涂层、制导、导航、控制传感器、光学、可视窗口以及具有旋转器件(例如球型轴承等)的设备。衡量航天器所能经受的污染程度以及污染后仍能圆满地完成飞行任务的能力,是以有效载荷仪器的灵敏度和设计极限为标准的。设计人员必须考虑因污染影响而造成的性能损失。

因此航天器在研制过程及空间环境试验过程中,必须进行全过程的污染检测,以防止航天器敏感部件的污染。

2.5 空间碎片环境与航天器可靠性

2.5.1 空间碎片的成分、来源与数量

1) 空间碎片的成分

空间碎片主要来源于人造物体,在被跟踪的直径为10cm以上的碎片中,2000年1月美国统计的数量为8597个,其中俄罗斯3913个,美国3857个,欧洲空间局258个,中国128个,日本114个,印度23个,其他为304个。这些轨道物体中,工作卫星占5%,其余部分是各类型的空间碎片,具体成分如下。

(1) 航天器在发射或工作时丢弃的物体,包括镜头盖、包装装置、自旋机械装置、空燃料箱、有效载荷整流罩、抛掉的螺母和螺栓以及载人活动期间丢掉的一些东西等,这些垃圾占12%。

(2) 废弃的火箭箭体占14%。

(3) 不再工作(寿命已到)的有效载荷占20%。

(4) 其他各种碎片占54%。

2) 空间碎片的来源

航天器在轨破碎是空间碎片的主要来源 ,是由航天器在轨爆炸或在轨碰撞所致。

(1) 有意破碎。把爆炸摧毁航天器作为卫星试验的一部分。从 1968 年至 1980 年 ,苏联进行了 20 次反卫星试验 ,这些被摧毁的卫星称为空间碎片。1988 年初 ,苏联 1 颗照相侦察卫星出现故障 ,通过地面遥控使其引爆 ,产生大量空间碎片。美国 1985 年 9 月从“ F 15 ”战斗机上发射导弹 ,摧毁军用科学卫星“ 太阳风号(Sola Wind Satellite)” ,估计约产生了 250 个空间碎片。1999 年国际空间碎片机构协调委员会规定 ,各国飞行器不允许在太空人为爆炸而产生碎片。

(2) 因运载火箭出现故障导致爆炸。1973 年至 1981 年间 ,美国有 7 枚“ 德尔他(Del-ta)”第 3 级火箭爆炸 ,产生 1 176 个被跟踪到的碎片。1986 年 11 月 13 日发射“ 斯波特(Spot)”卫星的第 3 级火箭在轨道上爆炸产生约 500 个空间碎片。1999 年中国发射资源卫星的“ 长征四号乙 ”火箭顶级发生爆炸 ,产生约 150 个碎片。

1992 年至 1995 年 ,共发生过 19 次破裂事件。其中 3 次是航天器 ,16 次是火箭破裂 ,而其中多数是俄罗斯“ 质子号(Proton)”火箭末级的爆炸。

(3) 老化生成的空间碎片。在航天器表面的涂层、塑料和金属等长期暴露在真空环境、原子氧环境中 ,会逐渐分解、剥蚀而产生微小的空间碎片 ,也有较大的碎片来自卫星或火箭的热防护层和隔热材料 ,由于老化分解脱落。

(4) 破碎原因不清的碎片。这类事件占破碎事件的 45% ,其垃圾占破碎垃圾总数的 37%。破碎原因比例如表 2 1 所列。

表 2 1 卫星在轨破碎原因比例

原 因	占破碎事件百分率 - %	占破碎垃圾百分率 - %
未 知	45	37
人 为	40	36
与运载火箭有关	15	27

3) 空间碎片的数量与质量

截止 1988 年 4 月 4 日 ,美国北美防空司令部跟踪网探测编目的空间物体共 19 037 个 ,其中大约 7 000 个仍在轨道上运行 ,这些空间物体的 90% 以上是空间碎片。

1996 年日本宇宙航空学会空间碎片研究会的报告中指出 ,直径为 1mm 以上的空间碎片已有数百万个 ,可以追踪到的尺寸较大的碎片共计 7 025 个 ,其中卫星碎片 1 989 个、空间碎片 5 036 个。从空间碎片的国籍分 ,其中美国有 2 634 个、苏联有 211 个、欧洲有 163 个、中国有 79 个、日本有 46 个。美国宇航局 1991 年对空间碎片的估计 ,在距地面 2 000km 空间内约有 3×10^6 kg 的空间碎片 ,能用现代雷达、光学监视系统测得和跟踪到的尺寸大于 10cm 的废弃卫星、末级火箭及其残骸、抛弃的整流罩等空间碎片达 7 000 个 ~ 15 000 个 ,比大头针更小的碎片 ,如从卫星、航天器上脱落下来的漆片等则达 3×10^6 个 ~ 4×10^6 个 ,平均运行速度约为 10km - s。目前 ,空间碎片的数量年增长率已从 1985 年的 56% 增加到 1986 年的 86%。

1995 年 11 月美国空间司令部记录的空间物体按不同轨道区域的分布如表 2 2 所列。不同尺寸空间物体的数量与质量如表 2 3 所列。

表 2 2 不同轨道区域的空间物体数

轨道区域	低地球轨道	中高轨道	地球同步轨道	其他轨道	合计
------	-------	------	--------	------	----

物体数 - 个	5 747	134	601	1 447	7 929
---------	-------	-----	-----	-------	-------

表 2 3 不同尺寸空间物体的数量与质量

尺寸 - cm	物体数 - 个	占总数量比 - %	物体质量 - t	占总质量比 - %
> 10	8 000	0.02	1 998.6	99.93
1 ~ 10	110 000	0.31	0.7	0.035
0.1 ~ 1	35 000 000	99.67	0.7	0.035
合 计	35 118 000	100	2 000	100

通过对从轨道上回收的“ 太阳活动峰年(SMM) ”卫星、“ 长期暴露装置(LDEF) ”、“ 尤里卡(Euraca) ”平台以及对“ 哈勃空间望远镜(HST) ”和其他航天器暴露在空间表面撞击凹痕的分析表明 ,直径为 1cm 以下的碎片的总质量为 1×10^7 kg ,其中直径为 0.1cm 以下的碎片总质量约为 3×10^6 kg。

太空物体之间的碰撞还会产生更多的太空垃圾。估计在低地球轨道物体之间发生的碰撞平均速度为 10km - s。这种速度的撞击波对材料及内部产生的温度和压力可使它们融化 ,产生数百万个粒子。由于这种现象 ,超高速(5km - s ~ 10km - s)的碰撞比化学爆炸和压力爆炸能产生更多的粒子。

另外 ,航天活动本身把有效载荷送入空间的同时 ,有一次性运载火箭末级、夹具、壳体、螺栓等组成的太空垃圾也伴随而生。卫星的损坏和固体火箭助推器的点火也会产生大量的非常小的粒子(直径小于 0.05cm)。卫星表面的解体会产生涂层碎片、塑料片和腐蚀的金属屑等垃圾。固体火箭助推器把有效载荷从低地球轨道转移到地球同步轨道及在轨道上的末级火箭与卫星的分离过程中也不断地产生着小垃圾 ,每年向空间抛洒数千公斤 AlO 尘埃。

2.5.2 空间碎片环境对航天器可靠性的影响

1) 航天飞机的舷窗破裂等对载人航天安全的影响

美国航天飞机在 40 次飞行中 ,共产生 50 次轨道微粒的撞击 ,更换了 25 个舷窗。撞击事件的 75% 是空间碎片环境造成的。1983 年“ 挑战者号 ”航天飞机的前窗被 1 个涂料片击中 ,窗子被打破 ,不得不用 50 000 美元的费用置换。具有足够动量的碎片能打穿舱壁 ,使舱内氧气泄漏并威胁舱内航天员和仪器的安全。碎片可以穿透航天服 ,威胁舱外活动的航天员的生命安全。

2) 卫星受到撞击的损坏

1996 年法国 1 颗间谍卫星遭到太空垃圾的撞击。撞击卫星的太空垃圾约有衣箱那么大 ,是 1986 年欧洲“ 阿里亚(Ariane) ”火箭助推器的残片。它以 31 000km - h 的速度与卫星的平衡杆相撞。平衡杆在撞击产生的高温下化为气体 ,卫星主体没有受到损伤。这颗称为“ 太阳神(Helios) A ”的卫星质量为 500kg ,是 1995 年 8 月发射进入轨道的。

1981 年 7 月苏联导航卫星“ 宇宙号(Cosmos 1275) ” ,在美国阿拉斯加上空爆炸 ,被认为是空间碎片击中所造成的。1978 年 1 月苏联带有反应堆的侦察卫星“ Cosmos 945 ” ,突

然压力下降,坠落于加拿大北部,也被认为是空间碎片击中所造成的。

3) 热控涂层的破坏

1984年4月美国航天飞机从“太阳活动峰年”卫星带回的失灵的电子线路和表面的热控涂层上发现有许多受到打击的痕迹,有的小坑直径达到 $140\mu\text{m}$,被打穿的热控涂层的小孔直径为 $80\mu\text{m} \sim 500\mu\text{m}$ 。分析表明,70%是空间碎片造成的,30%是微流星造成的。

空间碎片碰撞可导致热控涂层剥离。脱落的涂层又形成碎片,继续造成危害。例如,美国“太阳活动峰年”卫星上的防热毯的某个侧面飞溅出碎末,碎末轰击热控涂层,使其表面砂毛,导致热控性能改变。

4) 太阳电池阵的损坏

太阳电池盖片和遥感器物镜都是脆性物体。超高速颗粒碰撞脆性物体表面产生的斑痕比在金属表面上产生的大很多。例如,玻璃上的损伤区域是碎片直径的25倍~30倍,在铝材上是5倍。具有足够能量的碎片能打穿太阳电池盖片和太阳电池本体,造成太阳电池阵与衬底短路。

1978年8月5日美国发射的1颗秘密卫星“地球观测二号”卫星的超高频遥测信号中断,低能等离子体实验失效。分析认为:由于一部分太阳电池阵受到碎片撞击,导致电池输出线与结构短路而产生故障。

2.5.3 空间碎片破坏航天器的概率

1) 空间碎片的质量与速度

空间碎片与轨道上运行的航天器发生碰撞造成的破坏取决于空间碎片的质量和速度。 $0.01\text{cm} \sim 0.1\text{cm}$ 的空间碎片对航天器的主要影响是使表面凹陷和磨损, $0.1\text{cm} \sim 1\text{cm}$ 的空间碎片会影响航天器结构,大于 1cm 的空间碎片会造成航天器严重损坏。由于空间碎片是运动的,所以在碰撞事件中,即使很小的空间碎片与航天器相撞,也会造成航天器损坏。计算结果表明:在低地球轨道发生碰撞的平均速度为 $9.1\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$,峰值达 $14\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$,几厘米大小的空间垃圾金属的撞击相当于地面 $130\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$ 疾驰的小汽车的撞击,因此,直径仅几厘米的空间碎片与航天器相撞,就可能摧毁航天器或使舱内的航天员致死。

2) 碰撞的概率

空间碎片与航天器碰撞的概率与航天器大小有关:航天器越大,碰撞可能性越大;航天器在轨道上停留的时间越长,碰撞的机会越多。例如,直径为 3mm 的空间碎片与截面直径为 10m 的航天器在 800km 轨道上每年碰撞概率为0.01。就是说,对于寿命为10年的航天器,每年碰撞概率可高达0.1。

(1) 在低地球轨道上。在低地球轨道上,寿命长的航天器遭遇撞击似乎是不可避免的。例如,美国国际空间站将在轨道上工作30年以上,预测其遭受严重损坏的可能性高达19%。即使中等尺寸的航天器,如飞行任务为1周的航天飞机,在8次飞行中也可能有1次遭到较轻的破坏。

对于近地轨道的空间站,将面临中等尺寸空间碎片撞击的危险,这种尺寸的碎片多为直径 $1\text{cm} \sim 10\text{cm}$ 的碎片。这种空间垃圾之所以最危险,原因是:

①对于空间站的金属防护层来说,这些尺寸的碎片太大,无法使它偏离空间站或失效;

②就地面雷达来说,这些碎片的尺寸又因太小无法跟踪,致使空间站不能采取躲避的防范措施。

据目前使用空间碎片模型估计,这种危险尺寸的金属和涂料碎片垃圾约有 35 000 个在空间任意穿行。

(2)在地球同步轨道上。在地球同步轨道上,航天器碰撞概率比近地轨道小得多,主要原因有:

①地球同步轨道上航天器的飞行速度要比近地轨道低得多;

②地球同步轨道距地面高达 35 786km,其周长约为 224 850km,2 颗航天器若间隔 1° ,即相距 625km,而一般航天器的最大尺寸才 10m 左右,这样航天器的尺寸与 2 颗航天器之间的距离相比甚小;

③各航天器并不是严格处在同一高度的地球同步轨道上的,而在高度层次上各不相同,因而碰撞可能性小;

④各航天器的轨道倾角也不是严格为 0° ,而 0° 都有小角度的差别,也使碰撞概率降低;

⑤在地球同步轨道上,目前航天器总数还不足 500 颗。

但是,各国发射的对地球静止的通信卫星和地球观测卫星在逐年增多,尤其是商业化的通信卫星发射更频繁。这样,因燃料耗尽而失去控制的废弃卫星也在逐年增长,它们不能脱离地球同步轨道却在轨道上漂移,因而对工作造成碰撞的威胁也在逐年增大。总会发生碰撞的事件,一旦碰撞,卫星碎片剧增,又会造成更多碰撞的可能性。当前,典型的地球静止轨道卫星在其工作寿命期间被空间碎片碰撞的可能性为 0.1%,估计今后 10 年碰撞的可能性每年上升 5%。这表明,从统计学上看,如果卫星的寿命为 10 年,那么 2 颗卫星中就有 1 颗要遭到碰撞破坏,显然这是不能接受的风险。

3) 空间碎片的寿命

在距地面 1 500km 以下的空间范围内,空间碎片的寿命随高度不同而不同。一般轨道高度在 150km 以下的碎片,只要绕地球转几圈就陨落了,轨道高度在 200km ~ 400km 之间的要运行数周,而轨道高度在 600km 以上的空间碎片则要运行 1 年至几十年以上。随着运行时间的增长,受地球扁率影响,碎片的轨道平面要产生运动,其散布也不断扩大。地球同步轨道上的碎片具有百万年以上的寿命。

航天器轨道寿命是大气密度和弹道系数的函数,物体单位面积质量越大,其弹道系数越大,大气阻力对其影响越小。面积大、质量小的空间碎片比面积小、质量大的碎片轨道寿命短得多。由于大气密度经常在变化,且空间碎片的弹道系数是未知数,因此,预测空间碎片在轨道上的运行寿命是困难的。地球轨道上空间碎片的自然衰减还受太阳的影响,峰年的太阳活动使地球高层大气受热膨胀,向更高度扩散,结果使高层大气密度增加,促进了航天器空间碎片的轨道衰减。但轨道高度在 600km 以上,大气密度很低,对碎片的轨道衰减影响甚微,而轨道高度在 600km 以下,大气密度对加速碎片的衰减有明显的作用。

2.6 微流星环境与航天器可靠性

2.6.1 空间微流星环境

微流星体通常是指直径在 1mm 以下、质量在 1mg 以下的固体颗粒,它们在太阳引力场作用下运动,围绕太阳沿着椭圆轨道运行,来源于小流星和彗星,主要来自彗星。其速度相当于地球的平均速度,为 $10\text{km} \cdot \text{s}^{-1} \sim 30\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$,最大速度可达 $72\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

天然微流星一般分零星微流星(背景流星)和雨流微流星(流星群),其质量范围为 $1\text{g} \sim 1 \times 10^{-6}\text{g}$ 。流星群的质量范围为 $1\text{g} \sim 1 \times 10^{-12}\text{g}$ 。通常颗粒密度为 $0.5\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$ 。

流星群由密集在产生它们的母体轨道附近、分布不均匀的微流星体所组成。每个流星体的运动速度和方向大致相同。它们与地球相遇时,由于透视效应,从地球上看起来,同一流星群常以辐射点所在方位的星座来命名。在太阳系内,与地球相交的流星群有 500 多个,其中主要的有 18 个,它们的平均密度为 $0.5\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$ 。在这 18 个主要流星群中,特别值得注意的是“天龙”和“狮子”2 个流星群。资料表明,1998 年 10 月 10 日,在地球可见时间里,“天龙”流星群出现大约 $4.4 \times 10^{-8} - (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 粒子数最大通量;在 1997 年至 2000 年间出现 1 次与“狮子”流星群有关的流星暴,流星数的通量约为 $1 \times 10^{-7} - (\text{m}^2 \cdot \text{s})$,而一般年份的通量只有 $2.08 \times 10^{-11} - (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。目前的研究水平无法肯定流星暴是否一定会发生,但是一旦发生,将对航天器造成严重危害。

背景流星是指流星群以外的流星。它们的轨道是随机的,但是强度比较稳定。背景流星的密度约为 $0.5\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$,速度为 $11\text{km} \cdot \text{s}^{-1} \sim 28\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$,平均速度为 $20\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ 。根据流星环境模式计算,质量大于 $1 \times 10^{-6}\text{g}$ 的流星在近地不同轨道上通量大约为 $4.7 \times 10^{-8} - (\text{m}^2 \cdot \text{s}) \sim 6.0 \times 10^{-8} - (\text{m}^2 \cdot \text{s})$,质量 $1 \times 10^{-6}\text{g} \sim 1 \times 10^{-12}\text{g}$ 的流星通量大约为 $2.3 \times 10^{-5} - (\text{m}^2 \cdot \text{s}) \sim 3.0 \times 10^{-12} - (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。

2.6.2 微流星环境对航天器可靠性的影响

由于微流星体的速度很快,当它与航天器相撞时,释放出巨大的能量,对航天器有很大的危害。质量小的微流星体主要对航天器表面起沙蚀作用,使表面粗糙,造成表面热控涂层特性破坏,它对光敏感表面、太阳电池阵等影响也很大,使透光性能变化,或表面材料溶化与汽化等。

质量较大的微流星体由于能量较大,还能使航天器表面产生裂痕或穿透壳壁。实测结果表明,主要的危害来自质量低于 $1 \times 10^{-7}\text{g}$ 、直径小于 $100\mu\text{m}$ 的微流星体,这种微流星体数量大,碰撞机会多,而有较大流星造成的壳壁破坏的概率是很小的。航天器壳壁被撞坏的概率还与壳壁厚度有关。当壳壁是厚度为 1mm 的铝时,每平方米表面上几十年才有可能有 1 次产生破坏的碰撞,而 0.1mm 厚的铝制壳壁,每年在近地空间则每平方米表面可能有 1 000 次产生破裂的碰撞。

1) 航天器受击面积

1962 年 12 月 16 日美国发射的“探险者 16”卫星,在空间飞行了 220d,记录了 15 000 次微流星的碰撞,受击面积是卫星面积的 $1 - 10$ 。

2) 天线发生变形

1969 年 2 月 9 日“ 萨特(Satcom) ”战术通信卫星进入同步轨道 ,7d 后遭微流星高速碰撞 ,使超高频天线发生变形 ,功率下降。

3) 液氧箱爆炸

1970 年 4 月 14 日“ 阿波罗(Apollo) 13 ”飞船飞行到距地球 32 996km 时 ,遇微流星碰撞 ,其辅助舱的 2 号液氧箱爆炸 ,登月被取消 ,返回地球。

4) 信号失真

1979 年 9 月 22 日美国“ 维拉(Vela) ”卫星 ,由于遇微流星高速碰撞 ,探测器虚报核爆炸信息。欧洲空间局的“ 同步科学二号(LSEE B) ”卫星于 1978 年 7 月 14 日发射 ,8 月 5 日受微流星撞击 ,卫星超高频信号出现短暂衰减 ,以后卫星在 6s 自旋 1 周的时间内 ,有一半时间基准电位出现 12V 的变化 ,不能正常工作。

5) 热平衡失调

美国“ 天空 ”实验室经微流星撞击 ,防护层受损破裂 ,座舱热平衡被破坏 ,航天员被迫出舱修理。

美国航天飞机在飞行中受微流星撞击 ,隔热瓦脱落。

6) 舷窗玻璃被击穿

苏联发射的“ 礼炮(Salyut)七号 ”、“ Sayaz T9 ”、“ Cosmos 1443 ”轨道站复合体 ,在轨道飞行期间 ,厚度为 14mm 的舷窗玻璃被微流星击穿 ,形成直径约 4mm 的洞。航天员在轨道站外活动期间 ,观察到蒙皮被微流星撞击成大小不同的无数个坑。

严重的微流星环境效应事实 ,迫使国际上花了相当大的代价来探测微流星环境 ,用发射飞行器来直接测量 ,还用雷达摄影等测量。从探测到的微流星环境 ,1969 年和 1970 年美国宇航局制定了微流星环境条件的标准 ,一个是近地球的 ,另一个是外层空间的。同时在地面上建立微流星环境试验室 ,进行微流星环境撞击防护试验。

2.7 空间等离子体环境、磁层亚暴环境与航天器可靠性

2.7.1 空间等离子体环境

从离地面约 60km 起 ,直至与星际空间的等离子体相接的广大区域均属等离子层。等离子体的密度、组分、能量随高度而变化。表 2 4 给出了 60km ~ 3 000km 范围在太阳活动高峰时的典型电子浓度、电子能量随高度的变化值。

表 2 4 电子浓度、电子能量随高度的变化值

高度 - km	电子浓度 - cm^{-3}	电子能量 - keV
60	2×10^2	0.05
85	1×10^4	0.05
140	2×10^5	0.05
200	5×10^5	0.08
300	2×10^6	0.19

400	1.5×10^6	0.22
500	1×10^6	0.23
600	6×10^5	0.24
700	4×10^5	0.25
800	3×10^5	0.26
900	2×10^5	0.27
1 000	1×10^5	0.28
2 000	2.5×10^4	0.30
3 000	1.5×10^4	0.35
10 000	2×10^3	1.00
20 000	5×10^2	1.20
30 000	1×10	9.00

航天器表面处于等离子体环境中时 ,正离子和电子所带的能量相差不大 ,而质子(最小正离子)的质量是电子的 1 840 倍 ,根据公式 $E = (1 - 2)mv^2$,可得 E_e 远大于 E_p ,使航天器表面与电子碰撞的概率和负电荷沉积的速率要大大超过质子。因而表面将积累负电荷 ,呈现负电位。而此负电位会降低到表面的负离子和电子数量 ,直至正、负离子到达的概率相等 ,最终达到电位平衡。这个电位就是航天器表面相对于空间等离子体的浮动电位 ,这种现象称表面充电。等离子体能量越高 ,这个电位也会越高。

在上述等离子体中的航天器表面电位主要取决于表面收集的电子电流和光电流。表面充电电位将在正负几十伏的范围内波动。但在极区 ,由于经常出现等离子体密度很低的“ 等离子体空穴 ” ,如果有高能沉降粒子注入 ,表面可能达更高的电位。如美国的“ 国防气象(DMSP) ”卫星曾探测到高达 - 2 000V 的电位。中国“ 实践四号 ”卫星也曾探测到充电到 - 2 000V 的电位。虽然这个电位比地球同步轨道上曾观测到 - 19kV 的高电位要低 ,但是由于背景等离子体的密度比同步轨道上的大 ,等离子体的电导率就高 ,使放电阈值电位相对要低 ,因而容易造成对航天器的危害。

2.7.2 空间磁层亚暴环境

地球磁层是指受太阳风(来自太阳的粒子流)和行星际磁场限制与约束 ,而地磁场起控制作用的有限的空间范围。

磁层亚暴是发生在磁层内的经常性扰动。当磁层通过适当的方式存储 $1 \times 10^{14} \text{ J} \sim 1 \times 10^{15} \text{ J}$ 的能量 ,然后在 1 000s 左右的时间内将这些能量释放出来时 ,就使磁层产生扰动。

当磁层出现亚暴时 ,同步轨道高度环境中原来的高密度(粒子数为 $10 - \text{cm}^3 \sim 100 - \text{cm}^3$)、低能量(小于 1eV)等离子体被低密度(粒子数小于 $1 - \text{cm}^3$)、高能量(1keV ~ 50keV)等离子体所取代。据统计 ,1 年中有 30% 的时间能观测到亚暴活动。有 8% ~ 10% 的亚暴对地球同步轨道上运行的航天器有影响。美国在“ 应用技术(ATS 5) ”卫星、“ 应用技术(ATS 6) ”卫星、“ 高轨道带电研究[SCATHA(STP P78 20)] ”卫星获得的环境数据基础上 ,给出了供设计和计算机评估用的平均等离子体环境(见表 2 5)和最恶劣等离子体环境(见表 2 6)下的地球同步轨道磁层亚暴等离子体环境。

表 2 5 磁层亚暴期间地球同步轨道的平均等离子体环境

型 号	ATS 5		ATS 6		P78 20	
环境	电子	离子	电子	离子	电子	离子
密度 - cm^{-3}	0.80	1.30	1.06	1.20	1.09	0.58
电流密度 - ($\text{nA} \cdot \text{cm}^{-2}$)	0.065	5.1	0.096	3.4	0.115	3.3
平均能量 - keV	1.85	6.8	2.55	1.20	2.49	11.2

表 2 6 磁层亚暴期间地球同步轨道的最恶劣等离子体环境

环 境	电 子	离 子
密度 - cm^{-3}	1.12	0.236
平均能量 - keV	12	29.5

2. 7. 3 空间等离子体环境、空间磁层亚暴环境对航天器可靠性的影响

地球同步轨道航天器在宁静的磁层中运行时与等离子体相互作用 ,能量只有几电子伏的电子积累在航天器表面 ,可使表面具有几十伏的负电位 ;当磁层发生亚暴时 ,航天器与热等离子体相互作用 ,能量高达几千电子伏甚至几万电子伏的电子积累在表面 ,可使航天器表面的负电位达到几千伏 ,甚至上万伏。航天器表面的电位在磁场宁静时 ,向阳面可达正几伏 ,背阳面则为负几十伏 ,在磁层亚暴时 ,向阳面可达几百伏至几千伏的负电位 ,背阳面可达几千伏至几万伏的负电位。因此 ,在外形复杂、材料性质不同的航天器表面出现不等量的电位 ,当电位差高达一定数值时发生放电 ,它既可造成电介质击穿 ,元器件烧毁 ,光学敏感面被污染等直接的有害效应 ,也可以电磁脉冲的形式给航天器内外的电子元器件造成各种有害的干扰及间接的有害效应。这就是通称的航天器充电与放电效应。

美国航天器异常数据库记录在 1973 年至 1989 年间发射的航天器共发生了 2 820 次异常事件 ,其中表面放电引起的静电放电效应有 964 次 ,占总数的 34. 4%。其损伤的形式有 :电源系统损坏 ,通信系统增益变化 ,逻辑系统误动作 ,消旋机构失灵 ,天线指向改变 ;环境探测数据畸变等。

对 1 988 次航天器故障进行了统计 ,其中 :充电导致静电放电引起的故障达 639 次 ;电子诱发电磁脉冲引起的故障达 197 次之多。

1) 形成静电场 影响探测结果 ,污染环境

航天器表面充电后 ,在其周围空间形成静电场。静电场会加速或减速带电粒子 ,同时汇聚或排斥带电粒子。二次电子、背散射电子和光电子的发射以及表面杂质粒子的溅射等都会严重影响等离子体的能量、密度、成分和角分布 ,从而影响探测结果 ,同时又污染环境 ,会严重影响空间电场的测量 ,造成光学系统的模糊等。

2) 产生放电脉冲 ,造成信号失真 影响材料性能和太阳电池光电转换效率

航天器表面充电导致静电放电后 ,会产生放电脉冲 ,使通信系统的增益改变 ,干扰通信数据 ,导致航天器定位和姿态控制系统失灵。如果多次击穿表面材料 ,会改变材料的导

电性和热导性 ,使太阳电池表面变黑 ,降低电光转换效率。例如 ,1972 年 11 月 9 日加拿大发射的“ 国内通信(Telesat) ”卫星 ,由于静电放电引起行波管输出增益下降 ,遥测编码器部分损坏 ,功能异常等。

美国 1 颗通信卫星由于静电放电 ,造成 L 波形放大器损坏。在 1991 年 3 月 22 日至 31 日太阳质子事件中造成 1 颗“ 欧洲海军通信 Marcs 1 ”卫星失效。

3) 增大阻力 ,影响飞行姿态

表面充电后 ,增大了航天器和空间等离子体的作用面积 ,相应增大了阻力 ,如果与地磁场的电磁感应效应明显 ,也会增大飞行阻力。阻力的增大 ,会影响到航天器的飞行姿态、高度和留轨时间。一般这些阻力很小 ,只有在低地球轨道上长期飞行中才会表现出来。

4) 高电压太阳电池阵的电流泄漏

等离子体的高导电性使高电压太阳电池阵的裸露导体部分(例如电池间金属互连片)与之构成并联回路 ,从而造成电源电流无功丢失现象 ,影响电源系统的供电能力。由于在相同的温度下电子迁移率要比离子高许多 ,因此该现象主要表现为高电压太阳电池阵对周围等离子体的电子电流收集 ,故又称为电流收集。

5) 高电压太阳电池阵产生弧光放电

弧光放电是指相对于环境等离子体为负电位的太阳电池阵与空间等离子体相互作用而发生的现象。它既增加了电源的无功损耗和材料损耗 ,又因产生电磁干扰而影响系统的正常工作 ,弧光放电给光学测量仪器带入光噪声等。

2.8 空间磁场环境与航天器可靠性

2.8.1 空间磁场环境对航天器可靠性的影响

1) 航天器轨道姿态产生变化

航天器由于结构和工作性能的需要 ,要使用部分永磁材料和软磁材料 ,在仪器导线中的电流会产生磁矩 ,因此 ,任何航天器都会有一定的磁矩。在运行轨道上 ,航天器的磁矩同地磁场相互作用会产生干扰力矩 ,影响航天器姿态 ,使航天器自旋速率下降 ,并造成自旋轴的长期漂移。举例如下。

(1) 美国 1958 年发射的“ 先锋一号(Vanguard 1) ”卫星 ,发射后由于空间磁场与卫星旋转产生的涡流相互作用 ,产生的自旋衰减力矩使卫星消旋 ,自旋速率从发射时的 $2.7r - s$ 降低到 2 年后的 $0.2r - s$ 。

(2) 美国 1960 年发射的“ 泰罗斯一号(Tiros 1) ”卫星 ,由于空间磁场与卫星的磁矩相互作用产生的旋进力矩影响 ,致使它的轨道姿态产生了严重改变 ,导致电视摄像机偏离预定的对地方向。

(3) 美国 1966 年 12 月发射的“ 奥维(OV 10) ”卫星 ,由于星上某个部件在发射后受磁污染而使磁性增大 ,磁干扰力矩使卫星产生了偏航。

(4) 1969 年 6 月美国发射的“ 重力梯度稳定试验(GGTS) ”卫星 ,发射后某个部件受到磁污染 ,使卫星的磁矩增大 ;另外 ,由于使用磁耦合重力梯度天平动阻尼器 ,卫星每次通

过磁扰动区,都对卫星的稳定运动产生“磁反冲”脉冲扰动。

(5) 美国 1988 年发射的“诺阿极地轨道气象(NOAA)”卫星和“国防气象(DMSP)”卫星,在 1989 年由于强磁暴引起的磁干扰,使控制姿态的飞轮卸载发生困难,影响了姿态控制。

(6) 美国 1 颗“泰罗斯”极地轨道气象卫星,在 1989 年强磁暴时,使控制姿态的飞轮旋转速度达到设计极限,启动紧急备用系统才把姿态控制住,如再持续 24h,卫星姿态将会失去控制。

对中低轨道卫星,因地球磁场强度大,磁干扰力矩大,必须考虑磁干扰力矩的影响,对短期工作的卫星如侦察卫星的磁干扰力矩的影响可以不考虑,但对长寿命、控制精度要求高的卫星,不论是中低轨道卫星还是高轨道卫星,磁干扰力矩的影响必须考虑,极地轨道是磁场变化较复杂的中低轨道,对卫星的影响尤为严重,必须引起足够的重视。

2) 影响航天器上磁性仪器的测试精度

有些航天器上带有高精度要求的磁性探测器,用来探测空间磁场。探测器所处的磁场必须很低,以便估计仪器采集数据的精度,否则被测量的弱小静态值,以及在时间和空间上的变化会被卫星本身的磁场所淹没。磁场的影响可使航天器上磁性仪器出现故障。

(1) 美国 1967 年 7 月发射的国防“重力梯度稳定试验”卫星,由于太阳电池阵列电流构成的磁场影响了磁强计的工作,致使记录数据不准确,没有记录下地磁场变化的规律。

(2) 1960 年 1 月加拿大发射的“电离层国际研究(Isis 1)”卫星,由于磁强计探头附近接插件的环为磁性材料,受轨道环境磁场的影响,其磁性不稳定,影响了测量数据的准确性。

(3) 1979 年 10 月美国发射的“地磁(Magsat)”卫星,由于受空间环境和星体磁性的影响,磁强计给出的数据只有 20%~30% 是有效的。

据不完全统计,1970 年以前美国和苏联发射的卫星就有 31 颗带有磁性探测器,主要用于探测空间磁场。在磁强计探测器位置处的磁场必须很低和稳定,以便估计仪器的探测精度,否则被测量的弱小值以及在时间和空间上的变化,会被卫星本身的磁场所淹没。

2.8.2 空间磁场环境的利用

可利用空间磁场控制航天器的姿态。

在航天器上安放磁力线圈,利用线圈产生的磁矩和空间磁场相互作用产生的力矩可以控制航天器的姿态,也可以利用这种力矩给姿态控制用的惯性飞轮卸载。用这种控制方法可以节省控制用的燃料,从而能减轻航天器的质量,降低发射费用。这种磁控制方法在国外已广泛使用,不但用于科学卫星,其他航天器也被采用。中国第 2 颗“风云一号”极地轨道气象卫星(简称“风云一号”卫星)采用了磁控制姿态的技术。

2.9 空间微重力环境与航天器可靠性

2.9.1 空间微重力环境对航天器可靠性的影响

1) 航天器分离失效

1961 年 2 月 ,美国发射的“ Transit 3A ”卫星和“ 跨夫梯一号 ”卫星在轨道上没有分离 ,影响了子午仪导航卫星的测量 ,后来卫星坠毁。

1961 年 6 月 ,美国发射的“ 格雷勃三号(Greb 3) ”卫星和“ 黄琼一号 ”卫星(用于测量太阳 X 射线、宇宙线和地球物理试验) ,在轨道上没有分离 ,导致卫星发射失败。

1971 年 3 月 3 日 ,我国发射的“ 实践一号 ”科学试验卫星 ,由于卫星与末级火箭未分离 ,天线未能展开 ,使遥测系统信号不正常。7d 之后才分离 ,收到正常遥测信号。

2) 影响太阳电池阵与天线的展开

1982 年 4 月 10 日 ,由美国发射的“ Insat 1A ”卫星 ,用于印度的通信、广播、气象预报。星上的某个重要的伞状太阳电池阵无法展开 ,造成卫星不平衡 ,局部星体温度上升 ,电流功率下降。

1983 年 8 月 30 日 ,美国发射的“ Insat 1B ”卫星入轨后 ,太阳电池阵因铰链故障未能打开 ,后采取措施将太阳电池阵转向太阳 ,在太阳的照射下 ,铰链松开 ,1 个月后太阳电池阵终于打开。

1985 年 2 月 8 日 ,由欧洲空间局(ESA)用“ 阿里安 3 ”发射的“ 阿拉伯一号(Arabsat I) ”通信卫星 ,入轨后 ,太阳电池阵不能全部打开 ,曾多次启动卫星上的推力装置 ,启动 10 次后 ,宽 21m 的太阳电池阵才全部展开。

1987 年 11 月 20 日 ,用“ 阿里安 2 ”发射的德国“ 电视一号(TVSAT 1) ”卫星 ,用于电视直播。卫星入轨后 ,半边太阳电池阵未展开 ,多次采取措施未能奏效 ,卫星不能使用 ,德国邮电部损失 2.3×10^8 美元。

1991 年 4 月 4 日 ,加拿大发射的“ 阿尼克(Anik) E2 ”通信卫星入轨后 ,C 与 Ku 波段的天线及 2 个太阳电池阵未能展开 ,经采取各种措施 ,如加温、致冷、加速、减速等 ,3 个月后展开。

1992 年 2 月 11 日 ,日本宇宙开发事业团(NASDA)发射的第 1 颗日本“ 环境观测(JERS)一号 ”卫星 ,卫星上合成孔径雷达天线未能展开 ,后多次采取措施 ,天线展开了 ,但仍没有到位。

故障的主要原因是 ,在地面未能进行微重力环境与热真空环境下的试验。

3) 微重力环境影响航天员的生理功能

微重力环境会影响航天员的内分泌系统、心血管功能、血液和淋巴系统、肌肉和骨骼系统、前庭功能的变化。而且 ,轨道飞行中航天员的日常生活方式与地面大不一样 ,容易疲劳、身体增高。

2.9.2 空间微重力环境的利用

由于重力广泛存在于宇宙空间 ,但在航天器轨道条件下 ,重力作用可以消除。在定点恒定向心力作用条件下 ,运动的物体才能做圆周运动。航天器围绕地球飞行的条件正是地球对航天器的万有引力迫使航天器围绕地球做圆周运动。如果航天器是个质点 ,并且没有其他星球引力的作用 ,则航天器处于完全失重的状态。事实上这是不可能的 ,因此 ,航天器总是处于微重力条件下 ,并具有约 $10^{-4}g$ 大小的重力加速度。

微重力环境具有无自由对流、无浮力、无沉积、无静压——这些在地面无法长时间实现的物理条件。它能够消除对流、非互溶物偏析、晶体缺陷 ,进行无重力提炼铸造 ,利用声

波或电磁力防止过早或过分的结晶 ,防止内应力和外界传来的振动等特点。因此 ,人类利用空间微重力环境作为资源开发 ,利用卫星、飞船、航天飞机、空间站等进行了广泛的实验研究工作 ,如进行物理规律、晶体生长、药物制造、金属冶炼、合金制造等多项研究工作。微重力环境资源的开发 ,是构成当前空间产业的主要内容之一。

微重力环境对航天器的结构设计具有新的特点 ,可采用轻质柔性结构 ,可用很小的力来移动、伸展大型构件。

2.10 空间原子氧环境与航天器可靠性

2.10.1 空间原子氧环境

在太空 200km ~ 1 000km 的轨道高度内 ,原子氧是大气中含量最多的成分 ,大约占 80% ,特别是 300km ~ 500km 高度范围内 ,原子氧占有绝对优势 ,原子氧是太阳中紫外光与氧分子相互作用并使其分解而形成的 ,在低地球轨道中原子氧的密度为 $10^9 - \text{cm}^3$,温度一般为 1 000K ~ 1 500K。由于航天器的轨道速度为 8km - s ,相对于航天器的高速碰撞 ,原子氧的动能约为 5eV(510kJ - mol) ,通量为 $1 \times 10^{15} (\text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1})$,使其具有极强的氧化能力 ,原子氧是通过剥能和辉光放电与材料相互作用的。原子氧与紫外辐照组合环境的效应加速了对材料的剥蚀。

美国航天飞机“ 空间运输系统(STS 5) ”在飞行中(1982 年 11 月 11 日至 16 日)实测的原子氧通量如表 2 7 所列。

表 2 7 航天飞机“ STS 5 ”测到的原子氧通量

轨道器姿态	轨道数 - 个	暴露时间 - h	原子氧总通量 - cm^{-2}
右侧向太阳	29	43.5	6.10×10^{19}
头部向太阳	15	22.5	1.44×10^{19}
被动热控	7	10.5	1.77×10^{19}
尾部向太阳	3	4.5	1.14×10^{12}
顶部向太阳	4	6.0	5.00×10^{18}
总计			9.93×10^{19}

2.10.2 空间原子氧环境对航天器可靠性的影响

1) 航天器结构材料的剥蚀老化

航天器桁架结构的构件材料采用复合材料管 ,因为复合材料管质量轻 ,刚度大 ,在空间便于组装、拆卸。最常用的是石墨 环氧树脂复合材料管 ,这种材料易受原子氧作用 ,作用系数大约为每个原子 $3 \times 10^{-24} \text{cm}^3$ 。当航天器飞行时 ,复合材料管的某个面(垂直且朝向飞行方向)受到原子氧撞击的束流密度最大 ,在 1 个太阳周期(11 年)内 ,大约为 $1.2 \times 10^{22} - \text{cm}^2$,即管子的这个面在 1 个太阳周期内其厚度损失掉约 360 μm ,在 30 年内损失掉 1mm 多。这种管子一般仅为 1 250 μm ,即损失掉 80% 多。当管子表面受损后 ,它就可能变

形,刚度和强度也会下降。因此,桁架结构中的复合材料管的保护是必不可少的。

美国在 1981 年至 1985 年间曾先后在航天飞机的“STS 2 ”、“STS 3 ”,... “STS 8 ”任务中进行过多种材料在原子氧环境中的暴露和照射试验,并同时监测运行轨道上大气中原子氧束流密度的变化。结果发现:厚度为 12.7 μm 的卡普冬(Kapton——一般为聚酰亚胺)材料样品,暴露在轨道高度上的原子氧环境中 100h 后,原子氧对材料的剥蚀厚度达到 10.4 μm ,厚度为 40.6 μm 的迈拉聚酯(Mylar)材料样品在同样条件下被剥蚀的厚度为 10.0 μm 。在航天飞机飞行后的目视检查发现,轨道器货舱内各表面上有分子膜与颗粒堆积,在卡普冬薄膜上的变化最大,通过检查与试验验证,排除了其他的可能机理,认为是原子氧撞击引起的氧化造成表面衰退。观测的结果表明,反应的程度与撞击的通量有关,也就是与大气密度和撞击角度有关。而且发现,被航天飞机广泛应用的卡普冬材料在暴露于低地球轨道中的原子氧以后,会产生质量损失、表面粗糙化、热物理和机械性能的变化。设轨道平面在黄道平面中,且太阳处于高年,则卡普冬不到 2 年就完全氧化,即使对于高轨道航天器,虽停留时间短,效应也严重。为了减轻原子氧的剥蚀作用,当前最常用的办法是在表面覆盖 1 层氧化物。原子氧造成的材料剥蚀还会严重污染航天器敏感部件。

2) 航天器热控涂层的损害

原子氧有通过无机涂层向内部扩散的能力,使基体材料受到氧化,因而在聚四氟乙烯、 Al_2O_3 和 SiO_2 (0.1 μm)中,还没有哪种涂层能对通量为 $1 \times 10^{22} - \text{cm}^2$ 的原子氧提供有效的防护。原子氧对有机物与炭膜等形成挥发性氧化物会产生质量损失效应。对银涂层作用产生不沾的氧化物,造成表面被逐渐剥蚀。对铝、硅等材料作用形成粘和的旧氧化物附着在航天器表面,并会改变航天器的光学特性和力学特性。原子氧会使热控涂层的太阳吸收率变化,使一些材料的镜面反射率减小甚至完全消失。原子氧腐蚀材料会以 3 种方式影响航天器的性能:

- ①表面电导率降低,扰乱了航天器的等电位并产生静电放电状态;
- ②热塑材料黑聚酯涂层镀在卡普冬上被剥离,卡普冬变为灵敏光学仪器的闪光源;
- ③腐蚀的材料变为另一种污染源。

2.11 空间大气环境与航天器可靠性

2.11.1 影响航天器的运行寿命

1974 年,美国发射的“天空”实验室,由于设计阶段未估计到第 21 个太阳周是高活动期,而且太阳活动水平上升较快,致使大气密度增加而造成“天空”实验室飞行阻力加大,在 1977 年秋天它就脱离稳定状态并增加了轨道衰变率。尽管航天局采取了一系列挽救措施,也未能改变它的衰变,最终使“天空”实验室在 1979 年初坠入大气陨落,至少比计划的时间提前 2 年结束运行寿命。1983 年 3 月的大地磁暴曾导致美国气象卫星一度中断向地面发送云图,导航卫星几天不能正常工作,军事系统跟踪的几千个空间目标近于失踪,低轨卫星受到异常加大的阻力,其姿态几乎失去控制,航天飞机也难于把卫星送入同步轨道。在这一事件中,由于大气加热、阻力增加,致使美国“太阳活动峰年”卫星在 1983

年3月13日特大磁暴开始时轨道高度下降了0.5km,在整个磁扰期间,轨道高度下降了5km,从而提前陨落。

高层大气环境是受太阳活动控制的。太阳的电磁辐射进入高层大气后,其中的紫外辐照和X光射线大多被吸收,太阳产生的带电粒子以及地磁扰动产生的沉降离子也被部分吸收,吸收的能量加热了大气,导致高层大气升温,密度加大。因此,当太阳活动剧烈时,高层大气的温度和密度也随之变化。在太阳活动高年和低年时,高层大气密度有很大差异,高度越高,受太阳活动影响越大,差别也越大。例如,在200km高度上可相差3倍或4倍;在500km高度相差20倍~30倍;在1000km高度相差达100倍。当太阳发生大耀斑时也会使大气密度急剧变化,特别是在引起大地磁暴之后,由于沉降粒子注入,使大气加热并会造成大气密度明显增加。例如,1960年11月12日的地磁暴导致不同轨道(200km~1120km)上的大气密度增加,持续大约3d,在650km高度上,大气密度增加了8倍;在1989年3月13日的大地磁暴增加期间,使849km高度的大气密度增加了9倍。当然,随着地球绕太阳运转,加之地球的自转和太阳光投射的角度不同,会造成高层大气具有周日变化、季节变化以及纬度变化等等。

上述大气密度的一系列变化将直接影响航天器的运行轨道、姿态和寿命。以圆形轨道为例,轨道高度为300km的卫星,如果质量面积比为 $100\text{kg} \cdot \text{m}^2$,在太阳活动较高时(例如太阳黑子数为200个),其寿命约为10d;在太阳活动较低时(例如太阳黑子数为6个),卫星的寿命约为50d,是前者的5倍。

2.11.2 影响航天器的轨道

大气对航天器的阻力与大气密度成正比,轨道越高,阻力越小。此外,大气阻力与航天器垂直运动方向的截面积成正比。航天器在大气阻力作用下,产生的减速度与航天器的质量成正比,截面积越大、质量越小的航天器,其寿命越短。航天器所受的大气阻力与航天器的运动方向相反,它使航天器动能减少,并导致运行高度下降、轨道收缩。当进入大气稠密区域时,航天器所受的阻力进一步增加,下降速度加快,直至陨落。此外,当航天器相对运动方向的外形不对称时,高层大气的阻力也会产生力矩,力矩与航天器特征长度的立方成正比,因而会直接影响到航天器的姿态。可以说,高层大气的阻力是航天器的轨道衰变、姿态改变、寿命损耗的主要原因。

2.11.3 空间大气密度对航天器的阻尼影响

大气密度随高度迅速降低。虽然在200km的高空,真空度为 $1 \times 10^{-4}\text{Pa}$,密度只有 $3 \times 10^{-5}\text{g} \cdot \text{m}^3$ 左右,已相当稀薄,但对航天器的阻尼效应仍不能忽视。大气对航天器作用力的大小与大气密度成正比。在高轨道上运动的航天器,遇到的大气稀薄,阻尼小,轨道寿命较长。在轨道高度800km以上的航天器,寿命在几十年以上。在低轨道上运行的航天器遇到的大气密度较稠密,受到的阻力大,寿命短。高度在200km左右的航天器寿命只有几天到几十天。对于椭圆轨道,航天器受到大气阻尼主要在近地点附近的一段轨道,近地点大气阻尼下降缓慢,远地点以较快的速率下降。航天器的轨道是由长半轴逐渐缩短的椭圆变成圆轨道,以后再逐渐下降到大气层以内使航天器陨落。实时的空间大气密度的数值,对于预报航天器的轨道、航天器的陨落时间和地点,预测导弹的命中程度都是

很重要的。反过来也可以利用航天器轨道的变化 ,来测定空间大气密度的分布。

对于运行在轨道高度为 150km ~ 500km 之间的航天器 ,所受到的阻力为

$$F_{nd} = \frac{1}{2} \times 10^{-5} \rho v_s C_d A \tag{23}$$

- 式中 F_{nd} ——航天器的阻力(N);
 ρ ——大气密度(g - cm³);
 v_s ——航天器的轨道速度($v_s \approx 7 \times 10^5$ cm - s);
 C_d ——阻力系数(km - s);
 A ——航天器在速度方向的截面积(cm²)。

阻力系数 C_d 取决于物体的几何形状、入射粒子的反射方式及粒子对航天器表面温度的热调节目度。在 150km ~ 500km 高度范围内 ,对球形或近似球形的航天器 ,取值为 2.2km - s ,对于形状为平板和圆柱 ,取值比 2.2km - s 大 ,在 600km 的高度 ,需考虑粒子的热运动速度 ,取值约为 4.0km - s。

第 3 章 航天器空间热环境试验 误差分析及航天器热缩比模型试验

航天器在地面阶段受到发射场地工作环境的影响 ,在上升和返回阶段要受到穿过和再进入大气层时气动加热环境的影响 ,在轨道飞行阶段航天器则处于高真空的热环境中。

为了验证航天器热设计的正确性及各个飞行阶段热控系统适应各种热环境的能力并确定热控系统的最佳热控参数 ,对于正样航天器 ,还要考核和验证航天器的工作能力。因此在航天器的研制过程中必须进行充分的地面试验。本章为航天器在轨道段的空间热环境试验 ,不包括航天器在地面、上升和返回阶段的试验 ,也不包括模拟紫外、粒子辐照、微流星碰撞、原子氧相互作用效应等其他空间环境的试验。

本章主要介绍空间热环境、航天器在宇宙空间的热平衡、空间热环境试验的误差分析、航天器热缩比模型试验和不稳定热平衡试验方法等方面的内容。

3.1 空间热环境

空间热环境主要包括宇宙空间的真空、低温、黑背景和空间外热流。

3.1.1 真空

在太阳系内 ,行星际空间的介质主要是太阳活动产生的气体质点 ,主要成分为氢离子 (约占 90%) ,其次是氮离子 (约占 9%)。它们的密度小 ,压力极低 ,而且随着离开地球表面高度的增加 ,其值越来越小。在地球周围 ,大气可以分为几层 :在地球中纬度区上空厚

度约为 10km ~ 12km 和南北回归线区上空厚度约为 16km ~ 18km 的低层大气 ,称为对流层 ;高于 70km ~ 80km 的大气层 ,称为电离层 ;高于 500km ~ 1 000km 的大气层 ,称为外大气层。外大气层逐渐过渡到行星际空间。表 3-1 列出了离开地球表面3 000km 以内的大气层的温度、压力和密度的变化情况。

表 3-1 地球大气特性

高度 /km	温度 /K	压力 /Pa	密度 /(kg · m ⁻³)	高度 /km	温度 /K	压力 /Pa	密度 /(kg · m ⁻³)
0	288.0	1.013 × 10 ⁵	1.225 × 10 ⁰	150	679	7.383 × 10 ⁻⁴	3.087 × 10 ⁻⁹
20	218.0	5.509 × 10 ³	8.801 × 10 ⁻²	220	1 310	1.358 × 10 ⁻⁴	2.600 × 10 ⁻¹⁰
40	252.5	2.932 × 10 ²	4.004 × 10 ⁻³	300	1 527	4.070 × 10 ⁻⁵	6.077 × 10 ⁻¹¹
60	251.7	2.237 × 10 ¹	3.095 × 10 ⁻⁴	1 000	1 645	3.790 × 10 ⁻⁸	4.438 × 10 ⁻¹⁴
80	202.5	1.171 × 10 ⁰	2.013 × 10 ⁻⁵	2 000	1 645	8.145 × 10 ⁻¹¹	2.771 × 10 ⁻¹⁷
100	210.0	4.005 × 10 ⁻²	6.642 × 10 ⁻⁷	3 000	1 645	4.253 × 10 ⁻¹¹	3.186 × 10 ⁻¹⁸

宇宙空间的超高真空 ,使航天器与外部环境的热交换几乎仅以辐射方式进行 ,气体对流和导热传热可以忽略不计。高真空具有不利于星内仪器散热的缺陷 ,但有良好隔热效果的优点。

3.1.2 低温与黑背景

3.1.2.1 低温

当不考虑太阳及其附近行星的辐射时 ,星球、银河系和宇宙的所谓背景辐射能量是很小的 ,而且在各个方向上是等值的 ,这个能量约为 $5 \times 10^{-6} \text{W/m}^2$,它相当于温度为 3K 的绝对黑体辐射出的能量 ,所以宇宙空间的低温有时也用“ 冷 ”这个术语来表述。但这种低温或“ 冷 ”绝不表示实际介质粒子的动力学温度。比如从表 3-1 可以看出 ,距地球表面 2 000km高的温度为1 645K ,我们不能以此就误认为物体在空间的热平衡温度也应该很高。这是因为宇宙空间的气体密度仅为海平面的 $1/10^{17} \sim 1/10^{16}$,所以物体在空间单位时间内所碰撞到的气体数量是很少的 ,仅靠气体分子间的相互碰撞来获取能量是远远不能加热物体使其保持在较高温度水平的 ,1 645K的气体温度只能说明气体分子具有很大的动能。由此可以看到 ,一般的温度概念用于空间是没有什么实际意义的。

3.1.2.2 黑背景

在空间飞行的航天器与星球相比 ,其尺寸不仅太小 ,而且航天器到行星和星球的距离很大 ,所以从航天器表面发出的辐射能量不会再返回航天器 ,即宇宙空间吸收了航天器表面发出的所有辐射能 ,这类似于吸收系数等于 1 的绝对黑体的光学性质。这就是宇宙空间黑背景的含义 ,有时也简单用“ 黑 ”这个术语来表述。

3.1.3 空间外热流

对绕地球运行的航天器 ,空间外热流包括太阳辐射、地球辐射和反照。对于空间探测器 ,根据情况还要考虑其他行星的热辐射。

3.1.3.1 太阳辐射

在行星系中太阳是唯一的强大热辐射体 ,它的直径约为 $1.939 \times 10^6\text{km}$,它在波长 $0.3\mu\text{m} \sim 2.5\mu\text{m}$ 范围内的热辐射相当于 $6\,000\text{K}$ 黑体的辐射。太阳辐射是航天器在太阳系内飞行时遇到的最大空间外热流 ,它不仅直接对航天器辐射加热 ,同时还通过行星间接给航天器加热。

1) 太阳辐照度

从太阳至地球的平均距离称为 1 个天文单位。位于地球大气层外 ,在距离太阳 1 个天文单位处 ,并垂直于太阳光的单位面积上 ,单位时间内接收到来自太阳的总电磁辐射能 称为太阳常数。通常取太阳常数值为 $1\,353\text{W}/\text{m}^2$ 。

太阳常数不仅与太阳活动的变化有关 ,还与季节变化有关 ,所以太阳常数这个名称不十分准确。比如太阳常数系指平均日地距离处的数值 ,而地球绕太阳的运行轨道实际为椭圆轨道 ,所以当季节变化时也应该对太阳常数加以修正 :在春秋分时可以取 $1\,353\text{W}/\text{m}^2$;在夏至日(远日点)辐射到地球上的辐照度要比上述小 3.27% ,即辐照度大约为 $1\,309\text{W}/\text{m}^2$,而冬至日(近日点)辐射到地球上的太阳辐照度要比上述值大 3.42% ,即辐照度约为 $1\,399\text{W}/\text{m}^2$ 。

还要指出的是 ,太阳辐射到航天器上的辐照度与航天器离太阳距离的平方成反比 ,所以航天器离太阳越近 ,则辐照度越大。比如联邦德国的“ 太阳神 ”探测器 ,离太阳的最近点为 0.2 个天文单位 ,探测器上的辐照度则可达到 25 个太阳常数。

2) 太阳辐射光谱

在地球大气层外的太阳辐射光谱分布如图 3-1 所示。在 $0.3\mu\text{m} \sim 3\mu\text{m}$ 范围内的辐射能占太阳总辐射能的 92% ,在 $0.18\mu\text{m} \sim 40\mu\text{m}$ 范围内的辐射能占太阳总辐射能的 99.99% 。在 $0.2\mu\text{m} \sim 0.38\mu\text{m}$ 范围内属于紫外辐射部分 ,小于 $0.3\mu\text{m}$ 的紫外辐射能仅占太阳总辐射能的 1% 。

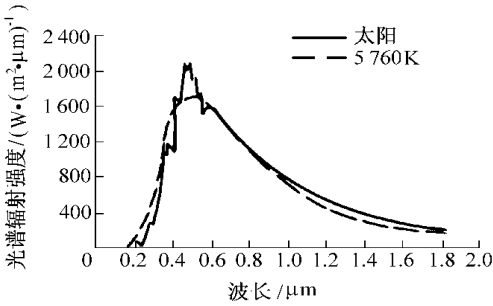


图 3-1 太阳辐射光谱分布

3.1.3.2 地球辐射和反照

太阳辐射进入地球及其周围的大气后 ,一部分被反射到宇宙空间 ,另一部分被地球表面及其大气层所吸收 ,吸收的能量大约占太阳落于地球的太阳辐射能($1.7 \times 1\,014\text{kW}$)的 $2/3$,它转化成热能后又以长波辐射的方式辐射到空间 ,称这部分红外辐射能为地球辐射。由地球表面及其周围大气层反射的太阳辐射能被称为地球反照。

地球及其大气层的红外辐射由陆地、海洋和大气的表面辐射组成,它主要受地球表面温度和所覆盖云量的影响,在不同地区和不同时间的红外辐射有所不同。比如红外辐射热流密度随纬度的增大和云量的增多而减少,在同一地区,温度高的季节辐射热流密度大,白天比夜间的辐射热流密度大等。所以精确计算地球的红外辐射十分困难。为了便于对航天器进行热计算,通常取全球常年的平均值作为地球的红外辐射,并假设地球红外辐射的空间分布为漫射,且遵循朗伯余弦定律。地球红外辐射的光谱分布也很复杂,其情况如图 3-2 所示。但在工程热设计中,常把它当做温度为 250K 左右的绝对黑体辐射来处理。

地球反照取决于地球及其周围大气层的反射率,它不仅与入射辐射波长、入射角有关,而且还明显地与大气中的云层分布状况及地球表面性质有关。因此地球及其大气的反射率随地理的经纬度、季节和昼夜的不同而明显变化,其变化范围为 0.1 ~ 0.8,这就给航天器热计算带来相当大的困难。据有关研究和分析,取平均反射率为 0.35 来进行热设计是较为合适的。

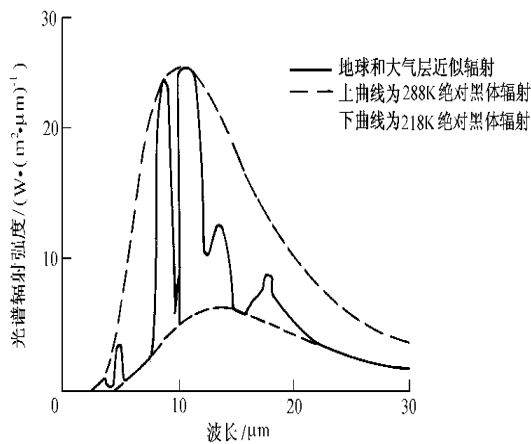


图 3-2 地球红外辐射光谱分布

3.1.3.3 其他行星的热辐射

随着航天技术的不断发展 ,人们对月球及金星、火星等的表面状态也有了较详细的了解。

月球绕地球 1 周的周期为 27. 321 66d。月球表面的大气极稀薄 ,其压力不大于 2×10^{-10} Pa。月球表面温度昼夜相差很大 ,月球表面白天最高温度达 373. 6K ,而夜间温度低到 119. 7K。月球表面的平均太阳辐射半球反射率为 0. 073。

金星绕太阳 1 周的周期为 224. 7d。金星大气层中的 CO₂ 含量平均占 95% ~97% ,大气压为 8. 8MPa ± 0. 15MPa ,温度为 474 ± 20 。金星的平均太阳辐射半球反射率为 0. 59。

火星绕太阳 1 周的周期为 687d ,火星大气层中的 CO₂ 占 90% ,大气压力仅为地球表面压力的 1%。在不同纬度和同一天内温度变化很大 ,日变化达 80 ~100 ,白天最高温度为 - 20 ,而南极冠状区中心的温度低到 - 158 。火星表面的平均太阳辐射半球反射率为 0. 15。

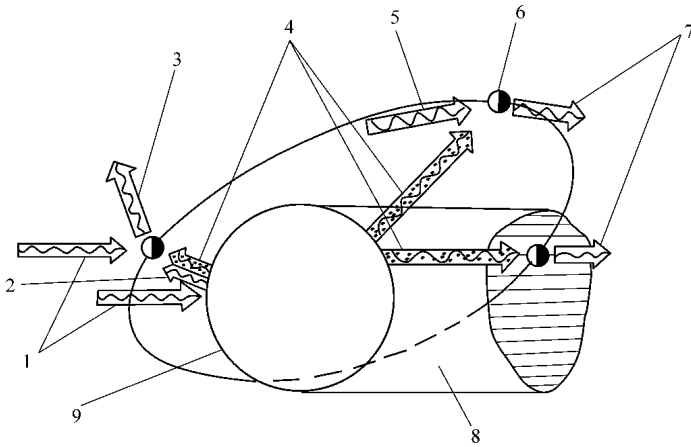
3.2 空间热环境试验的误差分析

3.2.1 航天器在宇宙空间的热平衡

根据能量守恒原理 ,某个物体在某种特定环境中的热平衡 ,是指在单位时间内 ,该物体从周围环境吸收的热量与物体本身产生的热量之和应该等于该物体向周围环境排出的热量与物体的内能变化之和。这种热平衡条件确定了该时刻的物体的温度水平。当经过一段时间 ,物体温度不再随时间变化 ,则这个温度为稳态热平衡温度 ,此时物体的内能也不再变化。在物体温度达到稳定前的各时刻温度称为动态平衡温度。

航天器在轨道上运行时 ,航天器的热平衡也与上面的定义一样 ,所不同的是航天器的周围处于超高真空状态 ,航天器与周围环境的热交换方式几乎只有热辐射。下面简单说明卫星在宇宙空间的热平衡关系。

假设卫星是个简单的等温体,卫星从宇宙空间吸收的太阳辐射、地球辐射和反照的热流与卫星本身的热功耗之和应等于卫星向宇宙空间的辐射热流与卫星的热功耗变化之和。它在宇宙空间的热平衡关系如图 3-3 所示。



空间的热平衡关系

卫星向空间的辐射热流 ;4—地球辐射热流 ;
空间的辐射热流 ;8—地球阴影 ;9—地球。

其热平衡方程式为

$$q_1 + q_2 + q_3 + q_4 = q_5 + q_6 \quad (3-1)$$

式中 q_1 ——卫星吸收的太阳辐射热流(W);
 q_2 ——卫星吸收的地球反照热流(W);
 q_3 ——卫星吸收的地球辐射热流(W);
 q_4 ——卫星内仪器的热功耗(W);
 q_5 ——卫星内热功耗的变化(W);
 q_6 ——卫星向空间的辐射热流(W)。

实际上,卫星不可能是等温体。由于卫星表面各个部位吸收的外热流不同,各种仪器、组件和部件安装位置与自身发热功率的不同,因此卫星不是等温体,这就要求我们不仅要研究卫星与宇宙空间之间的换热,还要研究卫星自身各个部位的温度,这就需要采用若干结点的热平衡方程来求解,每个结点代表 1 个等温单元。对于 1 颗卫星,究竟划分成多少个等温单元合适,应以满足热分析计算的精度和计算方便为原则。具体的结点热平衡方程在这里从略。

3.2.2 航天器空间热环境试验的误差分析

航天器空间热环境试验是在空间环境模拟器内实现的,空间环境模拟器要完成真空、低温、黑背景以及航天器空间外热流 4 种参数的模拟。

3.2.2.1 真空模拟

1) 模拟误差分析

在大型空间环境模拟器内要实现宇宙空间的超高真空环境模拟是相当困难的,而且也无必要这么做。从热平衡试验看,只要克服空间环境模拟器内的空气的对流和导热的影响就可满足试验要求。根据气体传热性能与压强的关系可知,当气体压力降到 $1 \times 10^{-1} \text{Pa}$ 时,其传热性能只有 0.1MPa 下传热性能的 0.01% 。计算表明,在压力为 $1 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 时,设气体的适应系数为 1,对于温度为 300K 的航天器,通过 H_2 分子所传递的热量仅为半球发射率为 0.1 的卫星发射出总能量的 0.33% 左右。实际航天器表面的发射率一般都高于 0.1,并且 H_2 以外的其他气体的传热性能都比 H_2 要差。基于这种事实,从航天器试验来看,用 $1 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 的空间环境模拟室压力来模拟宇宙空间的超高真空,对航天器热平衡试验结果带来的影响完全可略去不计。也正因为如此,1982 年发布的美军标 MIL-STD-1540B 中已规定航天器热平衡和热真空试验时空间环境模拟室压力由原来要求的低于 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 改成低于 $1.3 \times 10^{-2} \text{Pa}$,1994 年发布代替此标准的 MIL-STD-1540C 后来合并到美军标 340A 中,本文仍沿用 1540C 中,还维持低于 $1.3 \times 10^{-2} \text{Pa}$ 的要求不变。

2) 真空模拟

为了获得空间环境模拟室所需要的真空度,新建空间环境模拟器通常用无油抽气系统来实现,有时还配有内装式低温泵,它依靠低于 20K 的低温板来抽气。一些老设备中的有油抽气系统也绝大部分改造成了无油抽气系统。比如美国马丁-马利埃塔 (Martin-Marietta) 公司的直径为 8.8m 、高为 19.8m 的空间环境模拟器和中国的 KM3 空间环境模拟器、KM4 空间环境模拟器和 KM5 空间环境模拟器都已将原有油抽气系统改造成无油抽气系统,而新建的 KM6 载人航天器空间环境试验设备则为无油抽气系统。这是因为有油抽气系统在操作不当或因突然停电时,航天器表面会受到油分子的污染,造成航天器表面涂层和光学系统性能的改变。因此正样航天器特别是发射航天器用这种有油抽气系统进行试验要冒一定风险。目前大型空间环境模拟器(比如 KM6 设备)所用的无油抽气系统一般由制冷机低温泵、机械泵和涡轮分子泵组成。低温泵是主抽气泵,机械泵和涡轮分子泵是辅助泵。对于 KM4 空间环境试验设备(简称 KM4 设备),从大气压开始抽气时,机械泵仅运行不到 2h 就停机,然后改用制冷机低温泵抽气。涡轮分子泵有时用做低温泵抽气前的过渡抽气,但主要用于抽 H_2 和 He_2 ,同时也为对空间环境模拟室进行真空检漏时连接氦质谱检漏仪的通道口。制冷机低温泵和空间环境模拟器之间装有双向密封闸板阀,当用机械泵抽气或低温泵本身再生时该阀门要关闭。 $10\text{K} \sim 15\text{K}$ 的低温板用来冷凝空气中的 O_2 、 N_2 和 Ar_2 , $10\text{K} \sim 15\text{K}$ 的活性炭用来吸附在这种温度下不易冷凝的 H_2 、 He_2 和 Ne_2 。根据空间环境模拟室的大小,配有适当数量的这种制冷机低温泵,可使模拟室内的压力低于 $1 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 。

3.2.2.2 低温和黑背景模拟

1) 模拟误差分析

宇宙空间的背景辐射能量仅相当于温度为 3K 的绝对黑体的辐射能量,而宇宙空间的吸收比又几乎为 1。要在空间环境模拟室内模拟这 2 个条件同样是相当困难的。在空间环境模拟室内一般是用铜(或铝或不锈钢)材料制成的热沉,并在其朝向试验航天器的一面涂以高发射率黑漆来模拟宇宙空间的低温和黑背景。如果要模拟接近 3K 的温度,那么必须向冷却热沉板的管道内通入液氦。这不仅在技术的实现上存在相当大的困难,

而且试验费用昂贵得惊人。通过模拟误差分析可知,只要用 100K 以下的温度来模拟空间低温,一般就可将试验误差约束在可允许的范围内,因此,在冷却热沉板的管道内通入液氮即可。

下面分析热沉表面半球发射率、热沉温度和热沉所围成的有限空间对航天器空间热环境试验带来的影响。

航天器在空间环境模拟室内进行空间热环境试验的示意图如图 3-4 所示。

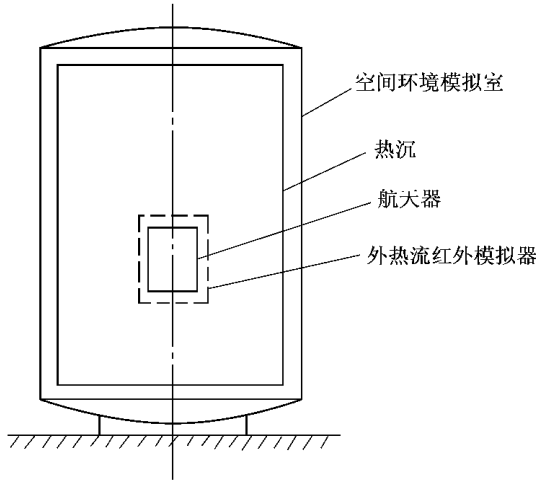


图 3-4 航天器空间热环境试验示意图

当航天器在空间环境模拟室内进行试验时,如果模拟的航天器吸收热流与航天器在空间飞行时吸收的热流相同,则由于航天器在空间环境模拟室内与航天器在宇宙空间中的换热条件不同,将会导致航天器试验的热平衡温度与航天器在空间飞行时的热平衡温度不同。

假设形状为全凸的航天器,它在空间飞行时的稳态热平衡方程为

$$q = A_1 \varepsilon_1 \sigma T_0^4 \quad (3-2)$$

式中 q ——航天器吸收的空间外热流与仪器热功耗之和(W);

A_1 ——航天器表面的面积(m^2);

ε_1 ——航天器表面的半球发射率;

σ ——斯忒藩-玻耳兹曼常量,为 5.67×10^{-8} (W/($m^2 \cdot K^4$));

T_0 ——航天器表面的稳定温度(K)。

航天器在空间环境模拟室内进行试验时,按包围体辐射换热考虑,并假设吸收的模拟外热流和仪器热功耗与航天器在空间时相同,则其热平衡方程为

$$q = \frac{A_1 \sigma (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{A_1}{A_2} \left(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1 \right)} \quad (3-3)$$

式中 q ——航天器在模拟室内吸收的模拟外热流与仪器热功耗之和(W);

T_1 ——试验时航天器的表面稳定温度(K);

T_2 ——热沉温度(K);

A_2 ——热沉面积(m^2);

ε_2 ——热沉表面半球发射率。

由式(3-2)和式(3-3)可以得到航天器表面的试验稳定温度与飞行稳定温度之差为

$$\Delta T = T_1 - T_0 = T_1 \left(1 - \frac{T_0}{T_1} \right) =$$

$$T_1 \left\{ 1 - \left[\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_2 + \frac{A_1}{A_2} \varepsilon_1 (1 - \varepsilon_2)} \right]^{1/4} \cdot \left[1 - \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^4 \right]^{1/4} \right\} =$$

$$T_1 (1 - \delta_1 \delta_2) \quad (3-4)$$

式(3-4)中的 δ_1 和 δ_2 分别为

$$\delta_1 = \left[\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_2 + \frac{A_1}{A_2} \varepsilon_1 (1 - \varepsilon_2)} \right]^{1/4} \quad (3-5)$$

$$\delta_2 = \left[1 - \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^4 \right]^{1/4} \quad (3-6)$$

相对误差为

$$\frac{\Delta T}{T_1} = 1 - \delta_1 \delta_2 \quad (3-7)$$

式(3-7)表示了 T_2 、 ε_2 、 ε_1 和 A_1/A_2 等参数对试验航天器表面温度误差的影响。式中的 δ_1 代表了热沉表面非黑体和包围空间的有限性对试验航天器表面温度误差的影响, δ_2 代表了热沉本身温度热辐射对试验航天器表面温度误差的影响。如果热沉温度 $T_2 \rightarrow 0$, 即 $\delta_2 = 1$, 则式(3-7)变为

$$\frac{\Delta T}{T_1} = 1 - \delta_1 \quad (3-8)$$

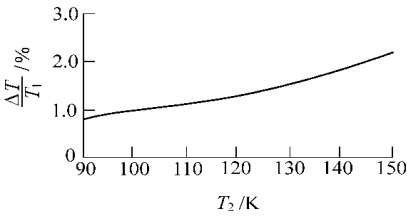
由式(3-8)可知, 此时热沉热辐射影响已不存在, 而只有热沉表面吸收比不等于1和有限的空间尺寸对航天器温度的影响。如果 $\varepsilon_2 = 1$ 或 $A_1/A_2 \approx 0$, 即 $\delta_1 = 1$, 则式(3-7)将变为

$$\frac{\Delta T}{T_1} = 1 - \delta_2 \quad (3-9)$$

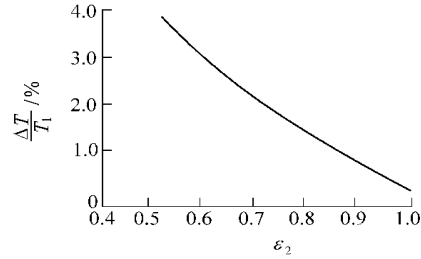
此时只有热沉热辐射的影响, 而热沉反射和有限的空间尺寸对航天器温度的影响已不存在。

由以上简单分析可知, 为减小航天器表面的热平衡试验温度误差, 要求热沉的温度应尽量低, 热沉表面的半球发射率应尽量高, 热沉包围的空间尺寸应尽量大。根据目前国际国内空间环境模拟器达到的指标, 取 $\varepsilon_2 = 0.90$, $T_2 = 100\text{K}$, $A_1/A_2 = 1/3$, 又假设 $\varepsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300\text{K}$, 则由式(3-4)得 $\Delta T = 2.84\text{K}$, 由式(3-7)即可得出相对误差 $\Delta T/T_1 = 0.94\%$, 也就是说, 对于常温附近的航天器, 其热平衡试验温度的相对误差小于1%。这误差是可以接受的。

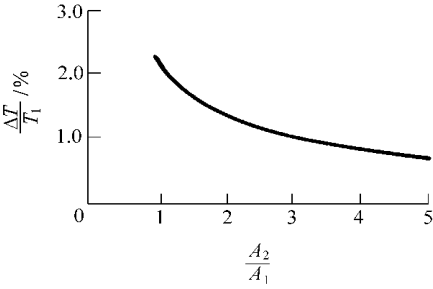
如果以上参数中任何参数不满足要求, 将会导致试验误差增大。这些参数变化对航天器表面热平衡试验温度误差的影响如下(见图3-5)。



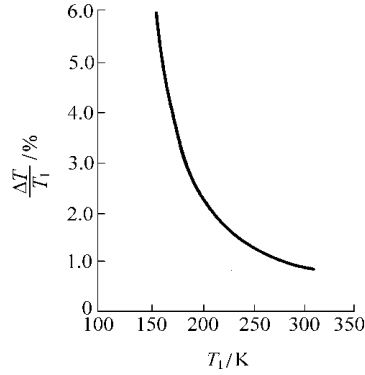
(a)热沉温度变化对试验温度误差的影响



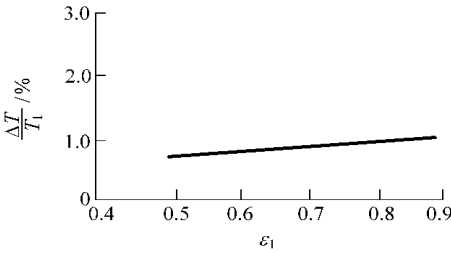
(b)热沉表面半球发射率变化对试验温度误差的影响



(c)热沉表面积与航天器表面积之比变化对试验温度误差的影响



(d)航天器表面温度变化对试验温度误差的影响



变化对试验温度误差的影响
表面热平衡试验温度误差的影响

(1) 热沉温度变化对试验温度误差的影响。假设 $\epsilon_2 = 0.9$, $\epsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300\text{K}$, $A_1 / A_2 = 1/3$, 当热沉温度 T_2 变化时 , 试验温度的相对误差变化见图 3-5(a)。由图可见 : 当热沉温度 T_2 低于 100K 时 , 试验温度相对误差小于 1% ; 当 $T_2 = 90\text{K}$ 时 , 相对误差为 0.8% ; 当 $T_2 = 110\text{K}$ 时 , 相对误差为 1.1% , 若 $T_2 = 150\text{K}$, 则相对误差达 2.2%。所以为了控制模拟误差小于 1% , 热沉温度必须低于 100K。

(2) 热沉表面半球发射率变化对试验温度误差的影响。取 $\epsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300\text{K}$, $T_2 = 100\text{K}$, $A_1 / A_2 = 1/3$, 当热沉表面半球发射率 ϵ_2 变化时 , 试验温度的相对误差变化见图 3-5(b)。由图可见 ϵ_2 必须大于 0.9 , 才能将试验温度误差控制在小于 1% ; 若 $\epsilon_2 = 0.8$, 误差就大到 1.7% , 这是不能接受的误差。

(3) 热沉表面积与航天器表面积之比变化对试验温度误差的影响。取 $\epsilon_1 = 0.7$, $\epsilon_2 =$

0.9 , $T_1 = 300\text{K}$, $T_2 = 100\text{K}$,当热沉的表面积与航天器的表面积之比 A_2/A_1 发生变化时 ,试验温度相对误差的变化见图 3-5(c) 。由图可见 : A_2/A_1 必须大于或等于 3 ,才能将航天器试验温度的误差控制在小于 1.0% ,若 A_2/A_1 增大到 5 ,则误差降到 0.7% ;若 A_2/A_1 减小到 2 ,则误差要增大到 1.3% 。

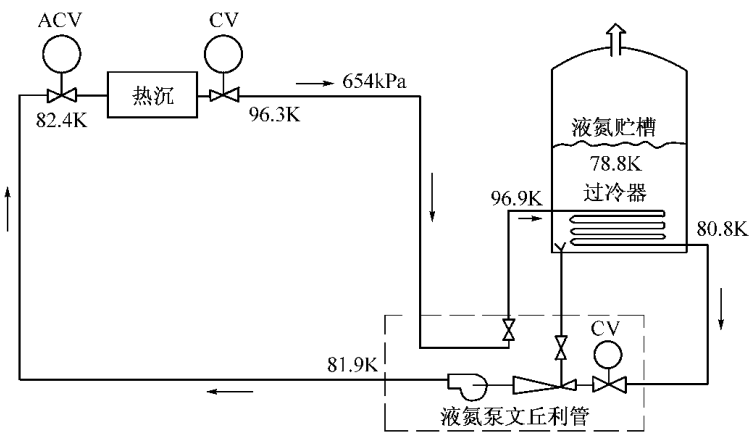
(4) 航天器表面温度变化对试验温度误差的影响。取 $\varepsilon_1 = 0.7$, $\varepsilon_2 = 0.9$, $T_2 = 100\text{K}$, $A_1/A_2 = 1/3$,当航天器表面温度 T_1 变化时 ,航天器试验温度的相对误差变化见图 3-5(d) 。由图可见 :当温度 T_1 大于 300K 时 ,才能将航天器试验温度的误差控制在小于 1% ,若 T_1 降到 150K ,则试验温度相对误差大到 6% ,绝对误差达 8.93K 。由此看来 ,尽管热沉的温度和半球发射率以及热沉与航天器表面积之比满足了模拟的一般要求 ,但如果航天器上一些部件在低温状态或者航天器处于低温工况时 ,仍会给航天器表面温度带来较大的试验误差。

(5) 航天器表面半球发射率变化对试验温度误差的影响。取 $\varepsilon_2 = 0.9$, $T_1 = 300\text{K}$, $T_2 = 100\text{K}$, $A_1/A_2 = 1/3$,当航天器表面的半球发射率变化时 ,航天器试验温度的相对误差变化见图 3-5(e) 。由图可见 :只要 ε_1 小于 0.8 ,就可将试验温度误差控制在小于 1.0% ,但从整体上讲 , ε_1 的变化对试验温度误差的影响不大。

由以上 5 种情况的误差分析可知 ,当热沉温度低于 100K ,热沉表面半球发射率大于 0.9 ,热沉表面积与航天器表面积之比大于或等于 3 和航天器表面温度大于 300K 时 ,才能将航天器表面温度的试验误差控制在 1.0% 左右。其中前 3 种就是航天器热平衡试验对热沉温度、热沉表面半球发射率和热沉表面积模拟要求 ,第 4 种是航天器自身温度对试验误差的影响 ,而这种误差在地面试验的条件下是很难克服的 ,仅能靠计算估计了。航天器表面半球发射率的变化对其试验温度误差的影响很小。

2) 低温和黑背景模拟

为了模拟黑背景 ,一般在热沉上喷涂半球发射率大于 0.9 的黑漆 ,比如 F26 黑漆。为了模拟宇宙空间的低温环境 ,通常用液氮来冷却热沉。液氮的正常沸点温度为 77.3K ,当



液氮进入热沉管道后 ,由于航天器及其他热负荷的作用 ,温度就要升高 ,因而液氮就要汽化 ,致使系统难以正常运行。为使进入热沉管道后的液氮不发生汽化 ,必须提高它的饱和蒸汽压力 ,比如当压力提高到 0.78MPa 后 ,液氮的沸点温度就会变为 100K 。为了提高进

图 3-6 美国 LMSC 的某个大型空间环境试验设备的热沉液氮密闭循环系统

入热沉管道内的液氮压力和节约液氮,通常采用由液氮泵(可以是1个泵单独运行或几个泵并联运行)、过冷器、文丘利管、热沉管路及有关阀门组成液氮密闭循环系统来冷却热沉。图3-6为美国LMSC的某个大型空间环境试验设备(直径为12.2m,长为24.4m)所用的热沉液氮密闭循环系统。由图可见,热沉的出口温度已达96.3K,但由于管道内液氮的压力为0.654MPa,与此相对应的液氮沸点温度约为97.6K,所以管道内仍为液体状态的氮。

3.2.2.3 航天器外热流模拟

1) 外热流模拟误差对航天器表面稳定温度误差影响的简单分析

在做航天器热平衡试验时,空间外热流的模拟是关键技术之一,它不仅重要,而且技术难度大。空间外热流的模拟准确与否,直接影响到航天器热平衡试验温度的正确性。下面就空间外热流的模拟精度对航天器热平衡试验温度的影响进行简单分析。

凸形航天器在宇宙空间飞行时,它的稳态热平衡方程为

$$q_e + q_p = A_1 \varepsilon_1 \sigma T_0^4 \quad (3-10)$$

式中 A_1 ——航天器表面的面积(m^2);

q_e ——航天器吸收的空间外热流(W);

q_p ——航天器内仪器的热功耗(W);

T_0 ——航天器表面的稳定温度(K)。

根据多元函数的微分法则,由式(3-10)可以得到

$$\frac{dT_0}{T_0} = \frac{1}{4} \left[\left(\frac{q_p}{q_p + q_e} \right) \frac{dq_p}{q_p} + \left(\frac{q_e}{q_p + q_e} \right) \frac{dq_e}{q_e} \right] \quad (3-11)$$

因为本段的内容主要考虑空间外热流模拟误差对航天器表面温度及航天器内仪器设备温度的影响,所以可以不考虑航天器内仪器热功耗的影响,这时式(3-11)就变为

$$\frac{dT_0}{T_0} = \frac{1}{4} \left(\frac{q_e}{q_p + q_e} \right) \frac{dq_e}{q_e} \quad (3-12)$$

对于不同的航天器和不同的外热流模拟方法,式(3-12)中的 $q_e/(q_p + q_e)$ 和 dq_e/q_e 值是不相同的,因此对航天器温度的影响结果也不同。当取 $q_e = q_p$, $dq_e/q_e = 0.10$, $T_0 = 300K$ 时,则有 $dT_0/T_0 = 1.25\%$,其绝对误差 $\Delta T_0 = 3.75K$ 。

2) 不同外热流模拟装置的热流模拟误差分析

在进行航天器热平衡试验时,外热流的模拟误差是与选用不同的外热流模拟装置紧密相关的。

(1) 太阳模拟器。当选用太阳模拟器模拟入射热流时,如果太阳模拟器是离轴式的,辐照不均匀度不超过 $\pm 5\%$,不稳定性不超过 $\pm 1\%$,准直角小于 $\pm 2^\circ$,光谱又接近太阳光谱,应该说是比较理想的空间外热流模拟方法。但当选用同轴式太阳模拟器时,由于它的性能较差,光学系统和冷却系统又基本上都在空间环境模拟室内,它们的反射和自身的红外辐射热流的附加影响不容忽视,应根据实际情况予以考虑。

(2) 接触式电加热器。当选用表面接触式电加热器来模拟航天器表面吸收的空间外热流时,在计算为模拟吸收的空间外热流而所需供给加热片的电功率过程中,同样要考虑红外背景热流的影响,这种背景热流包括热沉、导轨、支架、吊具、接插件、电缆网和热沉开孔等的热辐射和反射。如何考虑这些影响?下面进行简单分析。

由于宇宙空间的温度约为 3K,所以可以忽略宇宙空间热辐射能量对航天器的影响。若将航天器表面分为 N 个等温结点,则航天器在空间飞行时第 i 个结点的热平衡方程为

$$m_i c_i \frac{dT_{i(f)}}{d\tau} = q_{ei} + \sum_{j=1}^N B_{j(i f)} A_j \varepsilon_j \sigma T_{j(f)}^4 - A_i \varepsilon_i T_{i(f)}^4 + q_i \quad (3-13)$$

式中 m_i ——第 i 结点所在表面的质量(kg);

c_i ——第 i 结点所在表面的比热容 [$J/(kg \cdot K)$];

$T_{i(f)}, T_{j(f)}$ ——分别为飞行时第 i 结点和第 j 结点的温度(K);

$\varepsilon_i, \varepsilon_j$ ——分别为第 i 结点和第 j 结点所在表面的半球发射率;

$B_{j(i f)}$ ——飞行时第 i 结点对第 j 结点的吸收因子,即第 j 结点辐射的能量被第 i 结点所吸收的份额(包括多次反射吸收);

q_i ——航天器内第 i 结点的热功耗(W);

q_{ei} ——第 i 结点所在表面吸收的空间外热流(W);

τ ——时间(s)。

航天器在空间环境模拟室内试验时第 i 结点的热平衡方程为

$$m_i c_i \frac{dT_{i(t)}}{d\tau} = P_i + \sum_{j=1}^N B_{j(i t)} A_j \varepsilon_j \sigma T_{j(t)}^4 + B_{w i} A_w \varepsilon_w \sigma T_w^4 - A_i \varepsilon_i \sigma T_{i(t)}^4 + q_i \quad (3-14)$$

式中 P_i ——接触式电加热器的发热功率(W);

$T_{i(t)}, T_{j(t)}$ ——分别为试验时第 i 结点和第 j 结点的温度(K);

T_w ——试验时第 w 结点(热沉、导轨、支架和电缆等)的温度(K);

$B_{j(i t)}, B_{w i}$ ——分别为试验时第 i 结点对第 j 结点和第 w 结点的吸收因子。

在空间环境模拟室试验时,为了模拟飞行时的真实情况,应使各结点的试验温度及其变化率与飞行时的温度及其变化率相同,比较式(3-13)和式(3-14)后,可得到第 i 结点加热器上应加的电功率 P_i 为

$$P_i = q_{ei} + A_i \varepsilon_i \sigma \sum_{j=1}^N (B_{j(i f)} - B_{j(i t)}) T_{j(t)}^4 - B_{w i} A_w \varepsilon_w \sigma T_w^4 \quad (3-15)$$

式(3-15)便是考虑了热沉、导轨、支架、电缆和窗口等物体的热影响后得出的每个加热回路电加热器应加的电功率。

由式(3-15)可以看出:

① 当热沉的吸收比 $\alpha_w \approx 1.0$ 时,计算表明 $B_{j(i f)} = B_{j(i t)}$,热沉的反射作用不存在,只有热沉自身的辐射对航天器温度的影响,此时所需加在电加热器上的电功率为

$$P_i = q_{ei} - B_{w i} A_w \varepsilon_w \sigma T_w^4 \quad (3-16)$$

② 当 $\alpha_w < 1$ 时, $B_{j(i t)} > B_{j(i f)}$,说明在模拟室进行试验时,有额外的热量加到航天器

表面；

③ 电加热功率 P_i 与试验航天器表面的温度 $T_{(t)}$ 有关,在试验过程中,要根据实际试验时的温度对电加热功率 P_i 进行修正,因此电加热功率的确定有个迭代过程,一般只需修正 1 次即可。

(3) 红外加热器。当选用红外加热笼或红外灯加热模拟航天器吸收的空间外热流时,一般在每个加热区都布有 1 个以上的测量到达热流或吸收热流的热流计,热流计测量的热流包括来自各种背景的辐射与反射热流,因此背景热流所引起的误差就很小,无需单独加以考虑,这也可以说是选用红外加热笼或红外灯加热的优点之一。

3) 空间外热流模拟

空间外热流模拟的实现方法基本上可以分为 3 种类型。

第 1 种类型是用太阳模拟器和运动模拟器系统来模拟空间外热流的辐照度、方向和光谱特性,称之为入射热流模拟法。对于地球同步轨道通信卫星,用离轴式太阳模拟器来模拟入射热流是很合适的,因为地球红外辐射和反照对卫星的影响可以忽略不计,所以也无需另加红外模拟装置。

第 2 种类型是利用某种加热装置,比如红外灯、电阻加热器等对航天器进行加热,使航天器表面吸收的热流等于该表面在飞行时吸收的空间外热流,不考虑空间外热流光谱的特性,只要求两者具有相同的热效应,称之为吸收热流模拟法。无论是高轨道航天器还是低轨道航天器,都可用吸收热流模拟法进行试验。在常用的吸收热流模拟法中,表面接触式电加热器对航天器表面不产生任何遮挡,适用于模拟低热流和瞬态热流,模拟精度也较高,但由于改变了航天器表面的状态,因而在正样航天器热平衡试验中难以使用。红外灯与红外加热笼相比,红外灯遮挡较小,热响应快,也容易实现低热流和瞬态热流模拟。由于这 2 种加热方法都不与航天器表面接触,因而都可用于正样鉴定和验收的热平衡试验以及航天器的热真空试验。但使用红外加热笼时,一般要测量到达表面的热流。

第 3 种类型为入射热流模拟法与航天器吸收热流模拟法的组合。比如用太阳模拟器模拟航天器的入射热流,用红外模拟器模拟航天器吸收的地球红外辐射与反照热流。当近地轨道航天器使用太阳模拟器进行热平衡试验时,往往需要将入射热流模拟法与吸收热流模拟法结合起来使用,以取得较佳的模拟效果。又如,用接触式电加热器模拟吸收热流,用红外加热笼模拟到达热流,例如“风云一号”卫星试验时就是这么做的:用红外加热笼模拟装有天线的某个面的到达热流,而其余部分用接触式电加热器模拟吸收热流。

当模拟航天器吸收的空间外热流时,最好能按照吸收热流的变化进行瞬态模拟,这样才能反映空间飞行时航天器温度实际变化的情况,因而瞬态热流模拟要比轨道周期积分平均热流的稳态模拟具有更高的模拟精度。图 3-7 给出了瞬态热流模拟曲线。由图可见,实现瞬态热流模拟是具有一定难度的。

3.3 航天器热缩比模型试验简介

众所周知,进行大型航天器全尺寸试验具有试验周期长、规模大和费用高等特点。相似方法在航天器热平衡试验中的应用可以在一定程度上节约经费、缩短研制周期。

从 20 世纪 60 年代开始,国际、国内都对航天器热缩比模型试验工作进行了研究,并

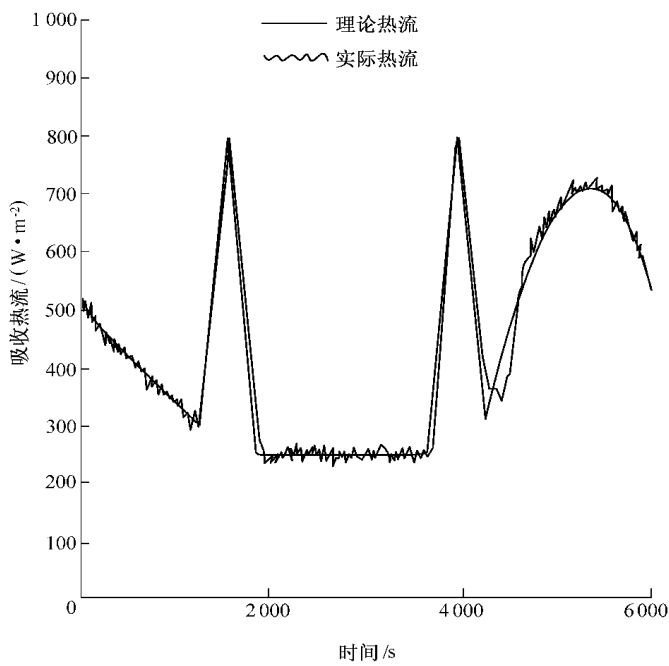


图 3-7 瞬态热流模拟曲线

在一定程度上得到了应用。就中国来说 ,在对卫星热缩比模化理论和模拟技术进行研究的基础上 ,已在“ 东方红一号 ”卫星等早期一些卫星的研制过程中得到过应用。通过小尺寸的热缩比模型在小型空间环境模拟器中进行多次“ 试验、修改、再试验 ”的反复 ,得到了符合热设计指标要求的状态 ,为全尺寸热模型的设计及其热平衡试验工况的选择提供了依据。这些研究和应用工作的开展 ,在中国节约卫星研制经费、缩短研制周期、减少卫星全尺寸试验次数和了解各种工况下卫星的热状态等方面起过一定作用 ,并积累了许多宝贵的实践经验 ,但现在已基本不采用。本节仅对辐射-导热系统航天器的热缩比模化理论、方法和模拟技术做简略介绍。

3.3.1 辐射-导热系统航天器的热相似准则

相似方法是建立在相似理论基础上的试验方法。其基本思路是按照相似准则 ,用缩小比例的模型进行热平衡试验 ,然后将试验结果换算为原型航天器的相应参数。因此 ,首先必须找到航天器原型和其缩小比例的模型之间热交换过程的相似准则。

设有 1 颗辐射-导热系统的航天器 ,其上任意部位的微元体的能量平衡方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} dV = \lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) dV + q_v dV \tag{3-17}$$

式中 ρ ——密度(kg/m³);
 T ——微元体温度(K);
 c ——比热容(J/(kg · K));
 V ——体积(m³);

q_v ——单位体积的热功耗(W/m^3) ;

λ ——热导率($W/(m \cdot K)$) ;

τ ——时间(s)。

式(3-17)的边界条件可表示为

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial n} = B_s S + B_r E_r + B_e E_e + \sum_{j=1}^N B_j \varepsilon_j \sigma T_j^4 - \varepsilon \sigma T^4 + H(T_c - T) \quad (3-18)$$

式中 n ——法向(m) ;

B_s ——微元体边界对太阳直接辐射的吸收因子 ;

B_r ——微元体边界对地球反照的吸收因子 ;

B_e ——微元体边界对地球辐射的吸收因子 ;

B_j ——微元体边界对微元体以外航天器第 j 部位辐射的吸收因子 ;

T_j ——微元体以外航天器第 j 部位的温度(K) ;

s ——太阳常数 ;

E_r ——地球反照的热流密度(W/m^2) ;

E_e ——地球辐射热流密度(W/m^2) ;

H ——接触热导率($W/(m \cdot K)$) ;

T_c ——与微元体相接触的表面温度(K)。

式(3-17)和式(3-18)中各项的意义为 $\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} dV$ 是微元体的热焓变化率 ; $q_v dV$ 是微

元体内的热功耗 ; $\lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) dV$ 是微元体和周围物体的热传导 ; $B_s S$ 、 $B_r E_r$ 和 $B_e E_e$

分别代表微元体吸收的太阳辐射、地球反照和地球辐射能 ; $\sum_{j=1}^N B_j \varepsilon_j \sigma T_j^4$ 为微元体边界吸收的微元体以外航天器各部位的辐射能 ; $\varepsilon \sigma T^4$ 为微元体边界向外的辐射能 ; $H(T_c - T)$ 为微元体与其相接触表面之间的热传导。

根据方程各项量纲一致性原理 ,应用方程分析法 ,从式(3-17)和式(3-18)可以得到相似准则为

$$\frac{\rho^* c^* T^* L^*}{\tau^*} = B_s^* S^* = B_r^* E_r^* = B_e^* E_e^* = \frac{\lambda^* T^*}{L^*} = q_v^* L^* = B_j^* \varepsilon_j^* \sigma^* T_j^{*4} = \varepsilon^* \sigma^* T^{*4} = H^* T^* \quad (3-19)$$

式(3-19)中 , $*$ 表示模型和原型的参数比 ,如 $T^* = T_m/T_p$ 、 $\rho^* = \rho_m/\rho_p$ 等 ,其中 ,下标 m 、 p 分别代表模型和原型 ; L^* 为模型与原型的尺寸比。

由于热相似的前提条件之一是几何相似 ,如果再假设模型和原型各对应表面的热辐射性质相同 ,则有

$$B_s^* = B_r^* = B_e^* = B_j^* = \varepsilon_j^* = \varepsilon^* = 1 \quad (3-20)$$

因为 σ 为常数 ,所以又有

$$\sigma^* = 1 \quad (3-21)$$

在实际采用的热缩比模型设计方法中 ,用得较多的是使模型和原型的温度分布相同 ,其次是使模型和原型的材料相同。以上情况分别称为“ 温度保持技术 ”和“ 材料保持技

术”。

3.3.1.1 温度保持技术的相似准则

所谓温度保持技术就是要求航天器的模型和原型的温度相等,即取 $T^* = T_j^* = 1$,则从式(3-19)至式(3-21)可以得到温度保持技术的相似准则为

$$\left. \begin{aligned} \lambda^* &= L^* \\ S^* &= E_e^* = E_r^* = 1 \\ \tau^* &= \rho^* c^* L^* \\ H^* &= 1 \\ \tau^* &= \rho^* c^* L^* \\ q_v^* &= \frac{1}{L^*} \end{aligned} \right\} \quad (3-22)$$

由式(3-22)可以看出,在模型与原型的温度分布保持相同的相似方法中,模型材料的热导率应为原型材料热导率的 L^* 倍;模型外热流与原型外热流的比值应为 1;模型单位体积的热功耗应为原型单位体积热功耗的 $1/L^*$ 倍。

3.3.1.2 材料保持技术的相似准则

所谓材料保持技术,就是要求航天器的模型与原型材料相同,即此时的 $\lambda^* = \rho^* = c^* = 1$,则从式(3-19)、式(3-20)可以得到材料保持技术的相似准则为

$$\left. \begin{aligned} T_j^* &= T^* = \left(\frac{1}{L^*}\right)^{1/3} \\ \tau^* &= L^{*2} \\ S^* &= E_e^* = E_r^* = T^{*4} = \left(\frac{1}{L^*}\right)^{4/3} \\ q_v^* &= \left(\frac{1}{L^*}\right)^{7/3} \\ H^* &= \frac{1}{L^*} \end{aligned} \right\} \quad (3-23)$$

由此可见,在模型和原型材料保持相同的相似方法中,模型试验的空间外热流应为原型空间外热流的 $(1/L^*)^{4/3}$ 倍。

3.3.2 热相似稳态模拟的几个技术问题

在缩比模型的设计与制作中,要完全满足有关的相似准则是做不到的,但对航天器或某些部件的热状态有重要影响的因素,则必须认真地加以考虑,而对某些次要因素可采取近似模化的方法。这样既保证了一定的模拟精度,又给选用材料留有一定的余地。

3.3.2.1 模化技术的选用

材料保持技术的突出优点是可采用与原型航天器相同的材料,但由于存在某些严重缺点而限制了它的使用,因而在模型设计中应优先考虑温度保持技术。其主要原因如下。

1) 材料热物性是温度的函数

在材料保持技术的相似准则中, $T^* > 1$,即导致模型温度的提高,而很多材料的热物

性实际上又是温度的函数,因此前提条件 $\lambda^* = 1$ 已不成立,式(3-19)可能会出现偏离。如果在建立材料保持技术的相似准则时引进热物性对温度的函数关系,则满足相似就将十分困难。

2) 模型热平衡试验复杂性增加

在相似准则中, T^* , S^* , E_r^* 和 E_e^* 都大于 1, 这些都会给模型热平衡试验增加一定的复杂性。

3) 多层隔热材料和接触热阻的模拟更为复杂

多层隔热材料和接触热阻的模拟,在材料保持技术中由于 $T^* > 1$ 而变得比温度保持技术中出现的问题更为复杂。

3.3.2.2 模型尺寸与原型尺寸之比的确定

模型尺寸与原型尺寸之比的确定要根据模型的制作难易、试验的成本、模拟精确度的要求、进度要求、可利用的空间环境模拟器尺寸和选材的方便等因素来考虑。而这些因素通常是相互制约的。从模拟精度考虑,尺寸比应选大些;但从成本和工作时间来考虑,则尺寸比应选小一些。通常,尺寸比在满足模拟精度要求的前提下,应根据现有的空间环境模拟器热沉的有效尺寸来选取。根据中国和国外的实际经验,一般采用的尺寸比为 0.3~0.5,研究表明,当尺寸比小于 0.3 时,模拟试验误差会明显增加。从模型试验结果和原型试验结果比较看,模拟试验误差一般小于 5%。这里要注意的是,模型尺寸与热沉尺寸比不小于 1/3 时,应注意热沉反射的附加影响,必要时要在试验中加以修正,当使用太阳模拟器进行试验时,还要考虑热沉反射太阳辐射热流的附加影响。

3.3.2.3 接触热阻的模拟

在温度保持技术中,要求 $H^* = 1$;在材料保持技术中,要求 $H^* = (L^*)^{-1}$ 。接触热导率的大小与接触表面材料的热导率、弹性模量、硬度、表面粗糙度、波纹度、氧化程度、温度、接触压紧力、热流方向和填充材料等因素有关,正是由于涉及的因素复杂和在工程应用中的不确定性,所以模拟很困难。为尽量减小接触热阻模拟误差的影响,要求原型设计注意以下 2 点。

1) 减少接触导热

当仪器以辐射散热为主的方式时,应在仪器或仪器舱与它的支座之间采用隔热措施以减少通过接触导热散出的热量。

2) 减小接触热阻

对必须通过传导散出部分热量的仪器,则应使仪器与传导通路的接触表面具有较小的表面粗糙度,并采用导热脂或导热胶作填充物,使接触热阻降至最小。

3.3.2.4 多层隔热材料的热模化

多层隔热材料的热模化在航天器热模化中是最困难的问题之一,其原因有以下几点。

1) 难以满足当量热导率的要求

航天器热设计中一般都按最低热导性能来设计多层隔热材料的包扎参数,因此很难按相似准则要求找到当量热导率比它还低的多层隔热材料。

2) 当量热导率存在不确定性

多层隔热材料的当量热导率受工艺条件影响较大,也很难测量准确,故有不确定性。

3) 层向当量热导率难以确定和模拟

多层隔热材料的当量热导率各个方向不同,一般给出的是法向当量热导率。但在接缝、边缘和固定件附近,却有较大的层向热流,而层向当量热导率的大小和影响都不易确定,故模拟更为困难。

如果多层隔热材料只有法向热流,当采用温度保持技术时,模型可采用与原型相同的多层隔热材料,而且两者的包扎参数和厚度相同。对于热功耗很小的仪器,多层隔热材料漏热会对温度水平有较大影响,这就要求原型设计尽可能使需要包扎多层隔热材料的表面形状比较规则且便于大块包扎。

3.3.2.5 表面热辐射性质的模拟

式(3-20)要求模型与原型表面的热辐射性质相同,这就要求表面材料和状态相同。在实际中常用以下几种方法进行处理。

1) 采用原型涂层

当原型涂层工艺比较简单、价格低廉时,应尽量采用原型涂层。

2) 采用代替涂层

当用热辐射性质基本相同的涂层代替时,必须符合:

① 在工作温度范围内,模型和原型涂层发射率相同,红外定向辐射性质也应基本相同;

② 用太阳模拟器试验时,模型和原型涂层对太阳的吸收比应相同,太阳辐射定向反射性质也应基本相同,当采用接触式电加热器和红外加热器模拟空间外热流时,可不考虑这条要求。

3) 采用热控带

可采用热控带代替某种涂层,如用镀金的热控带代替光亮镀金涂层。

4) 采用组合涂层

用2种不同涂层组合得到符合要求的太阳吸收比和发射率。组合涂层的当量发射率 ε_e 和当量太阳吸收比 α_{se} 的计算公式为

$$\varepsilon_e = \varepsilon_1 r + \varepsilon_2 (1 - r) \quad (3-24)$$

$$\alpha_{se} = \alpha_{s1} r + \alpha_{s2} (1 - r) \quad (3-25)$$

式中 r ——第1种涂层的面积百分比;

下标 1 2——对应于第1种和第2种涂层。

3.3.2.6 热管作用的模拟

因在模型中无法安装符合热相似的缩小比例尺寸的热管,故仅能根据原型热管由热端向冷端输送的热流,按相似准则要求在冷端用电功率模拟输送过来的热流,而在与热端相连接的仪器设备上模拟热功耗时,应扣除热管传输的热流。

3.3.2.7 星内仪器的模拟

对于有热功耗的仪器设备,在模型设计时一般均作为集中单元处理,采用热导率较高

的金属材料制作壳体,不再考虑为满足相似准则对 λ^* 的要求。在仪器设备模型的内部采用温度系数较小的电阻加热器模拟其热功耗。仪器设备模型的外形尺寸、热功耗和表面辐射性质等参数,仍按相似准则的要求设计。

3.3.2.8 对原型热设计的要求

研究表明,辐射热交换的相似比导热路径的相似容易实现。在导热模拟中,多层隔热材料、电缆的漏热和接触热阻的模拟是很难实现的,当这些漏热达到仪器设备热功耗的50%左右时,则热模拟的精度就难以保证。因此如果决定要进行热缩比模型试验,对原型热设计应该有所要求。

1) 仪器设备散热以热辐射为主

一般仪器设备的散热应尽量以热辐射为主,为此支撑结构的热阻要大,热功耗小的仪器用低发射率的镀层(如镀金)代替多层隔热材料,对必须由导热散热的大功率仪器应按3.3.2.3节中第2点的要求处理。

2) 壳体内壁喷涂高发射率涂层

在航天器壳体内壁喷涂高发射率涂层(如黑漆)以增强内辐射热交换,减少由于蒙皮和框架之间的接触导热和蒙皮导热模拟偏差的影响。

3.3.3 热缩比模型试验的应用趋势

航天器热缩比模型试验在国内外航天器研制过程中曾起过一定作用,但由于下述原因,现在已不采用。

1) 试验结果可信度低

无论是温度保持方法,还是材料保持方法,实现起来都很困难,而且会带来多种误差,导致试验结果的可信度降低,故难以在研制中直接使用。

2) 模型制造成本高

热缩比模型加工制造困难,制造模型与制造原型的经费差别甚少。

3) 有满足原型试验要求的空间环境模拟器

国内外都已建成大型空间环境模拟器,进行像宇宙飞船这样的大型航天器热试验已不再是问题。

4) 直接进行正样航天器研制

从国外发展趋势看,初样研制所花精力越来越少,而直接进入正样研制却越来越普遍,国内这种趋势也逐渐明显,热缩比模型试验自然失去意义。

5) 热数学模型日趋完善

随着各种数据的积累,热数学模型的计算误差已越来越小,有时用简单的热平衡试验数据验证后即可使用,因此用热数学模型来预示实际温度将会越来越可靠。

3.4 不稳定热平衡试验方法

在目前的航天器热平衡试验中,通常要等到组件、分系统和系统温度达到充分稳定后才能结束1个试验工况的试验。比如温度在连续4h内的波动值不超过 ± 0.5 ,或者在

连续 4h 内 ,温度的单调变化(上升或下降)小于 0.1 /h 时 ,才认为温度达到稳定。有些航天器的热平衡试验规定得还要严 ,比如连续 4h 内 ,温度的单调变化不超过 0.05 /h。在这样的规定下 ,试验时间自然就增加 ,试验费用也随之增多。不稳定热平衡试验方法就是解决缩短试验时间的问题 ,从而节约试验经费。

3.4.1 不稳定热平衡试验方法简介

从航天器温度场的微分方程出发 ,在恒定外热流和恒定内热源条件下 ,当总温降小于 60 时 ,对边界条件中的热辐射项做小参数的 1 级近似处理后 ,可以得到如下形式的通解 ,即

$$T = T_{\infty} + \sum_{i=1}^N A_i e^{-B_i \tau} \tag{3-26}$$

式中 T ——时间为 τ 时测得的温度 ;
 T_{∞} ——计算出的最终平衡温度 ;
 N ——一般取 1 ,最多取 3 ,分别称为 1 次式、2 次式和 3 次式 ;
 A_i, B_i ——待定常数 ;
 τ ——时间。

式(3-26)中的 T_{∞} 和系数 A_i 与 B_i 值可利用试验最初一段时间内测量得到的温度数据 ,用最小二乘法来确定。有了这些系数值 ,便可利用式(3-26)来预报航天器的瞬时温度和最终的平衡温度。

3.4.2 不稳定热平衡试验方法的应用

不稳定热平衡试验方法在航天器热平衡试验中至少有 2 种应用。

3.4.2.1 缩短试验周期

当航天器热平衡试验进入某个试验工况的试验后 ,外热流按规定的稳态值进行模拟 ,一般在最初的一段时间内 ,航天器的温度变化比较大 ,然后逐渐减小 ,最后逐渐趋于平衡。为了能准确预报瞬时温度 ,必须在试验工况开始的一段时间内尽可能多地采集航天器上的温度数据 ,比如 1 min 采集 1 次。当采集到的温度数据达到一定数量后 ,即可用最小二乘法进行拟合。计算的结果不仅拟合了本阶段的温度变化曲线 ,而且还可以预报下一阶段的瞬时温度值。如果下一阶段的实测值与预报值之差在要求的精度范围内 ,而且加上新测得的数据后计算出的温度和最终的平衡温度已能反映出试验过程 ,则可结束这个试验工况的试验。否则再进行计算 ,直到满足要求为止。由此看出 ,航天器温度未达到热稳定就结束试验 ,最终的平衡温度是通过温度预报而得到的 ,这就是称为不稳定热平衡方法的原因。采用这种方法 ,一般可缩短一半的试验时间 ,有时还更多。计算得到的最终平衡温度与最终测量的平衡温度之差一般不超过 $\pm 2\%$ 。

3.4.2.2 由试验中断前的温度计算平衡温度

航天器热平衡试验是技术复杂的试验 ,在试验过程中 ,因为空间模拟器系统或航天器自身的故障而不得不中止试验的现象有时会发生 ,比如“ 东方红二号 ”热控星在进行热平

衡试验过程中,就因为热沉出现泄漏而中止了试验。只要中断时温升或温降大于总温升或总温降的一半,就可以用不稳定热平衡试验法计算以后的瞬时温度和平衡温度值,而不必再重新做这个试验工况的试验。

恒定外热流和恒定热功耗情况下的不稳定热平衡试验方法已较为成熟,并在一些试验中得到验证。对于周期变化外热流和仪器工作模式变化条件下的不稳定热平衡试验,仍需进一步总结经验。尽管如此,不稳定热平衡试验方法仍然是非常有实际意义的试验方法,有着好的前景。目前的问题是如何真正在航天器热平衡试验中应用它。

第 4 章 航天器热平衡与热真空试验技术

航天器在进入预定的轨道飞行阶段后,长期处于高真空、冷黑和热辐射(太阳辐射、行星反照和行星红外辐射)的环境中,为使航天器能在这些环境中正常可靠地工作和完成各项预定的任务,在研制过程中,必须按照各种试验规范或标准,对航天器进行充分的真空、冷黑和空间外热流环境条件下的热平衡试验和在规定真空及热循环条件下的热真空试验。由于这 2 个试验具有地面模拟设备庞大、试验周期长、成本高和试验复杂等特点,因此必须认真研究、掌握和不断发展这些试验技术,才能提高航天产品的试验质量。

航天器环境试验的研制试验、鉴定试验、验收试验概念已在第 1 章介绍。本章还要涉及到原型鉴定试验的概念。原型鉴定试验是采用原型鉴定策略,在每种型号第 1 颗正样航天器(即原型飞行航天器)上进行的试验,兼有鉴定和验收 2 个试验性质,试验后用于飞行,其目的也兼顾了 2 个试验的目的。本章仅介绍以上试验中有关航天器热平衡与热真空试验技术。

4.1 航天器热平衡试验技术

航天器热平衡试验分为初样热平衡试验和正样鉴定热平衡试验。

4.1.1 试验目的

4.1.1.1 初样热平衡试验

初样热平衡试验的目的主要是为了获取航天器温度分布数据和验证热设计的正确性以及修正热分析数学模型。

4.1.1.2 正样鉴定热平衡试验

正样鉴定热平衡试验的目的主要是为了考核热控分系统维持航天器组件、分系统和整个航天器在规定工作温度范围内的能力,评价根据初样热平衡试验结果所做的热设计

修改的正确性,进一步完善热分析数学模型。

4.1.2 对航天器技术状态的要求

4.1.2.1 初样热平衡试验

用于初样热平衡试验的航天器一般称为热控航天器,这种热控航天器的技术状态通常应满足如下要求。

(1) 航天器的外形、结构、材料、仪器布局、电缆网和各种热控措施均应符合初样状态的要求。

(2) 航天器上的仪器设备一般采用外形尺寸、表面状态、安装连接方式、热功耗以及热容量等与初样设计相同的模拟件,少量的仪器设备可使用初样产品。

(3) 航天器表面的热控涂层根据空间外热流模拟方法的不同可以是真实涂层,也可以是试验涂层,但必须保证它们的热效果与初样状态相同。

(4) 在航天器内部的各个组件和外表面要安装相当数量的热电偶和热敏电阻,以便获得尽可能多的温度数据。

测温传感器的布置位置一般应按这样的原则来确定:布点与热分析数学模型的结点位置相对应;布点与飞行遥测温度的位置相对应;其他位置尽量多布一些测温点。

(5) 使用红外加热器进行空间外热流模拟时,航天器表面装有热流计。一般在各个等热流区布置1个或几个热流计,布置位置应尽量使热流计能测出该区的平均热流值。热流计的正面涂覆高发射率的黑漆或与航天器表面相同的涂层。热流计的背面要有良好的隔热措施,并要考虑漏热对测量结果的影响。为此,最好采用热屏等温型热流计,这种热流计基本上克服了因漏热带来的测量误差。当使用太阳模拟器进行试验时,可选用片状热流计或硅太阳能电池监测辐照度的变化,热流计的正面涂覆已知太阳吸收比和发射率的涂层,并在 $0.25\mu\text{m} \sim 2.5\mu\text{m}$ 光谱范围内要有均匀的光谱响应。热流计在使用前一般都要经过标定,其测量误差均不得超过 $\pm 5\%$ 。当使用表面接触式电加热器进行试验时,只需进行功率测量,无需布热流计。

(6) 航天器应具有合适的与试验支架相连接的支撑面(点)或吊挂用的吊点。在吊挂时必须保证热管能正常工作,同时应尽量减少热屏蔽、热反射和星体的漏热,各种测量引线也要采取隔热措施,必要时还要进行相应的漏热补偿。

(7) 根据设计特点、设备能力和研制周期等因素,热控航天器也可分为几个相互热隔离的部分,分别进行热平衡试验。

4.1.2.2 正样鉴定热平衡试验

用于鉴定热平衡试验的航天器应是正样产品,其技术状态满足如下要求。

(1) 航天器上的仪器设备、结构件、总装件、电缆网和各种热控措施应是正样产品。

(2) 因受到设备能力的限制或考虑到某些仪器的安全问题以及其他的特殊要求,航天器上的个别仪器设备可用各项热性能参数符合正样产品要求的工艺件或模拟件代替。

(3) 在航天器表面装有适应所用空间外热流模拟装置的热流计。

(4) 航天器内部的各个组件和外表面安装的温度传感器数量与初样热平衡试验相比

可以减少,一般应保留热分析数学模型的结点位置和遥测点位置上的温度传感器,其他位置再适当保留一些即可。

(5) 航天器应具有合适的与试验支架相连接的支撑面(点)或吊挂用的吊点。在吊挂时必须保证热管能正常工作,同时应尽量减少热屏蔽、热反射和星体的漏热,各种测量引线也要采取隔热措施,必要时还要进行相应的漏热补偿。

4.1.3 试验工况的确定

工况是指航天器一定的空间热环境和航天器上仪器设备的一定工作模式的结合。试验工况是指在1次试验中根据这种不同结合所选定的工况。

试验工况的数目要根据航天器的任务、结构、对热控分系统的要求、研制周期和经费等因素来确定。

航天器在轨道上飞行时要经历各种热工况,但要完成所有工况的试验是很困难的,一般也没有这种必要。所以必须依据空间外热流、航天器内部仪器的热功耗及其蒙皮的性能进行充分的分析,然后筛选出一些典型的工况进行热平衡试验。这种典型的试验工况至少包括2个极端工况,即高温试验工况和低温试验工况。航天器的高温试验工况通常在全日照轨道、航天器内部仪器设备处于最大热功耗的工作状态和航天器表面涂层受到紫外线长期照射后对太阳的吸收比明显增加等情况下出现。航天器的低温试验工况通常在最大阴影轨道、内部仪器设备处于最小热功耗的工作状态等情况下出现。这里要提醒注意的是,经过分析后选定的高温试验工况和低温试验工况,一定要能反映真正的、极端的高温试验工况和极端的低温试验工况,只有这样,才能获取仪器设备可能出现的最高温度和最低温度。对于少数航天器仪器设备最高温度可能不在全日照而在阴影轨道中才出现的情况,在确定试验工况时要特别注意。

根据航天器飞行任务的特点,初样热平衡试验可以适当增加试验工况,以便获取更多的用于修正热分析数学模型的试验数据。例如,对于地球同步轨道卫星,要分别按照转移轨道、同步轨道(包括准同步和同步轨道)的情况分别进行考虑。就同步轨道情况而言,一般选择寿命初期冬至、寿命初期夏至和春秋分3种试验工况进行试验,同时还要增加卫星运行寿命末期外表面热控涂层性能退化后的试验工况,如寿命末期夏至试验工况和寿命末期冬至试验工况。

4.1.4 空间外热流模拟方法、空间外热流模拟装置及选用原则

4.1.4.1 空间外热流模拟方法

对航天器的空间外热流进行较为准确的模拟是提高热平衡试验精度的关键因素之一,但空间外热流模拟是个很复杂的技术。空间外热流模拟方法一般包括入射热流模拟法、吸收热流模拟法和入射热流与吸收热流模拟法同时使用的组合模拟法。这3种模拟法在3.2节已经叙述。

4.1.4.2 空间外热流模拟装置

空间外热流模拟装置一般包括太阳模拟器、红外加热器、表面接触式电加热器及它们所使用的电源装置。

1) 太阳模拟器

太阳模拟器及其运动模拟器一般用来模拟入射热流 ,对它们的主要要求分别列举如下。

(1) 对太阳模拟器的要求有 :

- ① 光束辐照度一般为 $500\text{W} \cdot \text{m}^2 \sim 1\,700\text{W} \cdot \text{m}^2$,并连续可调 ;
- ② 光束准直角不大于 $\pm 2^\circ$;
- ③ 光束具有足够的辐照面积 ;
- ④ 试验空间内光束辐照度的不均匀度不超过 $\pm 5\%$;
- ⑤ 辐照度的不稳定性不超过 $\pm 1\%$;
- ⑥ 能消除 2 次和多次反射的影响 ;
- ⑦ 光谱匹配要求如表 4 - 1 所列 ,在每个波长区间内 ,应有 2 - 3 的 R 值在此表规定的范围内 ,R 为在规定的测量波段间隔内太阳模拟器的实测辐照度与大气质量为零 (AMO)时的太阳辐照度之比值。

表 4 - 1 太阳模拟器光谱匹配要求

波长区间 - μm	测量波段间隔 - μm	波段数 - 个	AMO 时区间内的辐照度 - ($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$)	R
0.25 ~ 0.4	0.01	15	115	0.6 ~ 1.4
0.4 ~ 0.7	0.01	30	516	0.8 ~ 1.2
0.7 ~ 1.0	0.05	6	306	0.6 ~ 1.4
1.0 ~ 2.5	0.1	15	363	0.6 ~ 1.4
合计	—	66	1 300	—

(2) 对运动模拟器的要求。各国有关公司规定不一 ,综合起来一般有 :

- ① 承重在 $3\,000\text{kg} \sim 5\,000\text{kg}$ 之间或满足航天器试验要求 ;
- ② 自旋速度在 $0\text{r} \cdot \text{min} \sim 10\text{r} \cdot \text{min}$ 范围内可调 ,调节精度不超过 $\pm 0.05\text{r} \cdot \text{min}$;
- ③ 俯仰角度在 $-90^\circ \sim +90^\circ$ 范围内可调 ,调节精度一般不超过 0.1° ;
- ④ 无论是自旋运动还是俯仰运动 ,都要保证航天器上各种引线不受损伤和导通良好 ,且不对测试结果带来附加影响 ;
- ⑤ 对航天器的各种遮挡应尽量小 ,以减少阴影引起的试验误差 ;
- ⑥ 用液氮热沉屏蔽运动模拟器支架 ,以减少红外辐射引起的附加热流 ;
- ⑦ 固定航天器的位置应对准太阳模拟器辐照面的中心。

2) 红外加热器

红外加热器包括红外灯、红外加热笼、加热棒、加热板等。对红外加热器主要有如下要求。

(1) 根据航天器的空间外热流模拟要求(如外形、散热面分布、散热面涂层种类、空间外热流大小等)来确定红外加热器的数量、形状、尺寸及安装方式。

(2) 红外加热器的辐射热流应满足航天器相应部位吸收的最大和最小空间外热流值要求。

(3) 红外加热器工作时,各加热区之间的相互干扰应尽量小,必要时可加挡板。

(4) 各区的热流可独立进行调节,必要时还应能满足热流瞬时变化的要求。

(5) 用红外加热笼、加热棒和加热板等远红外加热器时,各区的热流密度平均值与设计值的偏差不超过 $\pm 5\%$,热流密度不均匀度不超过 $\pm 5\%$;用红外灯阵加热时,各区的热流密度平均值与设计值偏差一般不超过 $\pm 5\%$,热流密度不均匀度一般不超过 $\pm 10\%$ 。

(6) 红外加热器对热沉表面的遮挡和关闭红外加热器辐射源后的余热等形成的背景热流尽量做到不大于试验要求的最小热流值。使用加热笼时,加热带的面积一般占本区面积的 $20\% \sim 50\%$,使用红外灯阵时,其遮挡因子一般不要大于 12% 。

(7) 红外加热器的辐射源(电阻加热带、加热丝、钨丝石英灯)与支持结构之间的绝缘电阻在 500V 电压下的测量值应不小于 $100\text{M}\Omega$ 。

(8) 根据需要,红外加热器应留有试验航天器上的电缆和电连接器的引出孔或能避开航天器表面凸出物。

(9) 红外加热器辐射源的引出线应采用耐高温不低于 200°C 、耐低温不高于 -190°C 的聚四氟乙烯包覆导线。

(10) 红外加热器安装要牢固,安装后不允许与航天器表面接触,与航天器表面的距离误差应在试验允许范围内。在试验过程中红外加热器出现的变形应满足试验规定的要求。

(11) 红外加热器应工作可靠,在试验过程中不应出现断路、短路或绝缘电阻下降等现象。

3) 表面接触式电加热器

对表面接触式电加热器主要有如下要求。

(1) 加热功率应满足航天器相应部位吸收的最大与最小空间外热流值。

(2) 每个加热区的加热器所占有的面积一般应不小于该区面积的 90% 。

(3) 各加热区的功率可独立进行调节。

(4) 各加热区的实际加热功率与设计值的偏差不超过 $\pm 2\%$ 。

(5) 各回路电加热器的电阻值测量精度应优于 $\pm 0.01\Omega$ 或回路电阻值的 0.1% 。

(6) 各加热回路电流一般不大于 4A ,电压不高于 120V 。

(7) 接触式电加热器的引出线要采用耐高温不低于 200°C 、耐低温不高于 -190°C 的聚四氟乙烯包覆导线。

(8) 接触式电加热器一般用室温固化硅橡胶粘贴在航天器表面,粘贴要牢固。加热器与航天器表面之间的绝缘电阻在 100V 电压下的测量值不低于 $500\text{M}\Omega$,或在 500V 电压下的测量值不低于 $100\text{M}\Omega$ 。

(9) 在试验过程中,施加于回路的电加热器功率应考虑空间环境模拟室内背景热流的影响。

(10) 在试验过程中,电加热器一般不应出现断路、短路、绝缘电阻下降和局部脱离航

天器表面的现象。

4) 电源装置

(1) 太阳模拟器的电源装置。当采用大功率短弧氙灯为光源时,电源装置由主回路电源、辅助引弧电源和氙灯触发电源组成,对它们的要求主要有:

- ① 主回路电源电压 $0\text{V} \sim 50\text{V}$, 电流 $0\text{A} \sim 750\text{A}$, 功率 25kW ;
- ② 辅助引弧电源电压 150V , 电流 20A ;
- ③ 氙灯触发电源电压应满足氙灯触发电压大约为 $15\text{kV} \sim 40\text{kV}$ 的要求, 电流一般不大于 100mA ;
- ④ 在正常环境下使用安全、工作可靠,一般应能连续工作 20d 。

(2) 红外加热器和接触式电加热器的电源装置。国内一般采用直流电源装置,国外既采用直流电源装置,也采用交流电源装置,对大功率的红外加热器多采用交流电源装置,对直流电源装置的要求主要有:

- ① 输出电压为 $0\text{V} \sim 120\text{V}$, 输出电流一般为 $0\text{A} \sim 5\text{A}$;
- ② 输出电压在 $0\text{V} \sim 120\text{V}$ 范围内可连续手控和计算机程控,对于恒流输出的电源,应在 $0\text{A} \sim 5\text{A}$ 范围内精确设置或用计算机程控,程序设定精度不大于 10mA ;
- ③ 输出纹波电压一般小于 10mV (有效值);
- ④ 输出电压每小时随时间变化不大于 120mV 或在 24h 内的变化量不大于 0.1V ,对于恒流输出,电流波动值不大于 $\pm 0.02\text{A}$;
- ⑤ 电源调整率和负载调整率不大于 0.1% ;
- ⑥ 有过流、过压、短路和断路保护及报警功能;
- ⑦ 应能同时关闭和带载启动多台电源;
- ⑧ 在正常环境下使用安全、工作可靠,一般应能连续工作 20d 。

4.1.4.3 选用空间外热流模拟方法及其模拟装置的原则

选用哪种空间外热流模拟方法及其相应的空间外热流模拟装置进行热平衡试验,要根据需要与可能进行综合考虑,考虑的原则有:试验设备的能力;空间外热流的模拟精度要求;航天器形状和表面涂层的性能;兼顾初样热平衡试验和正样热平衡试验;试验经费;实现的难易程度;有利于热管正常工作。

对于使用新研制平台的第1颗航天器,在有条件时,最好在原型飞行航天器上使用太阳模拟器进行1次热平衡试验。这是因为太阳模拟器与红外加热器相比,有着更高的空间热流模拟精度。比如在“国际通信-V”卫星上曾先后用太阳模拟器和红外加热器进行热平衡试验,前者的试验结果比后者高 $10 \sim 15$, 轨道遥测温度数据比较好地与太阳模拟器试验结果相符合,证明了太阳模拟器试验结果更正确些。法国宇航公司(简称法宇航)也规定,对新研制平台的第1颗原型飞行航天器要进行用太阳模拟器模拟的完整的热平衡试验,以鉴定航天器平台的热设计。如果太阳模拟器的辐照面积或运动模拟器系统承载能力不能满足试验需要,还可将航天器上的某些形状复杂的组件(如天线)单独拿出来用太阳模拟器进行试验。对于高轨道(比如地球同步轨道)航天器的空间外热流,使用太阳模拟器进行入射热流模拟是非常合适的,因为航天器在这样的轨道上运行时,地球反照和地球辐射热流可以忽略不计,但选用时要考虑保证热管正常工作的问题。对于

近地轨道航天器的空间外热流,一般多采用红外模拟器和表面接触式电加热器来模拟航天器表面吸收的空间外热流。如果用太阳模拟器来模拟近地轨道航天器的入射热流,一般还要加用红外加热器来模拟地球反照和地球辐射热流,这就是说,在同一次试验中,同时使用了太阳模拟器和红外加热器 2 种空间外热流模拟装置。

4.1.5 对空间环境模拟器的要求

对空间环境模拟器主要有以下要求。

1) 尺寸

应有合适的空间环境模拟室与航天器的特征尺寸(如长度和直径等)比。当采用太阳模拟器时,比值一般不小于 3;采用红外加热器和表面接触式电加热器时,比值一般不小于 2。

2) 压力

对空间环境模拟室内压力:中国规定不高于 1.3×10^{-3} Pa;而美军标 MIL - STD - 1540B(简称 1540B)和 MIL - STD - 1540C(简称 1540C)规定不高于 1.3×10^{-2} Pa。

3) 热沉

热沉朝向航天器的表面对太阳光的吸收比不小于 0.95,半球向发射率不小于 0.90;热沉表面温度不高于 100K,温度分布不均匀性不超过 ± 5 K。

4) 支架、吊点和运动模拟器

空间环境模拟室内具有吊挂航天器的支架或吊点,当采用太阳模拟器进行试验时,运动模拟器必须具有模拟航天器自旋和姿态变化的能力。

5) 洁净度和污染量

空间环境模拟室内洁净度应不高于 100 000 级,空间环境模拟室连续空载运行 24h 后有机污染量一般不超过 1×10^{-7} g - cm^2 ,试验过程中来自空间环境模拟器系统和航天器自身累计污染量一般不大于 1×10^{-6} g - cm^2 。

6) 电缆通道

具有满足试验要求的测量和供电电缆通道。

7) 空间外热流控制系统

具有足够数量的直流程控电源及空间外热流控制系统。

8) 测量仪器

系统有监测航天器各部位和热沉表面温度、空间环境模拟室内压力、卫星表面的污染量和热流或功率的数据采集系统或仪器。

9) 地线

空间环境模拟室内应有接地电阻不大于 1Ω 的地线。

10) 摄像

应配有电视摄像设备。

11) 热气氮系统

有使热沉升温的热气氮系统。

12) 复压系统

有使空间环境模拟室恢复常压的复压系统,该系统应能提供洁净、干燥的空气。

4.1.6 舱内充气对航天器热平衡试验的影响及克服方法

舱内充气的密封舱有静止气体密封舱和运动气体密封舱 2 种情况。对于这种舱内充气的航天器,在热平衡试验中由于受到地面的重力作用,如果舱内气体存在温差时,就会产生自然对流换热,而这种换热当航天器在空间飞行时是不存在的。这就会使热平衡试验结果偏离了航天器实际飞行状态下的温度数据,因此在热平衡试验时,要根据自然对流换热的影响程度决定采取必要的措施。

4.1.6.1 静止气体密封舱对航天器热平衡试验的影响

中国研制成功的返回式系列卫星都使用了静止气体密封舱,不同型号返回式卫星密封舱内气体的压力有所不同,但舱内不通风,卫星在轨道上运行时不会产生受迫对流,在微重力作用下舱内气体也不会产生自然对流,舱内换热仅有气体的导热。据分析,这种气体导热只占总换热量的 4%,而仪器设备与舱壁间的辐射换热及固体导热要占到总换热量的 96%,所以在做返回式卫星热平衡试验时,可以忽略气体导热,或用将舱内气体压力抽到 $1\text{Pa} \sim 1 \times 10^{-1}\text{Pa}$ 的方法来补偿舱内的气体导热,其试验数据与相同工况下的飞行遥测数据吻合得很好,说明这种试验方法是正确有效的。

4.1.6.2 运动气体密封舱对航天器热平衡试验的影响及克服方法

1) 自然对流换热不可忽略

对载人航天器,要采用具有通风系统的运动气体密封舱。由于受迫对流的引入,使热平衡试验时受迫对流与自然对流的换热占总换热量的比例大大增加,而且自然对流换热不可忽略。

据参考文献 [13] 分析:可近似将密封舱分为较高风速区(人活动区)与较低风速区(仪器区)。对于较高风速区,当假定平均空气流速为 0.5m/s 、舱内空气温度为 20°C 、仪器与空气或舱壁与空气温差为 20°C 、特征尺寸为 0.5m 时,计算得纯受迫对流传热系数为 $3.94\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,纯自然对流传热系数为 $3.9\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,它们几乎完全相等;对于较低风速区,当假定平均空气流速为 0.1m/s ,其他条件与较高风速区相同时,计算得纯受迫对流传热系数为 $1.77\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,纯自然对流传热系数为 $3.9\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,后者是前者的 2.2 倍。

以上计算结果表明:在较高风速区,自然对流换热已与受迫对流换热相当;在较低风速区,自然对流换热已大大超过受迫对流换热,而且风速越低,自然对流换热占对流换热的份额越大。所以在做具有运动气体密封舱航天器热平衡试验时,一定要设法尽量减小或消除自然对流换热的附加影响。

2) 热平衡试验中减小自然对流换热影响的现实途径

决定自然对流的换热关系为

$$\text{Nu} = C(\text{Gr} \cdot \text{Pr})^n \quad (4-1)$$

式中 Nu ——努塞尔数;

Gr——格拉晓夫数；

Pr——普朗特数；

C_n ——常数,依据物体的几何形状、放置方法、热流方向和 Gr, Pr 的范围选取。

对于气体,表征气体性质的 Pr 随温度和压力的变化不大,基本上可以看做常数,因此要减小自然对流传热的影响,必须使 Gr 尽量减小到工程上可以实现的数值。

反映自然对流特点的 Gr 表达式为

$$Gr = \frac{\rho^2 \beta g L^3 \Delta T}{\mu^2} \quad (4-2)$$

式中 ρ ——气体密度；

β ——气体体积膨胀系数；

g——重力加速度；

L——特征尺寸；

ΔT ——仪器或舱壁与气体温差；

μ ——气体动力粘性系数。

在热平衡试验中,无法消除重力加速度 g 的作用,切实可行的途径是通过降低舱内气体压力来减小气体密度 ρ ,使 Gr 成平方关系迅速下降。但必须保证在试验中航天器舱内气体纯受迫对流换热与轨道上相同,因此决定受迫对流换热强弱的雷诺数 Re 应保持不变。根据参考文献 [14], $Gr - Re^2 < 0.1$ 时,受迫对流换热起主导作用,自然对流换热影响可忽略不计。又据参考文献 [13] 报道,当保持 Re 不变、气体压力下降到原压力的 30% (气体密度也下降到原密度的 30%)、假定原型舱内空气平均流速为 0.58 m/s 时,对于 1:1 的模型,有 $Gr - Re^2 = 0.09$,满足了 $Gr - Re^2 < 0.1$ 的要求,因此可近似认为经降压后的舱内自然对流换热影响可忽略不计。

3) 热平衡试验中实现减小自然对流换热影响的方法

在具有运动气体密封舱的航天器热平衡试验中,通常用减压法来实现减小自然对流换热的影响,具体做法如下。

(1) 首先确定自然对流对舱内换热影响起重要作用的典型区域,再根据这些区域的平均空气速度,计算出热平衡试验时舱内压力应该降到的数值。

(2) 在降压条件下,保持降压与不降压的通风系统有相同的质量流量,以使 Re 不变。为此,可采用体积流量与压力降低成反比增加的试验专用风机,或通过增加风机数量来维持质量流量不变。

(3) 对舱内与典型区域平均流速相差较大的区域,需对热平衡试验数据进行适当修正。如对于非风道式通风的航天器,通常按较高风速区的平均流速 ($0.3 \text{ m/s} \sim 0.8 \text{ m/s}$) 来确定热平衡时的舱内压力,试验温度能代表较高风速区在轨运行时的舱内温度,但对舱内较低风速区 ($0 \text{ m/s} \sim 0.2 \text{ m/s}$),自然对流传热影响尽管有所减小,但仍存在,导致较低风速区的热平衡试验温度比在轨的实际温度偏低,因此,需要对这些较低风速区的试验数据进行必要的修正。

4.1.7 试验前的检查

为使航天器及所有参试系统能够正常投入试验,在试验开始前,要对航天器和空间环境模拟器进行详细的检查,不将隐患带入试验。

4.1.7.1 对空间环境模拟器和航天器的状态分别进行检查

1) 对空间环境模拟器的检查

在通过对空间环境模拟室壁的测温线、加热线和其他各种信号线导通良好、绝缘电阻符合要求的基础上,进行空间环境模拟器各个分系统的试运转,并进行联合调试,空间环境模拟室压力、热沉表面温度和污染量等均应满足试验对空间环境模拟室的要求;如果使用红外灯阵或太阳模拟器进行空间外热流模拟,则还要进行热流密度或辐照度的不均匀性测量,其结果也必须在试验要求的范围内。这种测量可以在空间环境模拟室外的大气条件下进行,对于红外灯阵辐射热流密度不均匀性测量,还应在暗室的大气条件下进行。

2) 对航天器的检查

航天器表面应无划伤与污迹;各种传感器无翘裂;有气密性和充压要求的组件或舱段,其泄漏率应满足有关技术文件的规定,航天器上的各种引线均应导通良好,绝缘电阻符合要求。

4.1.7.2 在空间环境模拟室外进行航天器和空间环境模拟室结合状态的检查

将通过空间环境模拟室壁的测温线、加热线和各种信号线分别与航天器上的对应线缆进行插接或焊接以后,所有线缆均应导通良好,绝缘电阻符合要求;将所有应接地的设备或仪器接地,接地电阻应不大于 1Ω ;向加热器或灯输入 1 - 3 左右的额定功率,相应测点温度值应随功率的增减而明显变化,航天器与设备上的电器系统及测试设备都应工作正常,而且相互之间不产生电磁干扰。

4.1.7.3 在空间环境模拟室内进行航天器和空间环境模拟室结合状态的复检

当航天器装入空间环境模拟室后,还要按在空间环境模拟室外进行的航天器和空间环境模拟室结合状态的检查内容复检 1 次,但内容可适当精简。

4.1.8 航天器的安装

在空间环境模拟室外完成航天器和空间环境模拟室结合状态检查并确认合格后,就要进行航天器的吊装工作,使用的吊车必须经过检查和试吊规定质量合格后才能用于航天器的吊装工作。试验航天器按技术状态要求支撑或吊挂在空间环境模拟室内,并进行

外观、垂直度和水平度的检查。如果安装在运动模拟器上,还要进行运动模拟能力的检查。安装后的航天器状态与轨道状态相当,且不影响各项功能的正常发挥。安装航天器的吊挂与支撑装置不应改变航天器表面状态和热边界条件,如有所改变,则应采取必要的补偿措施,还应尽可能减少热沉与航天器之间的遮挡。

航天器上的所有引线都要按规定整理成束,并加上必要的隔热措施。如果使用运动模拟器,所有导线不能因运动而受到任何损伤,所有信号不能因运动而受到影响。

4.1.9 试验过程

航天器在空间环境模拟室内安装完毕进行航天器和空间环境模拟室结合状态的检查,确认合格后,就可以进行热平衡试验。

4.1.9.1 试验启动

关闭空间环境模拟室的门。按操作规程依次启动机械泵、罗茨泵和制冷机低温泵(若为有油系统,则启动扩散泵),若为正样航天器热平衡试验,在抽真空过程中,对在入轨过程中需要工作的仪器应开始工作,并检测压力降低过程中的电晕放电和微放电效应,空间环境模拟室内的压力降低速率应不大于航天器入轨过程中压力的变化速率。对在入轨过程中不工作的仪器设备,应在达到规定的最低压力后再接通电源。当空间环境模拟室内压力达 1×10^{-2} Pa 左右时,各个系统分别进行检查。若一切正常,开始预冷热沉,在预冷热沉的过程中,可适当预加空间外热流,以维持航天器温度不低于规定值。热沉充分预冷后启动液氮泵,使热沉温度低于 100K,并开始进入试验工况的试验。

4.1.9.2 工况试验

按预先确定的试验工况顺序分别进行试验。首先调节和控制空间外热流模拟装置(红外加热器、接触式电加热器或太阳模拟器)的输入功率,使空间外热流达到第 1 个试验工况所规定的值,同时测量航天器和试验设备上的所有温度及其他性能参数,并监视航天器的机械功能与电性能。在进行恒定空间外热流模拟试验时,当选定的监测点(监测点的位置与数目由试验大纲规定)温度在连续 4h 内的波动值不超过 ± 0.5 或连续 4h 内的单调变化小于 0.1 - h 时,则认为这个工况的试验可以结束。在进行瞬态空间外热流模拟试验时,当监测点的温度在不同周期内同一时刻的温度波动值或单调变化值不超过 1 或试验大纲规定的数值(即达到周期性的稳定)时,则认为这个工况的试验可以结束。

在结束第 1 个试验工况后,接着调节与控制空间外热流到第 2 个试验工况所规定的数值上,再重复第 1 个试验工况的试验程序。如此下去,直至做完所有规定试验工况的试验。

这里需要说明 2 种情况。

(1)为了增加安全余量,也可采用扩大空间外热流范围的方法进行试验。比如用红外加热器和接触式电加热器进行空间外热流模拟试验时,将高温试验工况规定的空间外热流值增加 10% ~ 20%,将低温试验工况规定的空间外热流值减少 10% ~ 20%,分别再进行试验。当用太阳模拟器进行入射热流模拟试验时,有时还要将太阳辐照度变为 1.3

个太阳常数进行试验。

(2)有的试验工况不一定等到温度稳定就可以结束试验,这里仅指由于实际飞行时间短,没有必要等到热稳定而结束试验的情况。比如地球同步轨道卫星的远地点发动机进行热平衡试验时就无需达到充分的热稳定,因为它的飞行时间不长,在规定的飞行时间内,本身不一定能够达到充分的热稳定。又如某些短期飞行回收型遥感卫星,在规定的飞行时间内也不一定能够达到充分的热稳定。再如,安装2颗铱星的顶级飞行器,起飞后200s抛整流罩,600s与第2级火箭分离,大约到3000s,顶级飞行器上的弹射装置就将2颗铱星推到预定轨道上,很显然,在规定的飞行时间内,顶级飞行器肯定达不到热稳定,实际仅用了3500s就结束了该试验工况的试验。

4.1.9.3 试验结束

当完成试验大纲或技术文件所规定的所有试验工况后,即进入试验结束阶段。按操作规程停止液氮泵的运行,在排除热沉管道内的剩余液氮后,改向热沉管道通热 N_2 ,使热沉升温。在热沉升温过程中,既要注意升温速度不要太高,又要注意保持航天器的外表面温度比热沉温度高 $10 \sim 15$ 。当热沉温度接近室温时,停止抽气。接着要做的事是充气复压。充气前,空间环境模拟室内的航天器和其他设备必须全部断电,以防充气过程中发生电晕放电。接着由充气复压系统向空间环境模拟室内注入高纯 N_2 或清洁干燥的空气。注入空气前,必须确认注入空气的露点温度低于航天器表面和热沉温度后,再使空间环境模拟室内压力逐渐恢复到大气压,然后打开空间环境模拟室的门。在充气复压过程中,复压速度应满足有关技术文件的规定,以防某些舱段因内、外压差太大而使结构变形,并且充气也不能对航天器产生污染。

为了防止航天器受污染,停机过程是非常重要的。由于在热沉升温过程中,热沉上必定有污染物飞离热沉表面,为使这些污染物不飞到航天器的表面,除了保持航天器表面温度比热沉温度高 $10 \sim 15$ 以外,往往还在空间环境模拟室内设置专门的污染物收集板,从开机起一般就使这块板处于100K以下的低温,在以后的试验和热沉升温全过程中,这块板也仍处于低温,直至空间环境模拟室内变成粘滞流甚至恢复到大气压后,才可以停止向污染收集板输送液氮。

对于某些防污染要求特别高的航天器,可不采用热 N_2 使热沉升温,而依靠试验室的温度使热沉自然升温,在升温过程中仍需维持航天器外表面(尤其是重要表面)的温度比热沉温度高 $10 \sim 15$,且在开始升温后,抽气系统还要继续抽气。为了缩短抽气时间,可在热沉温度升到5左右时,停止抽气,但要向空间环境模拟室内充入高纯 N_2 ,使其压力升至100Pa~500Pa。当热沉升至室温后,再进行充气复压过程。

4.1.10 试验后的检查

打开空间环境模拟室的门,对试验航天器和设备进行检查的项目一般有如下几方面:

①测量航天器各种性能和功能参数;

②检查航天器的外观,记录表面的损伤及污染情况,检查各种传感器的状态有无异常现象;

- ③检查空间外热流模拟装置有无异常；
- ④检查试验中发现的各种异常现象与问题。

4.1.11 试验结果分析及试验评价

4.1.11.1 试验结果分析

为了说明热平衡试验结果的可靠程度,需对试验结果进行分析,但要精确地估算出试验结果的误差也是困难的,这里仅简要介绍航天器能量平衡误差的估算方法及产生这种误差的原因分析。

试验中航天器能量平衡相对误差可根据航天器表面吸收的空间外热流、航天器内仪器的总热功耗以及航天器表面辐射的热流按下式进行计算,即

$$\delta = [Q_r - (Q_a + Q_v)] - (Q_a + Q_v) \quad (4-3)$$

式中 δ ——航天器能量平衡的相对误差；

Q_a ——航天器表面吸收的空间外热流(W)；

Q_v ——航天器内仪器的总热功耗(W)；

Q_r ——航天器表面辐射的热流量(W)。

航天器能量平衡相对误差的计算可以在试验结束后进行,但为了保证试验的精度,及时发现问题,最好在试验过程中进行,此时只要将同一时刻测得的航天器表面吸收的空间外热流、航天器表面的温度和航天器内仪器的总热功耗代入式(4-3),便可计算出航天器能量的平衡相对误差。

引起航天器能量平衡相对误差的原因是多方面的,一般可从以下几个方面进行分析。

1) 附加热流误差

当采用太阳模拟器或者接触式电加热器进行空间外热流模拟时,空间环境模拟室内热沉表面的红外辐射和反射会使航天器表面的试验温度值偏高,其数值大小可由航天器表面温度、热沉的表面温度、航天器表面和热沉表面的热辐射特性以及它们之间的角系数等参数确定。此外,运动模拟器或支架等机构产生的红外辐射和反射,也会使航天器表面的试验温度偏高。在用接触式电加热器进行空间外热流模拟试验时,为减小这些误差,可在航天器表面布热流计,进入正式试验工况前测出有关表面吸收的背景热流,试验时加的实际热流应该等于计算的空间外热流减去这部分附加热流。

2) 漏热误差

试验过程中,航天器的安装支架、航天器与空间环境模拟室之间的连接电缆的漏热会引起试验温度偏差,这种漏热包括导热和辐射2部分,其数值大小可由安装支架、航天器和电缆的温度、几何尺寸、热导率及发射率等参数来确定。为了减小这种误差,可采用隔热和漏热补偿的方法。

3) 空间外热流模拟误差

各种空间外热流模拟方法的误差、热流的测量误差、加热器和热流计的布置不恰当等均会引起试验的空间外热流值与设计值之间的偏差。

4) 状态不一致误差

做试验的航天器与发射航天器之间的状态不完全相同,如表面的太阳吸收率、发射率、连接件接触热阻、多层隔热材料松紧程度的控制和仪器的工作模式等的差异会引起试验温度的偏差。

5) 温度测量误差

温度传感器的标定、安装、引线和测量仪器等均会给温度测量结果带来误差。

4.1.11.2 试验的评价

在完成航天器的能量平衡计算、误差分析和试验中出现的故障原因分析的基础上,应对热平衡试验结果做出评价,其主要内容应包括:

- ① 试验中各种主要参数(如空间环境模拟室压力、热沉温度、空间外热流和污染量等)是否符合试验大纲的有关规定;
- ② 试验结果与热分析的预示值之差是否在规定的误差范围内,作为试验目标,试验结果与热数学模型的预示值之差在 $\pm 3^\circ\text{C}$ 内为宜;
- ③ 在高、低温试验工况下得到的仪器设备温度是否在要求的范围内;
- ④ 试验中发生的各种故障原因是否清楚;
- ⑤ 试验记录和各种试验数据是否齐全。

4.1.12 试验实例

4.1.12.1 “东方红二号甲”卫星的正样鉴定热平衡试验

“东方红二号甲”地球同步轨道通信卫星(简称“东方红二号甲”卫星)的正样鉴定热平衡试验在 KM4 设备内进行,采用粘贴在卫星表面的接触式康铜片电阻加热器进行卫星表面吸收的空间外热流模拟,共分成 54 个加热回路。每个回路的加热功率用测量回路中的电流和电阻片两端的电压来确定。当忽略电阻值随温度的变化时,可用电流值 I 和电阻值 R 计算出加热的功率值 P ,即 $P = I^2 R$ 。每个回路用 1 个程控直流稳压电源供电,每个电源的最大输出电压为 120V,最大输出电流为 5A。因为每个回路所需加热功率是不相同的,为了保证加热回路的电阻片在电源出故障(比如电压和电流突然升高)时不至于烧断,每个电源的输出端根据每个回路允许的最大电流值加上合适的保险丝,另外还在控制程序中设置允许最大电流或电压的报警限,超限报警,以便及时采取纠正措施。

由于这次试验是正样星试验,所以测温热电偶仅安装了 150 对,大约为热控星试验热电偶数目的 1 - 3。另外还安装了 50 个热敏电阻,试验时既可进行有线测量,也可通过无线进行测量。当卫星发射成功后,这些热敏电阻用做遥测温度的传感器。

全部试验分转移轨道和同步轨道 2 个阶段的试验工况进行。同步轨道的试验工况分春秋分、夏至和冬至 3 种,同步轨道的试验工况还要考虑寿命初期和寿命末期卫星表面对太阳吸收比值的变化。在进行转移轨道工况阶段的试验时,远地点发动机为内装假药的专用试件。在进行同步轨道阶段的工况试验时,远地点发动机为不装假药的壳。卫星采用 8 根尼龙绳吊挂在 1 个圆环上,再通过 3 根钢丝绳将圆环吊挂在空间环境模拟室内壁上,使其处在空间环境模拟室的中央位置。为了保证卫星内热管的正常工作,通过调节尼龙绳的长度,使卫星吊装后的水平度不超过 $\pm 0.2\%$ 。由于转移轨道和同步轨道上卫星

重心发生变化,所以卫星上吊点的位置也有所不同:在转移轨道时,卫星的吊点位于腰带上;同步轨道时,卫星的吊点位于太阳壳的上端框上。

试验结果表明:在所有试验工况的热平衡试验中,空间环境模拟室压力、热沉温度、空间外热流模拟精度均满足试验要求,卫星各个组件达到的最高和最低温度都在规定的范围内,而且有一定的余量。这说明在热控星热平衡试验后经过适当修改的卫星热设计是成功的。

4.1.12.2 “风云二号”卫星天线的鉴定热平衡试验

“东方红二号甲”卫星的热平衡试验使用了在卫星表面贴加热片的方法来模拟卫星表面吸收的空间外热流。但对于一些形状复杂、吸收的空间外热流很难准确计算的航天器用吸收的空间外热流模拟方法进行试验是很困难的,最好用太阳模拟器模拟入射的空间外热流进行试验。“风云二号”地球同步轨道气象卫星(简称“风云二号”卫星)天线就是用太阳模拟器进行热平衡试验的例子,试验在 KM4 设备内进行。

卫星在轨道上飞行时天线全部暴露在空间,螺旋式样的天线形状复杂,用太阳模拟器进行热平衡试验是合适的。试验时天线安装在运动模拟器上。运动模拟器具有 2 轴运动的功能。在这个试验中,自旋轴用来模拟天线在 1d 内姿态的变化,姿态轴用来模拟天线在不同季节内姿态的变化。前者要求天线旋转速度为 1 圈 - d,而后者则根据季节的不同,要求天线处于 $\pm 23^\circ$ 内的某个角度。入射热流采用同轴系统的太阳模拟器,由 13 个功率为 25kW 的氙灯组成,辐照面积不小于 6m^2 ,辐照度的不均匀度在 $\pm 12\%$ 之内。为了模拟天线进入阴影的状态,空间环境模拟室内专门配置了活动热沉,该热沉的中间有 2 个门,门的正面和反面都为通液氮的热沉,以保证门关闭和打开时都能确保 2 个门成为热沉的一部分,以便满足冷黑的条件。当日照时 2 个门打开,让太阳模拟器的光束直射到天线上;当天线进入阴影时 2 个门关上,挡住太阳光束。

试验工况分冬至、夏至和春秋分 3 种情况进行。对它们的姿态和日照情况有如下要求。

(1)冬至试验工况。姿态轴处于 $+23.5^\circ$,太阳辐照度为 $1399\text{W} \cdot \text{m}^2$,自旋轴转速为 1 圈 - d;

(2)夏至试验工况。姿态轴处于 -23.5° ,太阳辐照度为 $1309\text{W} \cdot \text{m}^2$,自旋轴转速为 1 圈 - d;

(3)春秋分试验工况。姿态轴处于 -2° ,自旋轴转速为 1 圈 - d。辐照度在日照时为 $1353\text{W} \cdot \text{m}^2$,在进入 72min 阴影时为零,出阴影时恢复到 $1353\text{W} \cdot \text{m}^2$ 。

此外在春秋分试验工况的姿态下,还做了将辐照度增加到 $1759\text{W} \cdot \text{m}^2$ 的试验。

试验取得了满意的结果。由于用太阳模拟器进行入射热流模拟,加上用运动模拟器模拟卫星的姿态,所以某部位的温度实际上是周期性稳定的,在同一周期内它的温度是变化的。图 4-1 描绘了 3 个测点温度随时间变化的情况,图中的 A 与 A' 和 B 与 B' 表示已达到周期稳定的温度值。

4.1.12.3 “东方红三号”卫星的正样鉴定热平衡试验

试验在 KM4 设备内进行。

1) 使用 2 种空间外热流模拟装置

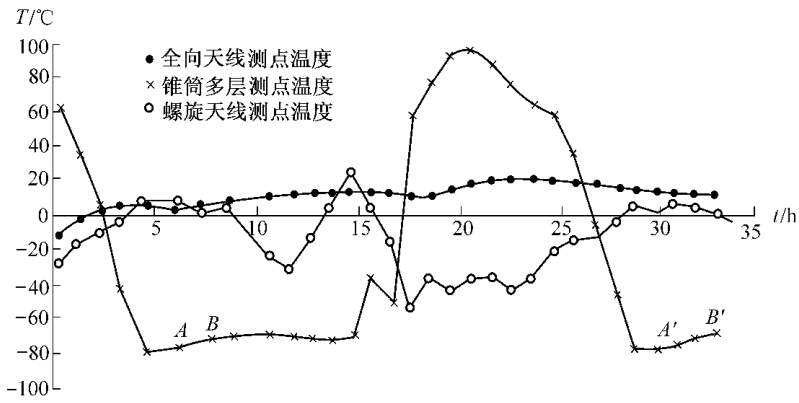


图 4 - 1 部分组件温度随时间的变化

“东方红三号”卫星是我国自行研制的第 1 代中容量 C 波段 3 轴稳定通信广播卫星，设计寿命为 8 年。24 个转发器都直接安装在通信舱南板和北板上，为有效控制转发器的温度，南板和北板上的主散热面采用第 2 表面镜，主散热面以外的表面全部包覆多层隔热组件。由于正样热平衡、热真空试验后要用于飞行，不允许粘贴电加热器，所以决定用红外灯阵模拟南板和北板吸收的空间外热流，其他面用接触式电加热器模拟，因此，本试验采用了红外加热器和接触式电加热器 2 种空间外热流模拟装置。

2) 卫星技术状态

- ① 除星体表面隔热层、隔热屏为工艺件外，星体结构、仪器设备、电缆网等皆为正样件；
- ② 不装通信天线，用加热板模拟其热边界条件；
- ③ 在南板和北板的太阳电池阵驱动机构上各装 1 个模拟摇臂架、太阳电池短板和正样程序分流器；
- ④ 摇臂架、太阳电池短板、星体表面多层隔热组件均用接触式电加热器模拟吸收的空间外热流；
- ⑤ 气瓶、贮箱内的压力按出厂状态设置；
- ⑥ 南板和北板上各装 6 个用于测量表面吸收红外灯阵辐射热流的热屏等温型热流计；
- ⑦ 卫星上安装 159 个热敏电阻和 97 对铜 - 康铜热电偶；
- ⑧ 卫星上转发器射频功率通过高频电缆引出 KM4 筒体壁外散失；
- ⑨ 太阳电池阵驱动机构电机在试验过程中不工作，用接触式电加热器模拟其发热量；
- ⑩ 在 KM4 空间环境模拟室(简称 KM4 模拟室)内正对卫星测控天线处，安装传递卫星与地面设备之间测控信号的测试天线；
- ⑪ 卫星支在 KM4 模拟室底部的支架上，星体南板和北板的垂直度不超过 0.15°，水平度不超过 0.1°；
- ⑫ 卫星地线与 KM4 内专用地线相接，接地电阻不大于 0.5Ω。

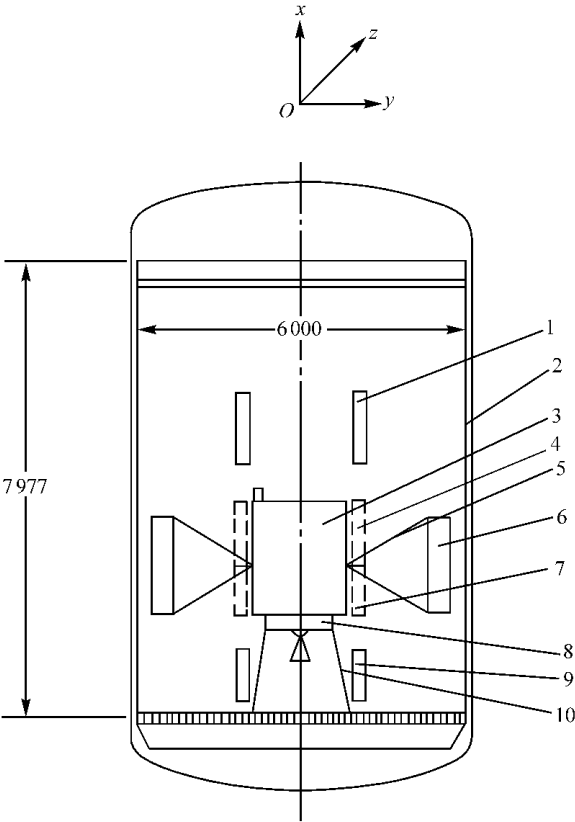


图 4 - 2 卫星、红外灯阵及其移动位置示意图

1—通信舱灯阵停放位置 ;2—热沉 ;3—“ 东方红三号 ”卫星 ;4—通信舱灯阵工作位置 ;5—摇臂架 ;
6—模拟太阳能电池板 ;7—服务舱灯阵工作位置 ;8—短裙 ;9—服务舱灯阵停放位置 ;10—支架。

3) 对红外灯阵的要求

(1) 尺寸及辐照度的不均匀度。正对星体南、北板外各装 2 个红外灯阵 ,用于分别模拟通信舱和服务舱南、北板吸收的空间外热流。它们的有效辐照尺寸分别为 2 200mm × 1 271mm 和 2 200mm × 729mm ,辐照度的不均匀度不超过 ± 10%。

(2) 吸收空间外热流允许偏差。试验值与预定值之间允许偏差不超过 ± 5%。

(3) 灯阵移动。试验过程中各组灯阵按试验要求能上、下移动到预定位置。

4) 灯阵和移动机构设计

(1) 灯阵设计。根据要求设计了 4 个灯阵 ,通信舱南、北板灯阵分别由 24 个红外灯和挡板组成 ,服务舱南、北板灯阵分别由 18 个红外灯和挡板组成 ,实际热流密度不均匀度不超过 ± 8%。

(2) 移动机构设计。采用 2 个独立的卷扬机拖动灯阵上、下移动 ,采用无刷电机和 MoS₂ 润滑并对电机实施温控 ,既满足了热平衡试验时红外灯阵冬至照南板和夏至照北板的要求 ,又满足热真空试验时南板和北板都要照的要求。

“ 东方红三号 ”卫星、红外灯阵及其移动位置示意图如图 4 - 2 所示。

5) 试验工况

有 6 个试验工况 转移轨道 两分点 寿命初期冬至 寿命初期夏至 寿命末期冬至 寿命末期夏至。

6) 试验结果

(1) 环境参数。空间环境模拟室压力为 3.2×10^{-4} Pa, 热沉温度为 90K, 红外灯阵模拟的热流不均匀度不超过 $\pm 6\%$ 。

(2) 仪器设备温度。卫星上仪器设备温度在各个试验工况下都处于允许范围内。

(3) 仪器设备工作情况。卫星上仪器设备工作正常, 经受了热平衡试验条件的考验。

4.1.12.4 正样鑫诺卫星(SINOSAT)热平衡试验

SINOSAT 是法宇航制造的 1 颗大容量的通信卫星, 设计寿命为 15 年。热管全部安装在南板和北板的内表面, 组成正交热管网络, 使用了成熟的平台。加上法宇航具有相当成熟的热分析计算方法, 所以这颗卫星的热平衡试验与国内卫星的热平衡试验相比有些不同之处, 或者说有某些特点。试验在法国戛纳的 SPACE500 空间环境模拟器内进行, 空间环境模拟室有效直径为 7.5m、长为 8m。试验从 1997 年 8 月 16 日关闭空间环境模拟室门抽真空起至 9 月 5 日开门止, 共花了 21d, 首先进行热平衡试验, 然后进行热真空试验, 真正的热平衡试验时间仅用了 38h。

1) 试验目的

仅做了 2 个热平衡点的简化热平衡试验, 且无空间外热流, 其试验目的为:

- ① 鉴定卫星本体和某些外露组件的热设计;
- ② 在 2 个已知平衡点上验证卫星的热数学模型, 并根据试验结果对数学模型做修改, 再用鉴定过的热数学模型进行温度预示;
- ③ 发现热控分系统的设计缺陷。

2) 卫星技术状态

① 卫星结构、转发器(除输入 - 输出波导外)、姿控分系统、数据管理系统均为飞行件;

② 测控系统为飞行件, 试验时仅测控天线加热器工作, 天线本身不工作, 通过同轴电缆输入 - 输出;

③ 除电池外的电源为飞行件, 电池用装有 PID 控制加热器的热模拟件代替, 试验时该模拟件温度维持在 $2 \pm 1^\circ\text{C}$;

④ 推进系统为飞行件, 不加工质, 充 He_2 保压, He_2 贮箱压力为 2MPa, 推进剂贮箱及其管路压力为 0.3MPa;

⑤ 不装太阳能电池阵, 通过专用接口供电;

⑥ 通信天线为飞行件, 但不装东、西反射器, 试验时仅天线加热器工作, 天线本身不工作;

⑦ 被动热控组件为飞行件, 但卫星与外部设备连接处用隔热组件代替;

⑧ 拆除部分对地面的飞行波导用试验波导代替;

⑨ 布 660 对热电偶和一定数量的飞行遥测热敏电阻。

3) 卫星试验状态

试验时,星体南板和北板呈水平状态(y 轴垂直地面),面对着红外加热器和液氮冷板,以保证正交热管网络正常工作和控制到达卫星表面的热流,卫星的东面、西面、对地面、背地面直接面对空间环境模拟室的热沉。其试验状态如图4-3所示。

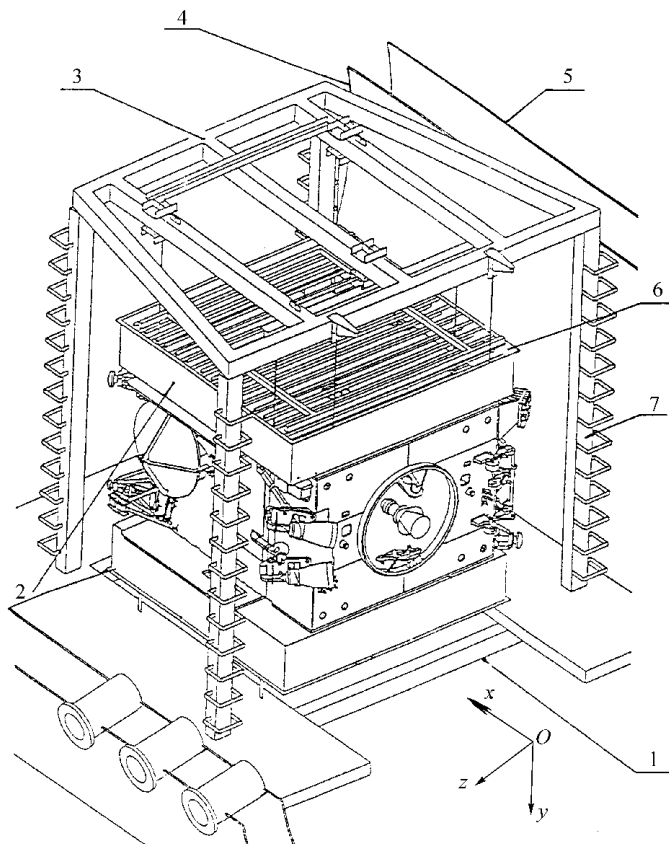


图4-3 SINOSAT在空间环境模拟室内的示意图

1—支架车;2—加热器与冷板装置;3—上框;4—热沉;5—真空室;6—冷板;7—立柱。

(1) 卫星试验支架。试验前,在空间环境模拟室外利用4个可调吊具通过卫星上的4个横向起吊点将卫星(南板和北板呈水平状态)吊挂在1个长方形框架结构的支架车上,然后将支架连同卫星一起推入空间环境模拟室内的2根导轨上,将支架车的4个轮子固定在预定位置。

(2) 红外加热器与液氮冷板。红外加热器分上、下2个,由称为卡洛特(Calord)的 z 向管状红外加热元件并行排列组成,表面涂黑漆,可按3个或4个为1组在热真空试验时控制不同区域的仪器温度。

铜制液氮冷板也分上、下2个,距星体南板和北板约为100mm,可有效地减少来自试验支架等辐射或反射的红外热流。液氮冷板与红外加热器四周共用由铜板围起来的挡板,内表面抛光,外表面涂黑漆,冷板和挡板的温度都要进行监视。

上部的红外加热器和冷板装置用4个吊具吊挂在支架上框上,其中一侧的2个吊具长度可调,另一侧不可调,下部的红外加热器与冷板装置固定在试验支架车上。

(3) 卫星水平度的检测与调整。为使星体的南板和北板上的正交热管网络正常工

作,要求 z 轴和 x 轴向的不平度分别不超过 $1.0\text{mm} - m$ 和 $1.8\text{mm} - m$,用贴在星体南板内表面的 2 个水平度敏感器分别监测这 2 个方向的水平度,测量精度为 $0.2\text{mm} - m$ 。

试验前,卫星装进支架车后和关闭空间环境模拟室前要分别进行 1 次水平度测量与调整,试验过程中,若水平度超过规定值时,通过空间环境模拟室外与导轨相连的升降机构进行卫星水平度调整。

(4) 卫星与试验装置接口的热控措施。为使卫星与试验装置有接口关系的设备或部件(如卫星吊挂系统、微波负载、试验用微波输入-输出波导与同轴电缆、各种其他电缆等)对卫星试验数据的影响忽略不计或使其热状态已知,以便在热数学模型中考虑,采取了如下的热控措施:

- ① 尽量减小传导与辐射热耦合;
- ② 对不发热或低发热部件,包多层隔热组件或用加热器控制其温度;
- ③ 对高发热部件,采用水冷或涂黑漆并与加热器相配合控制其温度;
- ④ 不许在第 2 表面镜上布线,且对其影响尽量小。

4) 试验工况

共进行 2 个无空间外热流的稳态试验工况的试验。第 1 个试验工况大致在相当于无阴影区的 2 分点位置,卫星进入 3 轴稳定地球同步轨道,太阳电池阵全展开,卫星仪器处于转发器不工作时的状态,卫星内热功耗可精确计算。第 2 个试验工况大致在相当于无阴影区的 2 分点位置,但卫星转发器全开,且处于 100% 饱和驱动模式的 3 轴稳定地球同步正常运行轨道。

5) 试验结果

(1) 第 1 个试验工况。从进行试验工况设置到绝大部分仪器温度变化小于 0.1°C ,仅用了 14h,远小于预计的 48h。据统计,试验温度与预计温度之差不超过 $\pm 3^\circ\text{C}$ 的仪器占 87.3%,其中不超过 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的仪器占 73.9%,仅有动量轮 FMW1 等 4 个仪器差值较大,这是由于试验时的状态与预计状态不一致而造成的。这个结果说明热数学模型是比较精确的,对差别大的几个仪器,通过修改热数学模型后,再重新计算温度。

(2) 第 2 个试验工况。从进行试验工况设置到绝大部分仪器温度变化小于 0.1°C ,共用了 24h,也少于预计的 36h。据统计,试验温度与预计温度之差不超过 $\pm 3^\circ\text{C}$ 的仪器占 66.2%,其中不超过 $\pm 2^\circ\text{C}$ 的仪器占 51.6%。这个结果说明,第 2 个试验工况的试验温度与预计温度吻合得不如第 1 个试验工况好。在第 1 个试验工况的试验中,试验温度与预计温度差值较大的 4 个仪器,在本试验工况的试验结果中差值有所减小,但仍需通过修改热数学模型来解决。

通过 2 个试验工况的试验结果表明,热分析数学模型是正确的。当然,为使少数几个仪器的温度与预计温度吻合得好些,适当修改也是需要的。

在第 1 个试验工况转到第 2 个试验工况时,C 波段接收机 A 的输入电流出现振荡,后来便损坏。

4.1.12.5 卫星模型瞬态热流红外灯阵模拟热平衡试验

1) 卫星模型简介

卫星模型尺寸为 $500\text{mm} \times 500\text{mm} \times 500\text{mm}$ 的正 6 面体,其示意图如图 4-4 所示。

上面板和前面板内表面为多层隔热组件,上、下、右、前面板外表面涂层分别为浅绿漆、F46 镀铝、铝阳极氧化、铝灰漆,左、后面板外表面都为聚酰亚胺镀铝。模型内有 3 个用接触式电加热器模拟热功耗的假仪器,在各个表面和假仪器上都布有铜-康铜热电偶。

2) 瞬态热流模拟装置

6 个表面各有 1 条要求模拟的吸收瞬态热流曲线。每个面用 1 个灯阵来模拟理论瞬态热流曲线。每个灯阵由 4 个钨丝石英灯和周围铝挡板组成,挡板外表面涂黑漆,灯阵辐射到模型表面的热流分布不均匀度不超过 $\pm 7\%$;为了与红外灯阵模拟结果进行比较,每个表面还贴有接触式电加热器,用它们模拟了与红外灯阵相同试验工况的瞬态热流曲线。

3) 吸收热流测量

使用了专门研制的能快速测量表面吸收热流的热屏等温型热流计,热流计敏感片外表面涂层与被测表面的涂层相同。其详细结构及原理见 9.5.1.2 节。

4) 瞬态热流控制

采用闭环控制系统和自适应控制方法对理论热流曲线进行跟踪控制,每隔 0.5min 跟踪控制 1 次。尽管 6 个面设定的需要跟踪控制的热流曲线都不相同,其非线性也不一样,但在试验中,6 个控制回路采用了相同的控制方程、相同的辨识器和控制器,不同的是每个回路的参数要根据各自运行的信息自动取值。试验结果表明了热流跟踪控制效果良好。图 4-5(a)给出了对前面板理论瞬态热流的跟踪控制曲线。

5) 仪器温度

图 4-5(b)给出了 1[#] 仪器温度变化曲线。由于仅做了 3 个周期(每个周期为 100min)的试验,到第 3 个周期结束后,仪器温度还未达到周期性稳定。现以第 3 个周期(201min~300min)中 3 条曲线的温度差进行估计,结果为:红外灯阵模拟与接触式电加热器模拟相比,相同仪器在相同时刻的温度差最大不超过 ± 0.8 ;红外灯阵模拟与热分析计算结果相比,相同仪器在相同时刻的温度差最大不超过 ± 2.8 。

从瞬态热流跟踪控制曲线和仪器温度变化曲线比较结果看,卫星模型瞬态热流红外灯阵模拟热平衡试验是成功的。

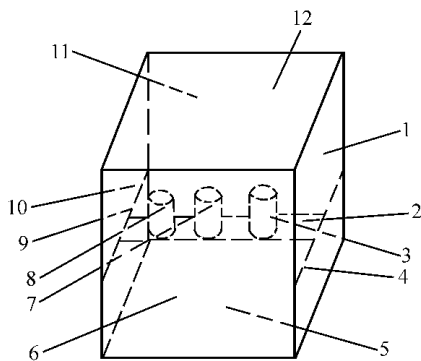


图 4-4 卫星模型示意图

- 1—右面板;2—仪器安装板;3—3[#]仪器;
4—右下角铝;5—下面板;6—前面板;
7—2[#]仪器;8—1[#]仪器;9—左下角铝;
10—左面板;11—后面板;12—上面板。

4.1.12.6 “神舟一号”第 1 艘无人试验飞船热平衡试验

“神舟一号”第 1 艘无人试验飞船是中国载人航天工程的重要部分。它由附加段、轨道舱、返回舱和推进舱 4 部分组成,其高度和直径超过中国已发射的所有返回式卫星,试验在新建的 KMG 设备内进行。

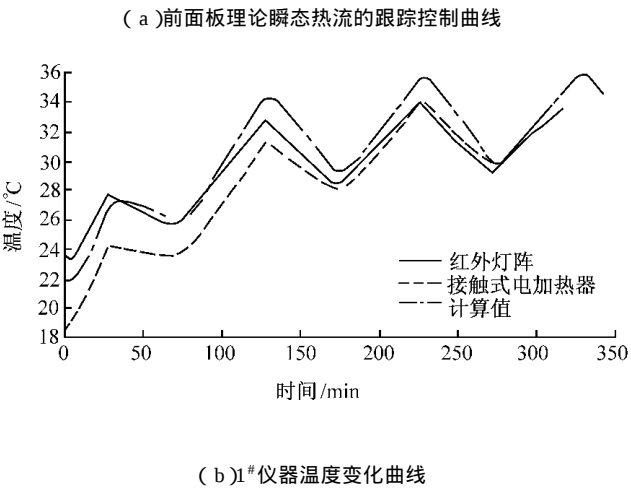


图 4 - 5 典型的瞬态热流跟踪控制曲线和仪器温度变化曲线

1) 试验飞船支架

通过设计 ,使试验飞船支架满足了如下需要。

(1) 试验飞船垂直停放在支架上进行热平衡试验。该支架既采取了隔热措施 ,又在支架与试验飞船的对接面附近粘贴了接触式电加热器 ,根据对接面处附近的试验飞船温度来控制对接面附近的支架温度 ,使两者的温度基本相等 ,满足了在热平衡试验过程中试验飞船漏热尽量小的要求。

(2) 通过支架水平调节结构 ,确保了水平基准面、对接面的不平度不大于 0. 2 %。

(3) 除支架与试验飞船接触面外 ,其他部分都喷涂高发射率黑漆 ,用来降低支架温度 ,既减小了支架本身的辐射热流 ,又减小了对其他辐射热流的反射。

2) 操作平台

由于试验飞船为垂直停放状态 ,所以在空间环境模拟室内必须有可拆装的操作平台 ,以便于试验飞船和红外加热笼的吊装、插拔电连接器及连线等各种操作。操作平台共分 4 层 ,每层除固定板外 ,还有可收、放的活动板 ,能使操作者触及试验飞船或红外加热笼的有关部位。一切准备工作就绪后 ,在试验前将平台(下部除外)从 KM6 空间环境模拟室 (简称 KM6 模拟室)中吊出 ,以减小试验中背景红外辐射热流的影响。

3) 试验飞船密封舱压控系统

对于热控飞船 ,密封舱(包括轨道舱和返回舱)要分别进行全真空、低气压和压力为

1. $0.13 \times 10^5 \text{ Pa}$ 条件下的热平衡试验,对于正样飞船真空热试验,仍需对密封舱内的气体压力进行控制,因此在空间环境模拟室外设置了由抽气机组和充气装置组成的密封舱压控系统,通过管道法兰与空间环境模拟室内的密封舱相连接,试验时通过充气与抽气相结合的方法,控制密封舱内的气体压力为要求值,在正样飞船试验时,必须保证密封舱内的压力高于空间环境模拟室内的压力。

4) 摄像观察系统

必要时,在试验过程中,需对试验飞船某些部位的状态(如涂层是否有裂纹,窗口是否会结露)进行观察,为此,在空间环境模拟室内的相关部位安装了带有云台的摄像系统,在空间环境模拟室外进行观察和录像。

5) 空间外热流模拟装置

采用接触式电加热器对太阳能电池板交替进行日照区和阴影区的空间外热流模拟,其他部分都采用红外加热笼进行轨道周期平均空间外热流模拟,需要时,对推进舱辐射器交替进行日照区和阴影区的空间外热流模拟或使其温度保持在某个范围,并用敏感片涂高发射率黑漆($\varepsilon > 0.9$)的绝热型热流计测量到达表面的热流密度,红外加热笼分成约240个加热区。为了拆装方便,红外加热笼分成推进舱、返回舱、轨道舱和附加段4部分,每部分有的分成两半,还有的分成几片,最后组装成完整的红外加热笼加热装置。

6) 温度测量

温度测量分成试验飞船内、试验飞船外2部分。使用铜-康铜热电偶和热敏电阻测量试验飞船内仪器和设备温度,测量单元装在试验飞船内,模拟量信号经测量单元转换成数字量后,通过数据总线传输到空间环境模拟室外接口,经处理后显示、存储、打印和绘制所需的温度变化曲线,测量单元放在试验飞船内的优点是既防止了干扰,又减少了引线数量,使用铜-康铜热电偶测量试验飞船外表面的热流计温度、舱表面温度和舱外设备温度,热电偶通过空间环境模拟室内的公用参考端后再通过密封插头引至空间环境模拟室外,接入美国惠普(HP)公司生产的数据采集系统进行温度测量。

在试验中,温度测量和空间外热流控制等形成局部网络,试验现场的有关岗位可根据需要享用这些数据。

7) 试验飞船的技术状态

(1) 热控飞船的技术状态。其主要技术状态如下。

① 热控飞船的结构、布局、电缆及走向,连接支架与热控措施等均为设计状态,舱内仪器为模拟件,采用电阻加热模拟仪器的热功耗。

② 飞船在轨道上飞行时密封舱内气体压力为 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$,依靠空气的受迫对流换热来控制舱内大气的温度和湿度,但在地面试验时由于重力的存在,使自然对流换热的影响不能忽略,为此,将密封舱内的气体压力减为约 $2.75 \times 10^4 \text{ Pa} \pm 2.5 \times 10^3 \text{ Pa}$,基本上克服了自然对流换热的影响,使在地面试验时舱内的换热状态与飞船在轨运行时的换热状态相仿。

③ 轨道舱的Ⅱ象限、Ⅳ象限分别安装2个初样热控太阳能电池板,呈收拢状态,推进舱的Ⅱ象限、Ⅳ象限分别安装1个初样热控太阳能电池板,呈展开状态。

(2) 正样飞船的技术状态。绝大部分为正样件,少量的为初样件,其主要技术状态如下。

① 如有要求,在推进舱和轨道舱两侧各安装 1 个太阳电池板。

② 各舱段内部温度测量线通过工艺窗口引出;压控管路从返回舱引出;有线测控线通过船上的脱落插头与空间环境模拟室内的电缆相连,引出空间环境模拟室后再与综合测试设备相连。

③ 各舱段内安装有测温传感器及其测量单元、电加热器;各舱段外安装测温热电偶和热流计。

④ 热控回路加注工质,推进系统不加注推进剂,环控生保系统不加注气体工质,需要时可在水箱中加注水。

⑤ 密封舱内装试验专用热控风机。

⑥ 在无人状态下,返回舱门关闭,但要保证轨道舱中的压力可通过返回舱引出的压控系统进行调整;在有人状态下,返回舱舱门处于打开状态。

⑦ 按要求在密封舱内安装风速和湿度传感器。

8) 试验工况

由于飞船在轨道上飞行时,密封舱内的压力为 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$,且为受迫对流换热系统以及载人和不载人等特点,导致热控飞船的热平衡试验工况比返回式近地轨道卫星的试验工况多得多,除了按照飞船在轨飞行过程中受晒因子(即日照时间与轨道周期之比,用 $\tau_s - \tau_0$ 表示)的不同选择低温试验工况(比如 $\tau_s - \tau_0 = 0.59$)和高温试验工况(比如 $\tau_s - \tau_0 = 0.603$)外,还要结合密封舱为全真空、低真空、压力为 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 、无人、有几个人以及少量的故障情况等状态来确定试验工况。对于正样飞船热平衡试验,其试验工况可以大大减小,一般仅考虑低温试验工况、高温试验工况以及可能发生的、对热控分系统功能有重大影响的故障试验工况即可。下面列出热控飞船的主要试验工况。

(1) 密封舱全真空低温试验工况。 $\tau_s - \tau_0 = 0.59$;仪器设备加正常功率,液体冷却回路工作;Cd - Ni 电池正常充放电、控温仪正常工作;轨道舱和返回舱无人发出热量。

(2) 密封舱全真空故障试验工况。液体冷却回路的外回路正常工作,内回路不工作;其他状态同试验工况(1)。

(3) 密封舱低气压无人低温试验工况。密封舱压力为 $2.75 \times 10^4 \text{ Pa} \pm 2.5 \times 10^3 \text{ Pa}$;风机工作,模拟质量流量,液体冷却回路正常工作;Cd - Ni 电池正常充放电、控温仪正常工作;轨道舱与返回舱均无人发出热量。

(4) 密封舱低气压高温试验工况。 $\tau_s - \tau_0 = 0.603$;轨道舱和返回舱有规定人数的发出热量;其他状态同试验工况(3)。

(5) 密封舱低气压应急试验工况。液体冷却回路的外回路工作,返回舱内回路工作,轨道舱内回路不工作;轨道舱无人,返回舱有 3 人发出热量;机箱、电控箱不工作,其他状态同试验工况(3)。

(6) 密封舱 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 不加湿试验工况。除密封舱为 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 外,其他状态同试验工况(3)。在此试验工况中,对密封舱进行检漏,判断其密封性能。

(7) 密封舱 $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 加湿试验工况。轨道舱和返回舱有规定人数的发出热量,并分别按规定人数的蒸发量加湿,其他状态同试验工况(6)。在该试验工况的试验过程中,每隔 0.5h 观察玻璃窗 1 次。

9) 试验结果

热控飞船和正样飞船热平衡试验都取得了圆满成功。在热控飞船热平衡试验中获取的温度数据为修改热控设计和修正热数学模型提供了依据,在正样飞船热平衡试验中,通过飞船在轨正常工作状态的模飞,对船上的仪器和设备进行了考验,获取的温度数据验证了正样飞船热设计的正确性。

第1艘无人试验飞船顺利升空并完成预定任务后,准确地返回预定地点是对飞船热平衡试验(含热真空试验)效果的最好检验。

4.1.13 航天器热平衡试验技术的发展趋势

卫星热平衡试验技术在中国是比较成熟的,尤其是利用红外加热笼和接触式电加热器进行卫星的轨道周期积分平均空间外热流的模拟技术更为成熟。中国已发射卫星能成功地工作是与卫星上各种仪器有比较合适的温度范围分不开的,而这种合适的温度范围都是通过卫星热平衡试验加以验证的。这就说明,中国卫星的热平衡试验结果已得到了实际飞行的证实。当然差别是有的,但这种差别是由于诸多不确定因素引起的,与美国军标规定的不确定性余量相比,这种差别属于正常范围。中国除了研制卫星外,还正在研制载人飞船。综合国内外情况,中国的热平衡试验技术还应从以下几方面进行研究和推广应用,以促进航天器热平衡试验技术的不断发展。

4.1.13.1 提高热分析计算水平

航天器热分析数学模型的计算结果与热平衡试验结果比较好地吻合后,才能用这个数学模型来预示航天器的飞行温度。中国目前的热分析计算水平与国外相比尚有一定差距,应该利用已发射的多颗卫星的遥测数据和试验数据,总结和提高热分析计算结果的正确性。有了好的热分析数学模型,就可像法宇航那样,仅在使用成熟平台的原型飞行星(PFM)上做简化的热平衡试验,其结果用来验证热分析数学模型和验证新的有效载荷的性能,对于飞行星(FM),一般不做热平衡试验。对于卫星研制,中国应将此作为努力方向,不断提高热分析计算水平,逐步过渡到使用同一成熟平台、不同型号卫星的PFM仅做简化的热平衡试验,对于FM,争取不做热平衡试验。当然,在对热控效果不是很有把握时,还应做热控星的热平衡试验。

4.1.13.2 建造1个大型太阳模拟器

法宇航对于采用新研制平台的PFM,一般要使用太阳模拟器做1次完整的热平衡试验。这是因为太阳模拟器不仅能较好地模拟入射热流和卫星表面各部分之间的辐射耦合效应,还能考验卫星表面热控涂层的热光学性能,所以能更充分地鉴定卫星的热设计。中国现在还没有供卫星热平衡试验用的大型、高精度的太阳模拟器,因此不能进行卫星表面的入射热流模拟,所以影响了试验精度的进一步提高,为此,应尽快建成可以模拟入射热流的辐照面积大和模拟精度高的太阳模拟器。

4.1.13.3 不稳定热平衡试验方法的应用研究

中国已经掌握了航天器瞬时温度的预报方法,但应用还很少。其原因大体上有2个:

①进行所有测点的实时预报还有些困难,特别是在1个试验工况中,仪器和设备的工作模式在变化,或某个回路的空间外热流在试验过程中突然出现不正常,或对某些回路的外热流进行调整时,会给温度预报带来麻烦;

②在正样航天器热平衡试验中,由于模飞需要不允许缩短试验时间。为了能逐步地利用不稳定热平衡试验技术来缩短试验时间,必须找机会应用,只有通过应用,才能逐步统一认识,才能不断总结经验,使不稳定热平衡试验技术不断得到完善。

4.1.13.4 瞬态热流模拟技术的研究与应用

航天器在轨道上运行时,它的空间外热流是在随时间变化的,为了试验时更真实地模拟这种变化,应该在试验过程中进行瞬态热流模拟。中国在瞬态热流红外模拟技术上已有了一定的成果,所以我们在着手准备进行大型高精度的太阳模拟器研制的同时,还应加紧进行瞬态热流红外模拟技术的应用研究。目前直流程控电源已广泛使用,并已多次成功用于控制接触式电加热器的功率变化(即吸收空间外热流的变化)。仅有这一点是不够的,还要加快红外灯阵在瞬态空间外热流模拟试验中的应用,因为它要更适合于正样航天器的热平衡试验,所以应争取早日实现用红外灯阵进行航天器的瞬态空间外热流模拟。

4.1.13.5 分舱段进行热平衡试验的技术研究

尽管中国已建成了供载人飞船试验用的大型 KM6 设备,但为了节约试验经费,有时还可能在 KM4 设备中做分舱段试验,比如在 KM4 设备做飞船留轨舱加附加段的热平衡试验,因此还应进行将航天器分成几个舱段分别进行试验的技术研究,比如怎样合理分段、如何确定各个舱段之间的热边界条件和如何进行这些边界条件的模拟等问题都应进行研究和探讨。

4.2 航天器热真空试验技术

4.2.1 试验的重要性

航天器热真空试验是在规定的真空与热循环条件下验证航天器各种性能与功能的试验。它是航天器正样研制阶段多项环境模拟试验中的重要试验之一,在国内外有关航天器环境试验的标准或规范中都将热真空试验规定为必须做的试验项目。这是因为热真空试验可以使航天器在真空和热循环条件下暴露航天器的材料和工艺缺陷、排除早期失效,从而大大提高航天器在轨运行的可靠性,所以热真空试验对于长寿命、技术复杂的航天器就显得格外重要。

4.2.2 试验类型

在20世纪70年代中期以前,国外有关航天器热真空试验标准(如美军标 MIL - STD - 1540A)中,规定航天器热真空试验类型有鉴定试验和验收试验2种。但按照规定的鉴定级试验量级和持续时间做了热真空试验后的航天器将不能用于飞行。从经济观点来

看,这样做是不合算的。

美国哥达德航天中心(GSFC)针对这种情况提出了鉴定试验后的航天器用于飞行的设想,但这种鉴定试验已不是原来规定的鉴定试验,而是经过修改的鉴定(原型鉴定)试验,它既有鉴定试验的性质,又有验收试验的性质,规定的试验最高温度比鉴定试验温度要低、比验收试验温度要高,规定的试验最低温度比鉴定试验温度要高、比验收试验温度要低,热循环次数也有所减少,一般与验收试验的热循环次数相同。GSFC 按照这种思路,在 1965 年到 1974 年这 10 年期间,先后对 16 颗原型飞行航天器进行了规定试验量级和持续时间的热真空试验,试验后,这些航天器都成功地用于飞行。这些都有力地说明了每种型号的第 1 颗正样航天器经过热真空试验后可以用于飞行。航天器热真空试验的有关内容在 GSFC1990 年发布的通用环境检验规范 GEVS - SE 中做了规定。

到目前为止,世界上诸多国家(包括中国)也都采用了 GSFC 的做法。所以,现在的航天器热真空试验类型实际上已分成鉴定试验、验收试验和原型飞行航天器鉴定(简称原型鉴定)试验 3 种。原型鉴定试验在美军标 1540B 和 1540C 中做了规定。从趋势看,进行航天器鉴定试验越来越少见了,现在的普遍做法是同型号的第 1 颗正样航天器经过原型鉴定热真空试验后用于飞行,该型号的第 2 颗以后(含第 2 颗)的正样航天器经过验收热真空试验后用于飞行。在中国的行业标准 QJ - 1446A 中,鉴定试验实际指的是原型鉴定试验,因为中国已不再研制专门用于鉴定试验、而不用于飞行的卫星了。

4.2.3 试验目的

(1)鉴定热真空试验的目的是验证航天器在规定的压力与鉴定级热循环条件下满足鉴定要求的能力。

(2)验收热真空试验的目的是发现可能由真空和热应力条件引起的材料、加工和制造质量缺陷。

(3)原型鉴定热真空试验兼顾鉴定热真空试验和验收热真空试验的目的,试验后用于飞行。

4.2.4 试验量级和持续时间

4.2.4.1 关于热循环次数

1)热循环的概念

热循环是指在规定的真空条件下,航天器组件温度从室温开始按预定的升(降)温速率升(降)至规定的试验最高(低)温度,稳定并保持规定的时间,再按预定的降(升)温速率降(升)至规定的试验最低(高)温度,稳定并保持规定的时间,最后回到室温,称为 1 次热循环或温度循环。

2)热循环次数的确定

热循环次数是航天器热真空试验的重要参数之一,表 4 - 2 列出了几种标准规定的仅做热真空试验的热循环次数。从美军标 1540C 看,鉴定级和原型鉴定级热真空试验的热

循环次数比 1540B 有所增加 ,分别由 8 次增加到 13 次和由 4 次增加到 6.5 次 ,其原因可能是他们认为增加热循环次数更能暴露航天器的早期失效。在原型航天器鉴定级和验收级试验中 ,中国行业标准 QJ - 1446A 规定的热循环次数与 GEVS - SE 相同 ,都为 4 次。中国所以这样规定 :

①有 GEVS - SE 的依据 ;

②在制定 QJ - 1446A 之前已进行过 3 种型号卫星的原型鉴定级热真空试验 ,其热循环次数也都为 4 次 ,而且卫星的故障都发生在前 3 次热循环中 ,第 4 次热循环中都没有发现新的故障。

美国一些商业卫星公司规定的热循环次数比较灵活 ,少则 1 次 ,多则 6 次不等。他们并不执行美军标或 GSFC 的规范 ,实际热循环次数一般为 1 次或 2 次 ,但试验时间较长 ,一般在 10 天以上。如在 1997 年法宇航和美国 LMSC 为中国制造的 2 颗卫星热真空试验中都仅做了 2 次热循环 ,但在这 2 次热循环试验中 ,冷浸和热浸的时间都比较长 ,显然不同于美军标的规定。

究竟多少次热循环才算合理 ,根据表 4 - 2 看来 ,还难于说清楚 ,可能与多种因素有关 ,比如航天器的复杂程度、类型、制造经验、试验设备能力等。美国 7 家公司曾对各种复杂程度的热真空试验结果做了统计 ,均发现故障率是被试航天器的复杂程度和热循环次数的函数 ,且均呈指数下降形式。对于比较复杂的航天器 ,一般经过 8 次热循环后 ,仪器设备的故障率就下降到稳定不变的数值了。1540B 规定的鉴定热循环次数为 8 次可能就是依据这点做出的。

表 4 - 2 几种标准关于航天器热真空试验热循环次数的规定

试验类型	热循环次数 - 次					
	1540B	1540C	GEVS - SE	美国一些商业卫星公司	GJB - 1027	QJ1446A
鉴定	至少 8	至少 13	—	—	至少 6	—
验收	至少 4	至少 4	至少 4 ^①	不定	至少 4	至少 4
原型鉴定	至少 4	至少 6.5	至少 4 ^①	不定	—	至少 4
注 ①如果预计的飞行温度变化很小或者过渡时间很长 ,在征得型号部门同意后 ,可减少到至少 2 次热循环						

4.2.4.2 关于试验温度

1)试验温度的概念

试验温度是指航天器热真空试验标准或试验大纲规定的热循环过程中的热端稳定温度和冷端稳定温度 ,这是规定的试验最高温度和试验最低温度。

试验温度分为鉴定级温度、验收级温度和原型鉴定级温度。

2)试验温度的确定

试验温度是航天器热真空试验中的另一个重要参数。

航天器热真空试验的试验温度由 3 部分温度相加而成 ,即

最高试验温度 = 最高计算温度 + 热不确定性余量 + 温度设计余量

最低试验温度 = 最低计算温度 - 热不确定性余量 - 温度设计余量

(4 - 4)

表 4 - 3 列出了几种标准规定的试验温度构成情况。结合表 4 - 3 对公式(4 - 4)右边各项做一些简单的说明。

(1) 最高(低)计算温度。表 4 - 3 中的 t_H 和 t_L 分别表示用数学模型计算出来的组件最高温度和最低温度。在建立热数学模型时 ,要考虑各种因素的综合热效应 ,如航天器在飞行过程中的组件工作模式、组件热功耗、空间外热流、航天器姿态、日照与阴影、上升 (有时还包括下降)段的气动加热和使用寿命期间航天器表面热控涂层性能下降等。热数学模型建立后 ,必须对航天器在包括最热和最冷条件下的各个试验工况的热平衡试验结果加以验证 ,验证通过后用这个热数学模型计算出来的最高(低)温度才有效 ,否则就用热平衡试验结果的最高(低)温度来代替最高(低)计算温度。

(2) 热不确定性余量。热不确定性余量是考虑了一些参数的不确定性而加入的 ,这些参数包括复杂的角系数、表面性质、污染、辐射环境、接触热传导和不精确的地面模拟等。这种不确定性余量究竟取多少合适 ,表 4 - 3 的各标准规定不一。比如 ,美军标 1540B ,1540C 都规定热不确定性余量为 11 ,而且在 1994 年发布的 1540C 中还规定 ,对于没有热控或仅有被动热控的组件中 ,如果热数学模型还未经过热平衡试验验证 ,就要将热不确定性余量 11 改为 17 ,在中国的 GJB1027 中对热不确定性余量没有规定具体数值 ,因为当时还没有太多的实践经验 ,在 GSFC 的 GEVS - SE 和中国的 QJ1446A 以及一些商业公司标准中不明确写出热不确定性余量这项 ,而将其值放在温度设计余量这一项中统一考虑。比如 ,在中国 QJ1446A 规定的原型鉴定试验温度中 ,+10 (或 - 10)中 ,

表 4 - 3 几种标准关于航天器热真空试验温度的规定

标准名称	鉴定试验温度 -		验收试验温度 -		原型鉴定试验温度 -	
	最高温度	最低温度	最高温度	最低温度	最高温度	最低温度
1540B ,1540C	$t_H^{①} + 11 + 10$	$t_L^{②} - 11 - 10$	$t_H + 11$	$t_L - 11$	$t_H + 11 + 5$	$t_L - 11 - 5$
GEVS - SE	—	—	$t_H + 5$	$t_L - 5$	$t_H + 10$	$t_L - 10$
美国一些商业卫星公司	—	—	$t_H + 5$	$t_L - 5$	$t_H + 10$	$t_L - 10$
GJB1027	$t_H + \text{余量} + 10$	$t_L - \text{余量} - 10$	$t_H + \text{余量}$	$t_L - \text{余量}$	—	—
QJ1446A	—	—	$t_H + 5$	$t_L - 5$	$t_H + 10$	$t_L - 10$
注 :						
① t_H 为用经过航天器热平衡试验验证的热数学模型计算出的组件最高温度 ;						
② t_L 为用经过航天器热平衡试验验证的热数学模型计算出的组件最低温度						

实际上有 5 是不确定性余量。同样 ,在验收试验温度中 ,+5 (或 - 5)实际上就是热不确定性余量。

(3) 温度设计余量。温度设计余量只有在鉴定试验和原型鉴定试验的试验温度中才出现 ,它是在验收级温度上所要增加的温度值 ,这个温度值不宜超过使用的设计安全余量 ,也不宜造成不真实的故障模式。由表 4 - 3 看出 ,鉴定级的温度设计余量都为 10 ,因而它的试验温度是在验收级温度上扩展 10 ,原型鉴定级的温度设计余量都为 5 ,因

表 4 - 5 1540B 和 1540C 规定的全部热循环过程中冷浸和热浸的总时间

标准名称	总时间 - h		
	鉴定试验	验收试验	原型鉴定试验
1540B	128	64	64
1540C	120	48	68

热循环次数少 ,但热浸和冷浸的总时间都比较长 ,最近有 2 个例子可以说明这个问题 :

①法宇航 1997 年在 SINOSAT 的热真空试验中 ,仅做了 2 次热循环 ,但热浸和冷浸的总时间已接近 160h ;

②1997 年美国 LMSC 在“ 中星一号(China Star - 1) ”卫星的热真空试验中 ,也仅做了 2 次热循环 ,计划的热浸和冷浸的总时间竟达 270h 左右。

究竟热浸和冷浸时间多少合理 ,目前还难于进行分析 ,但总的试验持续时间应以能验证航天器总的性能并能暴露早期失效为依据。

4.2.4.4 关于升(降)温速率

1) 升(降)温速率的概念

航天器组件的升(降)温速率是指组件温度由规定的极端低(高)温升(降)到规定的极端高(低)温之间的温度变化速率。

2) 升(降)温速率的确定

航天器组件在热循环过程中的升(降)温速率一般应等于或大于用热数学模型预示的组件在轨道飞行中的温度变化速率。

4.2.4.5 关于持续时间

1) 持续时间的概念

航天器热真空试验的持续时间是指从第 1 次热循环开始到最后 1 次热循环结束所经历的时间。

2) 持续时间的确定

航天器热真空试验的持续时间等于规定所有热循环试验所花时间的总和 ,如果每次热循环经历的时间相同 ,则持续时间等于第 1 次热循环经历的时间乘以热循环的次数。所以 ,对于鉴定试验和验收试验而言 ,试验的持续时间一般是不相同的 ,对于验收试验和原型鉴定试验而言 ,试验的持续时间一般是相同或接近的。

根据已完成的试验情况看 ,国内卫星热真空试验的持续时间一般为 8d 左右 ,国外卫星热真空试验持续时间一般在 10d 以上。

为了缩短总的试验持续时间 ,在得到型号部门同意后 ,在降温过程中可以关掉部分组件的电源 ,但在首次降温过程中 ,这些电源应打开 ,以便发现工作中的问题。

4.2.5 对试验航天器技术状态的要求

用于鉴定热真空试验的航天器应是正样产品,它要按照与飞行航天器相同的图样、材料、工装和工艺方法制造,制造出来的航天器应能代表同批次正样航天器的性能与质量。经过鉴定试验后的航天器一般不用于飞行。用于原型鉴定或验收热真空试验的航天器应是发射航天器,试验后都用于飞行。

其技术状态应符合以下原则:

- ① 航天器各分系统的仪器设备及构件一般应是正样产品;
- ② 考虑到试验设备能力及航天器上各分系统的特殊要求,允许个别仪器设备用符合试验要求的试验件来代替,允许个别结构件或热控组件用各项热性能参数符合试验要求的工艺件或模拟件代替;
- ③ 航天器外大型组件(如大型天线、太阳翼等)和航天器贮箱内的模拟工质可以不装。

4.2.6 温度控制区的划分

进行航天器热真空试验时,要根据仪器设备在航天器上的布局特点,将航天器分成几个温度控制区来进行温度控制。划分温度控制区时主要考虑以下几点。

4.2.6.1 热边界条件的相似性

热真空试验前一般先做热平衡试验,因此,在做热真空试验前首先要对热平衡试验的大量温度数据进行分析,注意发现这些温度数据的规律和特征,尽量将有相似热边界条件的组件划分在同温度控制区内。

4.2.6.2 轨道特性

要考虑到航天器的轨道特点(中低轨道、高轨道)、航天器姿态控制方式(双自旋或3轴稳定)和温度控制方式(被动式、主动式)。比如,双自旋式地球同步卫星至少应考虑分成消旋段和自旋段2个温度控制区,而3轴稳定式地球同步卫星则至少考虑分成南板和北板2个温度控制区。

4.2.6.3 组件对温度有特殊要求

依据航天器上关键组件对温度的特殊要求,可单独划分成温度控制区。

4.2.7 温度控制点的选择

航天器上热电偶和热敏电阻测点可达几百个,要使全部温度都达到要求的试验温度是困难的。其原因是这些温度点在热平衡试验中得到的温度各不相同,同时这些仪器的

热容、热功耗和热边界条件等也都不相同,所以,通过增加或减少空间外热流来使各温度点增加或降低相同的温度值是不可能的。通常在 1 个温度控制区内要选择几个有代表性的测温点作为温度控制点,如果这些点选择合适,当控制点温度达到试验温度时,附近许多测点温度也差不多达到了试验温度,当然,要做到这点是很困难的,但要尽量选择好温度控制点,选择时考虑 2 点:

①选择航天器上对温度敏感的或要求苛刻的仪器作为温度控制点,以防止试验超差引起仪器设备损坏;

②1 个温度控制区内一般选择 2 个或 3 个温度控制点。

4.2.8 关于自动控温的仪器

航天器上有些仪器是自动控温的,如可见光相机和红外相机的温度依靠自动控温仪将其控制在 18 ± 3 ,这类仪器一般不参加热循环,在热循环过程中仍按各自要求控制在相应温度。但 GEVS - SE 规定,当某个区域的温度采用主动热控系统控制时,将 ± 10 的余量改为 ± 5 参加热真空试验。

4.2.9 热循环的实现方法

各个控制区的温度应靠航天器外部试验环境和航天器内部发热量来实现控制。外部环境可以用太阳模拟器、红外加热器、改变热沉温度来实现。为了达到试验所要求的温度值,还可采用局部改变热边界条件或改变仪器设备的工作程序来提供额外的加热或冷却,如相邻组件可以通电或断电,外部局部位置上增加挡板或加热等,迫使在某些部位的温度达到规定值。但是,一般应避免在航天器内部采用任何特殊的调节措施。

4.2.10 试验过程

进行热真空试验时,航天器的安装、试验前的检查、试验启动和试验结束程序与航天器热平衡试验大体相同,这里仅强调完成热循环试验的过程。

当抽气系统工作后,应使在入轨阶段工作的组件通电工作,在空间环境模拟器内压力从常压降低到 20Pa 的过程中,应检测这些组件的电晕和电弧放电现象。为了有充分时间进行检测,从常压降至 20Pa 的时间不少于 10min,当压力低于 1.3×10^{-1} Pa 时还要适当地检测微放电现象,在入轨段不工作的组件,应在达到试验要求的压力后再接通电源工作。

中国 QJ1446A 规定的完成热循环试验的过程为:调节红外加热器或接触式电加热器的功率(必要时可通过调节热沉温度与之相配合),使航天器每个温度控制区内至少有 1 个控制点的温度由室温按预定的降(升)温速率降(升)至规定的最低(高)温度值并保持稳定 8h,然后按预定的升(降)温速率升(降)至规定的最高(低)温度值并保持稳定 8h,再按预定的降(升)温速率降(升)至室温。这就完成了第 1 个完整的热循环试验。如果在试验开始时不需要模拟航天器的入轨环境,第 1 次热循环可以从室温向高温端变化,而

不是向低温端变化。接着按同样的方法完成规定热循环次数的试验。在试验过程中要定时测量航天器和试验设备的温度及其他性能参数 ,并监视航天器的机械功能和电性能。在第1 次和最后 1 次热循环的高温端和低温端对航天器进行性能测试 ,而在其余热循环中对航天器的主要性能参数进行监视。

在试验过程中 ,应对安装在关键位置的温度传感器进行监测 ,以便确保达到温度限。另外 ,在空间环境模拟室内的关键部位还应布置玻璃试片和石英晶体微量天平或其他污染测试仪器 ,以便监测航天器的关键部位受到航天器自身和试验设备放出气体或其他杂质(如扩散泵引起的油蒸气等)的污染程度是否超出规定值 ,从而判断航天器的表面性能是否会受到影响。

在试验过程中为了充分验证航天器有无足够的设计余量 ,必须使温度达到规定的极限值并完成规定的热循环次数 ,当然 ,为了达到规定的温度限的同时 ,也必须严密监视少数对温度特别敏感的组件的温度 ,不要使其超出允许的范围。

4.2.11 试验评价

在完成航天器的热真空试验后 ,一般应对如下内容做出评价 :

- ① 试验设备的主要性能是否达到试验大纲规定的要求 ;
- ② 航天器各个控制区的温度值、升温速率、降温速率和温度稳定保持时间是否控制在规定的容差范围内 ;
- ③ 航天器的功能试验和性能参数是否正常 ;
- ④ 试验中出现的各种故障或问题的定位是否准确 ,原因是否清楚 ,以便于进行问题复现 ,采取有效措施 ,从而防止同类故障或问题的再发生 ;
- ⑤ 试验数据是否齐全。

4.2.12 航天器组件热真空试验

以上叙述的是航天器系统级的热真空试验。下面简要介绍航天器组件热真空试验情况。

航天器组件鉴定热真空试验的目的是验证组件在鉴定级热真空试验环境下的工作能力 ,同时验证组件的热设计合理性 ,组件验收热真空试验的目的是使组件在验收级热真空试验环境下 ,暴露材料和工艺方面的质量缺陷。

以中国目前组件热真空试验标准规定为例 ,鉴定级试验的高温为最高计算温度加 10 ,低温为最低计算温度减 10 ,至少要完成 3 次热循环试验 ,每次热循环在低温端和高温端各停留至少 12h ,验收级试验的高温 and 低温分别为最高计算温度和最低计算温度 ,至少要完成 1 次热循环试验 ,每次热循环在低温端和高温端各停留至少 12h。对于航天器内部的组件 ,热真空试验中温度的变化一般不应低于 1 min。对于航天器外部的组件(如天线 ,太阳电池板) ,热真空试验中的温度变化速率要按照在轨飞行时的实际温度变化速率来确定。这里做如下 2 点说明。

①1540C 中将电子和电工组件平均温度变化速率提高到 $3 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{min} \sim 5 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{min}$,并规定不应低于 $1 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{min}$ 。

②在 1540C 中 ,对电子和电工组件的试验温度范围规定得也很苛刻 :鉴定试验温度范围为 $125 \text{ } ^\circ\text{C} (-54 \sim 71)$;验收试验温度范围为 $105 \text{ } ^\circ\text{C} (-44 \sim 61)$ 。欧洲目前规定的电子和电工组件的鉴定试验温度范围为 $105 \text{ } ^\circ\text{C}$ 。相比之下 ,中国现有标准规定的电子和电工组件的试验温度范围最小 ,看来 ,以后在修改标准时应适当扩大试验温度范围。

试验要求空间环境模拟室内的压力不高于 $1.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$,实现组件热循环的方法主要有 2 种 :

①利用热沉调温系统 ,一般要求在 $-196 \sim +100$ 范围内可调 ;

②升温靠红外加热器(如红外灯、红外笼等)加热 ,降温靠向包围组件的低温热沉辐射。

组件热真空试验的过程与航天器热真空试验过程相仿。组件热真空试验也增加了原型鉴定热真空试验 ,试验量级和持续时间有所调整 ,试验后用于飞行。

4.2.13 国内航天器热真空试验概况

中国目前已发射的航天器主要是卫星 ,还有无人飞船。除完成了多颗原型飞行器和几艘“神舟一号”无人试验飞船的热真空试验外 ,还完成了大量组件的热真空试验 ,其中包括一些特殊的大型组件(比如展开式太阳电池阵)的热真空试验。

下面介绍这些热真空试验。

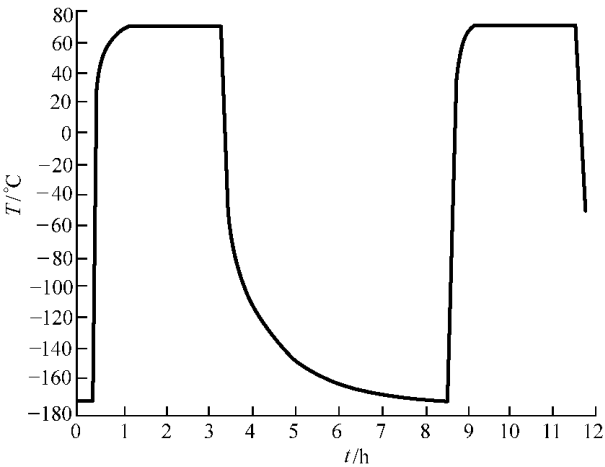
4.2.13.1 太阳电池阵热真空试验

长寿命卫星的能源都要靠太阳电池阵来供给 ,因此太阳电池阵就显得特别重要。在新的展开式太阳电池阵的研制过程中 ,要对太阳电池板做鉴定热真空试验 ,对于飞行板 ,一般要对每个太阳电池板进行验收热真空试验。太阳电池板的热真空试验要求与一般组件的热真空试验要求不相同。其原因是卫星在轨道上飞行期间 ,太阳电池板是暴露在星体之外工作的 ,最高温度和最低温度之间差别很大。比如用于地球同步卫星的太阳电池板 ,其高、低温差达到 $240 \text{ } ^\circ\text{C}$ 左右。在进行太阳电池板鉴定热真空试验时 ,热循环的最高温度一般都大于 $70 \text{ } ^\circ\text{C}$,最低温度往往要达到 $-170 \text{ } ^\circ\text{C}$,允许偏差在高温端为 $\pm 5 \text{ } ^\circ\text{C}$,在低温端为 $\pm 10 \text{ } ^\circ\text{C}$,升、降温速率大 ,最大升温速率达 $30 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{min}$ 以上。

正因为太阳电池板热真空试验要求特殊 ,所以依靠一般的调温系统难以实现所要求的热循环 ,必须采用太阳模拟器或红外加热器来加热升温 ,太阳电池板依靠向表面温度为 $-190 \text{ } ^\circ\text{C}$ 左右的热沉辐射来冷却降温。由于使用太阳模拟器进行试验的价格昂贵 ,这种试验又没有光谱要求 ,所以一般采用红外加热器进行试验。在红外加热器中 ,可以使用加热笼和红外灯阵等。但使用加热笼时在太阳电池阵冷却降温过程中必须移走 ,因为加热笼的加热带严重遮挡了太阳电池板向热沉的辐射。另外 ,要使太阳电池板升温到 $80 \text{ } ^\circ\text{C}$ 左右时 ,投入每平方米加热笼的功率往往要达到 2500 W 左右(这个值与加热笼到太阳电池板之间的距离及加热带内表面的发射率密切相关)。如果使用红外灯阵 ,则比较容易实现。

目前国际上多使用红外灯阵进行太阳电池板的热真空试验 ,早期试验往往要进行 10 次 ~ 20 次热循环 ,有的试验甚至完成 50 次以上的热循环 ,后来试验的热循环次数逐渐减少。

中国近来也专门研究了用于卫星热平衡和热真空试验的红外灯阵。为了完成“ 东方红三号 ”卫星太阳电池板(尺寸为 2 200mm × 1 720mm × 24. 5mm)的热真空试验 ,专门设计了由 36 个灯组成的红外灯阵 ,同时还配有灯阵移动机构 ,当太阳电池板冷却降温速率不够或者达不到要求的最低温度时 ,可以将灯阵从太阳电池板前方移走 ,使太阳电池板充分地向外热沉散热。这个灯阵到达太阳电池板表面的热流密度分布不均匀度在 ± 10% 之内 ,灯阵对热沉的遮挡系数只有 12% ,所以无需移动灯阵就满足了试验对热循环温度的要求。在试验中 ,为使太阳电池板温度降到 - 170 以下 ,将热沉上的开孔都用涂黑漆的铝板遮挡住 ,不用的线缆放到热沉与筒体壁之间 ,必须用的线缆用镀铝薄膜或多层隔热材料包覆。图 4 - 6(a)为典型的太阳电池板热真空中太阳电池板的温度随时间变化的曲线。为了进行比较 ,图 4 - 6(b)中画出了“ 国际通信卫星 - V ”太阳电池板热真空试验过程的典型的温度随时间变化的曲线。通过图中 2 条曲线的对比可以看出 ,中国用红外灯阵进行太阳电池板热真空试验的温度剖面与国外同类试验中的温度剖面是相当的。

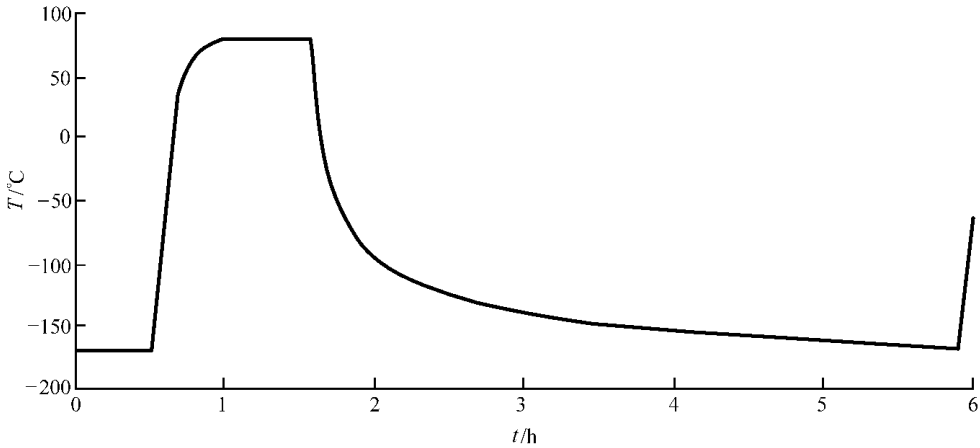


(a) 东方红三号 ”卫星太阳电池板热循环曲线

4.2.13.2 卫星热真空试验

到目前为止 ,中国不仅已先后完成了“ 东方红二号甲 ”、“ 风云二号 ”、“ 东方红三号 ”、“ 资源一号 ”、“ 资源二号 ”、“ 实践五号 ”、“ 风云一号 ”等卫星的热真空试验 ,而且还要求每种型号的第 1 颗发射星都要做热真空试验。对于后续发射星 ,也要求尽量做热真空试验。由于已完成的都是每种型号的第 1 颗发射星热真空试验 ,所以试验按原型飞行的试验量级施加 ,都是 4 次热循环 ,要求最高试验温度为热平衡试验最高温度加 10 ,最低试验温度为热平衡试验最低温度减 10 。但由于试验条件的限制 ,实际试验温度都没有达到加、减 10 ,一般为 7 ~ 8 。尽管如此 ,这些试验还都不同程度地发现了一些问题 ,证明了热真空试验的有效性。下面仅简单介绍“ 东方红三号 ”卫星热真空试验中发现的主要故障情况。

1994 年进行的“ 东方红三号 ”第颗正样星(实际上是第 1 颗发射星)热平衡与热真空



(b) 国际通信卫星 - V "太阳电池板热循环曲线
图 4 - 6 典型的太阳电池板热循环曲线

试验在同一次试验中完成 ,先做热平衡试验 ,后做热真空试验 ,试验组合采用可移动红外灯阵和接触电加热器进行加热 ,在完成热平衡试验的全过程中 ,星上仪器设备都工作正常 ,可以说平安通过。但在热真空试验中发现了如下 2 个问题 ,研制者做了认真的分析和处理。

第 1 个问题是当试验进行到第 3 次热循环的温度上升过程中 ,3[#]微波接收机的温度为 37.4 时 ,奇通道频谱出现了多根等间距的柱状杂波。在第 3 次热循环的温度下降过程中 ,接收机温度低于 20 时 ,杂波消失。在试验进入第 4 次热循环的温度上升过程中 ,杂波又重复出现 ,而此时的机壳温度仅有 23 ,说明故障越来越严重。试验后经研制单位拆下来检查 ,发现信频链上的 3 个可调电容在高温下出现性能漂移。更换新的电容后 ,又经过振动和热真空试验 ,测试其性能正常 ,最后装到星上 ,电测正常才算通过。

第 2 个问题是当温度低于 20 时 ,第 2 个格式计数器的 63 路恒为“ 1 ”,偶数帧遥测参数不正常 ,试验后返厂更换新的片子后才正常。由于这颗卫星发射后未能达到预定轨道 ,失去了评价工作情况的机会。

4.2.13.3 “ 神舟一号 ”第 1 艘无人试验飞船热真空试验

飞船热真空试验与正样飞船热平衡试验在同一次试验中完成 ,试验飞船的技术状态与热平衡试验的技术状态相同。我们进行了热循环试验 ,其做法如下。

(1) 在低温试验工况热平衡试验外热流的基础上 ,降低空间外热流 ,为了减少降温时间 ,还根据情况使部分分系统的仪器停止工作 ,如 GNC、有效载荷、环控生保系统等分系统的仪器 ,而热控、测控与通信、数管等则维持工作状态 ,当主要监视点的温度到达规定的低温目标值后 ,维持 8h ,并按分系统进行电性能测试。

(2) 当高温试验工况热平衡试验完成后 ,在高温试验工况热平衡试验空间外热流基础上 ,增加空间外热流 ,接通舱内为热真空试验专门布置的电加热器 ,当主要监视点的温度达到规定的高温目标值后 ,维持 8h ,并按分系统进行电性能测试。

热真空试验的良好效果已被“ 神舟一号 ”第 1 艘无人飞船的成功发射、正常工作和准确返回地面所证实。

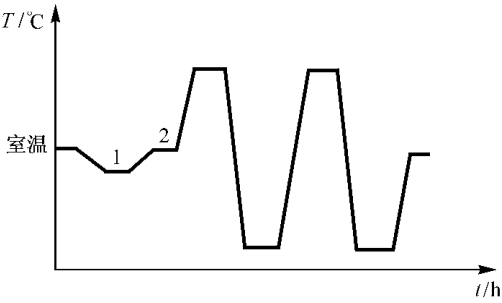
4.2.14 国外一些商业公司卫星热真空试验的特点

以法宇航制造的 SINOSAT 热真空试验为主要例子来说明国外一些商业公司进行卫星热真空试验的特点。卫星的技术状态及试验状态与热平衡试验相同。

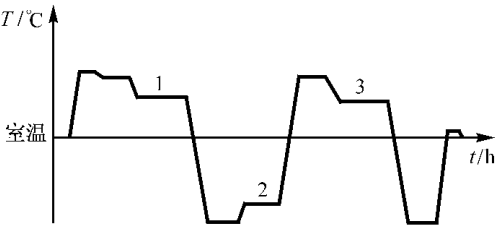
4.2.14.1 热平衡试验与热真空试验在同 1 次试验中完成

热平衡试验与热真空试验在同一次试验中完成 ,国内外基本上都是这么做的 ,但在试验顺序的安排上是有区别的。

SINOSAT 热平衡与热真空试验的试验顺序如图 4 - 7(a)所示 ,首先完成工况 1 和工况 2 的热平衡试验 ,然后完成 2 次热循环试验的热真空试验。这种顺序安排与中国目前的做法相同 ,优点是可以对热平衡试验数据做较为充分的分析 ,为热真空试验选取温度控制点及热循环的最高和最低温度提供了依据。

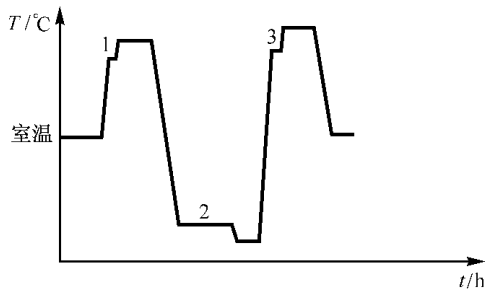


(a)SINOSAT 热平衡与热真空试验的试验顺序



(b) “中星一号”卫星热平衡与热真空试验的试验顺序

美国 LMSC 和劳拉(LORAL)公司分别做“ 中星一号 ”卫星和“ 亚太二号 ”卫星热平衡与热真空试验时 ,热平衡与热真空试验是交替进行的 ,但在做法上是有差别的。“ 中星一号 ”卫星热平衡与热真空试验的安排顺序如图 4 - 7(b)所示 ,先做第 1 次热循环的高温试验 ,接着是高温试验工况 1 热平衡试验 ,然后将温度降到第 1 次热循环的最低温度 ,冷浸完成后接着是低温试验工况 2 热平衡试验 ,第 2 次热循环与第 1 次热循环顺序类似 ,即首先升到规定的高温温度 ,完成热浸后做高温试验工况 3 热平衡试验 ,然后将温度降到最低



(c) 亚太二号”卫星热平衡与热真空试验的试验顺序

图 4 - 7 3 种型号卫星热平衡与热真空试验的试验顺序示意图

温度,但完成冷浸后不再做低温试验工况热平衡试验,而是直接回到室温,全部试验结束;“亚太二号”卫星热平衡与热真空试验的安排顺序如图 4 - 7(c)所示,其顺序刚好与“中星一号”卫星热平衡与热真空试验顺序相反,即先做高温试验工况 1 热平衡试验,然后是第 1 次热循环的高温试验,再降温,完成低温试验工况 2 热平衡试验,接着是第 1 次热循环的低温试验,以下类推。这 2 种顺序安排的最显著的优点是能缩短试验时间,节约试验经费。从合理性看,“亚太二号”卫星热平衡与热真空试验的试验顺序更好些,但如果有好的热分析计算数学模型,试验顺序安排就不一定做硬性规定了。

4.2.14.2 热循环试验次数

SINOSAT 和“中星一号”卫星热真空试验都仅有 2 次热循环,而“亚太二号”卫星只有 1.5 次热循环。这种做法不同于中国标准规定的 4 次热循环,更不同于美军标 1540C 规定的 6.5 次热循环。

4.2.14.3 试验温度为计算最高(低)温度加(减)10

对原型飞行星鉴定热真空试验,热循环的最高与最低温度分别取计算最高温度加 10 和计算最低温度减 10,这些商业公司的做法与中国的规定相同,但不同于美军标加减 16 的规定。

4.2.14.4 热浸和冷浸时间都很长

SINOSAT 热真空试验每次热循环的热浸和冷浸时间大约各为 40h。“中星一号”卫星热真空试验中,计划的 2 次热循环的热浸和冷浸时间总计达 270h 左右。这说明一些商业公司规定的热浸和冷浸时间都很长,远远超过了中国 and 美军标的有关规定,这可能是由于这些商业公司规定的热循环次数太少而这么做的。

4.2.14.5 热浸和冷浸过程中全面进行卫星性能测试和功能检测

SINOSAT 在每个热浸和冷浸过程中都全面进行了性能测试和功能检测,包括转发器性能测试、姿控系统性能测试、电源系统性能测试、遥测遥控系统时标测试等,同时还完成了有关系统的功能检查。在“中星一号”卫星热真空试验中,规定在每个热浸和冷浸过程中都要分别完成平台的 32 个~40 个项目的测试和有效载荷的 18 个~23 个项目的测试。

这些测试和检查 ,使卫星各分系统及单机经受了最接近飞行轨道实际条件的考验 ,有利于暴露仪器制造中的工艺缺陷及元器件的早期失效 ,提高了卫星系统的工作可靠性。

4.2.14.6 严格控制试验温度不超出规定的原型鉴定温度

试验中对仪器温度进行控制时 ,选择比原型鉴定温度低 3 的值作为控制的目标温度 ,将试验温度严格控制在原型鉴定温度与目标温度之间。

4.2.15 常压热循环试验及其与热真空试验的关系

常压热循环试验(国外称热循环试验)是在常压条件下进行热循环的试验 ,一般也分为鉴定热循环试验和验收热循环试验 ,循环次数和温度范围都有相应的规定。做常压热循环试验既可以发现材料、加工制造的质量缺陷 ,又可以节约试验经费。在国外的所有标准中都做了规定。

对于航天器 ,如果做了规定条件的常压热循环试验 ,就可以减少热真空试验的热循环次数 ,最少可以降到 1 次。这就是说 ,常压热循环试验仅能部分替代热真空试验 ,而且必须在热真空试验前完成。所以 ,常压热循环试验对航天器系统级试验来说是选做项目 ,而热真空试验是必做项目。这一关系从表 4 - 6 中可以看得很清楚。

表 4 - 6 1540C 对飞行器热真空和热循环试验要求

试 验 类 型		顶级飞行器	航天器	运载器
鉴定 试验	热真空试验	R ^①	R	O
	热循环试验	O ^②	O	O
验收 试验	热真空试验	R	R	O
	热循环试验	O	O	O
注： ① R 表示要求做； ② O 表示选做				

对于电工和电子组件 ,无论是鉴定试验还是验收试验 ,都要求做热真空试验和热循环试验。但对密封的或低能组件 ,可以做热真空试验 ,也可以不做。对其他组件 ,都不要求做热循环试验 ,但其中的大部分组件都要求做热真空试验。这些关系从表 4 - 7 中可以一目了然。

表 4 - 7 1540C 对组件热真空和热循环试验要求

试验类型		电工 电子 组件	天线	活动 机械 部件	太阳 阵	蓄电 池	阀门 或推进 组件	压力 容器 或部件	推力器	热学 组件	光学 组件	结构 组件
鉴定 试验	热真空试验	R ^①	O ^②	R	R	R	R	O	R	R	R	O
	热循环试验	R	- ^③	-	-	-	-	-	-	-	-	-
验收 试验	热真空试验	R	O	R	O	R	R	O	R	R	R	O
	热循环试验	R	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
注： ① R 表示要求做； ② O 表示选做； ③ - 表示不要求做												

4.2.16 航天器热真空试验技术的发展趋势

进行航天器热真空试验难度大 ,但这种试验又非常必要。国外已经做到每颗发射航天器都必须做热真空试验。为了使航天器热真空试验能够顺利进行 ,应从以下 3 方面下功夫。

4.2.16.1 进行多种加热手段的研究

进行航天器热真空试验时 ,航天器外部环境要靠非接触式加热器的辐射热来提供 ,当

然也包括使用太阳模拟器。由于航天器的升温 and 降温都有一定的速率要求,因此有些加热器在某些热真空试验(如太阳电池板热真空试验)中还不宜采用,比如红外加热笼的热惯性大,不仅升温速率受到影响,而且由于遮挡大,使航天器的降温速率也受到影响。基于这个原因,我们要加强红外灯等加热技术的应用。只有掌握了多种加热手段 and 降低背景热流方法,才能根据航天器热真空试验的需要选择 1 种或几种加热装置来完成试验任务。

4.2.16.2 提高空间外热流和温度的自动控制水平

由于热真空试验过程中,极值温度和升、降温速率都有一定要求,因此必须提高空间外热流和温度的自动控制水平。尽管目前程控电源已使用相当普遍,但还应加强控制方法的研究,逐步实现通过调节红外加热器每个加热区的辐射热流 and 适当改变内部仪器的工作模式相结合来对航天器多个组件的温度进行自动控制。

4.2.16.3 进行热真空试验方法研究

新研制的航天器不管进行哪种类型的热真空试验,我们都应该对如何做这些试验的方法加以研究。比如试验中温度控制区如何划分,试验温度 and 控制点的温度如何确定,以及如何实现这些区域的温度控制,热平衡试验与热真空试验如何紧密结合才更为合理、更节约经费等,是试验中应该很好解决的重要问题。然而,解决这些问题的经验还不够丰富,有必要加强这些方面的研究工作。

第 5 章 载人航天的空间环境试验技术

5.1 空间环境与载人航天的可靠性

5.1.1 概述

自从 1966 年苏联发射世界上第 1 艘载人飞船以来,在 30 多年的载人航天史上,发生过各种类型的事故,先后有 14 名航天员以身殉职,也有一些航天员死里逃生。每次重大事故的发生,在政治上、经济上及对本国航天事业的发展,都产生非常大的影响。特别是 1986 年 1 月 28 日,美国航天飞机失事,7 名航天员同时遇难,给全世界的航天工作者以极大的震动。

1970 年 4 月 13 日,“阿波罗十三号”飞船第 3 次登月飞行,当飞船正在飞往月球途中,设备舱燃料电池系统的 2[#]液氧贮箱突然爆炸,使设备舱向指挥舱的供氧、供水、供电中断,航天员不得不放弃原来的登月计划,提前紧急返回地面,死里逃生。它重复了 1967 年“阿波罗-1”飞船因纯氧大气 and 非金属材料相容性研究不透而引起的火灾事故。这 2 次事故后,“阿波罗”计划用于保证飞行安全的费用增补了 7×10^8 美元,并加强了载人飞船材料的空间环境试验分析,材料在座舱环境中的稳定性、可燃性、挥发性及材料相互间

的匹配与相容,评估材料对人及设备的危害等。所以载人航天的安全性与可靠性同样重要。

航天员是载人航天的核心,安全第一是载人航天的基本准则,这是载人航天器与卫星的根本区别。

载人航天安全性的全意是在航天飞行中航天员生存的概率,它体现了抵御各种有害于航天员健康、导致航天员损伤、甚至死亡的综合能力。因此,必须提高故障分析能力,用定量的方法确定事故发生的概率,而空间环境试验是故障分析的最重要的手段之一。由于载人航天器对空间环境更具有敏感性,因此,载人航天的安全与空间环境试验有着密切的联系,载人航天的高可靠性对空间环境试验提出更高的要求。

5.1.2 载人飞船的故障与空间环境试验

5.1.2.1 美国飞船的故障分析

美国的载人飞船,有“水星号(Mercury)”飞船系列、“双子星座(Gemini)”飞船系列、“阿波罗”飞船系列。

(1)“水星号”飞船系列故障分析。美国“水星号”飞船计划是美国第1个载人航天计划,始于1958年10月,于1963年5月结束,历时4年8个月,共进行了25次飞行试验,其中无人飞行19次,载人飞行6次。“水星一号”第1次发射失败,由于发射时电源接地连接器和控制接地连接器没有同时断开,造成发动机点火后立即自行熄火,运载火箭刚离开发射架,就垂直落在发射架上。

“水星二号”由于推力控制器转速高于正常值,造成液氧在应急逃逸压力传感器失效和积分加速度表进入预备工作状态之前0.5s耗尽,应急逃逸自动敏感系统提前关机,将飞船抛出。由于关机速度超出正常的关机速度,加上应急逃逸发动机的推力使飞船飞行距离超过预定飞行距离200km,降落在预定回收区之外。

“水星四号”返回时,在座舱溅落海面后,由于电路短路,座舱侧面舱门提前开启,海水涌入座舱,航天员从舱门逃出,座舱沉入海底。

“水星-宇宙神(MA)”飞船系列,“MA-1”由于运载火箭故障发射失败。“MA-3”在轨道飞行时,起飞后40s运载火箭自毁,飞船紧急分离,海上回收。“MA-5”飞行2圈后,因热控和姿态故障,提前返回。“MA-7”飞船的落点比预定偏差463km,远离预定回收区,据分析认为座舱热控失调,舱温上升,控制系统失灵。

(2)“双子星座”飞船系列故障分析。“双子星座”飞船系列,历时5年(1961年11月至1966年11月),耗资 12.834×10^8 美元,载2名航天员,共进行12次飞行试验。

“双子星座四号”返回时的实际升阻比设定值小35%,导致落点偏差111km。飞行期间发现实时插入程序补码磁带带误差。

“双子星座四号”返回前,船上计算机出现故障。采用了弹道式再入方式,返回着陆偏差81km。飞行期间发生了2次人为操作事故,航天员把信标开关拨到错误位置,结果比勒陀利亚测控站没有收到频段信标。航天员还开错了1个姿态发动机的开关,给飞船的姿态控制带来了很大的困难。“双子星座五号”飞行期间,飞船燃料电池出现故障,为了保存电力,信标机长时间关机,地面只得多开雷达对空间站表面进行跟踪。“双子星座

八号”由于航天员开错了姿态发动机的开关,姿态系统失灵,飞船姿态失去控制,滚动不止。不久,飞船发动机短路,只得提前返回。

(3)“阿波罗”飞船系列故障分析。“阿波罗”飞船从1961年5月开始研制(1968年10月“阿波罗七号”第1次载人飞行)到1972年11月“阿波罗十七号”第6次登月飞行结束,历时11年,这期间曾出现过一系列的故障。按研制阶段分,故障占有率是:设计阶段10%,制造及检验20%,地面试验40%,发射前验收10%,轨道飞行阶段20%。

这表明约4-5的故障是在飞船研制过程早期发现的,可采取相应的措施加以消除,飞船上天后的故障占全部故障的1-5。

按产生故障的系统分类;“阿波罗”载人登月飞船由指挥舱、服务舱、登月舱组成,指挥舱和服务舱故障分布如表5-1所列,登月舱的故障分布如表5-2所列。

表 5 - 1 “阿波罗”飞船指挥舱和服务舱的故障分布

序号	分系统	总故障百分数 - %	初样阶段(装配前) 环境试验 - 次	检验试验 - 次	地面空间环境 试验 - 次	轨道 飞行 - 次
1	仪表	15.9	77.3	3.9	18.4	0.4
2	环境控制	13.9	72.4	12.2	13.9	1.4
3	显示与控制	12.4	71.9	10.2	17.2	0.7
4	推进	10.8	72.4	19.4	8.1	0.1
5	反作用控制	10.4	60.2	15.3	24.0	0.5

(续)

序号	分系统	总故障百分数 - %	初样阶段(装配前) 环境试验 - 次	检验试验 - 次	地面空间环境 试验 - 次	轨道飞行 - 次
6	电源	7.6	55.7	24.5	18.8	1.0
7	通信	7.4	68.1	18.9	11.6	1.4
8	稳定控制	4.8	77.8	15.1	5.9	1.2
9	燃料电池	4.7	66.0	22.7	9.7	1.6
10	制导与控制	3.9	61.5	16.4	19.5	2.6
11	结构与机构	2.8	36.2	36.0	26.5	1.3
12	地球着落	2.0	46.9	31.6	19.6	1.9
13	航天员装备	1.8	34.7	51.2	12.1	2.0
14	器械	1.6	46.6	44.7	8.7	0.6
平均		—	60.6	22.9	15.3	1.2

表 5 - 2 “阿波罗”飞船登月舱的故障分布

序号	分系统	总故障百分数 - %	初样阶段(装配前) 环境试验 - 次	检验试验 - 次	地面空间环境 试验 - 次	轨道飞行 - 次
1	电子组件	18.6	74.0	16.0	9.5	0.5
2	推进	15.1	69.9	11.4	18.6	0.1

序号	分系统	总故障百分数 - %	初样阶段(装配前) 环境试验 - 次	检验试验 - 次	地面空间环境 试验 - 次	轨道飞行 - 次
3	仪表	12.5	59.0	13.8	26.7	0.5
4	环境控制	9.1	62.6	14.3	22.7	0.4
5	雷达	7.6	76.4	15.4	8.2	0
6	反作用控制	7.6	57.5	13.9	27.5	1.1
7	通信	6.9	77.2	16.8	5.9	0.1
8	救生制导	6.2	68.2	16.12	15.3	0.4
9	稳定控制	5.7	66.5	25.3	7.7	0.5
10	电源	4.3	37.3	26.8	25.3	0.6
11	结构和机构	4.1	32.9	24.4	42.5	0.2
12	航天员装备	2.2	42.5	33.6	23.3	0.6
平均		—	60.3	19.0	20.3	0.4

5.1.2.2 苏联飞船的故障分析

苏联有“ 东方号 ”飞船系列、“ 上升号 ”飞船系列、“ 联盟号 ”飞船系列。

(1)“ 东方号 ”飞船系列故障分析。“ 东方号 ”飞船系列从 1961 年 4 月到 1963 年 6 月共发射 6 次 ,此前曾进行了 7 次卫星式飞船发射 ,其中 2 次因运载火箭故障未入轨 ,成功的 5 次中 ,有 4 次带了航天员座椅回收舱 ,3 艘被回收。

“ 东方一号 ”飞船由于没有制动火箭 ,航天员适应很困难 ,重力加速度高达 8g。“ 东方二号 ”中航天员出现太空病(错觉、漂浮感、食欲减退、厌食、恶心)反应。

(2)“ 上升号 ”飞船系列。准备舱外活动前 ,发现航天服压力只有 4×10^4 Pa ,不到“ 上升号 ”舱压的一半 ,出舱活动前进行了吸氧 ,将氮清出体外。在返回时 ,航天员发现自主导航系统故障 ,不得不采用手动太阳定向系统 ,返回舱超过原定登陆区 3 200km ,在森林中着陆 ,无线电信标机天线被折断 ,给救援部队定位造成困难。

(3)“ 联盟号 ”飞船系列。从 1967 年 4 月至 1991 年底 ,共发射 95 艘。飞船由 3 舱组成 ,可载 3 名航天员。

“ 联盟一号 ”太阳能电池阵未能按要求展开 ,只能产生较小的功率 ,同时电视发射机故障 ,部分天线也未能展开。由于散热器被折叠起来的太阳能电池阵盖住 ,飞船的电子系统产生的热不能按要求辐射掉 ,引起了姿态控制系统控制部件故障 ,由此引起飞船较慢的翻滚。由于返回舱不断地旋转和振动 ,使降落伞的带子缠在一起 ,飞船以 500km - h 的速度冲向地面 ,通信中断 ,飞船坠毁 ,航天员因未穿航天服在再入时死亡。

“ 联盟三号 ”的目的是同“ 联盟二号 ”对接 ,对接失败。

“ 联盟十一号 ”在轨道舱正常分离返回时 ,12 个火工品应按顺序点火 ,由于当时火工品错误地同时起爆 ,使返回舱压力平衡阀的密封装置松脱 ,导致舱内空气压力和大气压力保持平衡 ,航天员被窒息而死。

“ 联盟十五号 ”同“ 礼炮三号 ”对接没有成功。“ 联盟二十七号 ”太阳望远镜损坏 ,1 个

反射镜不能自主定位,无法进行自动观察。

“联盟十八号”返回时,火箭偏离规定的姿态,飞船逃逸发生在 180km 轨道高度,速度为 5.5km/s。航天员无法控制,中断飞行系统,应急要求地面进行飞行控制。在再入期间,航天员承受了重力加速度为 20g 的减速过程。“联盟二十三号”原计划同“礼炮五号”对接,在飞船离空间站 100m 以内时,自动对接系统产生故障,在 100m 距离上原可以实施手动对接,航天员没有进行过手动对接训练,因此命令该飞船迅速返回着陆。“联盟二十五号”计划同“礼炮六号”对接,在 120m 距离时,实施手动控制,硬对接进行 4 次均失败,后来实施软对接,再次失败。怀疑是飞船的对接爪头出问题。“联盟三十三号”原计划是在飞船距空间站 100m 时进行对接,主发动机应自动点燃 6s,由于发动机故障,只点燃 3s 就自动关闭。点火期间飞船强烈振动,认为是发动机控制系统故障,后来对接系统对发动机点火时,发动机一启动就熄火,认为火箭燃烧中的压力传感器敏感到正常的燃烧压力已经达到时,压力传感器即关闭了发动机。

“联盟 T-10A”由于发射前火箭燃料泄漏,中断飞行。

苏联载人飞船的一系列故障,被认为是地面试验进行得不充分,因此提出环境试验的费用应占航天总费用的 30%~40%。

5.1.3 空间环境对载人航天的影响

5.1.3.1 航天员与航天环境

在航天活动过程中,人与所处的航天环境息息相关。航天员主要遇到的环境有:压力、宇宙辐射、微重力、高低温、有害气体等。航天环境影响人的耐力、舒适性、功效、人身安全等。为保证航天员在载人航天器上能正常生活和发挥工作能力,载人航天器内应有大气环境。俄罗斯采用 0.1MPa 气压,美国在“阿波罗”飞船上曾采用 (1~30)MPa 气压。从航天员来说,在载人航天器内保持与地面上大气一样的环境是最合适的。美国经实验验证,航天员生活在压力为 5×10^4 Pa 的环境下不会引起不良反应,对载人航天器和出舱活动的航天服的设计要求可以降低。

微重力环境将对人体产生不利影响,俄罗斯航天员曾在太空逗留 300 多天,人在微重力环境下最多能逗留多少时间,至今没有明确的答案,需要进一步研究。有人提出如果做长期飞行,空间站上应设计人工重力环境,但会有很大的难度。

进入太空,航天员将遇到宇宙辐射问题,当航天员进行舱外活动时,问题会更加突出。美国、俄罗斯都已制定出人体允许的宇宙辐射剂量标准,它关系到载人航天器和出舱用航天服防辐射的设计要求。有人曾计算过,为了可靠地防避太阳宇宙射线和地球内辐射带粒子的危害,空间站屏蔽层每平方厘米厚度的质量应为 10g,按此标准,容积为 $20\text{m}^3 \sim 25\text{m}^3$ 的座舱,其屏蔽层质量最低限度为 10t。因此,有人提出用人工磁场或电场,使带电粒子偏转的“主动防护”法或采用药物防护法等。

由于空间站是个密闭环境,舱内有害气体很容易聚集,航天员长期生活,必将产生不良影响。

5.1.3.2 低气压环境对航天员的影响

空间低气压环境给人生理上带来种种不适,甚至危及生命安全。气压与海拔有关,海

拔 3km 高时 ,人开始不适 ,效率降低 ,6km 时 ,大多数人很难生活。人体需要一定的氧气 ,其数量和人体的活动程度有关。由于在 90km ~ 100km 高度的范围内 ,大气中氧气所占百分比(约为 21%)不变 ,而大气压力随着高度的上升而减少。通过肺部经血液输送到细胞中的氧气量与吸入气体中的氧分压有关 ,氧分压减小时 ,氧气含量减小 ,因而细胞中化学反应不充分 ,产生不了足够的“生命热” ,引起人体各种不适应症状 ,如视力不足 ,工作能力降低 ,无名的兴奋、昏迷和丧失意识等。这种由于在高空缺少氧气而引起的症状称为高空缺氧症。

高度升高大气压力降低时 ,由于人体胃肠道等积存和游离出来的气体膨胀而不能顺利排出 ,会引起腹痛和呼吸困难 ,称为空气胀。由于高空吸入大气中的氧气分压降低 ,体组织和血液中的氧气会游离出来 ,若上升速度快 ,则会在血液及人体组织中形成气泡 ,引起关节和肌肉疼痛、皮肤瘙痒及咳嗽、胸痛 ,甚至植物神经障碍和胸肌损伤 ,这种症状称为高空气体栓塞 ,通常发生在 8km 以上的高空。

水的沸点与压力有关 ,压力为 $1 \times 10^5 \text{Pa}$ 时为 100 ,压力降低时 ,沸点降低。人体内含有多达 70% 的水 ,当高度达到 19.2km 时 ,大气压力降低到 6 300Pa ,水的沸点正好等于人的体温 37 ,人体内的水会沸腾 ,形成大量的气体 ,使人体的体积剧烈增大 ,这种现象称为高空组织气肿或体液沸腾 ,会招致人体的损失和死亡。

人体大约有 2m^2 的表面积 ,在稳定情况下 ,人体内、外的压力相平衡 ,但在周围环境大气压剧烈减低、机体组织内溶解气体的分压超过周围环境大气压力时会发生减压病。减压病是快速减压的结果 ,在快速减压的情况下 ,人体组织和血液中的气体会形成气泡并通过血流带到全身。减压病通过皮下气泡 ,出现关节和肌肉的典型“屈肢症”疼痛、“气梗”或肺部疼痛 ,诸如皮疹或麻木等神经性方面的症状 ,以及在严重的病例中可以出现瘫痪、循环衰竭与休克等症状。

当大气压力变化速率达到一定数值之后 ,人体还会发生气压伤。气压伤发生在气体暂时被封闭的中耳或鼻窦内、牙齿修复物下或在龋齿内形成气袋的牙齿内和内脏内部。如果封闭的气袋存在的话 ,外界压力发生变化 ,会在这些腔壁的两侧产生压差引起疼痛和组织损伤。气压伤可能发生在下述情况下 :

①伴随呼吸道感染产生的肿胀粘膜阻塞了正常可以使耳朵与鼻窦压力平衡的通道时 ;

②牙齿治疗不当造成齿内腔时 ;

③在压力变化前进食 ,内脏中已容入大量气体时。

在外压力快速降低以致肺部和其他空气腔内出现暂时性压力过高时 ,将会发生爆炸减压综合症。压力差为 $1 \times 10^4 \text{Pa}$ 时 ,肺就破裂。如果在这种情况下 ,肺部就出现撕裂或破裂 ,那么 ,血管将被切断 ,同时肺部正压力可能迫使大量气体进入血液 ,造成致死性空气栓塞。

快速减压和爆炸性减压的结果取决于下列因素 :

①压力变化的速率 ;

②压力的绝对变化值 ;

③减压前的绝对压力 ;

④初始压力和最终压力之比 ;

- ⑤减压前的肺容积和最大肺容量之比；
- ⑥座舱通气口和座舱容积之比与通气口和肺容积之比。

5.1.3.3 微重力环境对航天员的影响

微重力环境下,对航天员会产生各种各样的影响,如发生头昏、肌肉松弛、内部器官位移和味觉迟钝。对这些内容的研究,已经产生了新的学科——航天医学,其研究的内容有:心血管系统;肌肉和骨架的新陈代谢作用;血液和免疫;内分泌;神经及前庭功能;新陈代谢;放射学和行为科学等。在以往的载人飞行中,医学科学家已经掌握了足够多的数据,人体除了具有微重力环境下存在的一般规律性外,还存在着航天员的年龄、训练程度及其活动特点等。微重力对航天员有以下主要影响。

(1) 航天员对微重力环境的适应性。长时间在微重力环境下会使航天员的肌肉功能、免疫功能等衰竭,必须有肌肉系统的负荷训练。

(2) 微重力对航天员血液系统的影响。航天员的血液中红细胞显著降低。

(3) 对航天员免疫力的影响。对 57 名航天员返回地面后的研究表明,他们的淋巴细胞活性降低 18% ~ 61%,干扰素的产生明显减少;免疫球蛋白和补体有不同程度的改变。经测试,航天员的淋巴细胞的分裂活性只等于地面对照组的 85%。

(4) 对航天员前庭功能的影响。微重力环境下航天员的前庭和神经肌肉传感系统功能出现明显的变化,特别是返回地面后,耳石输入反应和前庭-脊椎反应明显。

(5) 对航天员代谢功能的影响。微重力期间观测到人体正常体液和矿物质代谢的离差,认为是低压系统中心充血所致。

(6) 对航天员循环系统的影响。出现头部循环系统充血,主要表现为颈静脉扩张,脸部浮肿和鼻充血。

5.1.3.4 宇宙辐射环境对航天员的影响

在外层空间做轨道飞行的航天员失去了大气层这一自然辐射防护条件,直接暴露于地球周围的宇宙辐射环境,有可能受到辐射损伤。载人航天的宇宙辐射环境主要有:银河宇宙辐射、地磁俘获辐射带、太阳质子事件、人工辐射带。例如 1959 年 5 月 10 日太阳质子事件,按“阿波罗”飞船的屏蔽结构,舱内计算的皮肤剂量高达 $605 \times 10^{-2} \text{Sv}$ 。而且太阳质子事件是随机事件,难于准确预报。太阳活动(太阳表面出现的黑子数目与所占面积比)有 11 年的周期。在太阳活动高峰期,太阳质子事件发生的频数也较高。大的太阳质子事件是长期载人飞行的潜在威胁之一。

5.1.3.5 载人航天器座舱空气化学污染对航天员的影响

座舱空气受到缓慢积累或突发事故的化学污染,会对航天员安全构成严重威胁,而且随着飞行时间的延长而增加。

美国航天飞机进行 30 次航天飞行中,曾发生 11 次化学毒性事故,其概率约为 30%,虽然其中 10 次并不严重,1 次中性化学毒性事故,发生概率约 3%。飞行时间越长,概率越高。因此美国宇航局提出如下污染监测方案:

- ①对座舱空气中的全部有机污染物进行实时监测;

- ②对产生污染的目标间断地进行定性与定量测量；
- ③污染的浓度超标时,采用声音或光报警。

5.1.4 空间环境试验与载人航天器的可靠性

从载人航天器的故障与异常情况分析可以看到,轨道飞行阶段故障对策和应急措施的实施最为困难。发生故障的原因有总体设计、总装生产工艺、部件质量、空间环境、人为因素以及管理协调等多种原因。这些故障绝大部分都应该在地面空间环境试验中及时暴露。空间环境试验是发现隐患与故障、提高飞行成功率与可靠性的重要手段。

5.1.4.1 空间环境地面试验的重要意义

(1) 空间环境地面试验是检验载人航天器设计方案正确与否的重要依据,因为设计是主观的,而试验是客观的。试验可以验证主观的设计是否正确,是否符合客观规律。设计出的单机、系统及整个载人航天器能否在各种环境条件下,按照设计意图,正确、准确地工作和执行各种指令,并完成各种规定的动作。

(2) 空间环境地面试验可以充分发现和暴露各方面存在的问题,如:

- ①检验载人航天器各结构的性能是否满足飞行条件下的强度、刚度、气密性及可靠性的要求；
- ②检验载人航天器采用的各种关键技术正确性与合理性；
- ③检验载人航天器各系统间的供电线路、指令信息工作程序的准确性和可靠性；
- ④检验设备的加工质量、焊接质量、装配质量；
- ⑤检验载人航天器在模拟各种环境下工作的可靠性和协调性；
- ⑥检验载人航天器在各种条件下是否满足载人的要求,以及航天员在工作与生活上的适应性；
- ⑦发现、暴露各种工作阶段的故障隐患,以便为制定改进措施提供依据,为可靠的飞行试验打下基础。

5.1.4.2 载人航天器通常要做如下空间环境试验

- ①整飞船(空间站)站热平衡试验,在空间环境模拟室内检验飞船热控系统设计的正确性；
- ②整飞船(空间站)热真空试验,在空间环境模拟室内鉴定飞船热控系统设计的正确性,并在不同情况下检验其他分系统及部件的功能；
- ③整飞船(空间站)鉴定验收试验；
- ④航天员生命保障系统、环境控制系统性能试验；
- ⑤气闸舱动作,航天员出舱活动和舱外航天服系统功能试验；
- ⑥座舱爆炸减压和应急处理试验；
- ⑦飞船轨道应急飞行和舱内航天服系统功能试验；
- ⑧航天员轨道飞行适应性人机联试；
- ⑨太阳电池阵展开、2个舱交会对接机构等大型活动部件的动作和功能试验。

空间环境试验与载人航天器研制工作应紧密地结合起来,在产品研制的各个阶段充分应用空间环境试验来验证产品的设计,暴露生产工艺中的问题。1965年6月“双子星

座四号”飞船与“阿金纳(Agena)”轨道交会失败的经验,提出重视空间组合环境试验、进行整个系统的热真空试验的重要性,以暴露故障,评估飞行性能。

国外载人航天技术的实践证明,空间环境试验是进行故障分析、提高可靠性的关键工作之一。载人航天空间环境试验设备和空间环境试验技术在载人航天的发展中起到了重要作用。

5.1.4.3 提高载人航天器可靠性措施

1) 加强防止重大事故的研究

一般小事故对飞行影响较小,但重大事故却无法挽回,1957年到1988年共有140颗卫星与载人航天器发射失败或灾难性事故,因此,要特别引起重视,加强防止重大事故的研究,进行空间环境试验。

2) 加强航天器的设计,提高生产工艺水平

加强载人航天器造成故障的保险设计、软件设计、热设计等,在分析各系统故障原因中,每个系统都要找出从设计和技术上造成故障的原因,要重视通过空间环境试验评估,这是提高载人航天器设计水平的重要因素之一。

3) 加强空间环境效应与试验技术研究

研究空间环境对载人航天器的干扰与影响,加强对抗辐射性能的研究,提高抗干扰能力,加强空间环境试验技术的研究。

4) 提高载人航天器排除故障的能力

提高载人航天器排除故障的能力,是使航天器正常运行的有效方法。对关键系统设有备份,有可靠的指令系统,地面站要有应变能力等等,这些对载人航天器的故障排除是相当关键的。

5) 进行充分的空间环境模拟试验

(1) 积累地面与飞行试验的原始资料,特别是故障情况分析。建立数据库,加强空间环境对载人航天器可靠性影响的研究。

(2) 加强模拟方法和试验技术的研究,分析其有效性,特别是:元器件、组件、各系统及载人航天器的各种必要的空间环境试验,是提高载人航天器可靠性的重要途径。

(3) 在试验设备、测试手段和分析方法上,要不断更新,尽量采用新技术、新成果,提高测试结果的可靠性与置信度,提高试验质量。

(4) 空间环境试验要贯彻于载人航天器的整个研制过程。特别是方案阶段的研制试验,各正样航天器的鉴定、验收试验,要起到保证可靠性的关键作用。

航天器的性能、特点、要求,决定地面空间环境试验必须是严格的、充分的。所谓严格是指地面空间环境试验条件应尽量接近飞行条件,做航天器试验,才能获得可靠的数据。所谓充分是指在各种条件和情况下,试验次数要足够多,以积累大量的试验数据,为暴露问题提供充分的依据。空间环境试验和可靠性试验,要花费大量的经费和时间,但这与一旦由于某部件的故障而导致整个航天器的失败所造成的损失相比,是值得的,完全有理由说,充分的空间环境地面试验是经济上、时间上的最大节约。

6) 载人航天器的设计必须重视开展故障模式、影响和危害度分析

载人航天器是极为复杂的产品,它采用了大量的新技术、新材料、新工艺,对于这种一般不可以直接维修、耗资巨大、一次性使用的产品,对其故障就必须以“预防为主”,而故

障模式、影响和危害度分析则是预防故障的最重要的手段之一。在设计阶段对载人航天器产品自下而上(从元器件到整机、分系统)的失效因果关系进行严格的分析,主要目的在于不漏掉后果严重的故障模式,从而在查明故障模式后通过修改设计予以排除或采用可能的补偿措施,以提高产品的可靠性。开展故障模式分析,必须建立在空间环境试验证明的基础上,是极有价值的分析。

7) 航天员在地面进行充分的空间环境试验,以适应长期太空活动的能力

5.2 模拟微重力的中性浮力试验技术

5.2.1 概述

中性浮力试验是失重环境的效应模拟试验,它是将试验对象全部浸泡在水中精确地调整漂浮器的浮力和配重的大小,使向上的浮力与向下的重力互相抵消,产生随机平衡的漂浮感觉,似乎处于失重状态,其感觉相当于在太空运行。在模拟设备中,可获得与空间十分相似的6个自由度运动,可以做全尺寸模型试验,试验时间能任意延长。

1) 试验目的

(1) 研究微重力对航天员的生理效应,航天员在失重环境中能否正常的生活与工作。

(2) 做航天员适应性训练和舱外活动的空间操作能力训练,如出舱维修,大型空间站构件组装,以及在轨操作程序的检验,包括空间机器人和空间机械臂的操作程序的检验。

(3) 研究在失重环境中飞船和空间站的设计合理性,并检查硬件在失重状态下能否正常工作,如舱门开闭是否方便,舱外航天服是否能活动如意。

(4) 验证太阳电池阵、天线等活动部件展开的可靠性,验证航天器之间的交会和对接的准确性。

载人航天器在太空遇到的空间自然环境可采用防护技术,而失重环境只能采用适应的方式,通过模拟试验来使航天员及飞船结构适应这类环境。

模拟失重环境试验的其他方法,如:飞机做抛物线飞行,可供自由落体的管、塔、井等装置以及探空火箭等可直接提供失重环境,但因为试验时间短、空间小,所以使用有限,不适应解决前述的载人航天的各类问题。而中性浮力试验,可提供大的试验空间,很长的试验时间,可在6个自由度上活动。通过实际飞行证明效果很好,与模拟试验相似。因此,从20世纪60年代初开始,中性浮力试验成为载人航天不可缺少的试验项目。

2) 研究与试验项目

一般这些试验装置的试验项目分为2类:

① 主要用于航天员的选拔和训练;

② 规模较大,性能完善,主要用于航天员在轨道飞行中完成任务的模拟试验,即人机复合体试验。

具体开展的研究项目有:着装航天员舱内活动时的行动和操作训练,航天员在座舱内输送装备和货物的模拟试验,航天员在舱外活动的适应性训练,航天员进出座舱的模拟试验,航天器对接操作的模拟试验,大型结构组装的模拟试验,航天器维修程序的鉴定试验;轻质可展结构的设计、评价与性能试验,评价、检验飞行硬件,机器人的功能评价试验;空

间定向运动的研究 ;微重力下人体测量、工效学的研究以及与航天员活动有关的工具、装备的研究 ;生命保障系统操作程序的研究与训练 ;人机环控系统的综合试验 ;特殊情况下急救程序的制定和训练 ;新的训练和工作程序的试验和评价 ;飞行前整个飞行程序的综合性试验等。

3)中性浮力试验方法的优缺点

(1)主要优点。

①模拟微重力时间(作业)不受限制,可以任意延长。

②试验对象在没有任何约束、具有6个自由度的条件下进行试验,这与空间条件十分相似。

③允许用原尺寸飞行型结构的整机和部件做试验,保证了模拟试验的真实性。

④浮力不改变重心的位置。

(2)主要缺点。

①在太空是真空环境,而浸水模拟的外界是粘度较大的水,在水中运动的物体受阻力影响,阻力又是速度的函数,同样的力加到物体上,在太空和在水中的速度和加速度的响应不同,产生运动轨迹也不同。在有阻尼的水中比没有阻尼的太空作功更易疲劳。另外,刚体的加速引起水的加速产生了流体力学的附加力,它是加速度的函数,随之产生了“视质量”和“视惯性矩”。

视质量是“物体实际质量加上流体动力学质量。”视惯性矩是“物体实际惯性矩加上流体动力学惯性矩之和”。这种水环境所造成的影响可以通过建立数学模型和计算机计算来克服。

②由于穿着充压服装在水中产生较大的体积,即较大的浮力,为了获得中性浮力条件需增加压铅块,这样使着装增加30%~40%的质量。

③试验员的着装几何形状影响了姿态的稳定性。

④服装加压系统对人体新陈代谢有影响。

5.2.2 国外中性浮力试验技术的进展与应用

1)试验技术进展

20世纪60年代初,美国就开始了中性浮力模拟试验设备的研制。1960年NASA的马歇尔空间飞行中心(Marshall Space Flight Center,即MSFC)建立了第1个中性浮力装置,用于研究和探索中性浮力模拟技术,模拟空间操作,如适应“阿波罗”计划中航天员进、出舱活动的需要。至今国际上已建有中性浮力模拟设备20多个。中性浮力设备中的水槽,大小不一,方圆皆有,池内液体可用调温(一般约29~32)清水。做生理实验的小型浮力模拟设备的水槽内也可用含1%~2%的NaCl水溶液,对水要定期消毒过滤,进行小流量的循环,以保持清洁。水槽上与水下装有照明灯,以照亮池底。水池要高出地面,以便在池壁设置观察窗。水下有通话系统、照相系统和电视摄像系统,实验时,在水下实时采样记录。

此类设备能容纳原型模型飞船及其他大型构件。受试者和将由他在水下移动装配的大型构件,可捆扎配重,调节到中性浮力。航天员在水下呼吸供氧可采用自给潜水呼吸器,穿上航天服,戴上紧密封面罩。由它处供气的供气压力应与浸水深度相适应,可通过专

门设计的呼吸器膜盒机构,在正常呼吸周期内自动补偿,保持相对恒定。由于水静压阻力和阻尼的作用,水下环境不利于快速大距离位移运动,但活动速度在 $0.3\text{m} \cdot \text{s}^{-1} \sim 0.6\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ 间的模拟是逼真的,适合于进行精细操作、空间定位、出舱活动和训练安装作业技能等有关试验。在美国“双子座”计划中,曾对中性浮力模拟和实际航天员出舱活动的情况进行对比,表明水下模拟试验对设计出舱活动程序和航天员的训练是有效的。

美国为适应“天空”实验室计划,在马歇尔空间飞行中心于1971年研制了世界最大的中性浮力模拟设备,是直径为22.9m、深为12.2m的钢制容器,并且备有完善的供水系统和潜水呼吸系统。1次试验就有3名航天员和10多名潜水员和摄像员协同工作。试验内容有训练进出舱体、货物输送、构架装配、太阳能电池阵展开和修理,并通过试验发现故障,提出改进建议,为“天空”实验室飞行的成功提供了保证。

“天空”实验室入轨后发现流星屏损坏,其修理程序就是在模拟设备中验证后,再通知飞行中的航天员执行,并取得了成功。1986年美国波音公司(Boeing Company)等出于对空间站的研究,在该设备中进行了空间站舱体模型上的热辐射器和碎片防护屏的修理试验、航天员工作能力与疲劳试验等2个模拟试验。

“天空”实验室航天员的共同反映是:“在轨道中与在中性浮力模拟设备水中感觉是相同的,只是更深广而已。”指令长杰克·海马斯说:“一般来说,这是良好的训练,你在模拟设备中能达到的,在轨道上的微重力下也能做到。”

苏联加加林航天训练中心也建有大型中性浮力模拟装置,各类载人飞船在发射前也在中性浮力器中进行了大量的试验。参加俄罗斯载人航天飞行的法国航天员也是在这里进行了多次水中试验后才上天飞行的。1987年4月苏联航天员在轨道上修理了“量子号”(Quantum)飞船,成功地实现了对接,其操作程序也是通过中性浮力试验验证的。

2) 试验技术的应用

(1) 航天员的训练。美国的“双子座十二号”、“水星号”、“阿波罗九号”、“天空”实验室、苏联的“联盟”飞船等航天员在飞行前均在中性浮力模拟设备中经受多次训练,体会失重情况下的漂浮感,掌握在失重情况下穿航天服的人体运动的协调性、姿态控制方法,训练航天员出舱活动和空间操作能力,运送货物的能力,修理航天器的程序练习。美国“天空”实验室在中性浮力试验室的水槽中,航天员通常要接受543h(近23d)的训练。由约翰逊空间中心(Johnson Space Center,即JSC)主持,用中性浮力试验训练航天员开展任务的程序,如组装和装卸大型设备、铺设电缆、拆除和置换支柱、大型设备结构的手操作训练等。

(2) 评价选择硬件设计。由于载人航天器尺寸很大,使用的各种机构及可伸展的轻质柔性构件等验证在失重状态下,设计是否合理,性能是否可靠,以及运动特性等都要经过测试和考验。如美国“天空”实验室的1#太阳阵和2#太阳阵全在中性浮力槽内经过考验而发现了故障,并进行了验证。美国航天飞机外部支架结构也全在中性浮力试验后,再由航天员在太空轨道上出舱执行任务的。

(3) 实施支援任务。1973年美国“天空”实验室太阳能电池阵出现故障不能展开,导致电能不足和舱温升高。NASA下达紧急任务,在中性浮力试验室开展模拟试验,制定航天员出舱修理的活动程序,航天员按地面发送上去的指令,及时出舱修理,排除故障,保证了正常运行。

1975年4月13日美国“发现号”(Discovery)航天飞机对发射租赁卫星失败后进行了

修理。1985 年苏联“联盟十三号”载人飞船,在没有天线对接信号的情况下,成功地同“礼炮七号”实现了对接。1987 年 4 月苏联航天员在轨道上对“量子号”飞船的修理程序,都是在地面的中性浮力模拟设备中进行模拟试验后制定出来的。

(4)大型结构的对接和组装。美国利用中性浮力模拟试验完成了“天空”实验室计划中的大量的对接和组装试验。空间望远镜的金属结构组装、修补居住舱遥控操作系统,都经过中性浮力模拟试验的检验,保证硬件和程序都能安全可靠飞行。

1984 年,美国麻省理工学院(Massachusetts Institute of Technology)和 NASA 兰利研究中心(Langley Research Center)组成联合测试小组,由 2 名航天员参与在中性浮力设备中模拟航天货舱的搬运工作,试验中采用了光学摄影和录像设备,记录了试验情况和结构组装过程,后改进了有关装置,适应了航天员的活动。

20 世纪 80 年代欧空局为美国“自由号(Freedom)”空间站提供哈勃望远镜的太阳电池阵和模糊成像摄像机,美国要求望远镜的 2 个部件和“哥伦布(Columbus)”实验室内的分系统及载荷架都是可更换的。为此做了中性浮力试验,其中 1 次在法国的中性浮力设备中试验,目的是对哥伦布实验室分系统的运输和装配过程进行模拟试验。除按要求完成试验外,还发现航天员在进行安装时,使用脚环作为人体固定器更为有效,为使航天员能在失重状态下快速辨别方向,应在不同的零件上涂以不同的色彩。1992 年 2 月在美国马歇尔空间飞行中心的中性浮力设备中进行“哥伦布”实验室与“自由号”空间站的对接试验。试验包括设备的移动、输送安装、对接等操作程序的检验、验证、航天员技能的培训和工具的改进等。

5.2.3 试验技术与试验方法

1)水槽尺寸大小

(1)深度。1 名航天员在水下操作,直立时约为 2.5m,其上方、下方各留有一定的空间作为潜水员的行走通道,各为 2m~3m,合起来总高约为 8m。如果进行安装组合,空间高度要更大些,再加上太阳能电池阵,舱体深度设计应大于 10m。

(2)直径。对于航天员训练,体验失重漂浮感,只要 1 名航天员着装下水,就有 2 名或 3 名潜水员为其服务,直径应为 10m 左右。

对于人机联试,进行组装对接试验,水槽直径应大于 20m,小了满足不了航天器在尺寸上的要求。

2)水系统

为了保证水槽用水的水质、水温,需要整套的水的供给、循环和处理系统,包括水源、过滤器、加热、循环及污水处理等设施。每 34h 应将数千吨的水循环 1 遍。水温应控制在 28 ± 2 ,一般采用蒸汽加热,经过过滤,保证水质清洁,去除杂质,达到饮用水标准,并具有良好的能见度。应自动加氯(含 1%~2%的 NaCl),消毒水质,以保证人体健康。

3)安全系统

(1)潜水病的预防。由于航天员和救护潜水员长期在水槽中工作,人体安全很重要。据潜水医学的考虑,在水深 4m 以上,因寒冷、疲劳和个体体质差异,都可能出现潜水病。根据中性浮力试验状态,水深 10m 左右,绝对压力为 $2 \times 10^5 \text{ Pa}$,每天工作时间为 7h~8h,属于长时间轻潜工况,可能出现下列潜水病。

①减压病。机体在高压下暴露一定时间后,如果外界压力下降得太快,身体组织内惰性气体游离为气相,形成气泡,称之为“气栓”。它造成呼吸功能障碍,血液循环障碍,组织变形,航天员会感到皮肤瘙痒、关节痛、神经麻木,甚至会发生瘫痪。为了防止减压病,出水后应迅速进入加压舱加压,然后按一定程序和降压速率降压治疗,并加以药物辅助治疗。

②肺气压伤、鼻气压伤、耳气压伤的预防。当体内含腔室压力与外界压力相等时,人可能承受很高的压力。但是,当装置破坏、屏气或人体本身缺陷或病变,造成压力突然下降,含腔室(肺、耳、鼻)排气不畅,局部压力不平衡,造成挤压伤,引起疼痛、出血、严重损伤。为了预防,应做严格体检,限制上升速度(小于 $10\text{m} \cdot \text{min}^{-1}$),绝对禁止屏气,严格检查装置。

③缺氧预防。供气系统或装置发生故障时,供气供氧不足,另外,有时系统在高温下产生 CO 和血红蛋白结合造成缺氧,引起头痛、恶心、失去知觉,要求将气体进行过滤、净化,对 CO 和 O_2 含量进行分析和监控。为了预防,还应设有备用的供气系统。

④溺水预防。因潜水装置破损而进水。为了预防,潜水装置在使用前要严格检查。如出现意外,应及时抢救出水,按溺水处理急救治疗。

(2)救生脱险的方法。

①自身脱险法。能自身及时抠掉压铅块,靠浮力背心或变容式干式潜水服上浮水面脱险,进入加压舱治疗。

②外援脱险法。被试者失去自救能力时,由潜水救护员拖到湿气闸舱,经干气闸舱出来后,再经电梯到加压治疗舱。此外也可进入救生钟罩,经升降平台快速出水,再进入加压舱。

(3)安全保障设施齐备。

①安全保障设备应具备:加压舱;干、湿气闸舱;升降平台;照明和通信系统;电视监控系统;生命指标监护仪;心电图机;水下心音、心率机;水下呼吸频率记录仪;生理参数记录仪等。

这些设备在设计和制造上应能防护试验员和操作人员免受电气、液压、辐射和机械等的损害,应避免尖角钩住、戳穿、割破、撕裂、擦伤等现象。

②发生突然停电时,应有应急发动机自动接替工作。

③设置 CO_2 自动灭火系统。

④液冷压力服回路上流量计流量过低,呼吸气量不足或含量不当,在中心的控制仪表有报警指示。

(4)其他安全考虑。

①应检查接到人体上生命保障系统的电源供给装置有无漏电。

②吊装过程中要用尼龙绳和铠甲牵制,保护水下工作人员和试件安全。

③应专门配备潜水救护员 2 名、潜水医生 2 名、技术员(护士) 2 名。

④航天员和潜水员应经过严格医学选拔,符合潜水体检标准。

4)浮力配置系统

中性浮力就是浮力等于重力。要调整浮力和重力的大小,达到平衡,要有科学的方法,对人及设施采用不同的配重式配浮。

(1)配重。用于调整重力和重心的位置,当浮力大于重力时,在潜水服腰腿的压铅带上加铅块(配重),每块0.5kg,按需要选择数量和位置。遇险时,为了快速上浮,把它解脱下来扔掉。

(2)漂浮装置。当浮力小于重力时,提高浮力的装置,或水下人员遇险时突然增加浮力以便快速上浮。一般漂浮装置有以下几种。

①浮力背心。由高压气瓶、调节阀和充气背心组成。打开调节阀,背心能产生20kg浮力,需在有人控制条件下进行训练。

②变容式干式潜水服。调节服装胸前的进排气阀,可达到调节浮力的作用,使用前也必须进行专门的训练。

③固定浮力的漂浮装置。密度为 $96\text{kg} \cdot \text{m}^{-3} \sim 128\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ 的聚苯乙烯泡沫塑料是很好的漂浮材料,容易加工成所需形状和体积,安装前外面涂上环氧树脂,防止水浸入。

④铝合金救生浮标。用铝合金制成空心球形浮标,它能承受一定的外压,并产生一定的浮力。

5)供气系统

供给水下用气、高压氧舱和干湿气闸舱用气,包括供气站、空气分配系统、紧急应急系统及不间断电源,以防止断电停气。

压缩空气中的氧含量占20%~22%,CO含量占不大于0.002%,CO₂含量占不大于0.05%,油蒸气含量不大于 $5\text{mg} \cdot \text{m}^{-3}$ 、水含量在 $20\text{mg} \cdot \text{m}^{-3} \sim 25\text{mg} \cdot \text{m}^{-3}$ 之间,清洁无污染、无味。因此,各部件要每天检查1次,空间样品每周分析2次。空气的使用压力为1MPa~1.5MPa,气源压力不低于2.5MPa。气罐储气量应为 $700\text{m}^3 \sim 1\,600\text{m}^3$ 。

6)照明系统

航天员水下活动,应有照明设备,保证一定亮度,应消除操作时产生的阴影区,有利于罐外观察。水下照明亮度要求在50 lx~500 lx之间。配备活动照明设备,补充亮度不足。光源应安全可靠、防爆。总照明功率约为30kW。

7)控制与检测系统

应有摄像、通信、测试、数据处理等200多个数据通道,传输水下情况。由计算机集中控制,可以打印、存储、作图、大屏幕显示等。控制系统有水面控制及主控制系统。水面指挥与水下人员之间有1套通话系统,用于联络、救生与抢险。水下人员之间有通话系统。

8)干湿气闸舱系统

在不卸压条件下,为航天员、潜水员提供进、出水槽的双向通道,并可以用做紧急事故抢救。其结构一般为直径2.5m、长3m的2个钢制容器附在大水槽的筒壁,两侧中间以门相通,使用压力为 $6 \times 10^5 \text{Pa}$ 。



图 5 - 1 日本的中性浮力模拟器的照片
(水槽直径为 16m、深为 10.5m)

9) 生命保障和维持系统

航天员及潜水员在水下活动时需供给一定要求的呼吸用气装置,如自携式水下呼吸装置、头盔、服装、脐带供气系统、高压氧舱的供氧、供气、充压,也需要配备产生各种气体的供气设备。高压氧舱,一般舱体直径为 2.5m、高为 7m,使用压力为 $2 \times 10^5 \text{ Pa} \sim 7 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。

10) 升降调试平台与起重系统

在试验前将平台浮吊在水面,航天员、载人航天器、太阳能电池阵等组件在平台上进行合理安排、布置、预练习,平台载荷约 25t。然后整个平台沉入水底,进行中性浮力模拟试验。

11) 实验室

实验大厅应具备放置水槽的位置,应具备有试验场地、运输通道、机动用地等。具备 1 个跨度为 35m 左右的梁式起重机,起吊载荷约 25t,吊钩可深入水底。同时配有 1 个 5t 的活动轻便吊车。

实验室内应设有指挥中心室、检测控制室、数据测试与处理室、医疗救护室、装置存放室、更衣室、特种饮食配置室、生理测试室、淋浴室、卫生间、健身房等。

图 5 - 1 是中性浮力模拟试验设备的典型示意图。

5.3 载人航天器热平衡与热真空试验技术

5.3.1 载人航天器热平衡试验技术

热平衡试验是在模拟空间真空、冷黑、太阳辐照(或红外热辐射)环境条件下,检验载人航天器轨道飞行中温度分布、验证热设计并考验热控系统功能的试验,是载人航天器不可缺少的大型试验。

1) 热平衡试验的必要性

国际上,已先后发射了数千颗不同用途的航天器,积累了大量的热设计与热平衡试验

的工作经验,但是在载人航天器的研制中,由于它具有新的特点必须进行热平衡试验,理由如下。

(1)由于一般航天器在轨道、姿态、结构外形与总体布局、内部功耗、质量、仪器设备和部件温度要求范围等方面与载人航天器的要求有所不同,因此,过去的热平衡试验与飞行的试验数据,不能直接应用于载人航天器。

(2)国际尤其是国内现有的技术水平,还不能精确地得到航天器换热计算中所需要的大量热参数,如舱内仪器设备与结构部件安装面接触热阻、热辐射交换系数、材料的导热系数、辐射特性、热容等热设计参数。这些参数有计算数据,有试验数据,有查手册得到的数据,有经验数据,但其数值与真值间存在一定的误差。这些参数得出的热设计计算结果与实际情况存在一定的误差。

(3)建立数学模型的误差。由于不同类型航天器本身温度、压力等参数不同,以及热数学模型简化产生误差。

(4)热计算方法的误差。传热方程组的求解采用近似的计算方法,计算结果与真值存在一定误差。

(5)航天器舱内由于采用通风设施和液体冷却回路控热装置,与一般航天器有一定差别,热平衡试验更加必要。

根据以上的分析,国内外在载人航天器研制过程中,必须通过航天器热平衡试验来验证热设计,并以实验结果为准来修改热设计,才能保证载人航天器在轨道上的温度要求。具体实例见 4.1.12 节。

5.3.2 载人航天器热真空试验技术

5.3.2.1 载人航天器热真空试验的特点

(1)载人航天器保证航天员在轨道运行的热真空环境条件下安全地生活与工作,并能顺利地返回地面,其可靠性要求高于一般航天器,因此提出了新的热真空试验技术要求。

(2)载人航天器除了航天器上有的各种通用系统外,还有对航天员生活与工作的专用系统,环境条件要求更高、更复杂,在尺寸上比卫星要大得多,必须提出新的热真空试验技术与试验方法。

(3)航天员的舱外活动,直接暴露于热真空环境中,对热真空试验具有更高的技术要求,更严格的试验顺序。

5.3.2.2 热真空试验项目

1) 航天员及其装备的热真空试验

- ①航天服的热真空试验;
- ②着装航天员工作能力的热真空试验;
- ③航天员舱内生活保障系统的热真空试验;
- ④航天员舱内环境控制系统的热真空试验。

2) 载人航天器的热真空试验

- ①大型组件的热真空试验；
- ②分系统的热真空试验；
- ③舱段的热真空试验；
- ④整体的热真空试验。

3) 航天员与载人航天器组合体的热真空试验

- ①航天员舱内操作的热真空试验；
- ②航天员紧急救生的热真空试验；
- ③舱外用航天服的热真空试验；
- ④出入座舱的热真空试验；
- ⑤航天员出舱适应性的热真空试验；
- ⑥航天员使用舱外活动装置的热真空试验；
- ⑦航天员舱外生命保障系统的热真空试验。

将来随着载人航天技术的发展,航天员在太空中建造空间站系统、空间基地等长期活动,要做相应的热真空试验项目。

5.3.2.3 热真空试验目的

- ①验证载人航天器的安全性及适飞性；
- ②研究验证在非正常情况下及紧急状态下的工作性能；
- ③检验在安装状态下各分系统的互相协调及互相影响；
- ④验证及修正热设计的数学模型,评价设计方案的正确性；
- ⑤验证航天员操作程序及检查程序,验证航天员在座舱内外执行任务的能力；
- ⑥评价航天员空间活动支持设备的性能；
- ⑦暴露材料与制造工艺中的缺陷。

热真空试验可以重复进行,可以发现与弥补原先漏掉的试验工况与试验项目。在试验中发现了异常现象可以进行验证,提出改进措施。地面上的热真空试验比飞行试验验证费用低,且安全,易于对试验结果进行研究分析。

5.3.2.4 美国载人航天器的热真空试验技术

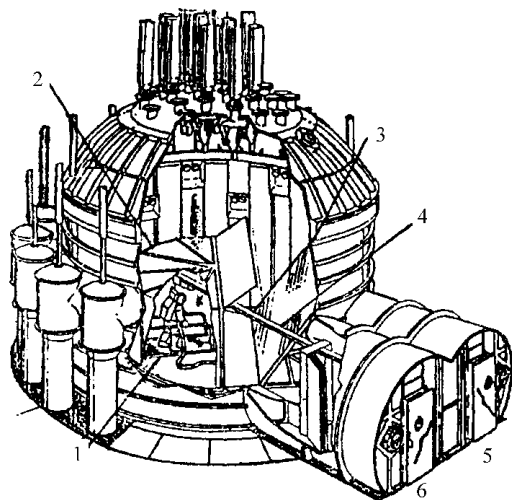
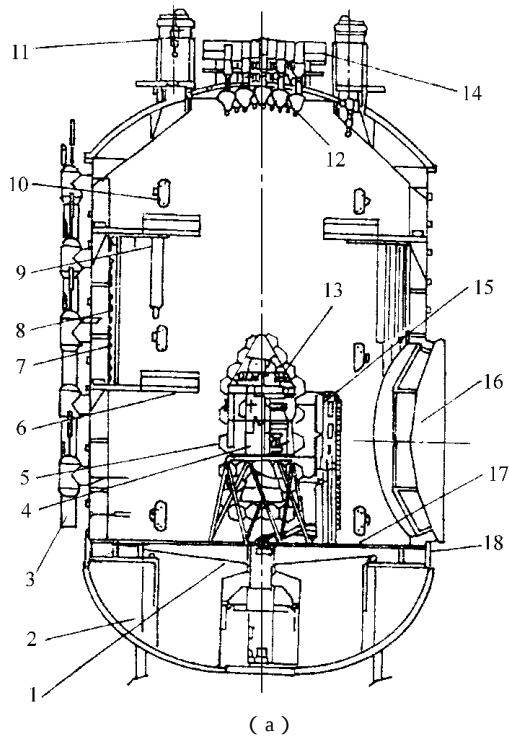
1) 美国载人航天器的热真空试验设备

NASA 下属的约翰逊空间中心是主要负责 NASA 载人航天任务的中心。为了载人航天器热真空试验的需要,建造了 2 个大型空间环境试验设备,即设备 A 和设备 B(见图 5-2)。设备 A 是为了进行大型载人航天器和航天器舱段组合(如“阿波罗”飞船的指令舱、服务舱(CSM)和登月舱(LM)的组合)试验,该设备的主模拟室直径为 19.8m、高为 35.6m,立式,有效空间直径为 7.5m、高为 22.5m,真空度为 1×10^{-3} Pa。设备 B 用于较小的载人航天器(如“阿波罗”飞船的指令舱)、航天服及其他舱外活动(EVA)设备的试验。主模拟室直径为 10.5m、高为 12.9m,有效空间直径为 3.9m、高为 8.1m,真空度为 1×10^{-2} Pa。

图 5-2 美国载人航天器的热真空试验设备图

(a) 设备 A 容器结构简图

1—月球平台；2—增压风口；3—复压扩散器；4—服务舱；5—准直镜；6—9.45m 标高平台；7—液氮热沉；



(a)

8—氢深冷抽气板;9—电视摄像机;10—观察孔;11—25t吊钩(4个);12—太阳模拟器;13—公共舱;
14—检修平台(27.8m标高);15—飞船实用电极;16—直径12m大门;17—底平台;18—零标高。

(b)在设备B容器中做人机热真空试验

1—踏板;2—载荷舱模拟器;3—折叠镜;4—单轨吊;5—人锁B₂;6—人锁B₁。

2) 美国“阿波罗”飞船的热真空试验

(1)“阿波罗 008”飞船的热真空试验。曾先后进行了 3 次指令舱和服务舱的组合热真空试验 1 次登月舱的热真空试验。

3 次指令舱和服务舱的组合热真空试验中,第 1 次是无人试验,1966 年 7 月进行了 94h,第 2 次 1966 年 8 月是载人试验,共进行了 183h,因为试验中出现了问题,同年又进行了载人试验,进行了 173h。

(2)“阿波罗 2TV-1”飞船的热真空试验。第 1 次是无人试验,进行了 29h,第 2 次在 1968 年 6 月进行了 170h 的有人试验,同年 8 月、9 月又分别做了 61h 的无人试验与 120h 的载人试验。

主要试验目的:

- ①验证座舱及航天服回路的性能;
- ②验证氧气系统与航天器有源系统的兼容性;
- ③验证飞船上低温氧气紧急放空系统的性能。

(3)登月舱 LTA-8 试验。1968 年进行了 5 次热真空试验,验证登月舱在地球轨道和月球轨道飞行中对热真空环境的承受能力与发现存在的问题。

在 5 次试验中,共发现了 63 个问题,其中 27 个是设计问题,后进行了改进,25 个是操作程序问题,11 个是制造工艺的问题,试验是有效的。

通过试验,在安全、防火、复压、污染控制、失效模式和效应分析等方面也都取得了大量的数据和实际操作经验。飞船经改进后,可用于登月飞行。这些试验都是在 NASA 约翰逊空间中心的设备 A 和设备 B 中完成的。

3) 载人航天活动热真空试验的特殊要求

随着航天飞机等载人航天技术的发展,航天员的舱外活动不断增加,载人热真空试验对确保载人航天的任务完成与航天员的安全显得尤为重要。因为仍然有很多未知因素用热分析与工程设计无法解决和预测的。从 20 世纪 60 年代至今,美国一直利用约翰逊空间中心的设备 A 与设备 B 做大量的、经常性的、有航天员参加的载人航天热真空试验,使美国载人航天活动计划顺利完成。例如舱外活动飞行的热真空试验、回收的热真空试验、舱外活动装配空间站的热真空试验、舱外活动装置的热真空评估试验、修复哈勃太空望远镜的热真空试验等。这些试验都必须有航天员参加,以验证在热真空环境下,航天员舱外活动的功能及对各种硬件操作的能力。试验设备应考虑航天员在热真空环境下的安全,并应考虑设计有关的辅助装置,克服航天员在重力加速度 $1g$ 与热真空环境下身穿航天服在操作飞行硬件上所遇到的活动困难。

(1) 试验设备的要求。

①灭火系统。自从 1967 年发生“阿波罗”指令舱着火事件后,所有载人试验容器内备了喷水灭火系统,其流量是以扑灭无氧条件下的爆燃。制定了标准及要求,对有人试验,含氧丰富(O_2 分压高于 $2.35 \times 10^4 Pa$)其每平方米的喷水流量要求为 $306 L \cdot min$ 将水喷洒到所有壁面、设备。要求安装固定的灭火系统,在敏感到火势扩展时 $0.5s$ 内自动喷水并能手动操作。在约翰逊空间中心的设备 B 中,气闸舱和主舱内分别配置了喷水流量为 $189.5 L \cdot min \sim 1706 L \cdot min$ 的多喷头灭火系统。在气闸舱内还配有营救人员用的 $9.18m$ 长的水管。

②紧急复压系统。复压过程分为 2 个阶段:第 1 阶段可在 $30s$ 内由真空上升到

41.34kPa,第2阶段为60s内由41.34kPa上升到 1×10^5 Pa。它是用存储于气罐内的20670kPa的干燥空气来实现的。空气中的水分含量要求在紧急复压时起雾,影响救援工作。主舱压力恢复到41.3kPa后,开始救援工作。

③应急电源。应急电源用于关键保障系统,以便安全撤离被测试航天员和中断试验。用2个发动机:一个124kW,480V,用于支持不同的系统;另一个作为不间断备用电源,在紧急情况下用气轮机驱动,提供20kW,120V的电源给试验指挥控制台、计算机数据系统、复压系统等供电。为防止2个发动机都出故障,还备有2个蓄电池组。

④防止电晕放电。为了防止电晕放电引起设备的损坏,要求检查电缆、连接件材料的除气、插座的绝缘、电缆在真空下的发热等。在压力为 6.67×10^3 Pa $\sim 6.67 \times 10^{-1}$ Pa过程中,电位高于80V的设备都要停止工作。

⑤氧气供应系统。在气闸舱内设有多个路氧气供应系统,供给救援人员穿戴的便携式氧气装置及被试航天员的需要,同时提供为舱外活动装置的氧气槽充压到5860kPa ~ 6205 kPa。

⑥生物监测系统。用于对航天服环境状态和航天员生理条件的监测,如压力、CO₂分压、O₂分压及航天服的有关参数、航天员的心电图、身体温度等,通过计算机采集、传输到试验指挥系统,并通过计算机显示与记录。

⑦通信和测试系统。声频通信用于试验指挥与航天员的通信联络,如果在试验时,通信中断10min左右不能恢复,按试验规程中断试验。电视图像通信,试验舱内还装有多个电视摄像机,用于对被测试航天员进行观察。数据记录显示系统,记录并显示各个关键参数,如航天器的状态、航天服的性能、环境条件、模拟室的条件等。依据准确的数据来做出判断,以便采取措施,保证航天员的安全。

⑧舱外活动装置的保障设备。如电源、氧气、冷却水等保障支持,以保持正常的功能。

(2) 载人试验前的准备

①试验程序。制定详细的试验程序、试验规程和紧急程序及航天员、航天服和硬件发生意外时应采取的措施等,并制定安全、质量、实施装配、医疗等相关技术文件。

②预演和培训。进行紧急状态下的救援演练,救援人员在紧急状态下所采取的行动应十分熟悉,对试验人员要进行操作培训,对舱外活动装置的操作和心理学知识方面进行培训和考核。对试验指挥人员的培训要更加严格。

③制订试验规定。整个试验顺序只能按试验主管的指挥进行,试验人员在接到命令后要确认,完成后要报告,岗位间的私人通话要经试验主管批准,试验人员离开或返回岗位时要向试验主管报告,关键人员由规定的替换人员替换,替换要在试验主管认为合适的时候进行。严格执行试验程序、试验管理指令、操作规程等。

④进行失效模式和效应分析。对可能引起人员伤害和设备、试验物损坏失效进行分析,按损坏的程度进行分类,并说明产生的原因和控制方法,进行预示,要给出设计备份和安全系数,以增加载人试验的安全性。

⑤试验准备的评审。对每次试验开始前的准备工作要进行评审。评审内容包括试验目的、试件、设施的准备,试验矩阵、试验约束条件和危害的分析与预示等。评审组由试验部门、医学部门、质量保证部门和安全部门等人员组成。

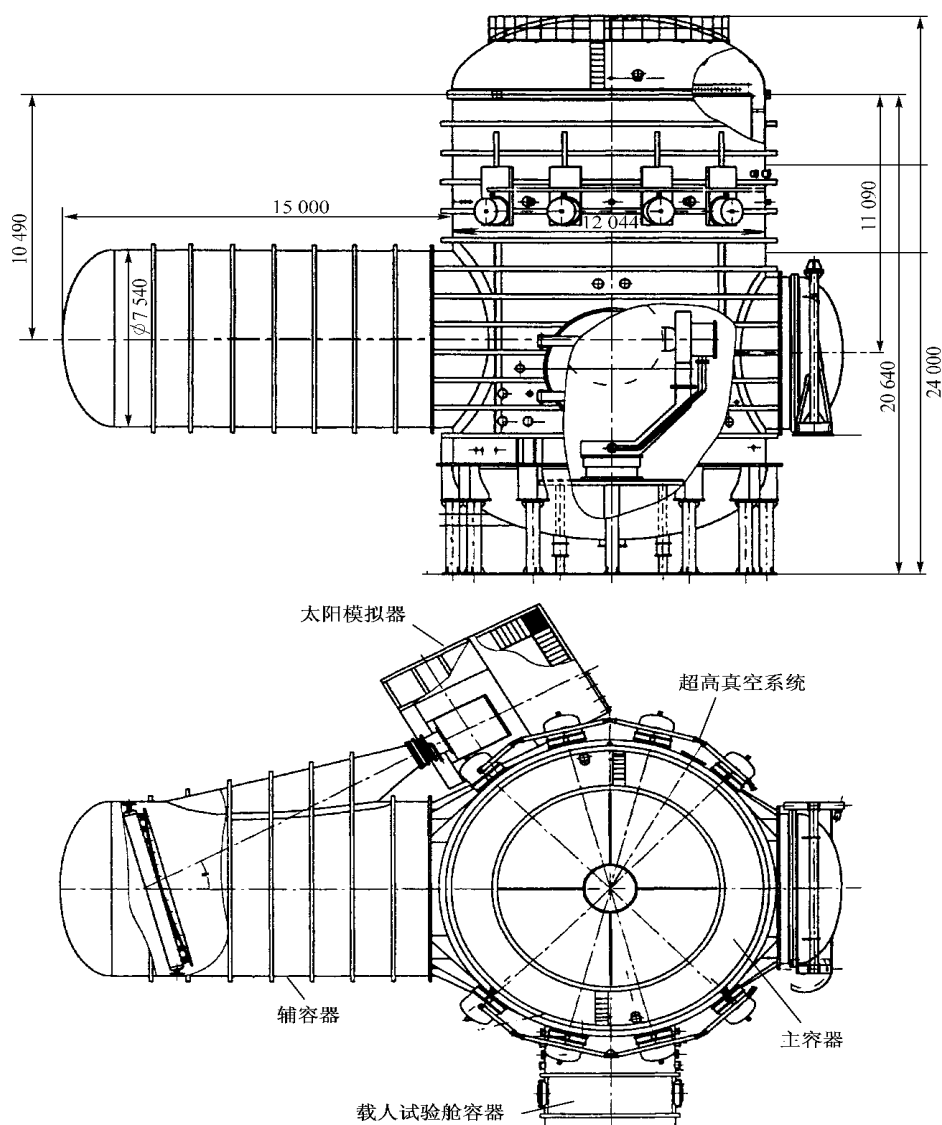
(3) 航天员身着航天服时,在重力加速度1g环境下操作的辅助设备设计。由于在热真空室内无法模拟微重力环境,而舱外活动装置和其他硬件又不全为在重力加速度1g环

境下使用设计的,因此在做热真空试验时要设计专门的辅助设备与操作程序。

由于在做载人热真空试验时,舱外活动装置重力达 1.112kN ,航天员在重力加速度 $1g$ 环境下很难活动。为了抵消重力,将舱外活动装置装在可承重力 4.45kN 的小车上,小车在工字梁单轨上滚动,航天员可以在模拟室内自由地操作小车,也可对单轨系统做遥控操作,可在 2 个轴向方向行动,协助航天员进出模拟室。

航天员在舱外活动时间可达 6h ,对所有重力超过 66.7kN 的硬件机构,都要用配重平衡。如果在试验中将某个机构在模拟室内操作到某个位置,需要用钢缆、滑轮、绞盘来传送。

在模拟室内应注意布局设计,有关机构要放在最佳位置,便于航天员操作,要预先试排和演练,航天员要熟悉所有的操作程序及各种硬件接口关系。



(a) KM6 设备真空容器总图

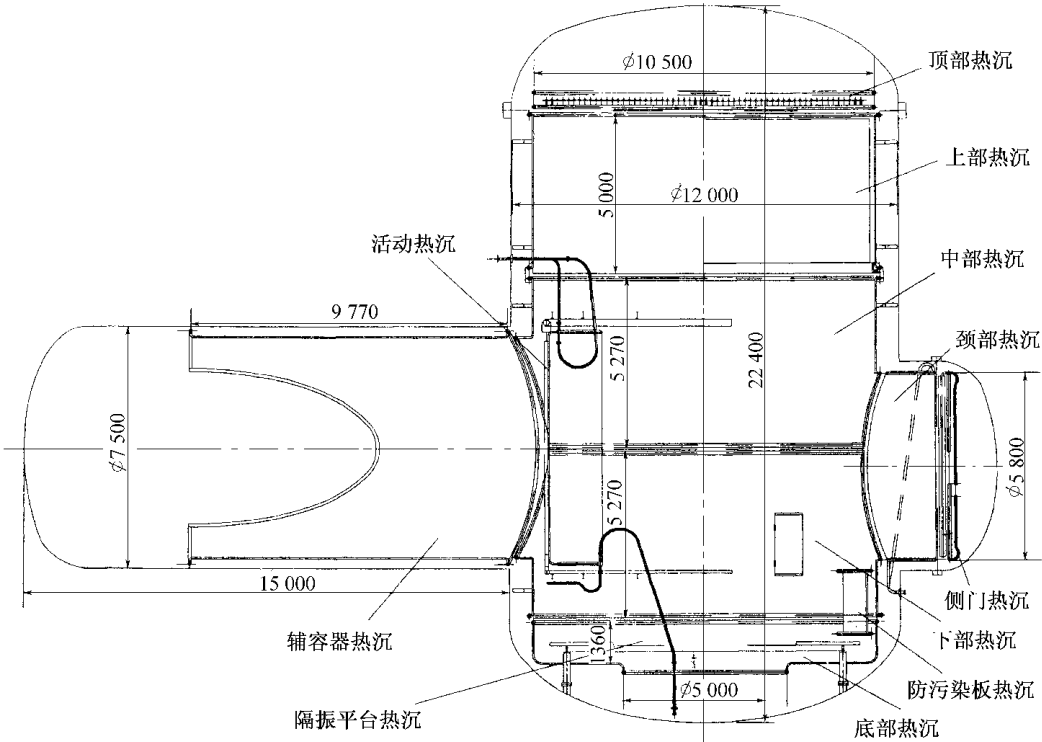
图 5-3

5.3.3 中国 KM6 设备

KM6 设备是中国最大的空间环境试验设备(见图 5 - 3) ,它具有试验空间大、热载荷大、抽气速率大、试验自动化程度高、可以做航天员试验、3 舱组合、多功能、多用途的特点。KM6 设备主要用于 载人航天器热平衡试验、热真空试验 ,航天员出舱操作训练试验与评价试验 ;航天员生保系统与环境控制系统试验 ;太阳电池阵、天线可展机构的展



(b)KM6 设备主容器

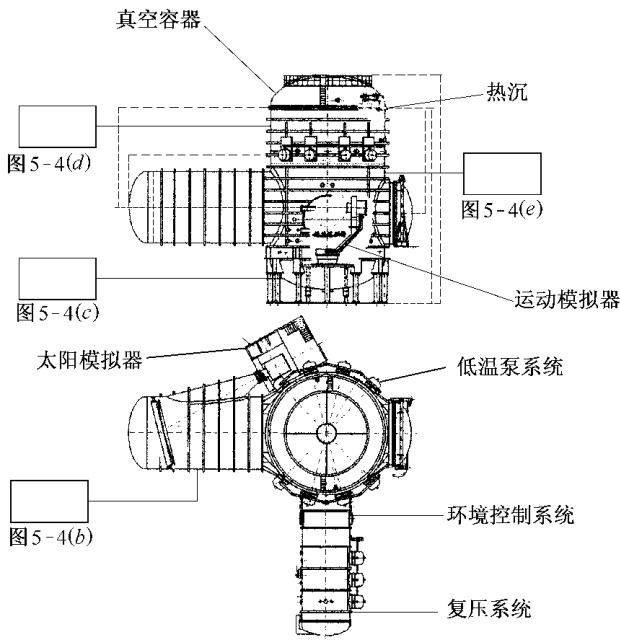


(c)KM6 设备热沉布置图

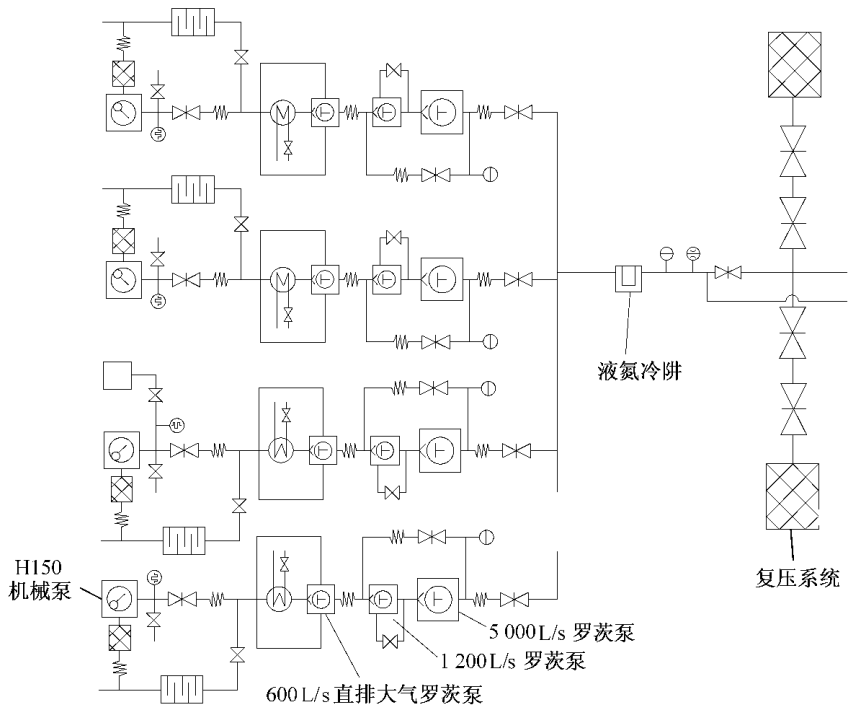
图 5 - 3 KM6 设备图

开试验。

KM6 设备由下列几个分系统组成 其原理图见图 5 - 4。

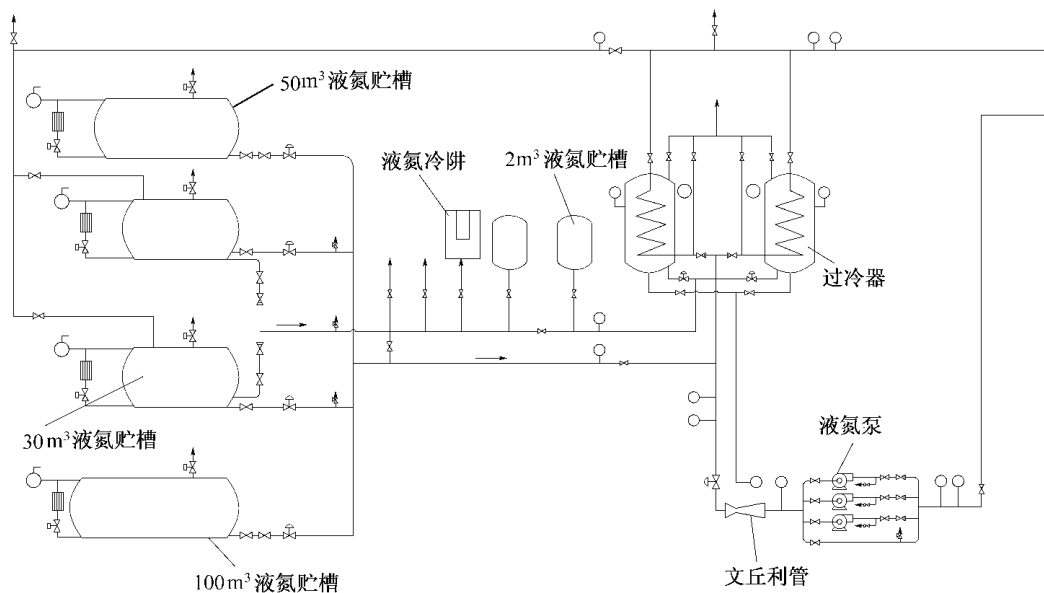


(a)KM6 设备原理总图

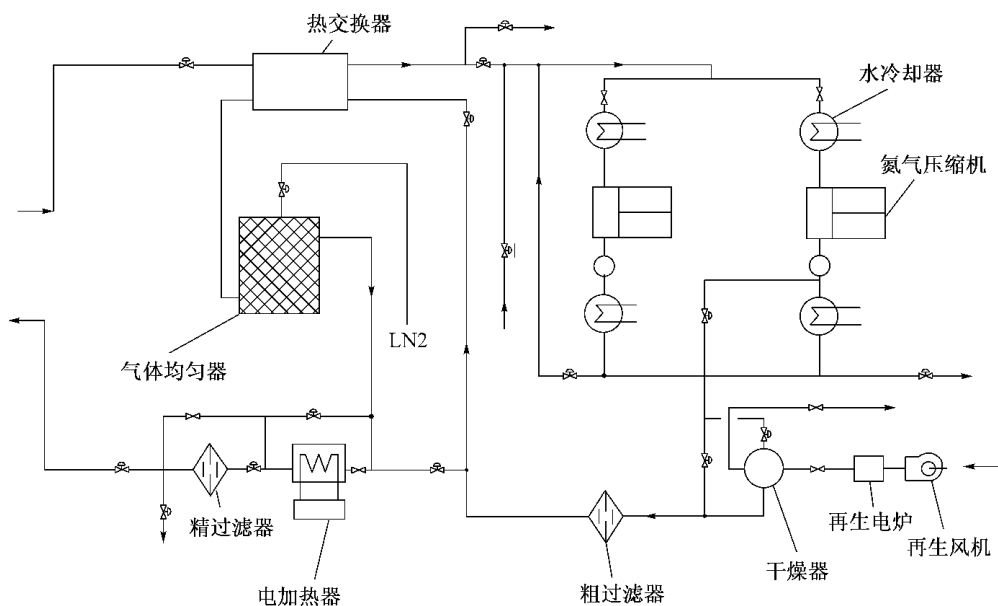


(b)KM6 设备预抽真空系统原理图

图 5 - 4

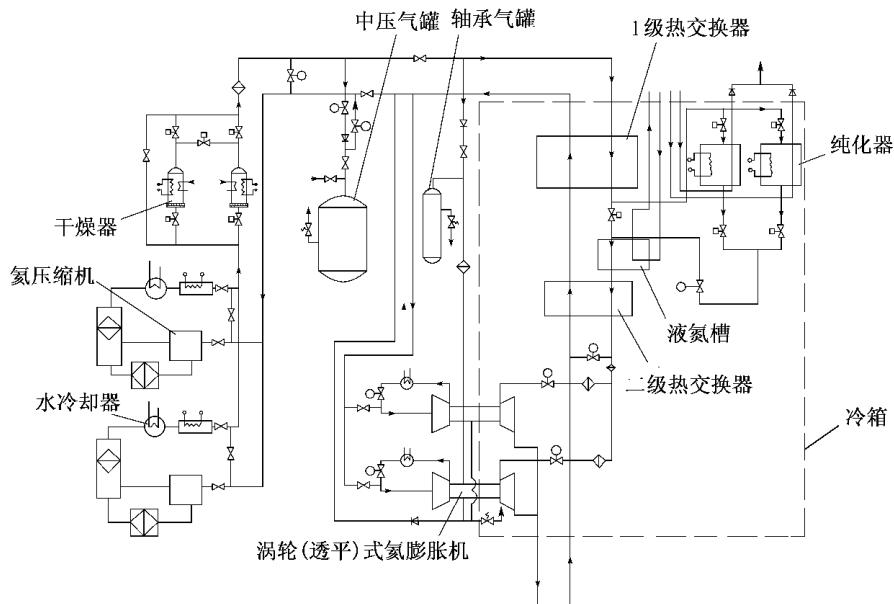


(c) KM6 设备液氮系统原理图



(d) KM6 设备气氮系统原理图

图 5 - 4



(e)KM6 设备氮系统原理图

图 5 - 4 KM6 设备原理图

1) 真空容器

真空容器如图 5 - 3(a)所示 ,主容器照片见图 5 - 3(b)。

真空容器由 3 个容器组成 :

主容器(立式)直径 12m、高 22.4m ;

辅容器(卧式)直径 7.5m、长 15m ;

载人试验舱容器直径 5m、长 15m。

主、辅容器总容积 3 200m³。容器壳壁由 0Cr18Ni9 不锈钢材料制造 ,加强筋由碳钢材料制造。容器壁上开有各种测量孔、液氮、气氮进出口孔、分系统接口孔共 115 个。为了吊装试件 ,主容器上端开有直径为 12m 的大门 ,大门质量为 65t。底部安装支承试件的平台 ,直径 5.6m ,支承质量 60t ,并具有隔振功能。主容器壁上 14m 高处 ,设有 6 个吊挂试件用的吊点 ,承载能力 6t。真空容器总质量 420t ,使用 304t 不锈钢材料。真空容器的圆度为 25mm ,局部最大点为 61.37mm ,辅容器的圆度为 16mm ,局部最大点为 33.11mm ,载人舱容器为 15mm。

法兰平面度 :直径 12m 法兰为 1.57mm ;直径 5m 法兰为 0.975mm ;直径 6.5m 法兰为 2.0mm。

容器总漏率小于 $1 \times 10^{-7} \text{Pa} \cdot \text{m}^3 - \text{s}$;

辅容器上光学锥形孔夹角 28°59'19"。

2) 热沉

热沉如图 5 - 3(c)所示。

主容器热沉有效空间直径 10.5m ,高 16.9m ;

辅容器热沉有效空间直径 6.8m ,长 9.0m ;

载人试验舱有效空间直径 4.2m ,长 9.5m。

热沉内表面涂特制黑漆 ,半球向发射率 $\varepsilon_h \geq 0.91$,太阳吸收率 $\alpha_s \geq 0.96$ 。通入液氮后热沉温度低于 100K。

主、辅容器热沉材料为 L_{2-1} 纯铝 ,有 2 000 多根异形管焊接而成 ,总漏率小于 $1 \times 10^{-9} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}$ 。载人试验舱热沉用不锈钢钢管与铜翅片焊接而成 ,总漏率小于 $1 \times 10^{-10} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}$ 。

3) 真空系统

真空系统由预抽真空系统和超高真空系统组成 ,预抽真空系统见图 5-4(b)。

(1) 粗抽真空系统。由 4 套机组组成。每套机组由 3 个串联的罗茨泵和 1 个 H150 机械泵组成。罗茨泵的抽速分别为 600L/s (直排大气罗茨泵)、1 200L/s 和 5 000L/s。对 $3 200 \text{ m}^3$ 真空容器从常压抽气 3.5h ,真空度达到 0.7Pa。

(2) 超高真空系统。主、辅容器共使用了 8 个制冷机低温泵、3 个分子泵和 2 个内装式深冷泵。每个低温泵抽速为 $5 \times 10^4 \text{ L} \cdot \text{s}$ 。每个分子泵抽速为 2 200L/s ,每个内装式深冷泵抽速为 $1 \times 10^6 \text{ L} \cdot \text{s}$ 。

对主、辅容器抽气 ,极限真空度为 $4.5 \times 10^{-6} \text{ Pa}$ 。“神舟号”试验飞船做热真空试验时极限真空度可达 $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ 。载人试验舱用 3 个制冷机低温泵抽气 ,每个抽速为 $5 \times 10^4 \text{ L} \cdot \text{s}$ 即可满足试验要求。真空抽气系统还配有真空度测量系统、污染监测系统、残余气体分析系统等。

4) 液氮系统

液氮系统见图 5-4(c) ,它为热沉提供冷源 ,保证热沉温度达到 100K 以下。采用单相密闭循环系统 ,可吸收热负荷 400kW ,由 2 个过冷器、3 个液氮泵、4 个冷箱、1 个文丘利管、4 个液氮贮槽等组成。每个泵的额定流量为 $40 \text{ m}^3 \cdot \text{h}$,3 个泵为 $110 \text{ m}^3 \cdot \text{h}$,进口压力为 0.25MPa ,出口压力为 0.52MPa。共有 154 个阀门、213m 杜瓦管道、372m 聚氨酯泡沫塑料保温管道等组成。对热沉的预冷时间为 5h ,每天液氮耗量约为 60t。

5) 气氮系统

气氮系统如图 5-4(d)所示 ,用于对热沉加热到 60℃ ,加热时间为 10h。系统由 2 个氮压缩机(流量为 $90 \text{ N} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{min}$,排气压力为 0.3MPa)、气体均匀器、电加热器(400kW)、热交换器、水冷却器、气罐、再生系统等组成。

6) 氦系统

氦系统如图 5-4(e)所示。为了提供内装式深冷泵冷源 ,采用 2 个 20K ,600W 的涡轮(透平)式氦膨胀机 ,转速为 $1.2 \times 10^5 \text{ r} \cdot \text{min}$,出口温度 13K ,氦板出口温度 19K。内装式深冷泵抽速为 $2 \times 10^6 \text{ L} \cdot \text{s}$ 。2 个螺杆式氦压机在 0.1MPa 下的流量为 $2 \times 900 \text{ m}^3 \cdot \text{h}$,还有 2 个干燥器、纯化器、热交换器、冷箱、气罐、自动控制系统等组成。

7) 载人试验系统

该系统用于航天服、出舱活动试验以及热真空、热平衡试验。载人试验舱直径 5m ,总长 15m。舱的中间用隔板隔成 3 个舱 ,即 A 舱(30 m^3)、B 舱(45 m^3)、C 舱。C 舱直径 5m、

长 11m ,舱内设有热沉 ,有效空间直径为 4.2m、长 9.5m 极限真空度为 $6.4 \times 10^{-4}\text{Pa}$ 。

载人试验舱共有 10 个舱门 ,供航天员进出 ,每个舱门高 1.85m、宽 0.9m。

8) 红外热流模拟系统

该系统用于模拟太阳热流 ,由红外模拟器、控制计算机、程控电源、红外热流计等组成 ,实施闭环自动控制。计算机通过程控电源对红外模拟器进行控制。控制温度与目标温度差为 1K ,热流模拟误差低于 $\pm 2\%$,有 400 个加热通道 程控电源 243 个。

9) 总控制系统

该系统用于全面掌握设备运行状态、试件温度数据 ,并向各个分系统发出控制指令。设备运行状态以数据和图像 2 种形式发送到分系统。数据通过网络传输 ,数据共享。温度测量通道 2 000 个。系统由总控台、网络服务设备、数据采集子系统等组成。

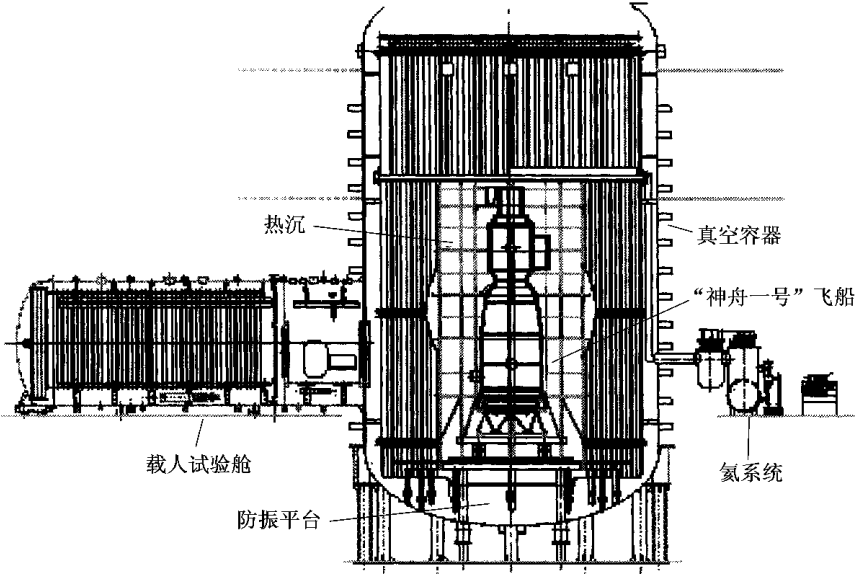
10) KM6 设备实验室

KM6 设备实验室大厅面积 8 000m² ,辅助实验室 5 000m² ,实验大厅能通风、换气、空调、局部净化。大厅内设有 75t 桥式吊车 3 个吊钩的起吊质量分别为 75t 25t 10t ,用于吊装 KM6 设备大门及航天器的吊装与翻转。主吊钩距直径 12m 法兰平面的最大距离为 15.6m ,吊车运行速度为 20m - min 与 5m - min ,主吊钩起吊速度为 0.25m - min ~ 5.0m - min ,中吊钩与小吊钩起吊速度为 1.0m - min ~ 10m - min。

试验平台座落在隔振平台地基上 ,利用隔振平台防止压缩机、真空泵等运行时产生的振动 ,通过主容器支承座传递到试验平台的航天器上。

KM6 设备曾为“ 神舟一号 ”、“ 神舟二号 ”飞船完成热平衡与热真空试验及多颗大型应用卫星试验。最长的某次试验 ,设备连续运行达 33d。

“ 神舟一号 ”飞船在 KM6 设备中的试验图如图 5 - 5 所示。

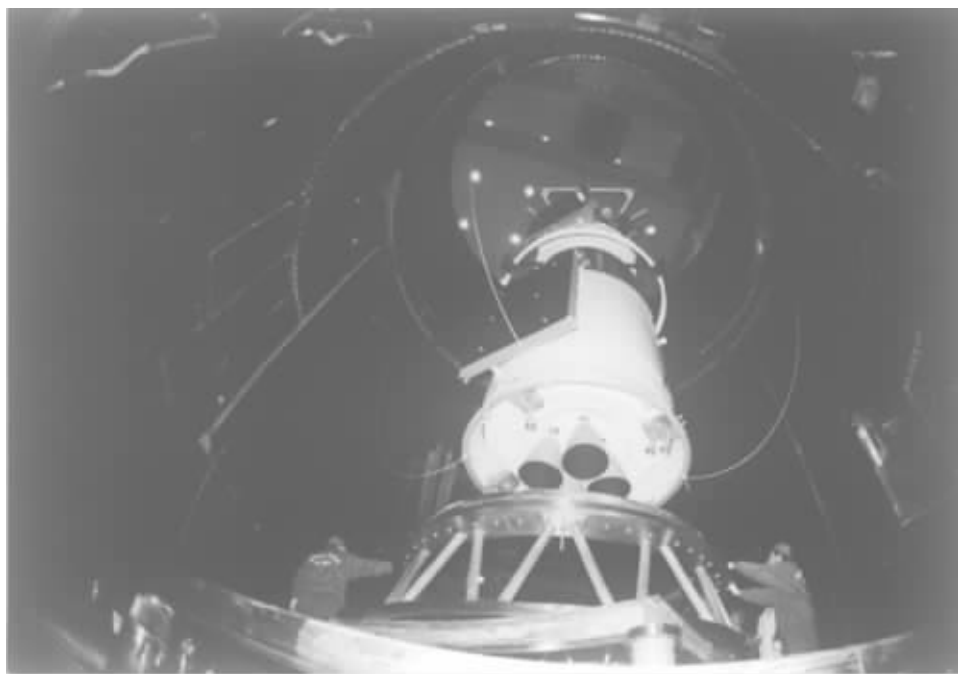


(a) “ 神舟一号 ”飞船在 KM6 设备模拟室中的示意图

图 5 - 5



(b) “神舟一号”飞船吊入 KM6 主模拟室做真空热试验



(c) “神舟一号”飞船在 KM6 主模拟室内安装

图 5-5 “神舟一号”飞船在 KM6 设备中的试验图

5.4 人机组舱外活动的空间环境试验技术

5.4.1 概述

人机组舱外活动是指航天员在舱外进行 2 个舱对接、组装、替换、补给、维修、焊接、检漏等方面的活动 ,例如 ,1987 年 4 月苏联和平号轨道器与量子飞船 2 次对接失败后 ,派 2 名航天员在舱外活动近 4h ,才完成对接 ,经检查发现在对接部件中掉进了 1 个比香烟盒还小的异物。因为空间环境对空间机构及航天员舱外活动的影响 ,只有亲临其境试验 ,才能感觉、发现、研究给予解决。人的主观能动性、创造分析能力、意外故障的排除是离不开人的活动的 ,任何机器代替不了。

在地球上人类生存的环境条件如下。

(1) 气体成分与压力。氧气 27.5kPa。氮气 71kPa。水蒸气 2kPa。二氧化碳 :小于 1kPa。总压力 101kPa。

(2) 温度。一般为 24 ± 3 。

(3) 湿度。一般为 30% ~ 70%。

(4) 噪声。在噪声经常作用条件下 :6h 以内 100dB ;1h 以内 110dB ;30min 以内 115dB 是允许的 ,最大允许 150dB。

(5) 人在低气压下的允许极限。

① 总压力小于 20.7kPa 时不超过 3s ;

② 在缺氧的环境中不超过 1min ;

③ 允许的最大压力变化速率为 69kPa - s ;

④ 在压力为 6.3kPa 的环境中 ,生命只能维持 35s (由于人体内部的蒸发、汽化等的影响) ;

⑤ 人体生活的极限温度 ,高温为 40 ,低温为 - 40 ,超过这个温度时 ,将处于危险状态 ;

⑥ 二氧化碳分压压力超过 1kPa 时 ,会使航天员失去知觉。

为了保证航天员舱外活动的生命安全 ,检验人机组活动的功能 ,必须在地面做空间环境试验 ,检验航天员与座舱适应空间环境的能力。

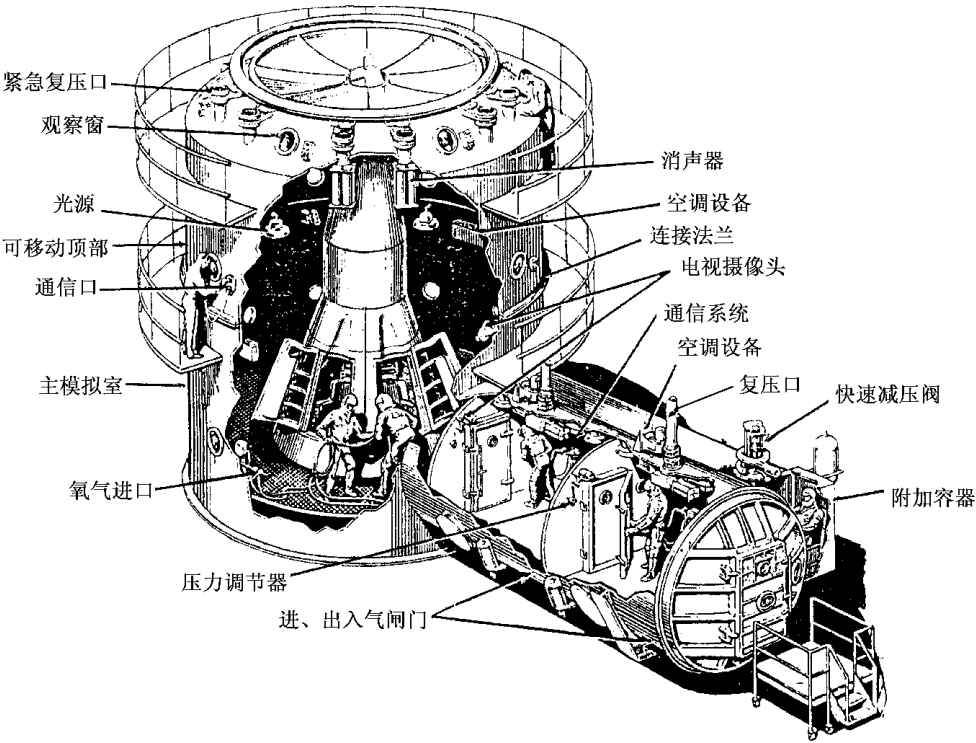
5.4.2 试验方案与试验技术

试验设备由主舱、气闸舱、复压系统、环控系统、防噪声系统、防火系统、语言对讲系统、图像监视系统、照明系统、生活系统等组成。

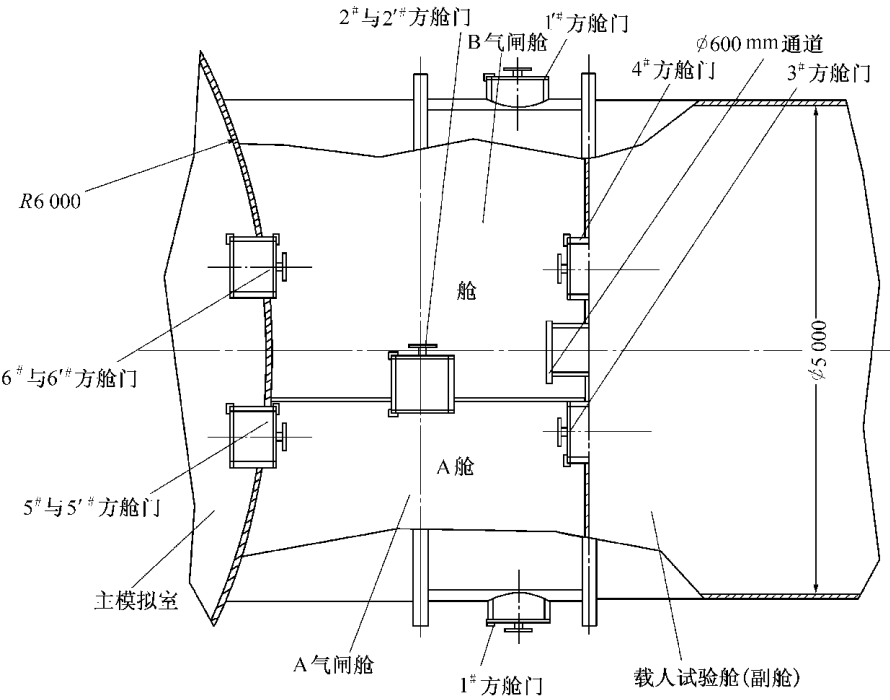
5.4.2.1 试验舱的组成

1) 主舱

主舱是人机组活动的主实验室 ,真空度优于 6.5×10^{-3} Pa ,热沉壁板温度低于 100K ,有太阳辐射热流。内径大于 8m ,具有人机组活动空间 ,图 5 - 6(a)是美国“ 双子座 ”进行人机组空间活动的试验设备简图。



(a)美国“双子座”人机组合空间活动试验设备简图



(b)中国 KM6 设备的气闸舱

图 5 - 6 人机组合空间环境试验设备简图

2)气闸舱

(1)用途。用于航天员进出主舱 ,监视航天员在主舱内的活动 ,有利于紧急状态下的抢救 ,可单独作为航天服及生保系统的可靠性试验 ,做航天员适应性训练。航天员开始进主舱时应气在气闸舱停留 2h 进行吸氧排氮 ,适应空间环境的实验状态 ,进行载人航天预想故障的应救处理。

(2)形式。

①4 个舱。两两并联 ,然后串联到主舱 ,每舱可容纳 2 名航天员 ,有多功能、多用途的特点 ,缺点是结构复杂。

②3 个舱。2 个舱并联与 1 个舱串联再串联到主舱。

③2 个舱。2 个舱并联再串联到主舱 ,2 舱串联再并联到主舱。

图 5 - 2(b)是 NASA 约翰逊空间中心 B 容器 ,二气闸舱并联再串联到 B 容器与航天员做人机组合活动的焊接试验情况。

图 5 - 6(b)是中国 KM6 设备的气闸舱设计图 ,由副舱同并联的 A 舱与 B 舱串联 ,再与主舱串联 ,设计有 10 个通道门 ,A 舱与 B 舱之间有相对运动的 2 个平动门 ;A 舱与主舱、B 舱与主舱之间均有相对 2 个旋转门 ,A 舱、B 舱与辅助舱之间有 2 扇旋转门 ,舱门为宽 0.9m、高 1.8m。

5.4.2.2 复压系统

复压系统分紧急复压系统与正常复压系统。紧急复压系统是在试验中出现故障时为抢救使用的。

1)紧急复压系统的组成

该系统由氮气贮罐或液氮贮罐、氧气贮罐或液氧贮罐、汽化器、加热器、流量计、混合气体贮罐、减压阀组、氧气贮罐、氮气贮罐、气体贮罐、混合气体贮罐、A 舱复压阀组、B 舱复压阀组、主舱复压阀组及测试仪表柜、控制系统等组成。

2)复压系统的要求

(1)紧急复压。应考虑压力、时间、温度及雾的大小 ,这些参数都关系到人的生命安全。表 5 - 3 给出了紧急复压时间与压力的基本要求。

表 5 - 3 紧急复压时间与压力的对应关系表

时间 - s	15	30	60	90
压力 - kPa	20	40	83	101

通常在 30s 40kPa 以后就要实施营救工作 ,根据噪声、浓雾、气动压力的要求 ,进行节流孔尺寸、管道回路的计算 ,回路中应设计有过滤器、加热器、鼓风机、消声器等 ,为防止噪声、浓雾、气动压力损伤被试人员 ,容器内的设备应采用防噪声装置 ,可使噪声从约 150dB 降到 100dB 以下 ,达到人可接受的水平。采用干燥气体 ,可避免雾气产生 ,加速抢救工作。

紧急复压时一般通入干燥氮气 ,以便防火 ,防燃烧 ,不生烟雾。然后再通入氧气、氮氧混合气或压缩空气 ,也有直接通入氮、氧混合气体。

紧急复压速率 :最大恢复压力速率不得超过 3.45kPa - s。一般用过压爆破膜制成爆

破阀,以达到紧急复压的目的。

复压应及时切断不利于营救工作和对试验设备有损害的一些运动设备,如太阳模拟器、加热器电源、液氮系统、气氮系统、真空抽气系统等,并应及时启动与提供环境控制系统、生保系统、生物医学监视系统、通信系统、照明系统、紧急供电电源系统等。

(2)正常复压。采用干燥氮气、氧气、空气复压。复压速率为: $1 \times 10^{-3} \text{ Pa} - 30 \text{ min} \sim 40 \text{ kPa} - 30 \text{ min}$; $40 \text{ kPa} - 3 \text{ h} \sim 101 \text{ kPa} - 3 \text{ h}$ 。

(3)复压气体压力要求。在紧急复压过程中流速最大、流道面积变化最大、压力变化最大的地方是气体管路与试验舱的交汇处,这是流道的喉部。喉部前后的压力比应是

$$\frac{p_a}{p_c} = \frac{1}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (5-1)$$

式中 p_a ——喉部前压力,即管道压力;

p_c ——喉部后压力,即试验舱压力;

k ——气体绝热指数,取双原子绝热指数 1.4,计算得 $p_a - p_c = 1.893$ 。

由式(5-1)知,试验舱压力与喉部前压力成正比,当喉部前压力 $p_a \geq 1.893 p_c$ 时,喉部满流,流道得到充分利用。

3)复压系统方案

(1) NASA 约翰逊空间中心 A 容器的复压系统如图 5-7 所示。

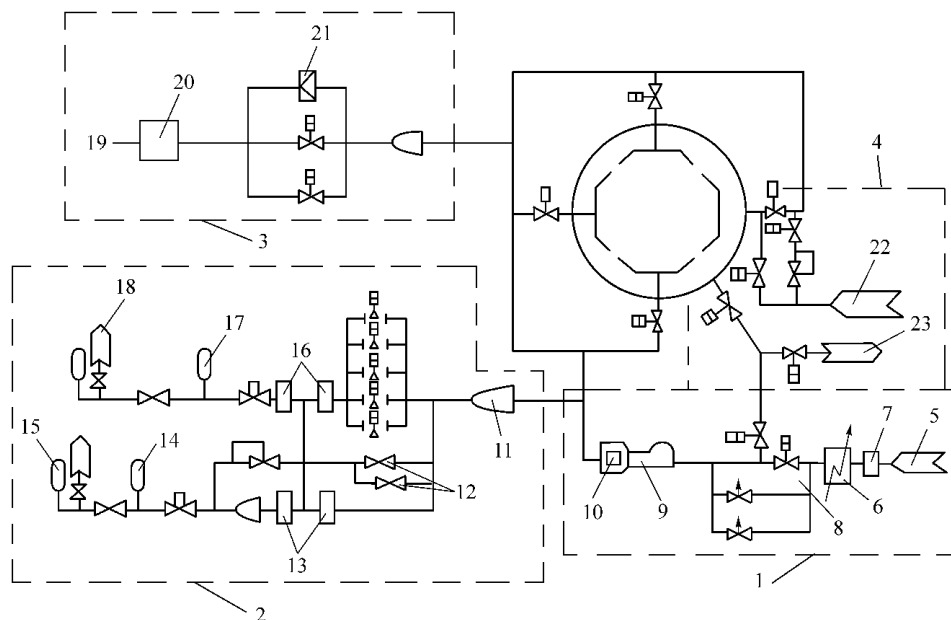


图 5-7 NASA 约翰逊空间中心 A 容器复压系统

- 1—正常复压系统;2—主紧急复压系统;3—辅助紧急复压系统;4—备用增压氮系统;5—空气贮罐;
6—过滤器;7—去湿器;8—快速复压阀;9—风机;10—加热器;11—消音器;
12—爆破阀;13—爆破膜;14—氮气贮罐;15—氮气补充贮罐;16—爆破膜;17—氧气贮罐;
18—氧气补充贮罐;19—空气;20—过滤器;
21—过压爆破膜;22—氮气贮罐;23—排气口。

复压系统分为紧急复压和正常复压。紧急复压由主复压系统和辅助复压系统完成；正常复压由正常复压系统和备用复压系统完成。

紧急复压 主复压系统要求在 30s 内从 1×10^{-3} Pa 复压至 40kPa ,氧分压为 27.5kPa ；辅助复压系统在 60s 内从 40kPa 复压至 101kPa。

正常复压 在 30min 内从 1×10^{-3} Pa 复压至 40kPa ,在 3h 内从 40kPa 复压至 101kPa ,氧分压为 27.5kPa。

(2) 中国 KM6 设备的复压系统见图 5 - 8。

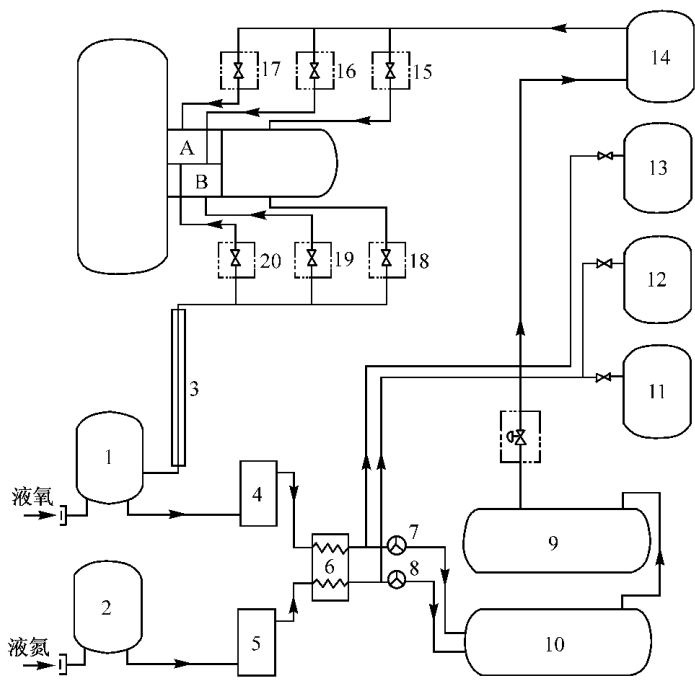


图 5 - 8 KM6 设备的复压系统原理图

- 1—液氧贮槽 ;2—液氮贮槽 ;3—杜瓦管 ;4 5—汽化器 ;6—加热器 ;7 8—流量计 ;9—混合气体贮罐 ;
10—减压阀组 ;11 ,12—氧气贮罐 ;13—氮气贮罐 ;14—混合气体贮罐 ;
15—试验舱复压贮罐 ;16—B 气闸舱复压阀组 ;17—A 气闸舱复压阀组 ;18—试验舱复压阀组 ;
19— B 气闸舱复压阀组 ;20—A 气闸舱复压阀组。

①气体复压。采用液氮、液氧贮槽 ,在贮槽下部设有增压阀 ,当贮槽内压力达到 1.4MPa 时 ,打开贮槽排液阀 ,低温液体分别进入汽化器。液体在汽化器内被空气加热汽化成气体。汽化器出口温度 $\geq - 50$ 。气体由汽化器进入用电加热的水浴加热器罐内 ,将氧、氮气加热至 300K ,经涡街流量计控制氧、氮的混合比例 ,进入贮罐 ,达到混合气体所需的比例 ,压力达到 1.0MPa。再通过减压阀进入缓冲罐内 ,气体压力控制在 0.2MPa ~ 0.4MPa。当给出紧急复压信号时 ,由计算机发出指令 ,混合气体迅速进入副舱、A 舱和 B 舱。

②液体复压。将液氧和液氮按所需比例输入到低温贮槽 ,充入量的多少可由液位计

指示测定。24h 后液氧、液氮充分混合,为了保持液化温度,压力大于 0.4MPa。当给出复压信号时,计算机发出指令,液体迅速进入试验舱、A 舱、B 舱。

4) 紧急复压系统的试验方法

(1) 紧急主复压系统的试验方法。将氮气、氧气存储于 $232\text{kg} \cdot \text{cm}^2$ 的高压气瓶里(或将液氧、液氮输入贮槽),在输送管道中注入 10.3kPa 的氮气,防止空气和水气渗入入系统之中。

在开始复压前的瞬间,扩散泵阀关闭,快速冷却阀打开,热沉液氮放空阀和旁通阀打开,气氮系统出口阀关闭,机械泵等设备停止运转。

复压开始,爆破阀自动打开,分别注入氮气和氧气,通过调节阀调节流速、流率和压力,达到要求的质量流,在 30s 内达到 40kPa。

气体通过 4 个方位的阀门进入真空室的总管道中,该管上开有直径为 63.55mm、中心距为 100mm 的放气孔,进入的气体射向筒壁和热沉,防止直接冲向试验物或人,由于筒壁和热沉热容量很大,经过热平衡气体温度接近 203K ~ 193K。

(2) 紧急辅助复压系统的试验方法。当模拟室(主舱)或气闸舱压为达到 40kPa 后,打开阀门将过滤、消噪后的空气通过总管(NASA 约翰逊空间中心 A 容器的总管道径达到直径为 1268mm)进入模拟室(主舱)或气闸舱,60s 内复压至 101kPa,气流经过混合后从 200K 升温至约 273K。

5) 正常复压系统的试验方法

空气经过除湿、过滤后,由鼓风机给气流以动力,再经加热器加热升温,流入总管,从 4 个方位将试验舱在 30min 内从 10Pa 升压至 40kPa,在 3h 内从 40kPa 升压至 101kPa。

5.4.3 环境控制系统试验技术

1) 环境控制系统功能

环境控制系统是为航天员、航天服试验期间提供符合要求的气源。它有以下功能:

- ① 为航天服提供符合循环气流参数的气体;
- ② 在航天员试验中为手提式生命保障系统供气,在生命保障系统运行时,做冗余系统,为舱外活动过渡做准备;
- ③ 在空间环境试验中为生保系统做备份;
- ④ 为航天员供氧气,为航天服备压。

2) 环境控制系统的要求

(1) 气流参数:

- ① 成分为氧气、氮气,氧、氮比例可调;
- ② 温度为 277K ~ 294K 可调;
- ③ 压力为 24kPa ~ 294kPa 可调,精度 24kPa ~ 50kPa 时为 0.1kPa,101kPa ~ 294kPa 时为 1kPa;
- ④ 流量为 $0\text{m}^3 \cdot \text{min}^{-1}$ ~ $1.2\text{m}^3 \cdot \text{min}^{-1}$ 可调;
- ⑤ 湿度为 20% ~ 70% 可调;

⑥洁净度为无油、无异味、无尘、无菌、无毒。

(2) 全系统为自动控制 ,在应急情况下也可手动控制。

(3) 气流穿过试验舱容器壁用脐带与航天服相连 ,气流参数可测 ,可自动显示、记录、报警和显示氧、氮比参数。

(4) 气体状态、压力、温度参数调整时间应小于 1min ,氧、氮比和湿度及真空状态参数的时间应小于 3min。

(5) 制冷量约为 500W。气流量约为 560L - min ,一般情况 ,1 套航天服用气量为 400L - min。

(6) 二氧化碳分压 $p_1 < 1.06\text{kPa}$ 。

3) 环境控制系统的试验方案

环境控制系统原理图如图 5 - 9 所示。

(1) 闭式环控系统。图 5 - 9(a)为闭式环控系统原理图。

闭式环控系统由罗茨鼓风机、热交换器、制冷机、二氧化碳吸附器、真空泵、冷凝器、后置冷却器、加热器、氧气瓶、阀门及各种仪表组成。系统以风机为动力 ,推动气体流动 ,满足一定的流量和压力要求 ,热交换器和制冷机用于吸收经压缩后气体的热量和水气。2 个二氧化碳吸附器交替使用 ,用分子筛吸收气体中的二氧化碳 ,保证其分压小于 1.06kPa 。

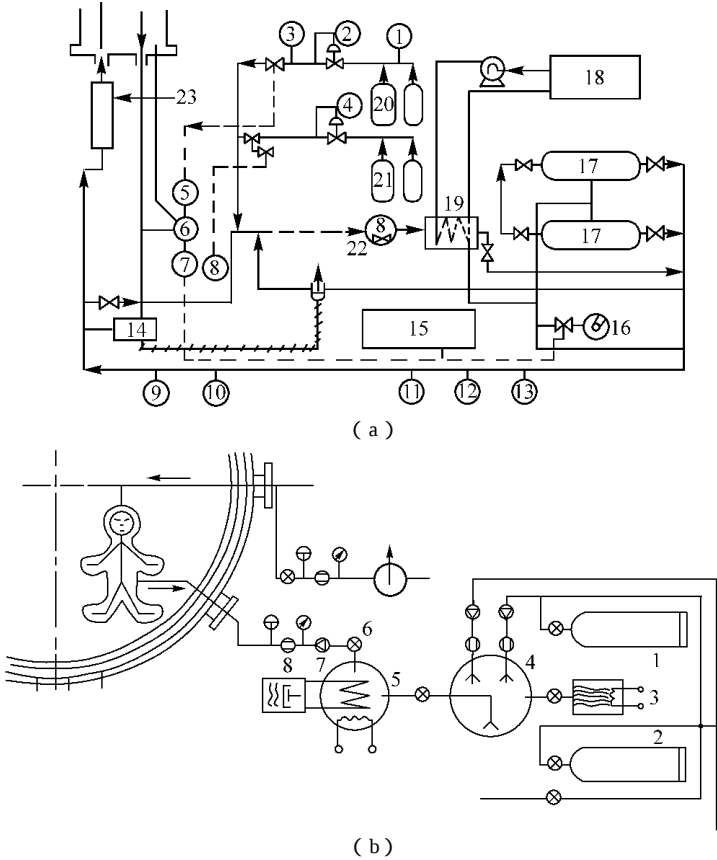
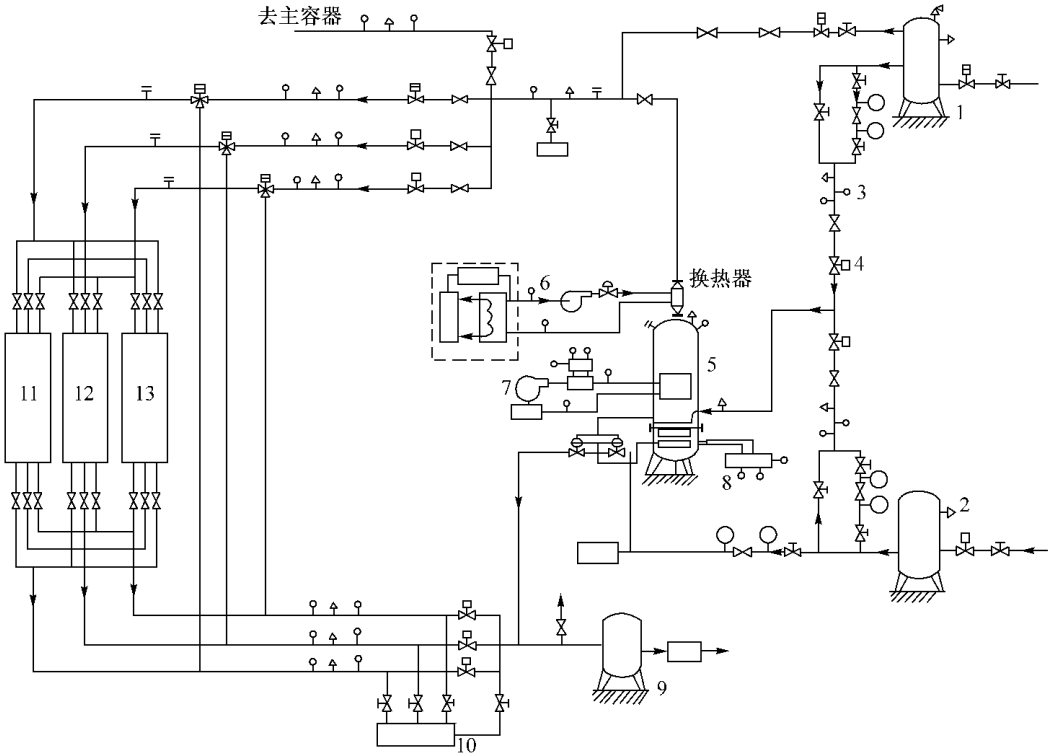


图 5 - 9



(c)

图 5 - 9 环控系统原理图

(a) 闭式环控系统原理图

- 1—压力计 ; 2—压力控制器 ; 3—流量计 ; 4—压力传感器 ; 5—压差传感器 ;
6—绝对压力传感器 ; 7—氧压计 ; 8—二氧化碳分压计 ; 9—温度计 ; 10—压力计 ; 11—流量计 ;
12—进、出口压差控制器 ; 13—冷凝器 ; 14—真空泵 ; 15—二氧化碳吸附器 ; 16—封闭式制冷机 ;
17—热交换器 ; 18—氧源 ; 19—备用氧 ; 20—风机 ; 21—后置冷却器和加热器。

(b) 开式环控系统原理图

- 1—氧气瓶 ; 2—氮气瓶 ; 3—加湿机 ; 4—混合室 ; 5—微调室 ; 6—控制阀 ; 7—流量计 ; 8—减压阀。

(c) KM6 设备环控系统原理图

- 1—氧气贮罐 ; 2—氮气贮罐 ; 3—流量计 ; 4—调节阀 ; 5—压力、温度、湿度微调室 ;
6—温度调节制冷系统 ; 7—温度调节加热系统 ; 8—温度调节系统 ; 9—真空排气系统 ;
10—气体组分分析仪 ; 11—A 气闸舱 ; 12—B 气闸舱 ; 13—试验舱。

(2) 开式环控系统。图 5 - 9 (b) 为开式环控系统原理图。该系统由气瓶、加湿机、混合室、微调室、控制阀、流量计、减压阀和压力、温度、湿度测试仪表及计算机组成。氮气瓶、氧气瓶提供的气体在混合室内按比例混合加湿 , 进入微调室调温后送入试验舱 , 由脐带与航天服相连。该系统的主要优点是 : 可以做到无油、无尘、无菌、无毒、无异味 ; 可随航天员运动量的变化而变更氧、氮比 ; 不用压机 , 可消除油的污染 ; 不使用分子筛 , 可消除二氧化碳对人体的危害。

(3) KM6 设备环控系统。图 5 - 9 (c) 为 KM6 设备环控系统原理图。该系统组成 : 气源子系统 , 组分调节子系统 , 温度、湿度调节子系统 , 流量、压力调节子系统 , 排气组分分析

子系统 ,计算机测量与控制子系统。

其工作原理是将氧气贮罐、氮气贮罐所存储的压力在 0.4MPa ~ 1.4MPa 之间的气体 ,通过减压阀调节到 0.4MPa ,再调节供气的氧、氮比 ,混合流入微调室。在微调室中达到稳定进入试验舱的气体压力 ,并为气体进行湿度调节提供空间。进入微调室的气体首先与加湿器溅射的雾状水混合 ,然后经过换热器升温 ,使雾状水汽化成水蒸气完成加湿过程。经过调节阀控制气体的流量与压力。为了保证试验舱流出气体的压力较低 ,应将前面真空室的压力降到一定值 ,稳定试验舱出口的压力。系统中备有辅助管路、阀门 ,以保证应急情况下的手动控制。

5.4.4 消噪声系统试验技术

气流噪声的控制通常用消声器实现。一般有阻性消声器、抗性消声器、小孔消声器。小孔消声器效果较好 ,适用于超净要求的场合 ,气流噪声的频谱较宽 ,对人体作用的只是其中的某个部分 ,即 A 声级 ,用 L_A 表示为

$$L_A = L + 10 \lg \left[\frac{2}{\pi} \left(\arctan X_A - \frac{X_A}{1 + X_A^2} \right) \right] \tag{5 - 2}$$

式中 , $X_A = (5f_A D) - C_0$,如取 $f_A = 11\ 200\text{Hz}$, $C_0 = 340\text{m} \cdot \text{s}$,则 $X_A = 0.165D$, D 为排放孔直径(mm)。

如果向有限空间排放高压空气 ,噪声级的大小还要受空间环境的影响 ,其增加量由有限空间的吸声量决定 ,一般增加 2dB ~ 8dB。

喷注直径都为几十毫米或几百毫米 , X_A 的取值从几至数十 ,这表示噪声能量主要落在可听声范围内 ,对人的干扰大。如用大量小孔来代替 , X_A 变小 ,噪声能量将推向高频 ,人耳接收到的能量减少 ,干扰也就降低。如 D 为 1mm ,理论上 A 声级可减少 27dB ;如 D 为 2mm ,A 声级可减少 17dB。除宽带噪声外 ,喷注还产生冲击噪声 ,冲击噪声比宽带噪声高 10dB 以上。安装小孔消声器 ,不但能降低宽带噪声 ,也能消除冲击噪声 ,总共可获得 40dB 以上的噪声降低量(气源通过连接管向试验舱做复压时 ,会产生很强的噪声 ,瞬间可达 140dB ~ 160dB)。

采用膨胀式小孔消声器可进一步减小噪声 5dB ~ 15dB ,即将管道伸进膨胀室里 ,打上较大的孔 ,直径一般为 4mm ~ 6mm ,膨胀室外面打小孔。大孔的总面积 S_1 比膨胀腔的横截面积 S_2 小 ,小孔的总面积 S_3 也比 S_2 小 ,用 S 表示消声器的有效面积 , S_1 , S_2 和 S_3 之间的关系 ,由 1 维流理论求得。有了这些面积 ,在选取大孔和小孔的直径后 ,就可计算出大孔数和小孔数。

我国某个典型设备的气闸舱消声器 ,复压时间 40s ,采用管道连接 ,膨胀腔选直径为 200mm、长为 1 120mm ,大孔直径 6mm 处打 200 个孔 ,小孔直径 1mm 处打 6 750 个孔。试验舱消声器复压时间 30s ,采用直径为 220mm 的连接管 ,膨胀腔选直径为 300mm、长为 1 700mm ,大孔直径 6mm 处打 440 个孔 ,小孔直径 1mm 处打 15 200 个孔。

5.4.5 其他系统试验技术

1) 通信系统

用有线和无线 2 种调频通信方式。

2) 监控系统

每个舱都设有多点报警系统,电视、电话、摄像监控系统,照明系统,控制系统,舱门的状态与压力状态等的显示系统。

3) 电源系统

具有备用电源,为通信、生命医学、复压、照明提供 30min 的用电。

4) 医疗测试系统

有 4 个通道的心脏监视示波器,心率、血压、呼吸率、体温显示屏,心率、呼吸率、体温显示报警仪以及其他人体生理参数测试监视记录系统等。备有航天员急救处理间、急救舱、电子心脏计、吸气泵、复苏器、手提式心脏起搏器等设施。

5) 消防灭火系统

备有氮气灭火系统、水灭火系统。

6) 太阳热流模拟系统

备有 $800\text{W} - \text{m}^2 \sim 2\,000\text{W} - \text{m}^2$ 可调的红外热流模拟或太阳热流模拟系统。

7) 温控系统

热沉温度在 $100\text{K} \sim 373\text{K}$ 范围内可调温控制。

8) 真空系统

每个舱均有独立的真空抽气系统,每名航天员漏放气量约为 $3.3 \times 10^2 \text{Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

5.4.6 试验程序

①空间环境试验舱内先安排完成舱外活动、对接的所需设备;

②空间环境试验舱抽真空,热沉通液氮;

③航天员与辅助、监视航天员洗澡、体检;

④安装生理传感器,穿航天服;

⑤用手提式氧气面罩吸氧排氮 $2\text{h} \sim 3\text{h}$;

⑥航天员进出空间环境试验舱,设有并联气闸舱,即 A 气闸舱与 B 气闸舱,送航天员、辅助航天员进入 A 气闸舱;

⑦穿上生命维持系统背包和防热、防流星体外衣;

⑧接上 A、B 气闸舱内的环境控制系统;

⑨再次检查生命维持系统背包、氧气系统、压力服、供水系统等;

⑩A、B 气闸舱压力减到 40kPa ,对航天员及各种仪器再次进行检查;

⑪辅助航天员在 B 气闸舱,试验航天员进入 A 气闸舱,关好并联舱之间的平动门;

⑫A 气闸舱压力减到 15Pa ,为航天员供压 26.2kPa ,对压力服进行检漏,确认符合要求;

⑬A 气闸舱压力减至 $1.33 \times 10^{-1} \text{Pa}$,与试验舱压力平衡,打开试验舱门,航天员进入试验舱。

⑭当试验舱压力达到 $1 \times 10^{-2} \text{Pa}$,启动生命维持系统,待正常后,从压力服上取下环境控制系统脐带,更换上生命维持系统;

⑮根据试验大纲,完成各种试验内容;

⑯试验完毕,航天员返回到 A 气闸舱,关掉水阀切断生命维持系统、升华器等;

⑰关好通向试验舱的舱门,将 A 气闸舱压力增到 19kPa;

⑱航天员取下净化、排泄、安全阀等,将环境控制系统脐带接到压力服上,关闭生命维持系统;

⑲将 A、B 气闸舱压力增到 101kPa,取下环境控制系统脐带,航天员、辅助航天员撤出气闸舱;

⑳脱航天服,取出各种传感器,体检。

在紧急情况下,抢救试验舱内的航天员,设备有各种辅助设备,如滑梯,可将被救航天员从试验舱口迅速滑至大门外。此外,试验舱内还应有以下辅助条件:在试验区应设有清洁通道;备有紫外灯杀菌,防止灰尘和微生物对飞船的污染;备有氧气急救系统;试验舱内设有运动踏板车、滑轨、吊架等。

5.5 载人航天其他空间环境试验技术

5.5.1 模拟微重力环境的微重力飞机(又称失重飞机)试验技术

从 20 世纪 50 年代起人类为了发展航天事业,就开始把喷气式教练机或运输机改装为失重飞机。我国在 20 世纪 70 年代也曾把 1 架小型教练机改装为失重飞机,并得到了很好的利用。

现在世界上许多国家,例如俄罗斯、美国、法国、加拿大、比利时、荷兰和日本等都有了自己的失重飞机。其中,常用的和大型的失重飞机主要是俄罗斯的“伊尔(IL-76MDK)”,美国的“KC-135A”,法国的“快帆号(Caravelle)”和“空中客车”以及日本的“MU-300”。

随着航天事业的发展,人们对失重飞机的要求也越来越多。因此,失重飞机的数量在不断地增加。美国 NASA 不久以前为刘易斯研究中心准备了 1 架“DC-9”的失重飞机,演练测试拟装在航天飞机上或国际空间站上的各种试验装置及其设备。法国在 1988 年交付的“快帆号”失重飞机,抛物线飞行任务应接不暇,仅 NOVESPACE 公司从 1989 年以来,就用失重飞机进行了 38 个场次飞行,每个场次一般都有 3 次起落,每次起落可以飞行 40 条抛物线,但还未满足需要,又租用美国的“KC-135”失重飞机飞了 2 个场次。因此,法国空间研究中心决定改装 1 架空中客车“A-300”大型飞机,1996 年 5 月 24 日正式交付使用,这是迄今为止世界上最大的 1 架失重飞机,每年至少可以飞 5 个场次,每个标准场次是 3d 3 次起落,每次起落可以飞出 40 条抛物线。虽然每个场次的飞行费用为“快帆号”的 1.7 倍,达到 1 750 000 法郎,然而由于“快帆号”只能携带 8 个试验,而“A-300”却可携带 15 个试验,因此平均单价还是最低的。“A-300”容积很大,可以装下全尺寸的欧洲空间局研制的哥伦布载人试验舱,以验证各种设备和装置是否合格。

现在的失重飞机,在做抛物线飞行时可以产生几十秒的 $1 \times 10^{-2}g \sim 1 \times 10^{-3}g$ 的微重力时间,而且 1 次起落可以飞出 40 条抛物线,这样累积起来的微重力时间达十几分,同时在钟型抛物线飞行的前段时间和之后时间,飞机在拉起时的重力加速度可达 $1.8g \sim 2g$,这与整个载人航天中的力学作用十分相似。因此,实验效果令人满意。图 5-10 是“快

“快帆号”失重飞机做抛物线飞行时的操作过程。飞机从稳定的水平飞行状态,沿 50°仰角并以 1.8g~2g 的重力加速度向上爬升约 20s。飞机发动机的推力突然骤减,其时间约 20s~25s,只抵消空气阻力的影响(自由下落抛物线)。飞机沿 50°角并以 1.8g~2g 的重力加速度俯冲约 20s,返回稳定的水平飞行状态。

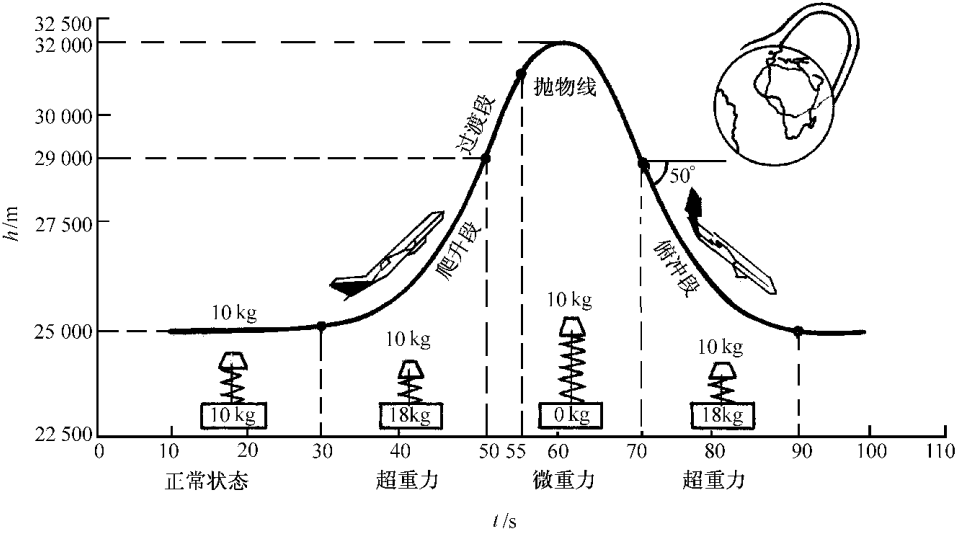


图 5 - 10 “快帆号”飞机抛物线飞行示意图

欧洲空间局从 1984 年以来的 10 年时间里,先后使用了“快帆号”、“KC - 135”和“IL - 76”型 3 种微重力飞机,进行了 20 个场次的抛物线飞行实验活动,总共飞出了 1 700 条抛物线,若以每条抛物线持续时间 20s 计算,合起来有 3.42×10^4 s (9.5h) 微重力飞行时间,相当于在低地球轨道上运行 6 圈。其实验数量达 235 次,其中流体物理实验为 76 次,主要是为空间实验室“SL - D1”号做航天飞行前的准备工作,人体生理实验为 70 次,为载人航天收集完整的医学数据。

5.5.1.1 主要内容

(1) 微重力试验验证。

①定性试验 根据初步的设想,采用实验室设备,观察和记录在微重力条件下的各种现象;

②微重力现象测量的定量试验,提出可以直接利用的定量结果。

(2) 航天员参与的微重力试验。通过试验人员在微重力条件下,直接参与试验,在不同微重力期间改变试验参数所产生的作用,探索由人直接干预微重力试验的效果。

(3) 研究重力加速度 g 值由高向低和由低向高转换期间所产生的各种过渡现象进行包括人体生理学在内的多学科研究。这也是飞机抛物线飞行时所能达到的试验条件。

(4) 对所提出的试验所获得的初步结果进行评估,以便改进试验硬件的最后设计。

(5) 对预定有航天员本身在太空进行的人体生理试验,在其太空活动之前或之后通过 1 组不是航天员的被试者,经过抛物线飞行进行部分同类试验以取得更广泛的微重力基础数据。

- (6) 在太空飞行后不太满意或出现矛盾结果的部分太空试验通过失重飞行的短时间微重力重复实验 ,以便对太空试验结果做些可能的解释。
- (7) 在工程上对在微重力环境下使用的仪器设备进行检验和鉴定 ,对保证载人航天的安全性和可靠性有重要意义。
- (8) 对在微重力条件下操作的仪器设备进行安全性、可靠性评价。
- (9) 对航天员进行在微重力环境下的适应性、仪器操作和试验程序等方面的训练 ,这是每个航天员的必修课。

提供微重力环境试验的设备可以分成地面设备与空间平台 2 类 ,表 5 - 4 列出了微重力环境试验设备的性能比较。

表 5 - 4 微重力设备的性能比较表

性能 设备		微重力水平	持续时间	工作空间 - m³	人员参与	准备时间
地基设备	自由落体装置	$1 \times 10^{-3} \text{ g} \sim 1 \times 10^{-6} \text{ g}$	最长 5s	< 1	间接	几天
	飞机	$1 \times 10^{-2} \text{ g} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ g}$	20s ~ 25s	> 10	直接	数月
	探空火箭	$1 \times 10^{-4} \text{ g} \sim 1 \times 10^{-5} \text{ g}$	5min ~ 7min	< 1	间接	约 1 年
轨道平台	载人	$1 \times 10^{-2} \text{ g} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ g}$	数天至数年	> 1	直接	数年
	不载人	约 $1 \times 10^{-15} \text{ g}$	数天至数月	> 1	间接	数年

5.5.1.2 飞机进行抛物线提供微重力环境试验的主要优点

- ①周期短、费用低、灵活性强；
- ②在飞行试验中研究人员直接介入的可能性大；
- ③能在飞行中改进试验装置。

欧洲空间局使用的 3 种微重力试验飞机性能比较如表 5 - 5 所列。

表 5 - 5 欧洲航天局使用的 3 种微重力试验飞机的性能比较

性能 飞机型号		“ KC - 135 ”	“ 快帆号 ”	“ 伊尔 - 76 ”
飞机	发动机 - 个	4	2	4
	长度 - m	46	32	46.59
	翼展 - m	44	34.3	50.76
	高度 - m	14.1	9.8	14.76
机舱	尺寸	18m × 3.25m × 2m	12.5m × 2.7m × 1.9m	14.2m × 3.45m × 3.4m
	截面形状门	半圆 1 个货舱门 1 个客舱门	半圆 3 个客舱门	近似长方形 1 个货舱门 2 个客舱门

飞机型号 性能		“ KC - 135 ”	“ 快帆号 ”	“ 伊尔 - 76 ”
设备	电源	110V - 60Hz	220V - 50Hz	220V - 50Hz
	供电线路	110V - 400Hz	220V - 400Hz	208V - 115V - 400Hz
	光源	28V 直流	28V 直流	27V 直流
	缓冲垫	20 个卤灯(抛物线飞行时照明)	氖灯(持续照明)	20 个卤灯(抛物线飞行时照明)
		地板、舱壁	地板、舱壁	地板

5.5.2 其他模拟微重力条件的试验技术

1)无摩擦力模拟台试验技术

无摩擦力模拟台属机械式零重力模拟装置 ,其特点是 :活动构件利用气垫、气浮轴承支托 ,基本上消除了摩擦力。通过严密设计和精密加工 ,制成自由度数目不等的无摩擦力模拟台或气浮台。悬浮在多自由度模拟台或气浮台上的受试者 ,如果使用扭力型手工工具操作台外的工件时 ,自己反被转动 ,反映出在失重无摩擦力环境下的作业特点。

2)悬索式月面重力模拟器试验技术

悬索式月面重力模拟器可用悬索悬吊倾斜的身体以平衡其 5 - 6 的体重 ,是用于模拟月球表面上只有 1 - 6 地面重力条件下的简便的试验设备。其基本结构由高架的单轨、活动辘车、回转吊钩、悬索以及地面的斜踏板等组成。在登月之前 ,航天员可着常服或航天服在这种模拟器上进行训练和能力消耗。改变模拟器悬索的夹角 ,就可以模拟相当于其他星体表面的微重力条件。

3)其他微重力试验技术

如落管、落塔、高空气球、火箭试验等一般只做微重力条件下的设备、物品试验 ,如材料制造、冶金、半导体加工、药物制造等 ,不做载人试验。

随着高新技术的发展 ,航天训练模拟试验技术也得到不断发展 ,主要有 2 个方面 :

- ①智能型计算机辅助训练(ICAT)模拟系统 ;
- ②虚拟现实技术的应用 ,它是在计算机图形学、计算机模拟、电子显示、语言识别 - 合成及传感器等技术的基础上发展起来的 ,通过计算机产生如同“ 身临其境 ”的具体动态声像功能的 3 维空间环境 ,并且使操作者能够进入该环境 ,直接观察和参与该环境中事物的变化与相互作用。

第 6 章 航天器特殊组件的空间环境试验技术

6.1 红外多光谱遥感器辐射定标试验技术

6.1.1 概述

利用遥感技术观测地球和大气层的各种特征及现象的人造地球卫星称为遥感卫星,如:用于观测云迹风、海洋表面温度、云顶高度图、云层分布图、对流层顶部水汽分布图和基本气候数据等气象学参数的气象卫星;用于勘测和研究农林、土地、海洋、水文和矿藏等地球资源的资源卫星;用于观测和研究海面风、海浪海洋水准面、海水温度、海冰和叶绿素等海洋资料的海洋观测卫星。

以上这些卫星有个共同的特点,那就是都使用了远距离探测技术。当波长在 $0.3\mu\text{m} \sim 3\mu\text{m}$ 范围时,可利用可见光及可见近红外探测技术,但在该波段范围内,容易受到散射和反射的太阳光干扰。地气系统的辐射和大气组分的吸收带等主要位于 $3\mu\text{m} \sim 25\mu\text{m}$ 波段范围内,所以采用红外探测技术就特别合适。可见光探测技术只能在地球受到太阳光照射的一面使用,而没有受到太阳光照射的另一面(即黑夜面),可见光探测技术就无能为力了,必须使用红外探测技术。除了可见光和红外探测技术外,还有微波探测技术。卫星上利用以上3种探测技术进行探测的遥感器分别称为可见光遥感器、红外遥感器和微波遥感器。利用可见近红外和热红外光谱中的几个谱段进行探测的仪器称为红外多光谱遥感器,亦称为红外多光谱扫描仪。

为了实现对地球散射和反射的太阳辐射以及地球红外辐射的定量测量,在遥感卫星发射前必须在模拟规定的空间环境条件和模拟地球辐射特性及反射太阳辐射特性的专用设备中对星载遥感器进行性能检验试验和辐射定标试验。比如我国已经发射的“风云一号”卫星和“风云二号”卫星以及“资源一号”卫星,在发射前除了进行整星的热平衡试验和热真空试验外,还专门对星载遥感器进行了全面的性能检验试验和辐射定标试验。

6.1节主要介绍“风云一号”第1颗卫星扫描辐射计的红外探测通道和“资源一号”第1颗卫星红外多光谱扫描仪在模拟空间环境条件下的辐射定标试验技术。

6.1.2 试验目的

遥感器的辐射定标试验目的主要有2方面。

1) 进行遥感器的全面性能试验

星载遥感器是遥感卫星的主要有效载荷。它要向地面接收站连续不断地提供探测到的地球各种有关特征和现象的有用信息。因此,如果星载遥感器工作不够正常,时好时坏,就等于整个卫星工作不正常,如果星载遥感器彻底失效,就等于整个卫星报废。所以星载遥感器是遥感卫星的关键仪器。为了使遥感卫星发射后,星载遥感器能够在规定的寿命期间正常无故障地工作,除了在研制过程中要进行性能检验和试验外,在发射前的辐射定标试验正式开始前,首先要在规定的空间环境条件下进行遥感器的全面性能检验性试验,只有确认其工作正常和可靠后方可进行辐射定标试验。

2) 进行辐射定标

星载遥感器的辐射定标包括规定的可见光波段、可见近红外波段、近红外波段和红外波段的定标及内定标。通过定标确定遥感器在工作温度范围内的输出信号与标准辐射源、仪器内参考辐射量之间的函数关系,用于将卫星飞行过程中获取的目标信息通过反演

得到目标的光谱反射特性和光谱辐射特性。

6.1.3 遥感器的红外辐射定标试验

遥感器的红外辐射定标是非常重要的、试验要求非常高、试验技术相当复杂的试验之一。这里基本以“风云一号”第1颗卫星星载扫描辐射计的红外辐射定标试验为例来说明遥感器的红外辐射定标试验技术。其任务是通过辐射定标,以遥感器的输出信号作为过渡,用标准红外辐射源测定星上的参考红外辐射源的发射率,以使遥感器在卫星上获取的目标辐射信息通过反演而成为定量的有用信息。

6.1.3.1 红外辐射定标原理

1) 扫描辐射计简介

“风云一号”卫星扫描辐射计是多光谱波段线扫描成像的遥感器,扫描辐射计的扫描旋转速度为 $360\text{r} - \text{min}$ 。它由光学系统、探测器和扫描控制机构等部分组成。扫描镜以一定的速度旋转,依靠扫描辐射计的瞬时视场在垂直于飞行方向平面内的圆周扫描和卫星绕地球的运动获取地球的2维景象。

“风云一号”第1颗卫星扫描辐射计红外探测通道的波长为 $10.5\mu\text{m} \sim 12.5\mu\text{m}$ 。红外通道是卫星的主要探测通道,也是最重要的探测通道,因为扫描辐射计在该波段探测的是目标自身的热辐射,所以它不依靠太阳光工作,它能不分昼夜地连续对地球进行观测。红外探测通道采用碲镉汞半导体光子探测器将红外辐射信号转换为模拟量的电信号,碲镉汞要在低于 105K 的低温条件下才能得到希望的信噪比。由于“风云一号”卫星是太阳同步的3轴稳定卫星,故可采用安装在卫星背阳面的辐射致冷器向冷黑空间的辐射使它降到规定的工作温度。可是红外探测器的响应率会随工作温度而有微小变化,为了不影响探测灵敏度和探测动态范围,所以,在“风云一号”第1颗卫星上采用毫瓦级的电加热措施使辐射致冷器2级冷块的温度维持在 $105\text{K} \pm 0.5\text{K}$ 之内,后来允许低于 105K 。

红外探测通道用于拍摄红外云图和测量目标(如海洋面、云顶)温度。

2) 红外辐射定标原理

扫描辐射计的红外辐射定标是在完成瞬时视场测定、光谱函数测定和光学传递函数测定等基础上进行的。

在设计扫描辐射计时要使不同波段的各通道输出信号对目标辐射信号呈线性响应,否则需要进行非线性修正。

仅有地面辐射定标曲线是不够的。这是由于卫星在发射过程中要受到振动、离心和冲击等机械力的作用,卫星在轨飞行期间受环境污染、辐照;卫星在日照区被加热和进出地球阴影区的温度交变以及电子学漂移等影响,都可能导致扫描辐射计响应率的变化,从而使扫描辐射计的性能偏离发射前的地面辐射定标曲线。为了实现扫描辐射计对目标辐射强度比较准确的定量测量,卫星在空间飞行过程中,还要不断地对扫描辐射计进行定标,这就是所谓的“星上定标”。但在空间就很难用标准红外辐射源来模拟地球目标进行定标了。可以在卫星内部带1个参考红外辐射源,称它为参考黑体。这个参考黑体必须位于探测器的视场范围内。参考黑体的温度可通过精确遥测取得,但要确定它的辐射强

度,还必须在发射前用标准红外辐射源对参考黑体的发射率进行定标。

下面介绍在模拟空间环境条件下用标准黑体对参考黑体的发射率进行测定的简单原理。

扫描辐射计的辐射响应方程为

$$U = RN + I \quad (6-1)$$

式中 U ——扫描辐射计的输出电压(计数值);

R ——扫描辐射计的响应率;

N ——扫描辐射计接收的入射目标辐射亮度;

I ——截距。

在地面定标过程中,通过扫描辐射计观测用来模拟冷黑空间辐射参考基准的深冷面源黑体和扫描辐射计内部参考黑体,并分别建立响应方程,从而得到 R 和 I 的关系式。

扫描辐射计对深冷黑体的响应方程为

$$U_{\text{cold}} = RN_{\text{cold}} + I \quad (6-2)$$

式中 U_{cold} ——扫描辐射计观测深冷面源黑体时的输出电压;

N_{cold} ——扫描辐射计接收的深冷面源辐射亮度。

扫描辐射计对内部参考黑体辐射的响应方程为

$$U_{\text{ref}} = RN_{\text{ref}} + I \quad (6-3)$$

式中 U_{ref} ——扫描辐射计观测内部参考黑体时的输出电压;

N_{ref} ——扫描辐射计接收的内部参考黑体辐射亮度。

由式(6-2)和式(6-3)可得到 R 和 I 表示式为

$$R = \frac{U_{\text{cold}} - U_{\text{ref}}}{N_{\text{cold}} - N_{\text{ref}}} \quad (6-4)$$

$$I = \frac{U_{\text{ref}}N_{\text{cold}} - U_{\text{cold}}N_{\text{ref}}}{N_{\text{cold}} - N_{\text{ref}}} \quad (6-5)$$

在式(6-4)和式(6-5)中, U_{cold} 和 U_{ref} 通过测量得到, N_{cold} 可以通过计算得到,但 N_{ref} 为未知量,它可以通过标准黑体对参考黑体的发射率 ε_{ref} 的定标而获得。

若参考黑体温度为 T_{ref} ,发射率为 ε_{ref} ,则扫描辐射计接收的辐射亮度 N_{ref} 为

$$N_{\text{ref}} = \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \varepsilon_{\text{ref}} \phi(\lambda) \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T_{\text{ref}}} - 1\right)} d\lambda \quad (6-6)$$

式中 λ ——波长;

$\phi(\lambda)$ ——扫描辐射计归一化的光谱响应函数,通过测量得到;

c_1 、 c_2 ——分别为第1辐射常量和第2辐射常量, $c_1 = 2\pi hc^2$, $c_2 = hc/k$,这里的 h 、 k 、 c 分别为普朗克常量、玻耳兹曼常数和光速。

式(6-6)中, ε_{ref} 未知,因此,通过定标确定辐射响应方程(6-1)就归结为求 ε_{ref} 。

辐射定标过程中,当扫描辐射计观测温度为 T_e 的标准黑体时,输出电压为 U_e ,这时标准黑体的辐射亮度为

$$N_e = \frac{1}{\pi} \int_{\lambda_2}^{\lambda_1} \phi(\lambda) \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T_e} - 1\right)} d\lambda \quad (6-7)$$

由式(6-4)至式(6-7)得出

$$\varepsilon_{\text{ref}} = \frac{\pi(U_e - I)}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \phi(\lambda) \frac{c_1 \lambda^{-5}}{\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T_{\text{ref}}}\right) - 1} d\lambda} \cdot \frac{N_{\text{cold}} - N_e}{U_{\text{cold}} - U_e} \quad (6-8)$$

式(6-7)中的 N_e 通过测量 T_e 后计算得到,式(6-8)中的 U_e 通过实测得到,所以 ε_{ref} 为已知,这样,式(6-4)和式(6-5)中的 R 和 I 已确定,进而扫描辐射计的辐射响应方程(6-1)被确定。

在实际辐射定标中,标准黑体温度可以根据需要进行调节,因此可以测出若干组数据,通过数据处理确定较为准确的扫描辐射计的辐射响应方程。

前面已经提到,卫星在轨飞行期间,扫描辐射计性能可能发生变化而偏离发射前的地面辐射定标曲线,因此,进行飞行中的扫描辐射计定标是非常必要的。为实现飞行中的星上定标,卫星带有1个参考黑体,而且它的发射率 ε_{ref} 已由地面定标试验确定,它的温度可以通过遥测送至地面。因此参考黑体的辐射亮度 N_{ref} 已知。卫星上的扫描辐射计在扫描1周中,它依次观测空间、地球目标、空间、参考黑体,其观测时序如图6-1所示。当扫描辐射计观测空间时,其输出电压为 U_{sp} ,对应的空间辐射亮度为 N_{sp} ,但由于冷黑空间的等

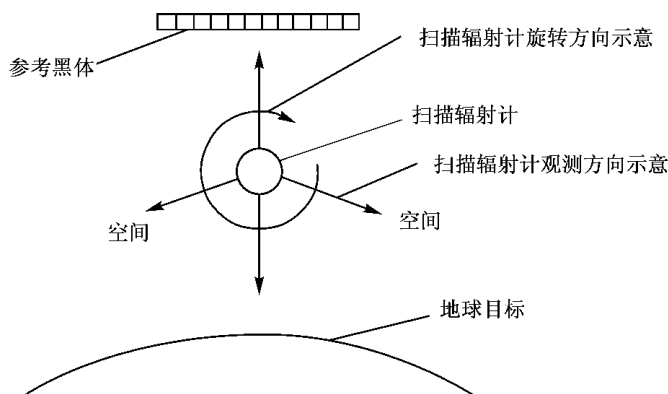


图6-1 扫描辐射计在飞行过程的观测时序

效黑体温度仅约为3K,其辐射亮度非常小,所以完全可以认为 $N_{\text{sp}} \approx 0$;当观测到参考黑体时,其输出电压为 U_{ref} ,对应的参考黑体辐射亮度为 N_{ref} ,且可通过计算得到。若认为辐射响应仍为线性,则可在扫描辐射计每扫描1周中,对空间和参考黑体进行观测后,即可通过式(6-4)和式(6-5)计算出 R 、 I 的定标值。在极轨卫星上,每扫描1周对 R 、 I 定标1次。在静止卫星上通常定标1至几次,在星蚀期间较为频繁。

从以上扫描辐射计的地面辐射定标和飞行中的星上定标过程看,地面辐射定标将地面的标准黑体过渡到卫星扫描辐射计内部的参考黑体上,这就类似于计量中的标准传递。有了遥测到的参考黑体温度和它的发射率,参考黑体就可作为卫星在空间飞行时扫描辐射计定标的参考基准。这样就提高了扫描辐射计的实际测量精度。

气象卫星在预定轨道运行过程中,扫描辐射计以360r/min的旋转速度不停地转动,每旋转1周,都要依次扫描深冷空间、地球目标、深冷空间、参考黑体,将观测到的地球目标输出信号传输到气象卫星地面接收站,再根据其他的有关遥测数据和定标数据反演成

这些目标的有用信息 ,从而获取大量的云图和海洋水色、陆地植被、河流湖泊等景像资料。

6.1.3.2 红外辐射定标方法

遥感探测仪器的辐射定标方法是利用已知辐射源在不同的辐射出射度下测量遥感器的输出电压 ,并在不同的遥感器温度下进行辐射定标 ,从而获取不同遥感器温度下的定标曲线 ,测定遥感器温度变化对辐射定标结果的影响。

已知辐射源是辐射定标的基准 ,它的精度直接影响着遥感器的辐射定标精度。用于红外遥感器辐射定标的标准红外辐射源有点源和面源 2 种。据此将遥感器的红外辐射定标方法分为点源法和面源法 2 种类型。

1) 点源法

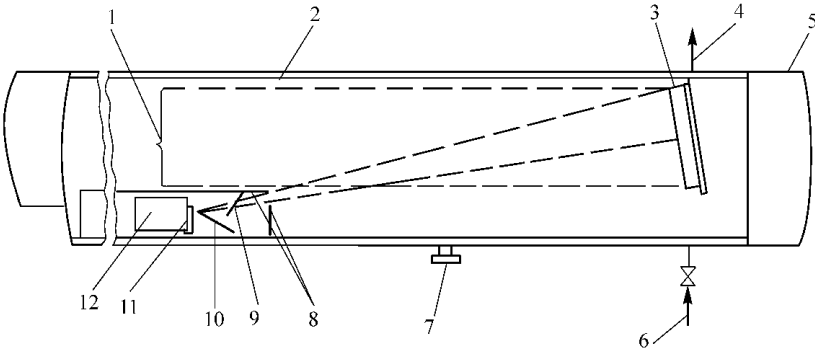
点源法是由温度可调的黑体源通过抛物面反射镜的作用 ,获取近似于无穷远处的点光源所辐射的红外准直光束 ,并投射到被定标的红外遥感器上进行辐射定标 ,准直光束必须充满辐射计的孔径。在准直系统中 ,输出光束的辐照度 E 为

$$E = \frac{\varepsilon \sigma T_p^4 A_p \rho}{\pi f^2}$$

(6 - 9)

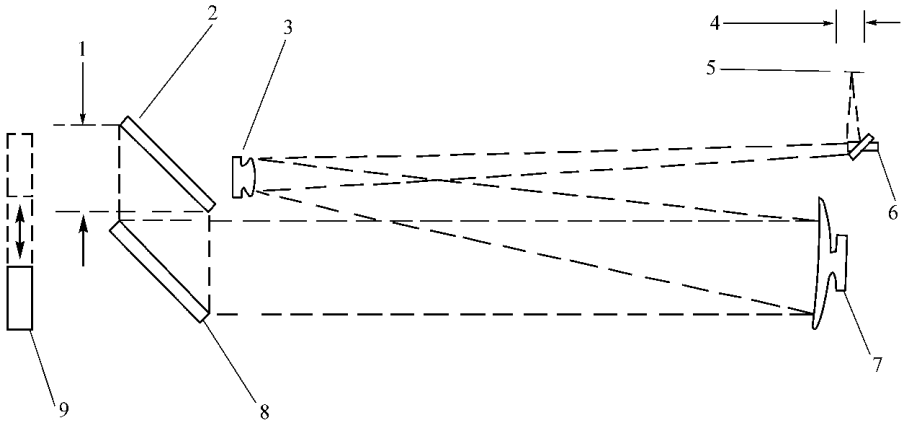
- 式中 ε_p ——点源的发射率；
 σ ——斯忒藩 - 玻耳兹曼常量；
 T_p ——点源的温度；
 A_p ——点源的孔径面积；
 ρ ——平行光管的反射率；
 f ——平行光管的焦距。

图 6 - 2(a)为在 20 世纪 70 年代初建立的红外初级定标系统(PCS) ,采用了单块离轴抛物镜系统 ,因此具有结构简单、反射面少、光能损失小、便于调整、无中心遮挡和无二次反射干扰等优点 ,还能进行辐照均匀性测试和镜面发射率原位测试 ,总的定标精度为 1%。其缺点是不能消除轴外像差。由于受设备长度的限制 ,光学系统的焦距不可能太长 ,该设备长 4. 87m ,但焦距只有 3. 02m。



(a)

为了克服 NASA 初定标设备存在的一些缺点 ,在 1980 年 ,LMSC 建成了新的红外定标设备 STF ,该设备采用了如图 6 - 2(b)所示的离轴 R - C 光学系统。筒体的直径 2. 44m ,长 4. 27m。尽管它的有效长度比初定标设备还短 0. 43m ,但由于采用了离轴 R - C 光学



(b)

图 6 - 2 定标试验设备

(a) NASA 的 PCS 主室的示意图

1—输出光束 ;2—热沉 ;3—准直反射镜 ;4—液氮出口 ;5—离子泵 ;6—液氮进口 ;
7—粗抽泵 ;8—挡板 ;9—折叠反射镜 ;10—调制器 ;11—可变光栏 ;12—点源装置。

(b) LMSC 定标设备的离轴 R - C 光学系统

1—直径为 470mm 的光束 ;2—直径为 686mm 的方位扫描镜 ;3—次镜 ;4— $\pm 0.5^\circ$ 无渐晕校正视场 ;
5—焦面 ;6—折叠源选择平面镜 ;7—主镜 ;8—直径为 686mm 的俯仰扫描镜 ;9—自动准直检验镜。

系统 ,使它的焦距达到了 12.7m。采用的光源有标准黑体 ,还有分光光度计。这个设备还有个特点 ,就是热沉温度变成了 20K ,可以进一步减小热沉辐射的附加影响。

点源黑体的型式有圆柱倒锥式腔型黑体和热管黑体。圆柱倒锥式腔型黑体的结构示意图如图 6 - 3 (a) 所示。这种点源在“资源一号”卫星红外多光谱扫描仪红外谱段辐射定标试验中使用。它由黑体腔、辐射屏、加热套管、液氮槽道、多层隔热组件和光栏等组成。黑体腔和辐射屏降温用液氮冷却 ,升温用加热管加热。黑体腔和辐射屏外侧开有螺旋槽 ,并在外面分别加上外表面贴有加热片的加热套管 ,在 2 个端面进行焊接 ,构成液氮冷却管路。为了减少与外界的热交换 ,在辐射屏外加有多层隔热组件。在黑体腔内锥底部装有铂电阻温度计 ,用做控温系统的反馈。黑体腔和辐射屏同时进行控温 ,两者的温度应尽量接近 ,当腔体温度达到某个要求值时 ,腔体停止加热 ,辐射屏继续进行温度维持加热。测温和控温都采用铂电阻温度计 ,测温和控温精度都优于 $\pm 0.03\text{K}$,温度稳定性达 $0.02\text{K} - 30\text{min}$,温度变化范围一般为 $90\text{K} \sim 350\text{K}$,最低可达 80K ,腔底温度不均匀性不超过 $\pm 0.02\text{K}$ 。当腔长比(腔半径与腔长度之比)为 1: 9 时 ,黑体有效利用面(即内锥)上的计算发射率可达 $0.999\,9 \pm 0.000\,1$ 。

热管黑体的结构示意图如图 6 - 3 (b) 所示。它基本上是个径向热管 ,由内筒、外筒和端法兰焊接而成。内筒的空腔即为黑体腔。在外筒壁上布置加热片和冷却管道 ,用来进行升温和降温。当要求黑体工作温度高于室温时 ,外筒为蒸发面 ,内筒为冷凝面 ;当要求工作温度低于室温时 ,内筒为蒸发面 ,外筒为冷凝面。正因如此 ,内筒总被温度极其均匀的蒸汽所包围 ,而蒸汽在内筒外表面的蒸发或凝结的换热系数又极高 ,因此获得了腔体(即内筒)壁温极其均匀的黑体 ,其不均匀性可优于 ± 0.06 。这就是热管黑体的最大优点。但使用氨工质时 ,黑体温度仅能低到 -50 。如果要求温度达 100K ,那就得使用氮

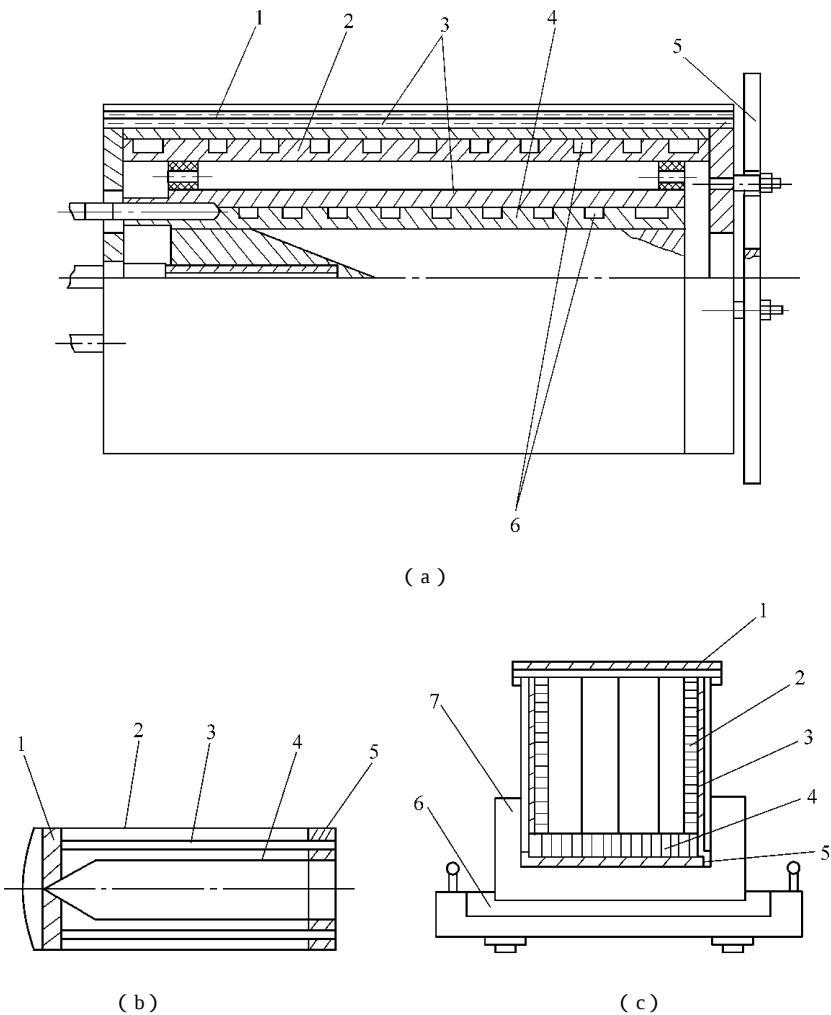


图 6 - 3 黑体结构示意图

(a) 圆柱倒锥式腔型黑体结构示意图

1—多层隔热组件 ;2—辐射屏 ;3—加热套管 ;4—黑体腔 ;5—光栏 ;6—液氮槽道。

(b) 热管黑体结构示意图

1—定心座 ;2—外筒 ;3—测温管 ;4—内筒 ;5—端法兰。

(c) “ 风云一号 ” 卫星扫描辐射计辐射定标用的面源黑体结构示意图

1—有机玻璃保护盖 ;2—侧板蜂窝列阵 ;3—侧板 ;4—腔底蜂窝列阵 ;5—基板 ;6—衬板 ;7—热管。

工质 ,但由于在常温下热管压力太高、只好采用临时充气的方法 ,给使用带来不便。在实际的热管中 ,为使液体能够均匀分布在 内筒外表面及外筒内表面 ,在这 2 个表面均铺金属网。在内、外网层之间用多层网叠焊接而成的径向或轴向排列的“ 网桥 ”连接起来 ,以保证液体的流通。

2) 面源法

面源法是由喷涂高发射率黑漆的蜂窝空腔列阵结构组成的大面积黑体辐射源 ,通过控制面源的温度获得所需要的红外辐射能 ,并直接辐射到被定标的扫描辐射计上进行红外辐射定标 ,中间无需加入光学系统。

面源在空间环境模拟室内是绝热安装的 ,所以它的辐射能通量 P 为

$$P = A\varepsilon\sigma(T^4 - T_w^4)$$

(6 - 10)

式中 A——面源的表面积 ;
ε——面源的表面发射率 ;
T——面源的温度 ;
T_w——热沉温度。

成像光学系统辐射接收方程表明 ,当目标黑体的面积充满光学口径和瞬时视场时 ,接收的辐射能仅与黑体辐射亮度、光学口径的面积和视场主体角的乘积成正比 ,而与目标黑体离开辐射计光学入瞳的距离无关。这是无需光学准直系统、不考虑物像关系 ,能直接用面源黑体对扫描辐射计进行红外辐射定标的依据。

美国“ 雨云 ”气象探测技术研究系列卫星和“ 泰罗斯 N ”业务气象卫星及我国已发射的 2 颗“ 风云一号 ”卫星都采用面源黑体完成了红外遥感器辐射定标和性能检测任务。美国研制的面源黑体面积为 100cm² ~ 800cm²。我国自行研制的用于“ 风云一号 ”卫星扫描辐射计红外辐射定标的标准面源黑体的开口尺寸为 270mm ,有效面积达 604cm² ,温度变化范围为 180K ~ 330K ,腔底温度不均匀性优于 0. 2K ,温度稳定性优于 ± 0. 04K - 20min ,测温精度优于 0. 041K ,法向发射率达到 0. 998 3。这些性能以及实际应用都表明 ,我国研制的面源黑体水平已达到国际上的先进水平。

图 6 - 3(c)为中国研制的面源黑体结构示意图。它采取了如下提高面源性能的特殊措施。

(1) 采用了双重柱形腔结构 ,黑体腔为八角形柱体 ,其边长为 145mm、高为 215mm。不仅腔底覆盖着高度 25mm、边长 3mm 的铜质蜂窝 ,柱体侧壁也覆盖着高度 12mm、边长 5mm 的蜂窝 ,表面喷涂法向发射率为 0. 95 的有机黑漆。每个蜂窝就可看做 1 个小黑体 ,多个小黑体组合成面源 ,因而提高了面源的发射率。

(2) 将热管技术应用于面源黑体 ,使柱形黑体腔底部紧贴在圆筒形重力热管工作面上 ,热管采用氨工质。加热器布置在热管外壁上 ,通过热管传导使面源黑体升温 ,这比直接加热时温度分布不均匀性要好得多。

(3) 在结构上将腔底与双重柱形腔侧壁分开 ,通过自动控制 ,使腔壁温度自动跟踪腔底温度 ,从而减小了腔底温度边缘效应的影响 ,这也改善了腔底温度分布的不均匀性。

(4) 用铂电阻温度计测量温度 ,其标定精度达到 0. 05K。

如果把中国研制的腔型面源黑体等效成理想黑体 ,在 200K ~ 320K 温度范围内 ,面源温度的不确定度不超过 ± 0. 34K。

3) 点源和面源黑体的比较
点源和面源黑体各有优缺点。

表 6 - 1 列出了点源和面源黑体主要特点的比较。具体选用哪种 ,要根据遥感器的红外辐射定标要求、研制经费等因素综合考虑。

表 6 - 1 点源和面源黑体主要特点的比较

黑体种类	点源	面源
------	----	----

尺寸	小	大
模拟无穷远处平行光	能	不能
光学系统	需要	不需要
低温下镜面变形	存在	无
光学系统工作温度	<100K	无
光学系统辐射影响	有	无
控温精度和温度均匀性	好	较好
红外光学系统成像检查	能	不能
定标精度	0.5%	1%左右
对空间环境模拟室尺寸要求	大	小
功耗	小	大
造价	高	低

由表 6 - 1 可见 ,点源黑体定标系统具有尺寸小、功耗小、定标精度高、能检查红外光学系统成像性质和能模拟无穷远处点光源发出的红外平行光等优点 ,但具有结构复杂、存在光学系统及由之而来的一些附加问题和造价高等缺陷 ,面源黑体具有结构简单、无需光学系统因而也不存在由此而带来的附加问题和造价低等优点 ,但存在着尺寸大、功耗大、定标精度略低和不能检查红外光学系统成像性质等缺点。当要求大面源黑体时 ,其温度和发射率的均匀性难以保证精确一致 ,导致了面源法红外辐射定标精度低于点源法的红外辐射定标精度。因此 “ 风云一号 ”和“ 风云二号 ”卫星扫描辐射计后来都改用点源法进行红外辐射定标 “ 资源一号 ”卫星红外多光谱扫描仪一开始就用点源法进行红外辐射定标。

6.1.3.3 红外辐射定标设备

遥感器的红外辐射定标设备与卫星热平衡和热真空试验设备有共同点 ,也有不同点。下面就对红外辐射定标设备的要求及定标设备的组成作简单介绍。

1) 对红外辐射定标设备的要求

为了对遥感器的红外通道进行有效的性能检验和辐射定标 ,对红外辐射定标设备的要求如下。

(1) 空间环境模拟室。对空间环境模拟室的要求主要有以下几方面。

① 空间环境模拟室尺寸。空间环境模拟室的有效尺寸应能容纳遥感器、模拟空间冷屏(简称冷屏)、标准辐射源、模拟冷空间辐射参考源、光学准直系统及其他有关仪器 ,其具体尺寸要根据所容纳的内容及其位置要求来确定。如果是改造原有的设备 ,若尺寸不足以使用点源 ,可考虑用面源。对新建设备 ,最好按用点源黑体来考虑。目前国内外的几个红外辐射定标设备尺寸为 :

NASA 的 PCS 设备 直径 1.06m ,长度 4.87m ;

LMSC 的 STF 设备 直径 2.44m ,长 4.27m ;

中国用于气象卫星扫描辐射计红外辐射定标的设备 直径 2m ,长 4m ;

中国用于地球资源卫星红外多光谱扫描仪辐射定标的设备 有效直径 2.8m ,长 5m。

② 空间环境模拟室压力。为使各种背景通过残余气体传导给辐射定标系统的热量尽量小 ,空间环境模拟室压力要尽量低 ,定标一般要求低于 1.3×10^{-4} Pa ,而且这是指遥

感器附近的压力。遥感器在常温环境下放气阶段的空间环境模拟室内压力允许高到 $6.6 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 。

③ 热沉温度和发射率。在红外辐射定标时,要求背景的辐射热流越小越好,一般要求热沉温度低于 90K。也有要求热沉温度为 20K,比如 LMSC 的定标设备 STF 的热沉就为 20K,因此必须用氦制冷系统。挡板用液氮进行冷却。为了减少热沉对其他辐射的反射,热沉表面的半球发射率必须大于 0.90。

④ 深冷抽气板。为了提高空间环境模拟室的真空度,模拟室内一般装有深冷抽气板,依靠涡轮(透平)式氦膨胀机制冷系统使抽气板温度降至 20K 以下,以达深冷抽气的目的。

(2) 冷屏。碲镉汞红外探测器要求在低于 105K 的温度条件下工作,在空间飞行时,它是依靠始终朝着冷黑空间的辐射致冷器来降温的。进行红外辐射定标时,辐射致冷器正对着冷屏,以使辐射致冷器 2 级冷块的温度逐渐降低到规定值。为使红外辐射定标时与轨道工作时辐射致冷器 2 级冷块平衡温度(105K 附近)之间的误差小于 1K,冷屏的温度应低于 25K。当冷屏温度为 15K~20K 和发射率为 0.975 时,与冷空间相比,对辐射致冷器 2 级冷块平衡温度的影响小于 0.5K。冷屏的温度分布不均匀性一般不超过 $\pm 2\text{K}$,亦有要求小于 2K 的。在设计冷屏时要求满足 3 个条件:

- ① 冷屏尺寸要充满辐射致冷器的视场;
- ② 表面法向发射率要不低于 0.975,为此要用喷涂高发射率黑漆的蜂窝来覆盖;
- ③ 在规定的热负荷(一般为 30W~50W,当辐射致冷器去污加热时,热负荷相应增加)下冷屏温度及其分布不均匀性仍能满足要求。

冷屏依靠通入 14K 左右的氦气进行冷却。

(3) 标准红外辐射源。标准红外辐射源有点源和面源 2 种。

① 点源。点源由标准黑体、准直光学系统、驱动系统和控制器组成。标准黑体的腔体出口光栏放在离轴抛物面镜焦点处,标准黑体辐射源经过光学系统准直成平行光束被遥感器接收成像。

标准黑体的主要技术指标一般为:标准黑体出口的有效口径根据准直光学系统的参数进行设计,温度变化范围要满足仪器红外辐射定标要求;发射率要达到 0.9997 以上;温度测量精度要优于 0.03K;黑体腔底的温度不均匀性要优于 $\pm 0.05\text{K}$;温度稳定性不超过 $\pm 0.03\text{K} - 30\text{min}$ 。

准直光学系统有单块离轴抛物镜系统和离轴 R-C 系统,前者比较简单,后者比较复杂。对于离轴 R-C 光学系统,要求主镜的有效口径应充满被定标仪器的视场,红外的几何弥散斑 $< 2 \times 10^{-5} \text{rad}$ 。使用准直光学系统时要特别注意减小由于它的自身辐射而带来的误差,为此要将光学系统冷至 120K 以下,最好冷至 100K 以下。当准直光学系统处于 120K 时,可引起大约 0.02K 的误差。

② 面源。面源由标准黑体和控制器组成。面源无需经过中间环节而直接充满被定标仪器的入瞳光栏。

标准黑体的口径应充满被标定仪器的入瞳,并且具有一定的视场角,温度变化范围应满足仪器辐射定标的要求,温度不均匀性不超过 0.2K,表面法向发射率应不低于 0.998。

控制器应完成标准黑体的温度自动控制。

(4) 深冷面源黑体。以一定速度旋转的扫描辐射红外辐射定标时,需要用深冷面源黑体来模拟冷黑空间辐射的参考基准源,作为确定零辐射点使用,一般采用直流恢复电路来实现。当扫描辐射计每个周期观测此参考基准源时,输出钳位在对应于零辐射的电位上,此时不仅能消除探测器和前放的任何漂移,还能消除辐射计本身辐射的影响。因此,对深冷面源黑体有3个基本要求:

- ① 面源黑体温度要尽量低,如果能使用深低温氦气冷却,最好不高于30K;
- ② 面源黑体的发射率要尽量高,一般不低于0.995;
- ③ 面源的口径应能充满被定标仪器的入瞳。

如果该面源黑体的温度达不到深低温,那会带来一定的辐射定标误差。当面源黑体采用双重腔型结构、腔底布满蜂窝时,其发射率可达0.995,假设此面源黑体温度仅能达到110K,对于300K的黑体目标,则该面源黑体带来的红外辐射定标误差约为 $\pm 0.026\text{K}$ 。

(5) 污染控制。扫描辐射计是光学遥感器,辐射定标和通道性能检验后要直接装卫星发射,发射前无法对仪器再进行系统性能检验。如果在定标试验过程中遥感器的光学系统和辐射致冷器的光学镜面受到污染,就会影响仪器工作质量。为此,在试验全过程(包括试验前、试验过程中和试验后)中必须对污染严加控制。在试验前,要求装配仪器的厂房内洁净度优于10 000级,相对湿度为30%~40%(20℃条件下)。对特别怕污染的部位可采用流动超净气体保护。遥感器进入试验大厅后,大厅内的洁净度不能超过100 000级,试验用空间环境模拟室内的洁净度也不能超过100 000级。试验前扫描辐射计的调试需在洁净度优于100 000级、相对湿度为30%~45%(20℃条件下)、温度为 23 ± 3 ℃的净化间内进行。试验过程中,要求光学系统附近的总污染量不超过 $1 \times 10^{-6} \text{g} \cdot \text{cm}^{-2}$,或满足文件规定要求。为了可靠地达到这个要求:

- ① 抽真空要采用无油抽气系统,比如使用制冷机低温泵抽气系统;
- ② 在空间环境模拟室内设置低温污染收集板,并在开机和停机过程中要采取严格的防污染措施,使遥感器免受污染。

对其他有机污染也应加以控制。

(6) 数据采集和温度控制系统。数据采集系统的直流电压分辨率应不大于 $1\mu\text{V}$,采样速度一般不低于100通道/s,应能测量模拟量和数字量。使用前应经过部级2级以上计量部门检定合格,数据采集及温度控制系统应能完成以下任务:

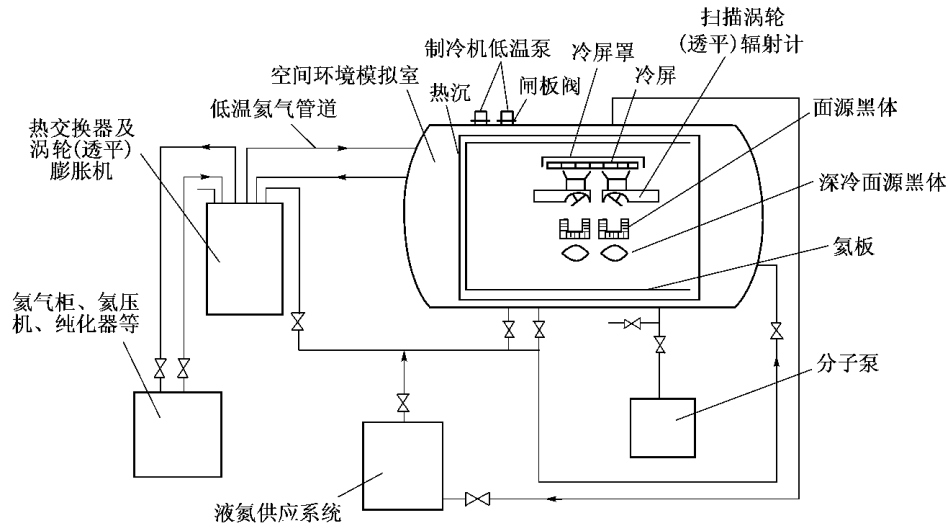
- ① 对定标设备内试件周围的压力、热沉温度、冷屏温度、深冷面源黑体温度、氦板温度和试验过程中的总污染量进行测量;
- ② 对标准黑体温度和仪器内参考黑体温度进行测量和控制;
- ③ 在标准黑体温度、参考黑体温度及其均匀性达到预定值后,自动同步采集它们的温度和遥感器的输出信号;
- ④ 对准直光学系统的有关部位和支撑机构的温度进行测量;
- ⑤ 按照辐射定标要求,对采集到的各种数据进行处理、显示、打印和存储。

2) 红外辐射定标设备的组成

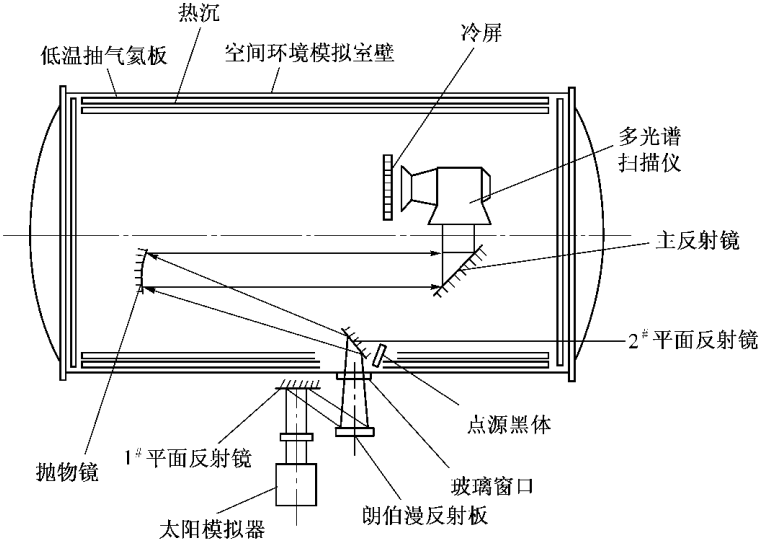
红外遥感器辐射定标设备由空间环境模拟室、无油抽气系统(外接式制冷机低温泵和内装式低温泵)、热沉及液氮供应系统、冷屏、涡轮(透平)式氦膨胀机制冷系统、深低温黑体、标准辐射源(点源黑体及其光学系统或面源黑体)、数据采集及温度控制系统等。

为了对使用点源和面源的红外辐射定标设备有个大概的了解 ,对使用面源和点源黑体的红外辐射定标设备做简单介绍。

图 6 - 4(a)为用于“ 风云一号 ”卫星扫描辐射计红外通道辐射定标的设备。使用面



(a)使用面源的红外通道辐射定标设备示意图



(b)多光谱扫描仪辐射定标设备示意图

图 6 - 4 定标试验设备

源黑体 1 次可同时对 2 个扫描辐射计进行红外辐射定标 ,其情况大致如下。

(1) 定标室。定标室内的热沉内径 1.7m ,长 2.4m ,其温度约为 85K ,内表面半球发射率大于 0.9 ,可减少定标室内的反射和辐射对定标精度的影响。为了提高定标室内的真空度 ,在热沉的两侧装有深冷抽气氦板。热沉的顶侧装有蜂窝结构的冷屏 ,作为辐射制冷器的深冷背景。热沉下侧装有 2 个深冷黑体 ,作为模拟深冷空间辐射的参考源。

(2) 真空系统。抽气系统有由 1 个 H - 150、1 个 ZL - 1200 和 3 个 F - 1500 涡轮分子

泵组成的预抽机组 1 个抽速为 $1 \times 10^4 \text{ L} \cdot \text{s}$ 的制冷机低温泵 1 个抽速为 $2 \times 10^5 \text{ L} \cdot \text{s}$ 的深冷抽气板 2 个抽速为 $2000 \text{ L} \cdot \text{s}$ 的溅射离子泵。使用这些泵,可使定标室的真空度达到 $1 \times 10^{-6} \text{ Pa}$ 量级。使用 B - A 规、裸规和方向规测量真空度,用四极质谱仪对定标室的残余气体成分进行监视和分析,用微量天平测污染量。

(3) 液氮流程。使用开式加压循环方式向热沉管道输入液氮,使热沉温度达到 85K 以下。

(4) 气氮流程。使用涡轮(透平)膨胀机气氮制冷系统,使抽气氮板温度达到 18K 左右。

(5) 模拟空间冷屏。尺寸为 $1.2 \text{ m} \times 0.6 \text{ m}$ 蜂窝结构的冷屏发射率为 0.975,通入 14K 冷氮气时,其平均温度为 17K,表面温度不均匀性为 $\pm 2 \text{ K}$ 。

(6) 深冷黑体。双重腔型结构的深冷黑体用热沉冷却,其温度低于 110K,引起标定误差为 $\pm 0.026 \text{ K}$ 。

有关标准面源黑体及数据采集与温控系统,在这里从略,有的内容前面已叙述。

图 6 - 4 (b) 为多光谱扫描仪辐射定标设备示意图,它既可使用点源黑体完成遥感器的红外辐射定标,又可完成近红外和可见光的辐射定标。具体说明见 6.1.4.3 节。

6.1.3.4 红外辐射定标试验

1) 试验前的准备

试验前的准备工作包括:试验大纲和试验细则的编写及协调,试件进试验现场后技术状态的检查,红外辐射定标设备技术状态的检查,电缆和测温热电偶的检查,试件在空间环境模拟室内的试安装,试件在空间环境模拟室外和空间环境模拟室内的系统调试等。

(1) 试验大纲与试验细则的编写。送试单位与承试单位经过协调后,应编写出试验大纲和试验的实施细则。

试验大纲的内容应包括:试验目的,试件的技术状态,试验对红外辐射定标设备的要求(如空间环境模拟室内压力、环境温度、允许污染量、标准辐射源、冷屏温度、深冷黑体温度、数据采集系统和供电电源等),试件的安装要求,试验主要内容和试验程序等。

试验的实施细则是根据试验大纲的要求而编写的详细执行程序。主要内容应包括:试件进现场后的安装程序,试件的检查与系统调试程序,性能试验程序,定标程序。另外还要有试验中断程序,在这个程序中要规定试验设备和试件在试验过程中哪些性能达不到规定要求或哪些组(部)件不能正常工作而影响试验结果获得时,则试验必须中断;还要规定一些非致命性故障,在试验过程中尽管可能出现,但经过修复或采取一些补救措施后,不影响试验结果的,试验可以继续进行。

(2) 试件技术状态的检查。试件进入试验现场后,应在满足试验要求的净化间内开箱。开箱后必须进行外观和通电性能检查。外观应无破损,无污迹。复查电加热器和测温传感器自身的电阻值及其与被加热或被测量表面的绝缘电阻值,这些值应与原来的检测结果相同。全系统通电进行联机检查,系统应工作正常,仪器工作和测试系统都应无干扰。

需要在现场包扎多层隔热材料的组部件,如果被包表面有电加热器和测温传感器,在包扎前应复查加热器及测温传感器与被加热表面和测温部位之间的绝缘电阻,其阻值应

满足有关技术文件规定的要求。

(3) 红外辐射定标设备技术状态的检查。在试验前对红外辐射定标设备的技术状态进行周详的检查,不能带隐患投入试验,检查一般应包括如下内容。

① 用高效吸尘器吸空间环境模拟室内的灰尘和其他小的污染物及残留物,并用少量无水乙醇仔细擦拭空间环境模拟室壁的内表面和热沉,但要杜绝用丙酮擦洗,因为丙酮会溶解黑漆。擦拭完毕要严格控制进入空间环境模拟室的人数,进入人员要按规定着装,进入前要经过风淋。

② 对真空抽气系统、液氮流程、低温气氦流程、冷屏、标准辐射源系统等进行全面检查,有可能时要进行单机试运转,必要时要进行全系统调试,只有各项功能及性能指标都满足要求后,才能用于试验。

③ 真空测量和温度测量传感器及其仪表(一般都是数据采集系统)在试验前要经过2级以上计量部门检定合格,并在有效期内使用。数据采集系统的测量程序要经过试运行,必要时要用模拟负载(如热电偶、热电阻等)进行检查,必须全部正常后才能投入使用。在试验前,要画出真空规、热沉上热电偶、冷屏上热电偶和微量天平等测量点的布置图。

④ 对投入试验的供电系统和各种供电电源进行检查,与之相连接的插座必须做到左零右火。

⑤ 对接地线进行检查。接地电阻一般不大于 1Ω ,最好小于 0.5Ω 。将接地线引到需要的位置上。该接地的仪器和设备,一定要妥善接地,一旦疏忽,可能给试验仪器的运行和测量系统带来干扰。

(4) 试件的试安装。在空间环境模拟室外将试件、标准辐射源及有关设备安装在可移动的小车上,关键部件的安装质量和安装精度要经过复检认可。试件等设备在小车上安装好后,将小车沿导轨推入空间环境模拟室。检查试件的某些部件与空间环境模拟室里部件的对应位置关系,符合试验要求后将小车沿导轨退出空间环境模拟室。

(5) 空间环境模拟室内、外的系统调试。调试内容如下。

① 空间环境模拟室外的系统调试。将安装好的小车停放在空间环境模拟室门的附近,连接通过空间环境模拟室壁的所有线缆(加热线、测温线和其他测量电缆)或电连接器,对全系统进行通电检查。如果此时能检测到遥感器的输出信号,一定要注意信号是否受到干扰。因为加热线、电机电源线等是强信号,再加上现场供电和其他机器工作的因素,弱信号可能会受到干扰。一旦发现有干扰,必须认真查明原因,并将电干扰排除,使仪器和数据采集系统正常工作。

② 空间环境模拟室内的系统调试。将连接好的各种线缆及电连接器拆除,再将小车推入空间环境模拟室,按试验状态调整好位置,连接所有加热线、测温线和其他测量线,进行光路检查和系统调试。若无干扰,关上大门,启动抽气系统,观察抽气系统的运行对试件控制测量系统有无干扰。若无干扰,停止抽气。打开大门,布放真空测量裸规、测污染微量天平和玻璃试片。在空间环境模拟室外测量真空规各电极间的绝缘电阻,其值应接近无穷大。微量天平的输出频率应稳定。

以上调试和各种检查完成后,关上空间环境模拟室大门,全系统通电,对系统功能及干扰做最后检查。如果没有发现问题,启动抽气系统,开始进入试验阶段。

空间环境模拟室内、外的系统调试步骤不是硬性规定的,使用点源和面源调试的内容不相同,如果还要进行可见光和近红外谱段定标,调试内容又要大大增加,所以要灵活进行。

2) 红外辐射定标程序

下面主要介绍地面性能试验与红外辐射定标程序。

(1) 试件真空放气。为防止辐射致冷器和各种试件放出的气体、水气在红外低温光学部件上的凝结污染,在性能试验与辐射定标前,辐射致冷器必须经过真空常温条件下的烘烤放气阶段,时间一般为5d~7d。

当空间环境模拟室压力达到 5×10^{-3} Pa时,将辐射致冷器加热到规定的温度值,由于碲镉汞红外元件与辐射致冷器的2级冷块相连接,在此情况下,为保护红外探测器性能不受损伤,加热温度一般不超过35℃,温度太高会使红外元件中汞蒸发,造成元件性能下降甚至损坏。在放气过程中要进行污染监测。同时每隔一定时间启动遥感器,启动标准辐射源控制器及数据采集系统,检查仪器和测量系统是否工作正常。

如果有要求,在常温烘烤放气后,还可在低温环境下继续烘烤放气1d或2d。

(2) 红外通道性能试验。试件真空放气结束后,先后启动液氮泵和氦制冷系统,当热沉和冷屏温度分别降到低于100K和低于20K及空间环境模拟室的压力低于 1.3×10^{-4} Pa时,进行如下性能试验。

① 辐射致冷器性能试验。完成测量辐射致冷器2级冷块冷却速度、辐射致冷器外壳、1级与2级冷块温度分布、2级冷块的低温极限温度和2级冷块控温精度。如果2级冷块无需控温,而是使其降到最低温度,则自然取消控温精度的性能试验。

② 红外探测器响应特性试验。当辐射致冷器的温度开始下降时,要及时测量其温度的变化情况。将试件头部及其他部件的温度控制在规定值并对标准辐射源加温,使其保持在300K。当2级冷块温度达到150K时,启动仪器及红外通道,观测红外通道有无信号输出。若有信号输出,则分别在2级冷块温度为150K,140K,130K,120K,110K,105K,100K和90K以及标准辐射源稳定在300K时,分别记录遥感器红外通道输出信号及噪声电平(PP值)。然后,根据这些值画出目标温度为300K时,红外通道输出信号随冷块温度变化关系的曲线,即得到红外探测器输出信号随红外探测器工作温度变化的响应特性。

③ 探测动态范围的确定。在仪器头部温度为-5℃、前置放大器温度为-15℃条件下,通过设定通道的放大倍数,使最大信号对应遥感器动态范围的最高端,即完成了仪器探测动态范围的确定,并完成信噪比测定。

④ 探测灵敏度的测定。通过测量标准红外辐射源温度在某一较小区间 ΔT 内的仪器输出信号差 ΔU_s ,用下式计算出仪器的探测灵敏度,即

$$\text{探测灵敏度} = (\Delta U_s - \Delta U_n) / \Delta T \quad (6-11)$$

式中 U_n ——通道的噪声值。

⑤ 调制传递函数(MTF)测定 重点测量1-2仪器响应截止空间频率下的MTF。

(3) 红外辐射定标试验。为了获取有关的定标数据及绘制定标曲线,一般按下列步骤进行红外辐射定标,根据情况,增减有关内容也是常有的事。

① 根据遥感器在航天器上实际工作环境温度的范围,首先将遥感器温度控制在低端温度(比如-5℃),辐射致冷器2级冷块的温度控制在工作温度(比如 $105K \pm 0.2K$),在

要求的定标温度范围内按预定的温度间隔(比如 10K 或 15K)分别控制标准红外辐射源的温度,在每个恒定温度下,用数据采集系统采集传感器的输出信号,并同步采集标准红外辐射源、参考红外辐射源等有关的温度数据。

② 在传感器的工作温度范围内按一定的等温间隔对传感器温度进行控制,比如分别恒温控制在 5、15 和 25,在每个温度下,重复①的过程。这样可得到不同传感器温度下的曲线。

③ 如果需要,还可将标准辐射源的温度恒温控制在某个温度(比如 270K),在规定的传感器温度范围内,每隔 5 (或 10)获取定标数据。这样可以得到当标准红外辐射源温度固定在某个值时,红外通道输出信号随传感器温度变化而变化的曲线。

④ 在以上定标过程中,要实时显示存储并及时预处理定标所获得的数据,以便对其正确性和能否结束定标试验做出判断。

⑤ 在定标过程中,若出现传感器工作不正常或定标设备有重大问题或数据采集系统受到严重电磁干扰而不能正确采集数据等影响定标的全局性故障时,要中断定标,排除故障后再重新进行定标。

(4) 停机及试件从设备中取出程序。定标试验完成后,按下列程序停机、充气并取出试件。

① 将传感器、辐射致冷器、标准辐射源和定标光学系统光学件等升温到 30,以防止污染。

② 停止向冷屏供低温氮气。氮流程停止运行后,停液氮泵,但对污染收集板要继续供液氮,直至开门为止。吹除热沉管道中的液氮。开始烘烤热沉,热沉进口的氮气温度开始不宜过高,一般可为 60 左右。如果热沉升温太快,短时间内有大量气体放出,可能导致真空度降得太多。在 60 下烘烤约 1.5h 再将氮气温度提高到 75 ~ 80,烘烤约 1.5h 后,将氮气升至 90 左右,烘烤热沉至室温。这时不能马上停止供热氮气,应再用略高于室温的热氮气维持 1h 左右,使热沉温度趋于均匀,并基本上维持在室温附近。这里要特别注意的是,在热沉升温过程中,凡是怕污染的表面温度一定要高于热沉温度 10 以上。

为了更有效地防止怕污染的表面受到污染,可以不采取烘烤热沉的方法,而让热沉自然升温,但抽气系统至少还要持续工作 24h 以上,在热沉升温过程中,怕污染表面的温度仍需高出热沉温度 10 以上,污染收集板仍需维持在低温状态。

不管采用哪种方式使热沉升温,在升温过程中仍需进行污染监测。

③ 停止真空抽气。

④ 空间环境模拟器内的仪器、设备全部断电,先充入一定量的高纯氮气,再向空间环境模拟室充入清洁、干燥空气,直至恢复到大气压。

⑤ 打开空间环境模拟室大门,取出试件,对污染情况进行目检。

⑥ 试件使用高纯氮气保护,防止灰尘及水气污染。

3) 定标数据的处理

通过对红外辐射定标数据的处理,应确定出红外通道光谱响应函数、冷空间等效辐射量、参考红外辐射源等效黑体温度、传感器的输出非线性修正等。

4) 产生红外辐射定标误差的因素

遥感器红外辐射定标误差主要考虑以下 2 方面：

- ① 标准红外辐射源、深冷黑体红外辐射源、参考红外辐射源辐射量的误差；
- ② 通道噪声及数据量化等造成的误差。

5) 红外辐射定标试验报告

遥感器红外辐射定标试验完成后,应就遥感器的性能测试结果和红外辐射定标试验结果等内容按编写试验报告的有关规定编写成红外辐射定标试验报告。

6.1.4 遥感器的可见光、近红外辐射定标

遥感器可以在山上利用太阳光进行可见光的辐射定标,要求天气晴朗,大气污染小。中国已发射的气象卫星扫描辐射计就是在昆明附近的山上,利用太阳光完成了可见光通道的辐射定标任务。下面介绍的是在模拟空间环境条件下的遥感器可见光、近红外辐射定标,以“资源一号”第 1 颗卫星红外多光谱扫描仪中的可见光、近红外通道辐射定标为例来简单说明遥感器可见光、近红外辐射定标方法。

6.1.4.1 红外多光谱扫描仪简介

多光谱扫描仪是我国“资源一号”卫星的主要遥感器之一,它利用扫描镜的摆动和卫星前进完成对地面目标的辐射和反辐射特性测量。

它分为 4 个谱段,即：

- 6 谱段 $0.50\mu\text{m} \sim 0.90\mu\text{m}$ ；
- 7 谱段 $1.55\mu\text{m} \sim 1.75\mu\text{m}$ ；
- 8 谱段 $2.08\mu\text{m} \sim 2.35\mu\text{m}$ ；
- 9 谱段 $10.4\mu\text{m} \sim 12.5\mu\text{m}$ 。

6 谱段为可见光、近红外,7 谱段、8 谱段为近红外,9 谱段为热红外,它采用点源黑体进行红外辐射定标,其定标方法与前面已介绍的方法大体相同,所不同的是它有 1 套准直光学系统,黑体温度范围比较宽广,黑体温度可在 80K 和 240K ~ 360K 范围内任意点进行控制,不需要模拟冷空间辐射的深冷黑体。因此不再重复红外辐射定标的有关问题。这里主要介绍 6 谱段、7 谱段、8 谱段的辐射定标以及对太阳定标器的定标方法,太阳定标器和标准灯用于飞行中的内定标。其中标准灯用于像元之间的均匀性定标,每扫描 1 次进行 1 次定标,这是相对定标。太阳定标器用于飞行中的绝对定标,以太阳光作为光源,进光孔直径为 70mm,每隔 14 天定标 1 次。

6.1.4.2 定标原理

在可见光、近红外辐射定标中,由于光路上的大气对可见光的吸收与散射可以忽略不计,因此,对这些波段的定标可以在控制一定室温的大气条件下进行,只有在大气扰动较为剧烈时才有必要考虑真空环境。定标曲线的高端采用定标光源,低端只需要遮光,使无信号输入即可满足直流恢复需要,相当于多光谱扫描仪指向空间的情况。

在模拟空间环境条件下进行可见光、近红外谱段定标中,可将人工光源通过朗伯漫反射板,或经过乳色玻璃透射,或是通过积分球等方法转换而获得均匀的面光源,并使其充

满多光谱扫描仪的视场。当扫描仪对准已知亮度或反射率的光源时,由多光谱扫描仪的线性响应关系得到亮度或反射率与多光谱扫描仪输出信号之间的关系曲线,其关系式与式(6-1)相似。定标时改变标准光源的亮度或更换不同反射率的反射板就得到了不同的输出信号,通过数据处理就可求得较为准确的定标曲线。在“资源一号”第1颗卫星红外多光谱扫描仪的6谱段、7谱段、8谱段的定标中,利用太阳模拟器照射置于准直光学系统焦面上的朗伯漫发射板,经准直光学系统产生平行光照射到扫描仪上,改变太阳模拟器输出的辐射亮度,并测量扫描仪输出的数字量,便可完成对扫描仪的辐射定标。

6.1.4.3 定标设备

“资源一号”卫星红外多光谱扫描仪的6谱段、7谱段、8谱段首先在实验室温度和大气条件下进行定标,均匀的面光源通过积分球获得,光源采用氙灯。为了对多光谱扫描仪进行包括热控设计在内的全面性能考验,还在模拟空间环境条件下进行了辐射定标,并研制了专用定标设备,最后将2种定标结果进行比较。

“资源一号”卫星多光谱扫描仪辐射定标设备的示意图如图6-4(b)所示,为了清楚起见,在该图中辐射致冷器和冷屏与实际定标时的方向相差 90° 角。

这个辐射定标设备由标准光源装置(包括500W太阳模拟器、1[#]平面反射镜和朗伯漫反射板或积分球)、窗口镜、2[#]平面反射镜、准直镜、黑体(红外辐射定标中的标准辐射源)、热沉、内装式低温泵、冷屏和空间环境模拟室组成。标准光源装置放在空间环境模拟室外,朗伯漫反射板或太阳模拟器的积分球出口放置在离轴准直系统的焦面上,焦距为4m。太阳模拟器的光谱分布争取达到国家A级标准,但不能低于国家B级标准。当使用朗伯漫反射板时,太阳模拟器通过1[#]平面反射镜照射在朗伯漫反射板上,然后通过玻璃窗口透射到2[#]平面反射镜上,再通过抛物镜输出平行光,最后通过主反射镜反射进入红外多光谱扫描仪,平行光应充满红外多光谱扫描仪视场,经过红外多光谱扫描仪光学系统,将朗伯漫反射板成像在探测器的接收面上。通过数据采集系统测量红外多光谱扫描仪的输出信号和扫描仪入瞳处的辐射亮度(现在还不能测量扫描仪入瞳处的辐射亮度,而在空间环境模拟室外测量,通过计算得到入瞳处的辐射亮度),就可实现多光谱扫描仪6谱段、7谱段、8谱段的辐射定标,包括对内定标器进行定标。在“资源一号”第2颗卫星扫描仪辐射定标中,朗伯漫反射板改用积分球。

太阳定标器的太阳定标用1个3000W太阳模拟器通过定标设备的窗口进入定标设备内,再通过反射镜进入太阳定标器的视场来实现。

如果将2[#]平面反射镜移出定标光路,而将点源黑体位于抛物镜焦点处,通过改变黑体温度,就可实现多光谱扫描仪9谱段的红外辐射定标。

6.1.4.4 定标程序

以下是“资源一号”第1颗卫星多光谱扫描仪6谱段、7谱段、8谱段的定标程序:“资源一号”第2颗卫星多光谱扫描仪进行6谱段、7谱段、8谱段定标时,辐冷器1级冷块温度不再控制在 $148\text{K} \pm 2\text{K}$,而是使其降到最低温度。这里省去定标前的各个检查程序,因为这与红外辐射定标前的程序大致相同,所不同的是在模拟空间环境条件辐射定标前,可先在大气条件下进行辐射定标。这些定标数据用于与模拟空间环境条件的辐射定标数据

进行比较。

1) 6 谱段、7 谱段、8 谱段的辐射定标

6 谱段、7 谱段、8 谱段的辐射定标(包括内定标)一般按下列程序进行。

(1) 调整定标设备光学系统,使其光轴与红外多光谱扫描仪主体光轴一致。

(2) 关闭空间环境模拟室门,首先完成真空常温条件下的试件放气,时间为 5d ~ 7d,然后启动液氮系统,使热沉温度低于 100K。

(3) 启动氦气制冷机,使冷屏降温,辐冷器也随之降温。

(4) 使辐冷器 1 级冷块温度稳定在 $148\text{K} \pm 2\text{K}$ 。

(5) 将朗伯漫反射板放在定标设备准直系统焦面位置,调整 500W 太阳模拟器位置,使它发出的光束经反射镜照射在朗伯漫反射板上。

(6) 扫描仪主体工作温度稳定控制在要求的标称温度 T 。

(7) 启动 500W 太阳模拟器,调整电压,使其预热 40min 并稳定后,加不同的中性减光片,使扫描仪入瞳处的辐射亮度 L 在与扫描仪动态响应范围相对应的 $L_{\max}$ 至 $L_{\min}$ 范围内,每变化 $0.1L_{\max}$ 左右为 1 个定标点。

(8) 内定标在主焦面的辐照度最大不超过 $0.9E_{\max}$,并按 3: 2: 1: 0 的比例分成 4 个等级。

(9) 按地面测控系统和图像处理系统操作规程,启动扫描仪、地面测控系统和图像处理系统,对每个定标点采集扫描仪参数和输出信号,包括内定标的信号,同步采集太阳模拟器的参数。

(10) 对每个定标点取得的定标数据,应进行正确性的初步判断,确认后再进行下个定标点的定标,直至完成扫描仪全部规定定标点的辐射定标任务和对内定标器的定标任务。

(11) 当扫描仪主体工作温度控制在 $T \pm 3$ 时,检查多光谱扫描仪的性能,若变化较大,则还需分别在工作温度为 $T + 3$ 和 $T - 3$ 下进行辐射定标。

2) 6 谱段、7 谱段、8 谱段太阳定标器的定标

6 谱段、7 谱段、8 谱段的太阳定标器的定标(包括内定标),一般按以下程序进行。

(1) 用自准直法调整太阳定标光路,使 3 000W 太阳模拟器出射光束对准太阳定标器。

(2) 辐冷器 1 级冷块温度控制在 $148\text{K} \pm 2\text{K}$ 。

(3) 扫描仪器主体工作温度稳定控制在要求的标称温度 T 。

(4) 启动 3 000W 太阳模拟器,调整太阳模拟器的电压,使其预热 40min 并稳定后,再使太阳定标器入瞳处的辐照度为 1 个太阳常数。

(5) 内定标在主焦面的辐照度最大不超过 $0.9E_{\max}$,并按 3: 2: 1: 0 的比例分为 4 个等级。

(6) 使扫描仪入瞳的辐射亮度为零。

(7) 按地面测控系统和图像处理系统操作规程,启动扫描仪、地面测控系统和图像处理系统,采集扫描仪的参数和输出信号,包括内定标的信号,同时采集太阳模拟器的参数。

(8) 当扫描仪主体工作温度控制在 $T \pm 3$ 时,检查多光谱扫描仪的性能,若变化较大,则还需分别在工作温度为 $T + 3$ 和 $T - 3$ 下进行太阳定标。

6.1.4.5 飞行中可见光波段星上定标应注意的问题

应注意 3 个问题：

① 当使用标准灯作为星上可见光定标光源时,要注意标准灯灯丝容易老化变形；

② 当引入太阳光作为星上可见光定标光源时,要注意太阳光直接入射多光谱扫描仪,容易使电路饱和并有烧毁探测器的危险；

③ 太阳的辐射能通量也随着季节的变化而变化,其年变化率约为 $\pm 3.4\%$ 。

第 1 个问题应从标准灯的制造质量上来改进,当性能变化时用于像元之间的定标是可以的,因为这是相对定标。为防止因漏气造成性能下降,可以改用不充气、而抽真空的真空灯。

第 2 个问题可以通过 2 条途径来解决：

① 引入太阳光的口径不能太大；

② 太阳光可通过积分球做一定衰减后再进行内定标。

第 3 个问题可以根据太阳辐照度的实际变化情况对定标数据进行适当修正。

为避免上述困难,在国外有采用星体外的客观目标作为定标的标准源来解决飞行中的可见光波段的绝对定标问题。如美国早在 20 世纪 70 年代初就选取了白沙地区的一片沙地,通过实测这块沙地对太阳的反射率,在考虑太阳高度角、大气质量及大气散射等影响因素的基础上,计算出太阳照射在这块沙地上被反射到卫星上的太阳辐射亮度,从而建立了可见光谱段的输入辐射亮度与输出信号之间的定量关系。又如,日本为监视 GMS 气象卫星的可见光通道性能,在澳大利亚选取了一片沙漠作为卫星的观测目标。我国也在敦煌附近选择了一片沙漠作为卫星观测的目标。

星上定标对于多元可见光探测系统尤为重要,通过星上定标可以检验各通道之间,特别是各元件之间的一致性。例如,1 颗气象卫星的可见光通道是 4 个敏感元件为 1 组,则要求这 4 个元件之间的响应率之差不能大于 1%,否则扫描得到的云图将会出现明暗的条纹。

中巴合作的第 1 颗地球资源卫星已发射升空并成功工作,地球资源图像清晰。在这颗卫星上就采用了标准灯和太阳定标器进行内定标,已取得宝贵的经验。

6.2 航天器外伸构件的空间环境试验技术

6.2.1 太阳能电池阵伸展机构空间环境下展开试验技术

6.2.1.1 试验概况

航天器可展开的太阳能电池阵,在地面和发射阶段处于收拢状态,入轨后,解锁释放,太阳能电池阵展开并转向受太阳辐照,给航天器供电,以保证航天器各系统的正常工作。

太阳能电池阵的结构形式,有板式折叠型和柔性卷曲型 2 种。板式折叠型,板与板之间用铰链连接,装有扭簧作为驱动动力。为保持同步展开,另有同步绳索及滚轮装置。入轨后,按地面指令展开形成航天器的 2 个翼,处于地球的南北位置。贴有太阳能电池片的面始

终朝向太阳,以接收阳光。柔性卷曲型,采用柔性薄膜,各种梁和板都由质量很轻的纤维材料或高强度复合材料制成。

由于太阳能电池阵是提供航天器工作的主要能源,因此太阳能电池阵在空间环境下能否展开到位是关键技术之一。特别对于空间站这样的大型载人航天器,要耗电约 100kW,翼板面积达 2 000m²,翼长约 100m,支持两边太阳能电池翼板的梁长达约 200m。

在地面上要求在模拟空间的真空(无空气阻力)、温度和无重力环境条件下展开试验的目的,是验证展开机构的可靠性以及对空间环境的适应能力,为设计分析提供依据。试验中要测试其展开特性,包括展开时间、速度与锁定时的冲击力。为了给设计分析提供依据,要选择弹簧最佳工作点及有关尺寸,还要研究展开装置的摩擦阻力、空气阻力以及温度,特别是低温对展开特性的影响。

6.2.1.2 试验方法

1) 气浮展开试验技术

该技术是在平台上形成气垫将太阳能电池阵托起,在地面的大气环境中,造成无重力影响。试验时每个太阳能电池板下对称配置 2 个气垫元件,使其收拢状态的板面中心平面与地面垂直。要对气垫元件进行特殊设计与制造,气源用干燥净化的压缩空气,工作压力一般为 300kPa ~ 700kPa。用这种方法展开需要考虑如下几个问题。

(1) 气垫升力的稳定。保持压缩空气的工作压力与气膜刚度。不同质量的太阳能电池展开试验时,控制空气压力与气膜刚度。

(2) 附加质量的作用。太阳能电池阵所携带的承托支架、气垫组件及气路构件组成的太阳能电池阵的附加质量,将增加太阳能电池阵的展开时间,需通过理论推算的方法校正无附加质量展开运动的时间。

(3) 大气阻力。由于太阳能电池阵的面积大、质量轻,大气阻力对太阳能电池阵的展开运动有很大影响,展开时间增加,需用理论推算方法修正。

欧洲空间局对刚性太阳能电池阵采用如图 6-5(a)所示的曲线,修正展开时间。

气浮式展开试验装置适用于刚性太阳能电池阵,对于半刚性或柔性电池阵,使用较困难。

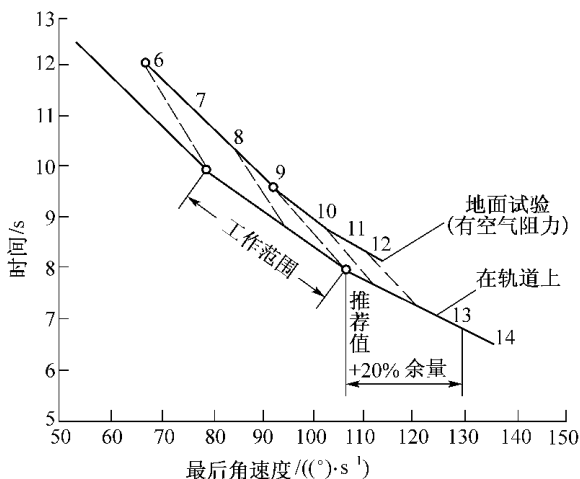
2) 吊挂式展开试验技术

将试件在导轨上吊挂起来,吊挂点处的摩擦力,用略为倾斜的导轨斜面方向的重力分量来抵消。吊挂点通过电池板的质心,沿导轨横向展开。图 6-5(b)为工字形梁导轨结构。用吊挂式展开需要考虑如下 2 个问题。

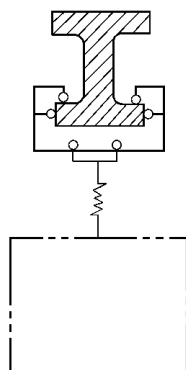
(1) 导轨斜角。导轨斜角 α 的大小根据导轨和滑轮系统的摩擦系数等于 $\tan\alpha$ 计算得到,要准确测量展开装置滑轮系统的摩擦系数,然后根据系数的大小,设置斜角的大小。

(2) 补偿弹簧。展开试验时,导轨与水平面需调节成某个角度,而太阳阵展开后保持水平状态,各吊挂点的伸长量不一样,需要用弹簧补偿,在滑轮组和太阳能电池阵之间加 1 个弹簧。在展开过程中,太阳能电池阵是个整体,一端固定在模拟墙上呈铰支连接,弹簧靠近支点的力大,伸长量大,远离支点的力小,伸长也小,按照力矩相等原理,根据导轨斜角和受力大小,选定弹簧最长伸长量和最小伸长量。

(3) 参数测量。



(a) 刚性太阳能电池阵展开时间的修正曲线



(b) 工字梁形导轨结构

图 6-5 太阳能电池阵展开试验

① 测量转角。根据两翼板之间用 1 个共同转轴的转角数据,可判断各板展开时间的同步情况,可将其转换成速度、加速度。

② 测量冲击力。测量翼板展开并最后锁定时的冲击力,检查试件是否经受试验。

③ 图像测量。摄像记录整个展开过程。

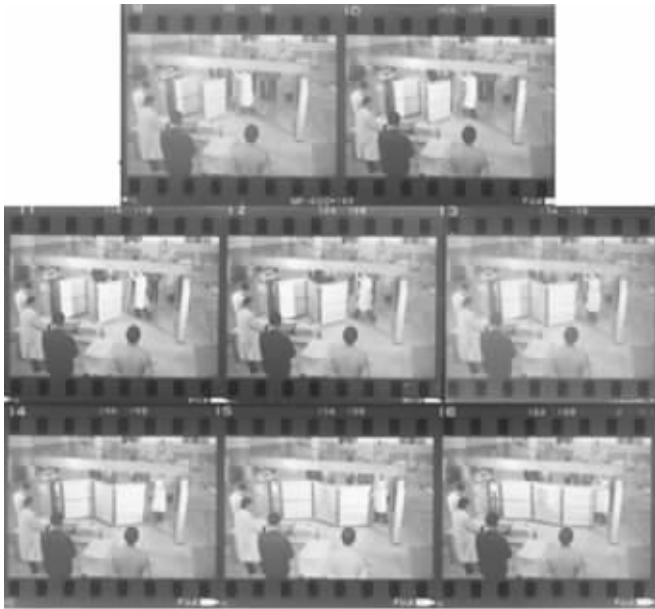
3) 其他展开试验装置

(1) 反重力平衡吊挂展开试验装置。采用杠杆结构,杠杆一端吊挂试件,另一端加 1 个物件来平衡试件重力,试件可以做水平方向的运动。

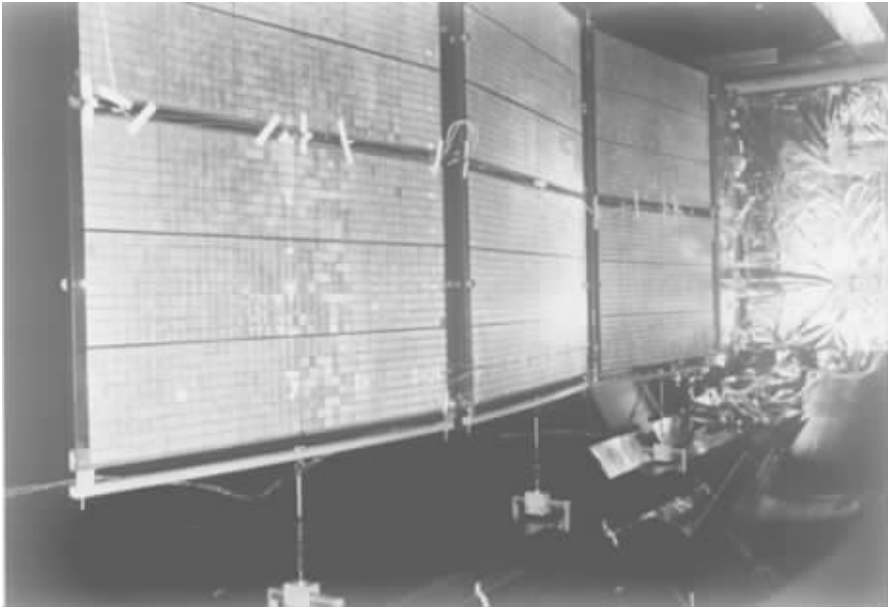
(2) 水面展开试验技术。展开时利用水面的浮力支托起太阳能电池阵,抵消重力。其缺点是水面要产生晃动,影响试验精度。它适用于滚筒收卷型柔性太阳能电池翼的展开试验。

6.2.1.3 中国“风云一号”卫星太阳能电池阵的展开试验

中国“风云一号”卫星,首次采用了由 3 个半太阳能电池板组成的可拆叠、可展开的太阳能电池阵。在地面上做了太阳能电池阵展开的对比试验,在其他条件不变的情况下,空气阻力的影响大约使展开时间增加 0.9s。一些国家正在开展空气阻力对展开时间的影响研究,利用大气下的展开性能外推在真空条件下的性能,验证展开的可靠性。“风云一号”卫星的太阳能电池阵在真空和试件温度分别为 40℃ 或低温 - 32℃ 环境中先后进行了 7 次展开试验。真空、低温时的展开试验做了 5 次,其中有 2 次未能完全展开。后来经加大预紧弹簧扭力克服低温时增加的摩擦力才得以顺利展开。试验结果证明,高温对太阳能电池阵的展开没有影响。低温对太阳能电池阵的展开影响是明显的,超过了大气阻力的影响。“风云一号”卫星太阳能电池阵在大气环境下的展开试验如图 6-6(a)所示;“风云一号”卫星太阳能电池阵在 KMB 设备中的展开试验如图 6-6(b)所示。



(a) “ 风云一号 ” 卫星太阳电池阵在大气环境下的展开试验照片



(b) “ 风云一号 ” 卫星太阳电池阵在 KMB 设备的模拟室中的展开试验照片

图 6 - 6 “ 风云一号 ” 卫星太阳电池阵展开试验照片

6.2.1.4 国外航天器太阳电池阵的展开试验

美国、欧洲空间局和德国都做过太阳电池阵的展开试验 , 试验数据如表 6 - 2 所列。

表 6 - 2 几种太阳能电池阵的展开试验数据

名称 试验数据		LRSA ^①		OTS ICS ^②	ULP ^③	Intelsat V Eng Model ^④
太阳能电池板数量		3		2	4	3
每块板平面尺寸		1. 33m × 1. 83m		1. 45m × 3. 20m	1. 17m × 3. 20m	1. 70m × 1. 91m
弹簧拉力的力矩 - (N · m)		6 9		—	—	—
大气、 室温下	展开时间 - s	12	9. 6	6 ~ 7	—	22
	最后角速度 - ((°) · s ⁻¹)	68	92	85 ~ 105	—	—
真空、温度 环境下	试件温度 -	—	—	—	- 35 ~ 70	- 100 ~ 85
	展开时间 - s	9. 9	8. 0	4. 5 ~ 5. 5	6 ~ 7	24. 7
	最后角速度 - ((°) · s ⁻¹)	79	107	100 ~ 120	225	—
承担试验机构		欧洲空间局		—	MBB ^⑤ 公司	—
注：						
①轻质、刚性太阳能电池阵；						
②轨道试验卫星改良复合材料太阳能电池阵；						
③超轻质太阳能电池阵；						
④“ 国际通信五号 ”卫星工程模型件；						
⑤联邦德国梅塞施来特 - 伯尔特 - 布洛姆飞机公司						

国外航天器太阳能电池阵在空间环境下飞行展开试验验证证明温度是影响展开的主要原因之一 ,美国福特航空航天通信公司(FACC)的“国际通信五号”卫星 ,第 2 次飞行 ,原定太阳能电池阵展开时间为 13. 5s ,而南电池阵到 22s 锁定 ,北电池阵到 32s 才锁定。主要原因是轨道上低温所引起的摩擦力增加、阻力矩增加所造成的。对展开机构进行改进后 ,第 3 次飞行试验 ,南太阳能电池阵锁定试件为 11. 8s ,北太阳能电池阵为 13. 8s ,与预计展开时间是一致的。说明低温下增加摩擦力、加大预紧力是有效的。

6. 2. 2 航天器复合材料结构空间环境下的冷热交变辐照试验技术

航天器在空间轨道上运行 ,由于在太阳辐照和深冷环境下 ,其外伸构件将经受冷、热交变影响 ,构件上温度变化范围达 - 180 ~ +120 。对于地球同步轨道卫星 ,每年星蚀的次数约为 92 次 ,最长的星蚀持续时间 72min。现在的通信广播卫星工作寿命达 10 年以上 ,即要经受近千次的冷、热交变环境。永久性空间站及各类空间平台的工作寿命则将更长。

由于航天器质量的限制与空间环境性能的要求 ,外伸构件大多采用比强度高且膨胀系数低的碳纤维、芳纶纤维即芳香族、聚酰胺纤维(Kevlar)等复合材料 ,在国内已用于定向天线反射器、太阳能电池阵及支承结构上。因航天器外伸构件的尺寸设计愈来愈大 ,特别是太阳能电池阵 ,其结构形式有刚性、半刚性到柔性 ,有悬臂活页式、折叠展开式和卷曲伸展式等。由基板、电池贴片覆盖膜、承力骨架和转动关节等组成 ,较卫星的天线反射器要复杂得多。因此 ,在上述宽温度范围、快变化速率、多周期性的恶劣温度环境中 ,存在着太阳

电池板的热结构损坏问题。例如,在热环境作用下,不同材料因其膨胀系数不同而在结构上产生变形和应力,可使电池片和覆盖膜损伤、脱胶,亦可使各电池间的接点和互连结构疲劳损坏。由于太阳电池片的向阳定向,使整个太阳电池阵产生较大的热弯曲,再加上星蚀、地影,有可能引起热颤振成为挠性结构。太阳电池板的结构损坏,往往会带来灾难性的故障。

为了保证航天器的长寿命与高可靠性,某些外伸构件,必须在地面进行冷、热环境的模拟试验,以检验方案、设计、工艺、结构变形和强度。

6.2.2.1 常压下的冷热交变试验技术

试验目的是检验工艺的合理性,发现早期故障。循环次数达成千上万次。

6.2.2.2 真空热循环试验技术

在高、低温环境下对复合材料复杂结构进行综合环境试验。由于这类试验耗费大量的人力、物力和财力,应尽量减少循环次数和循环周期。根据较少量的监测数据,利用适当的数学模型,外推其工作寿命或未来的使用性能。真空热循环次数可以比常压冷、热交变次数少,但不能被常压热循环试验代替。

6.2.2.3 真空中的热弯曲试验技术

热弯曲试验是模拟太阳电池阵的贴片面要朝向太阳,因温度梯度而产生较大的热弯曲。该试验一方面考核材料工艺是否开裂、脱胶、损坏,另一方面测量其变形,变形量的端点位移是否在允许范围内。

6.2.2.4 动态瞬变热环境试验技术

模拟航天器在轨道运行中由太阳照射到进入地球阴影,然后走出阴影的冷、热冲击环境下,检验结构在空间动态瞬变热环境中的适应能力。

6.2.2.5 典型连接结构的受力强度试验技术

该试验是在外伸构件的结构分析的基础上选择较典型的几种连接形式,在常压或真空条件下某些受力状态的热强度试验,除了真空、温度测量外,还要进行结构力学的加载、变形、应力测量。这是典型的空间力学环境试验,要进行多次重复受力与周期性温度交变环境的对比试验。在利用显微镜、超声波、激光进行微观分析的基础上,通过数理统计建立合理的数学模型,然后经过可靠性计算,预示其未来的正常使用寿命。

6.2.2.6 真空、太阳辐照环境模拟的功能试验技术

该试验是综合性的功能测试,有展开、锁定与跟踪定向等试验,特别对于太阳电池阵是有必要的。

对航天器的能源系统——太阳电池阵及其结构,要进行上述几个环境模拟试验,国内外航天器在正式发射前,都先后做过多次。下面对几次试验进行简述。

1) 真空中太阳电池阵的热循环试验

欧洲空间技术研究中心(ESTEC)做了大量的太阳能电池板的热循环试验。试验在直径 1m 的真空室中进行 ,压力小于 1.3×10^{-3} Pa。一般试件上温度范围可达 - 191.9 ~ +89 。循环次数到 500 次 ,有的达 2 500 次。试件的材料有卡普隆、玻璃纤维增强卡普隆、玻璃纤维或碳纤维铝蜂窝夹层板等。其类型有刚性板和柔性板。在试验中有的还进行了原位的电池性能监测 ,个别电池板在 96 次循环后即开始变差。从结构上看 ,通过热循环也发现了脱胶、网格撕破收缩、基板和碳纤维表层开裂、电池组片破碎以及温控涂层龟裂等 ,有的仅在几十次循环后就有所发现。

美国也研制了专门的真空温度循环试验设备 ,并对太阳电池阵进行了大量的疲劳破坏试验研究。

我国对航天器上用的太阳电池组件及热控涂层也做过类似的试验 ,发现过不少缺陷与不足。

为了缩短研制周期与节省试验经费 ,正在探索强化环境应力和缩短试验时间的加速试验技术研究 ,现已取得一些进展。

对于较大型的实用太阳电池板 ,联邦德国的航天试验研究院和欧洲空间局做了不少真空热循环试验 ,其主要数据如表 6 - 3 所列。

表 6 - 3 太阳电池阵真空热循环试验的主要数据

试验 项目 型号	帆板尺寸	试验 类别	加热方式	压力 - Pa	板上最高平 均温度 -	板上最低平 均温度 -	升温时间 - min	降温时间 - min	循环次数 - 次
OTS MAROTS	1. 31m × 1. 45m	鉴定	太阳模拟器	1×10^{-3}	70	- 170	93	117	50
		验收	太阳模拟器	1×10^{-3}	70	- 170	93	117	50
ECS MARECS	—	鉴定	太阳模拟器	1×10^{-2}	—	- 170	30	150	50
		验收	太阳模拟器	1×10^{-2}	—	- 170	30	150	10
ULP	1. 10m × 3. 22m	鉴定	红外石英灯	1×10^{-3}	70 ± 10	- 170 ± 10	80	250	20
INTELSAT V	1. 64m × 1. 91m	鉴定	红外石英灯	1×10^{-3}	90 ± 5	- 170 ± 5	100	188	35
		验收	红外石英灯	1×10^{-3}	85 ± 5	- 170 ± 5	100	188	7
INTELSAT V - F8	5. 00m × 1. 91m	验收	红外石英灯	1×10^{-3}	85 ± 5	- 170 ± 10	60	260	10

这些试验均属于太阳能电池板的鉴定或验收试验。鉴定试验的目的是在预计的空间轨道上、更恶劣的真空温度条件下 ,检验其结构与性能 ,验证分系统或组件的设计合理性。在温度应力作用下 ,验证设计的安全余量并加速早期故障的发现与分析 ,从而为航天器的长期正常工作和增加整个系统的可靠性提供保障。验收试验的目的是验证在轨道飞行中所要求的温度范围内考验其设计性能 ,并检验其工艺质量。在温度范围宽、变化速率快、交变次数多的情况下 ,将引起太阳电池板内部的温度梯度 ,从而检测在非平衡条件下的工作情况 ,进行原位监测、原位变形情况的测量。试验完毕 ,对试件将进行超声波或激光检

测与分析。

加热与致冷均采用了真空室中安装活动式加热器与液氮热沉的方法。在加热方式上,进行了石英灯阵红外辐射与太阳模拟器加热效果的比较。从辐射均匀性、试验板上的温度分布及温度变化速率看,红外灯阵基本上满足了热循环要求。备有液氮冷却板的石英灯阵红外组件已经经受了 1 000h(近 40d)的考验,未出现过运行故障。因此,红外模拟加热是方便、有效、省钱的方法之一。例如“东方红三号”卫星的太阳电池板,包括工程模拟(EM)板和鉴定模拟(QM)板,在真空高、低温环境中均做过冷、热交变试验。高温 70.2 ~ 74.2 ,低温 - 176.0 ~ - 169.7 ,利用石英红外灯阵加热,分别经过 9 次冷、热交变循环,太阳电池板的基板没有发现明显的变化,仅正面的太阳电池及玻璃板出现了少量缺陷。对于后试验的 QM 板,比 EM 板有较大的改进,由原来的 40 多处裂纹减少到仅有 8 处裂纹。这说明,对于这种较复杂的复合材料构件,进行真空冷、热交变环境中的考验与测试是非常必要的。

欧洲空间局为了检验设计方案与工艺缺陷,在直径 10m 的热真空室中对“国际通信五号 - F8”卫星的太阳电池阵(每侧 3 个,共 6 个)做了真空温度循环试验,试验数据如表 6 - 3 所列。为此试验,特别研制了 1 个长 6.8m、高 2.7m、宽 1.5m 且具有 2 个扁平试验间(各宽 0.7m)的温度交变设备。3 个太阳电池板吊挂在试验间的导轨上,以消除部分自重的影响。加热与致冷的方式同上。

由此可见,对于以碳纤维增强塑料为面板、铝蜂窝作芯的夹层板的太阳电池板,进行真空下的冷、热交变检验与测试是必要的。对小的太阳电池板,可在专用的真空热循环试验设备中进行,而较大型的太阳电池板甚至整个太阳电池阵,应在大型空间模拟室内,根据试验件的大小与形状,组合成较封闭的热循环装置,以提高循环效率,节省经费。

2) 太阳电池阵的热弯曲试验

大型展开系统的热弯曲挠度,无论是从结构和电性能还是姿态控制要求,都应试验检测。有的直接采用实际构件进行环境的热弯曲试验,有的则采用具有展开特性的模型梁的热弯曲试验,然后辅以计算分析进行外推以预示真实构件的最大位移。至于单纯的理论计算,由于结构的复杂困难,即使给出一些数据,也是不准确的。

NASA - GSFC 在专用的热弯曲试验设备上利用 3.05m 梁进行了试验。由试验数据,利用计算分析,外推出包括有覆盖薄膜等结构的 10.21m 长的展开梁的结果,其位移量在规定的要求范围之内。在大型轻质太阳电池阵的性能试验中,特别强调展开状态下的热弯曲试验。其试验条件包括大面积的热辐射、消除重力的影响以及热环境等,并对各种半经验性的分析方法进行了比较。早期美国就曾提出过结构的柔性对航天器控制系统的影响问题。例如,最初 3 颗同步轨道地球物理观测卫星(OGO)都因杆状天线的热弯曲和振荡而影响姿态的稳定,使得许多遥测数据混乱,无法进行处理。在小型科学卫星(SSS)上,也发生过天线杆热变形引起振荡的问题。这类问题对于未来的大型展开帆板和天线,是不容忽视的。

德国航天试验研究院的空间部对碳纤维轻质刚性太阳阵进行了研究和试验,其中利用具有实际展开机构单元、2m 碳纤维复合材料(CFC)梁进行了在正、背面温度梯度达 40 内的弯曲试验,得出了温度梯度与挠度的关系曲线。

试验中利用红外灯向某个面加热,控制正、背面的温度梯度在 0 ~ 40 范围内,测

量铰链处和 1 - 4 处的挠度。在温度梯度为 10°C 时具有铰链的 1m 梁端点的位移仅为 0.05mm。由计算得出简单的 CFC 梁的端点最大位移为 1mm。由此可推出整个 17.7m 长的太阳能电池阵端点的最后平均位移在 1mm(利用铰链改进后)左右 ,若不考虑铰链的改善作用 ,则平均位移达 20mm。

综上所述 ,对于太阳能电池阵的热弯曲试验 ,可以用较小的模型件进行变形试验与测量 ,外推预测其实际结构的弯曲变形结果。

此外 ,太阳能电池阵的热弯曲试验可以与动态瞬变热环境模拟试验和功能试验一起结合进行。其空间环境条件一样 ,要增加一些变形量的测量。德国在做热真空热平衡试验中测量了太阳能电池阵骨架的热传导、热膨胀系数和正、背面的温度梯度分布。

由于温度环境恶劣 ,位移或挠度的测量以采用无接触式的光学方法为好。其方法有经纬仪交会照相机法、投影云纹法、激光干涉仪和全息测量等 ,目前正在向这方面推广应用。

3) 典型连接结构的受力热强度试验

美国波音航空公司和欧洲空间局曾做过大量试验工作 ,并介绍了各种飞行器结构的损坏情况 ,特别是镶嵌结构和胶合接头。为了进行受力状态下的真空热强度性能测试 ,还专门研制了在热真空中具有原位机械加载的设备。该设备为卧式 ,真空室直径 510mm、长 1 170mm ,室内压力低于 $1 \times 10^{-5}\text{Pa}$,温度范围为 $-129 \sim +149^\circ\text{C}$,能在容器外加载进行拉、压、弯曲和剪切等试验。美国为了评价海盗火星着陆舱(Viking Mars Lander)上用的非金属材料 ,在真空热环境中进行了多种受力破坏试验。该容器的直径 1.5m ,内安装小型原位加载的万能材料试验机。复合材料结构的连接和接头是受力的薄弱环节之一 ,必须通过大量的试验以预测未来的工作寿命 ,保证使用的可靠。

6.2.3 航天器抛物面型天线的热变形试验技术

6.2.3.1 抛物面型天线形状尺寸的热稳定性要求

航天器天线的设计在形状尺寸上经历了从小型杆状天线到大型面状天线的发展过程。其支承方式由固定式、悬臂折叠式发展到折叠展开式 ,在结构上从刚性发展到柔性网状结构。由于工作性能和任务的要求 ,通信卫星、广播卫星以及空间探测器都要采用较大孔径的抛物面天线。在地球同步轨道上 ,反射器上的温度将产生急剧的变化 ,有时本身就具有很大的温度梯度。由此会引起抛物面温度变形 ,特别是法向位移。因航天器环境和结构的复杂 ,目前尚无适用的理论计算方法 ,因此 ,必须在地面进行冷、热交变环境的模拟试验 ,测量热变形 ,控制其变形量在允许的范围内 ,否则会影响性能。

为此 ,对抛物面天线反射器提出了严格的结构设计要求。在工程上天线增益损失和反射面尺寸差的均方根值关系可表示为

$$\frac{G}{G_0} = \exp \left[- \left(\frac{4\pi\delta}{\lambda} \right)^2 \right] \quad (6-12)$$

式中 δ ——反射面尺寸差的均方根值 ;

λ ——波长。

理想反射面天线的增益

$$G_0 = \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2$$

(6 - 13)

式中 η ——天线利用系数；
D——反射面的孔径。

为了提高增益 ,应尽可能降低增益的损失 ,要求 δ 愈小愈好。一般对于在 4GHz ~ 6GHz 工作下的 1m 天线反射器 ,其反射面与理想几何表面之差的均方根值不应超过 0.5mm。这个形状偏差值 δ 包括机构加工误差和变形误差 ,特别是由热引起的变形。对于展开式或组装式天线 ,还存在展开装配后的误差。天线反射器结构系统上的温度变化范围达 - 180 ~ +120 。因航天器进入地球阴影而产生的冷、热交变循环环境 ,在大型反射面上存在有沿厚度方向或反射面平面方向的温度梯度 ,这些都将使天线产生较大的热变形。许多试验证明 ,热变形所产生的反射面的形状偏差是主要的。

由于航天器质量的限制及空间环境及使用性能的要求 ,对于航天器上的许多结构 ,特别是外伸构件大多采用比强度高、具有低膨胀系数的碳纤维、克芙拉等复合材料 ,即使这样 ,也需要在地面进行空间冷、热环境的模拟试验 ,测量其变形量。

另外 ,抛物面反射器的焦点与天线馈源要尽可能重合 ,否则有散焦误差。它既影响天线的增益 ,也影响指向误差。影响散焦误差的因素除了反射面的变形之外 ,还有反射面的支承结构及其热变形 ,以及馈源的相对位置。一般允许的焦长变化值为 5mm。因此 ,要考虑支承结构及其热变形、热损伤等。

对于折叠展开式天线或空间组装式天线 ,还需控制展开后或组装后的位置尺寸精度。需要创造条件在地面进行空间环境(特别是真空、温度与微重力的综合环境)试验 ,要测量有关的尺寸与变形量。

6.2.3.2 太阳辐照、温度场的模拟与变形测量

天线反射器的热变形主要是由于航天器在空间中太阳以不同角度照射所引起的。其中有：

- ① 日照方向较长时间地照射反射面时 ,最高温度达 120 ,沿垂直线或厚度方向存在温度梯度；
- ② 在星蚀或全部阴影时 ,最低温度在 - 150 以下；
- ③ 星蚀过程中的温度急剧变化 ,由高温状态到低温状态 ,最长时间 72min ,每年约 92 次冷热交变；
- ④ 日照方向平行于反射面孔径 ,其温度分布对某个直径对称 ,随中心角的正弦曲线由最高温度下降至最低温度。

在国际通信卫星的实际飞行试验中 ,对孔径为 1.27m 的抛物面反射器进行了温度测量 ,其结果见表 6 - 4。

表 6 - 4 国际通信卫星飞行试验温度测量数据表

季 节	工 况	温度 -
-----	-----	------

春、秋分时	日照区	最高 最低	137.8 - 147.8
	阴影区	开始 结束	33.9 - 147.8
夏季	—	最高 最低	106.1 - 111.7
冬季	—	最高 最低	86.1 - 128.3

该天线原设计最高温度为 148.9 ，最低温度为 - 198.3 。

我国实用通信卫星“ STW - 2 ”抛物面天线的预期温度范围也为 - 180 ~ +80 。

为了确保航天器天线在长期运行中的工作性能 ,在地面必须进行极端温度的冷、热交变和各种典型工况的试验 ,并测量所关心的数据 ,其中位移或变形(包括瞬时变形和永久变形)的测量是不可少的。

在航天器天线空间热环境试验中 ,以太阳模拟器辐照为好。但由于设备条件的限制 ,可以用红外模拟器替代太阳模拟器。红外模拟器主要有石英灯、电阻加热片以及各种加热管等。致冷部分采用活动式组装液氮热沉。

天线在真空冷、热环境试验中的变形测量 ,其方法如下。

1) 应变片法

将电阻丝应变片贴在被测试件的表面 ,利用它与曲面一起变形 ,通过应变计和数据采集系统测量到天线反射器上的应变值及其分布 ,然后根据抛物面的几何关系推算出相应的位移值及偏差的均方根值。该法适用于遥测 ,以分析天线抛物面反射器在空间运行中的冷、热变形。

2) 光学方法

光学方法常用的有如下几种。

(1) 交会照相机法。利用大地测量原理 ,根据贴于试件上的标记在底片上成像而判读的数据 ,可以用计算机计算出它们的空间位置 ,从而知道天线的位移情况。该法在美国、德国已成功使用。

(2) 光学经纬仪测量法。利用多台经纬仪直接对天线表面进行观测 ,然后用计算机处理得出空间(x y z)坐标 ,最后根据坐标绘出天线反射面的外形图。该法可实时获得结果 ,但精度较低。美国哈里斯(Harris)公司曾用此法测量了天线表面变形情况。

(3) 投影云纹与白光散斑相结合的方法。利用普通白炽光做光源 ,于试件表面造成投影光栅 ,然后与参考栅在底片上产生光的几何干涉条纹 ,可清楚地记录并观察到被试表面的等高线条纹。它对离面位移比较敏感。而白光散斑则相反 ,可以比较好地反映出平面内的 2 维位移。它们的结合满足了天线在真空冷、热环境试验中对位移量的测量与精度要求 :位移测量量程 0. 10mm ~ 1. 00mm 精度可达 0. 05mm。此法对周围测试环境要求不高 ,是经济、实用、无接触式的测量方法。

3) 激光测量法

(1) 机构干涉仪法。利用迈克尔森(Michelson)干涉原理 ,测量精度为照明波长的数量级。由于受条纹密度的限制 ,测量量程小 ,因而只有用分段的办法处理测量结果。

(2) 全息照相法。对变形前后的试验物体进行双曝光成像 ,在底片上得到干涉条纹 ,即物体的等高线 ,其量程和精度与干涉仪测量相同。

(3) 动态测距扫描法。利用激光测距的方法 ,然后通过动态激光扫描器(600Hz)对试件表面变形前后的距离进行测量 ,得出整个试件的图像。经过比较可知变形情况 ,可用电视屏实时监测。

以上激光测量方法对试件不接触 ,能得到整个曲面的位移形态 ,精度高 ,但要求测试环境严格 ,设备昂贵 ,在国外只是在高精度的天线试验中才利用它进行位移测量。

4) 机械式测量法

利用千分表或位移传感器直接测量位移 ,由于温度环境条件 ,不适宜进行原位测量。但对于冷、热交变试验的永久变形 ,可利用具有回转工作台的大型深度千分尺进行测量 ,也有在激光 3 坐标测量机上利用微型计算机处理 ,直接得出表面形状与理想抛物面的偏差值及其均方根值。该法还可用做曲面的初始偏差与最后形状尺寸的检验。

6.2.3.3 抛物面天线反射器在非均匀温度场中的热变形测试与位移分析

我国 1 颗通信卫星的天线反射器由旋转抛物面斜切而成 ,近似椭圆。其长轴为 1 148mm ,短轴为 620mm ,曲面厚 12mm。它是由碳布复合材料面板和铝蜂窝芯组成的夹层结构。抛物面焦距 $f = 650\text{mm}$ 。

试验在直径 2m 的真空室中进行。图 6 - 7 是天线反射器的几个日照工况。图中 ,AC 为反射器的长轴方向 ,DE 为短轴方向。I 所示照射方向为在 B 点垂直于反射器背面的方向 ;II 和 III 所示照射方向分别为沿长轴和短轴的方向 ;IV 所示照射方向为沿 x 轴(即抛物面旋转轴)的方向。根据反射面的情况 ,布置了红外加热笼 ,并与太阳模拟器一起共同达到所需要的加热要求。深冷空间环境利用热沉套内通液氮来实现。

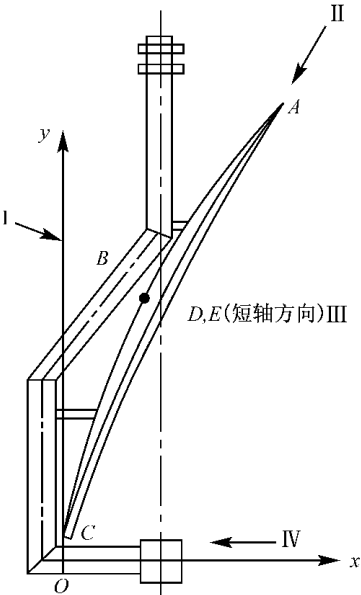


图 6 - 7 天线反射器的几个日照工况

试验中测量了温度分布与应变分布。温度测量采用铜 - 康铜热电偶 ,由巡回检测仪

进行数据采集与处理 ,计算机打印记录。温度误差 2 。利用电阻应变片测量应变。

在整个试验测量中 ,真空室的压力小于 2×10^{-3} Pa。

由曲线可以发现 ,无论温度分布还是应变分布 ,趋势是比较一致的 ,均类似于三角函数曲线。整个温度范围控制在 - 150 ~ +120 之间。

将试验中所测得的应变分布值代入相应的公式 ,然后将支承点位移做适当变换 ,即可推算出反射器上内表面各点的位移。向内的最大位移可达 2. 1mm ,相应的均方根值约为 0. 88mm。由此可见变形量还是比较大的。虽然它是瞬时的变形量 ,但在很大程度上也会对天线性能产生影响。

国外对于多种卫星的天线反射器做过这类热环境试验和变形测量 ,情况比较如表 6 - 5所列。

表 6 - 5 卫星天线反射器在非均匀温度场中的测试比较

天线名称	尺寸	反射器面上温度 -	温度梯度 - (· cm ⁻¹)	测试项目
半椭圆夹层反射器	40cm × 30cm	- 27 ~ +122	4. 97	温度 ,位移
MVM ^① - 73 高增益天线	φ137cm	ΔT _{max} = 278	2. 03	
MBB CFRP ^① 天线	φ88cm	- 115 ~ +50	1. 88	
TRW ^③ GFRP ^② 反射器	φ183cm	- 184 ~ +93	1. 51	
石墨复合材料天线	φ244cm	- 128. 9 ~ +93. 3	0. 91	
HS - 376 ^④ 反射器	φ193cm	- 84. 4 ~ +70. 6	0. 80	
MBB K - 反射器	φ120cm	- 110. 5 ~ - 16. 1	0. 79	
高精度石墨天线	φ200cm	- 64. 2 ~ +67. 5	0. 66	
国际通信卫星 IV	φ127cm	- 147. 8 ~ +137. 8	2. 25	温度
		- 46. 9 ~ +84. 9	1. 32	
日本喇叭天线	100cm × 150cm	- 24. 2 ~ +100. 5	1. 25	
Viking ^⑤ 75 天线	φ150cm	ΔT _{max} = 170	1. 13	
实用通信卫星天线反射器	115cm × 62cm	长轴向 - 138 ~ +116	3. 21	温度 ,应变
		短轴向 - 92 ~ +105	3. 18	
注： ① 碳纤维增强塑料； ② 石墨纤维增强塑料； ③ 汤普森 - 拉莫 - 伍尔德里齐公司； ④ 休斯公司通信卫星； ⑤ 海盗号卫星				

6. 2. 3. 4 抛物面天线反射器在真空冷热交变中的永久变形与预测

地球同步轨道卫星的通信天线在空间轨道上 ,若工作寿命为 5 年 ,则将经受约 500 次

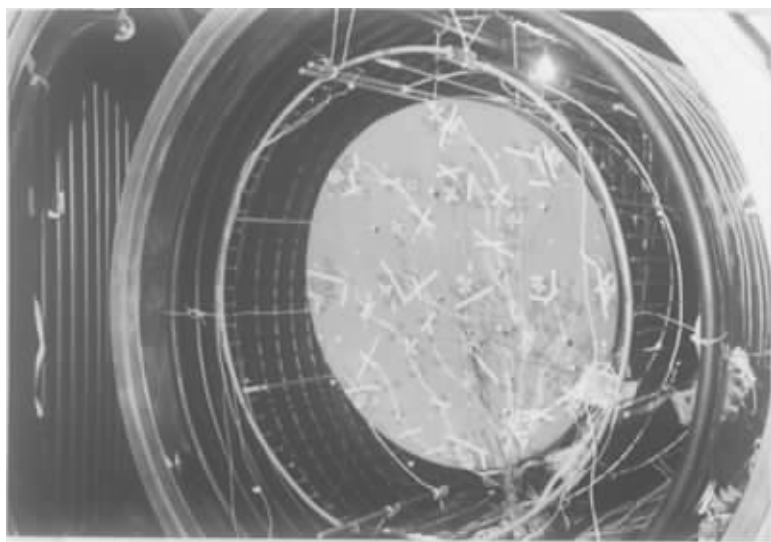
的冷、热交变循环。未来的通信广播卫星其工作寿命要达 10 年以上 , 即要经受 1 000 次以上的冷、热交变循环。交变试验中测试反射器所产生的变形 , 据此考核反射器在空间环境的热适应能力 , 并分析其永久变形的情况。

选择了 3 种试件 : 真实产品中的 1 个备件 , 即原型反射器 ; 反射器的 1 个小椭圆模型 (或称小模型) 2 个碳布铝蜂窝夹层平板长条试件 ($320\text{mm} \times 40\text{mm} \times 12\text{mm}$)。

试验布置和测量方法基本与反射器的热变形测试相同。真空室中的压力为 $1 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 。对于小模型、平板条试件 , 反射器冷、热交变试验前 10 次循环的热变形随温度变化的曲线也有类似结果。由这些变化曲线可以看出 , 在第 5 次循环后都比较重复 , 处于稳定上升趋势 , 这与国外类似的试验是一致的。德国的某个天线试验在热循环试验前及试验后的



(a) 双栅天线及展开机构照片



(b) 双栅天线吊挂在 KM2 设备的模拟室中照片

图 6 - 8 双栅天线展开试验照片

25 次、49 次、70 次分别对反射器剖面进行了尺寸的测量。前 5 次循环则由于湿气、易挥发有机物等在热真空环境下处于不太稳定的状态,收缩应变大。对于 30 次的交变循环,在两极端的平衡温度保持了近 1h,最高温度平均值基本保持在 117 ± 6 ,最低温度平均值保持在 -144 ± 4 。升降温速率接近 $1^\circ\text{C}/\text{min}$ 。该曲线同国外其他交变试验曲线完全一致,其高低温水平亦与国外其他同类试验相同。卫星天线反射器在真空冷、热交变中主要是产生永久变形。

图 6-8 照片为中国 1 个双栅抛物面天线及展开机构在直径 2m 的试验设备中做真空冷、热交变试验。

6.3 星箭分离和整流罩分离试验技术

6.3.1 星箭解锁系统超高真空解锁分离试验技术

6.3.1.1 概述

卫星和末级火箭是通过包带压紧若干块夹块连接在一起的。当末级火箭完成工作任务后,在规定的时间内末级火箭与卫星必须分离。有的卫星(比如“风云一号”卫星)在发射过程中仅有 1 次星箭分离,而有的卫星(比如“风云二号”卫星)在发射过程中有 2 次星箭分离。第 1 次是第 3 级火箭与卫星的分离,第 2 次是 4 级发动机(一般称它为定点发动机)与卫星的分离。这种第 2 次分离,对于地球同步轨道通信卫星并不需要。但对于地球同步轨道气象卫星,如果没有第 2 次分离,4 级发动机的空壳将与卫星一起在轨道上运行,它将会影响到气象卫星上辐射致冷器的正常工作。

星箭分离前由地面发出指令,使连接包带的爆炸螺栓起爆,星箭解锁系统解锁,包带松开,从而实现了星箭分离。

由于星箭分离是在空间的低温和超高真空环境下以及解锁系统经过一段时间的温度交变后进行的,因此在卫星与火箭和卫星、火箭与夹块的接触面处就可能存在超高真空条件下的冷焊问题。一旦出现冷焊,卫星与火箭就有不能实现顺利分离的可能,从而卫星发射可能失败。所以,卫星在发射前,星箭解锁系统应在模拟空间环境的条件下进行解锁试验。我国自 1988 年以来,已几次在 KMB 空间环境试验设备(简称 KMB 设备)中对“风云一号”卫星和“风云二号”卫星的星箭解锁系统进行了超高真空解锁试验,取得了满意的结果。

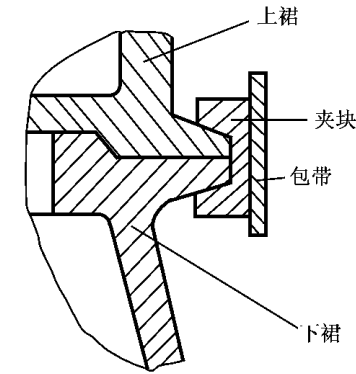
6.3.1 节主要介绍星箭解锁系统的结构、超高真空解锁试验的目的、主要试验技术和“风云一号”卫星星箭解锁系统解锁分离试验的情况。

6.3.1.2 星箭解锁系统试件的构成

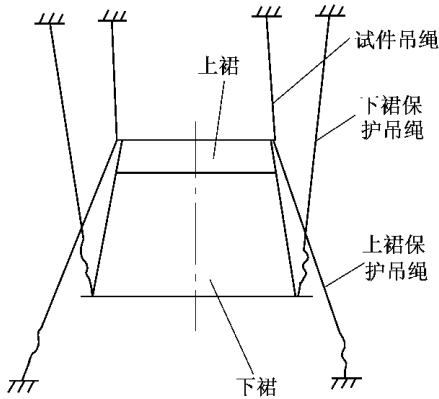
星箭解锁系统试件结构的局部剖面如图 6-9(a)所示。它由上裙、下裙、夹块(若干块)、包带和爆炸螺栓等构成。有的星箭解锁系统还加有弹簧分离装置,比如“风云二号”卫星的 2 次分离系统就配有这种装置。

为使图 6-9(a)中除去包带和夹块之间接触面以外的所有接触面在解锁分离时不出

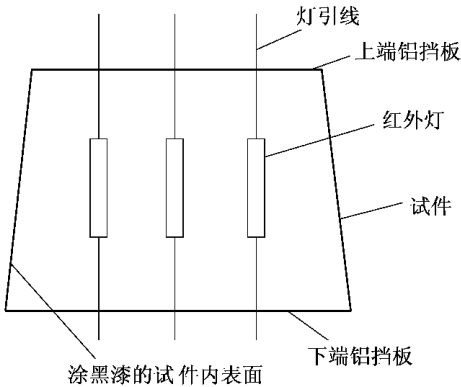
现冷焊现象 ,在这些接触面上涂(镀)2 种不同材料的涂(镀)层 ,一般是一边为金或镀金 ,而另一边为复合二硫化钼。比如 ,在上裙和下裙与夹块的接触面上 ,上裙与下裙镀金 ,夹块与它们接触的内表面上则涂二硫化钼 ,在上裙与下裙的接触面上 ,上裙镀金 ,则下裙涂二硫化钼。



(a)星箭解锁系统试件结构局部剖面图



(b)典型的试件吊挂方法



(c)试件的温度控制装置图

图 6 - 9 星箭解锁系统试验结构图

包带由 1 个或 2 个爆炸螺栓拉紧 ,并使其达到规定的预紧力。

6.3.1.3 试验目的

星箭解锁系统超高真空解锁分离试验的主要目的如下。

(1) 检验星箭解锁系统在超高真空和规定的自身温度或温度循环条件下的解锁与分离性能。

(2) 观察夹块和下裙上涂层(如复合二硫化钼)的工作情况。

6.3.1.4 试验要求

星箭解锁系统解锁分离试验的一般要求如下。

(1) 试件周围的压力一般不高于 1.3×10^{-7} Pa。

(2) 试件本身的温度要进行控制 ,以便在规定的高温(如 60)和低温(如 - 55)

条件下进行热循环。

(3) 对空间环境模拟室内压力和试件有关部位的温度进行测量,并绘制出压力和温度随时间变化的曲线。

(4) 测量爆炸螺栓爆炸时距其一定距离(如 200mm)处的污染量。

(5) 记录并能观察解锁分离过程的实况。

(6) 试件的组成中有的应是正样件,有的可以是初样件。比如夹块和爆炸螺栓应是正样件,上裙、下裙和包带可以是初样件。

(7) 试件在装入空间环境模拟室以前,将试件总装好,并对包带施加规定的预紧力。

(8) 要有可靠的试件及试验设备安全保护措施,以防在爆炸解锁分离时试件因坠落而损坏或损伤环境模拟试验设备。

6.3.1.5 主要试验技术

为了达到星箭解锁系统超高真空解锁分离试验的目的和满足试验的主要要求,采用了如下诸方面的试验技术。

1) 试件的吊装

由于解锁后,上裙和下裙要分离,所以一般采用吊挂试件的方式。典型的吊挂试件示意图 6-9(b)。试件吊绳为 4 根尼龙绳,它们将试件吊挂在空间环境模拟室内,在解锁前,它们承受着试件的全部质量,在解锁后,最终仅承受上裙的质量。为使试件分离后,上裙和下裙不碰撞热沉,又用了 8 根尼龙绳,其中的 4 根上裙保护吊绳用来保护上裙,其余的 4 根下裙保护吊绳用来保护下裙。这些保护绳都留有足够的余量,使试件既能自由分离,又不会与热沉相碰,当上裙和下裙分离后移动到保护绳拉紧时,上裙在其重力作用下返回原位置,而下裙也不会向下再运动。

如果解锁系统中没有弹簧分离装置,那么分离后只有下裙往下运动,而没有上裙往上的动作,因此,保护上裙的 4 根尼龙绳可以省去。

2) 超高真空的获得

由于试验不但要求空间环境模拟室内压力一般低于 1.3×10^{-7} Pa,而且要求空间环境模拟室的尺寸足够大,因此单靠外接抽气系统是难于满足试验对空间环境模拟室内的压力要求。为此,还要靠内装式 20K 低温冷凝泵来降低空间环境模拟室内的压力。为了提供清洁的解锁分离试验环境,当用有油抽气系统时,要注意防止油蒸气返流的污染。当使用基本无油抽气系统时,防污染问题就不那么突出。目前,KMB 空间环境模拟器就是这样的系统,它除了 1 套前级泵外,装了 2 个外接制冷机低温泵和 2 个串接涡轮分子泵,在空间环境模拟室内还装有 20K 的低温泵。涡轮分子泵一方面用来在试验过程中检漏,氦质谱检漏仪接在它的出口处;另一方面用作制冷机低温泵抽气前的过渡抽气。

在运行过程中,前级泵只需运行 1h~2h 就可停机,然后用外接制冷机低温泵将空间环境模拟室内压力降至 1×10^{-5} Pa 以下,再启动内装式低温泵,便可使空间环境模拟室内压力继续降至 1.3×10^{-7} Pa 以下。

尽管前级泵运行时间很短,但由于它是有油系统,所以在筒体与前级泵之间的抽气管道上设置了液氮冷阱,用来捕获油蒸气。当停止机械泵运行前,还用闸板阀隔断空间环境

模拟室与这些机械泵之间的通道联系。之后的外接式低温泵和内装式低温泵的相继运行不存在油蒸气的污染问题,因为它们都是无油系统。

3) 真空测量

在卫星热平衡试验中,一般不强调空间环境模拟室内试件附近的压力,因此热偶规和电离规大多安装在空间环境模拟室筒体的外壁上。实际上,空间环境模拟室内的压力也不是到处相等的。在星箭解锁分离试验中,主要考验超高真空对解锁分离的影响,因此要关心试件附近的压力。这就需要金属裸规进行超高真空测量。将经过标定的裸规吊挂在试件附近,一般距离试件不超过 500mm。

为了能用裸规准确测量出空间环境模拟室内的压力,要特别注意裸规信号引线的正确连接。由于在超高真空中裸规的离子流信号只有 $1 \times 10^{-8} \text{ A} \sim 1 \times 10^{-12} \text{ A}$,这么微弱的信号很容易受到各种杂散信号的影响,必须有效地抑制各种杂散信号对微弱离子流信号的干扰。为此,要采用金属网屏蔽的高频同轴电缆作为信号传输线,而且要确保线与线之间有可靠的电绝缘。屏蔽层只能单点接地,这可避免多点接地时由于接地点电位的不同带来的不利影响。

4) 试件的温度控制

在解锁分离试验中,试件要经过热循环,温度在低温端和高温端还要保持规定时间,低温和高温的范围随试验不同而有所不同,一般为 $-60 \sim +80$ 。要控制试件在这样的温度范围内并在低温端和高温端保持规定的时间,不采用接触式电加热器加热方法。其原因有 2 个:

① 试件要分离,仅能分别粘贴在上裙和下裙上,这就难以使上裙与下裙接触处的温度达到试验要求;

② 接触式电加热器一般只是一次性使用,价格较高。

通过试验实践表明,采用非接触式红外灯加热来控制温度是比较适宜的,如果没有红外灯,用普通的碘(溴)钨灯来代替也是可以的。红外灯既可以布置在试件内部,也可以布置在试件外部。但布置在试件内部更好些,这样做既可省掉安装灯的支架,还可节省电功率。

在试件内部布置红外灯的热控措施见图 6-9(c)。在试件的上、下端面各加 1 个铝挡板。它一方面起反射红外热辐射的作用;另一方面作固定灯的吊点。红外灯不加反射器,在试件内部沿周向均布,灯的数量应以提供的总功率能使试件温度升到所需要的最高温度为依据。当然要留有一定的余量,最好使每个灯在低于 2-3 额定功率下运行,以提高灯的可靠性。为了提高可靠性,可以布一些备用灯,比如当需要 3 个 1000W 红外灯时,可以布 6 个红外灯,分成 2 组:一组使用;另一组备用。为了增加试件内表面的吸收率,可喷涂黑漆。当试件要求的下限温度不是很低(比如 -20 左右)时,可在试件的外部加五六个单元的多层隔热组件,以降低所需的加热功率。

5) 污染测量

如果星箭解锁分离试验在配有无油抽气系统的空间环境模拟室内进行,那么空间环境模拟器本身对试件的污染是很小的。若在配有有油抽气系统的空间环境模拟室内进行,经过严密的防污染控制,污染也是很小的。在这个试验中要测量的是爆炸螺栓爆炸后产生的污染。由于爆炸螺栓是密封的,所以爆炸后产生的污染也不会大,测量这种污染一

一般采用石英晶体微量天平,它的特点是双晶差频输出,可测量的最小污染量为 $1.8 \times 10^{-8} \text{ g} \cdot \text{cm}^2$ 。输出线要用同轴电缆,以防干扰。采用数字频率计测量输出频率。微量天平应悬挂在距爆炸螺栓尾部 200mm 左右的位置。

6) 解锁分离过程的录像

为了能及时观察和记录星箭解锁分离试验的过程,目前有 2 种手段可以使用:

- ① 在空间环境模拟室内布置摄像头,在空间环境模拟室外进行屏幕显示和录像;
- ② 在空间环境模拟室外通过光学玻璃窗口进行高速摄影。

当采用第 1 种手段时,摄像头的数量一般要二三个,摄像头的布放位置以能全面记录解锁分离过程为宜,一般在试件上方布放 1 个,斜下方布放 1 个。摄像头的信号通过同轴电缆引出空间模拟室外,并与屏幕显示器和录像机相联,以便能同时进行图像显示和录像。这里有 4 点应该提醒注意:

① 摄像头处于低温环境中,而摄像头允许工作温度一般为 $-15 \sim +40$,因此需对摄像头进行温控,一般是在摄像头周围布康铜加热片,在康铜片外再包覆约 10 个单元的多层隔热组件,这样就能很容易地将摄像头温度控制在 $0 \sim 20$ 范围内;

② 当空间环境模拟室内处于低真空(比如在 $10\text{Pa} \sim 100\text{Pa}$ 范围)时,不要让摄像头工作,以防因电晕放电而损坏摄像头;

③ 在被摄像的位置上要有足够的光照度,一般 1 个摄像头配 1 个 1 000W 的碘(溴)钨灯即可得到清晰的图像,由于现在的摄像头变得越来越小,改用冷光灯即可获得满意的效果;

④ 严防摄像头受污染,尤其是油蒸气的污染,这是因为镜头无法进行温控,因此在不工作时温度较低,一旦空间环境模拟室有油蒸气,就很容易飞到镜头上,使图像变得不清晰,基于这种情况,如果用有油抽气系统的设备进行试验,就应该严格控制油蒸气对空间环境模拟室的污染。

当采用第 2 种手段时,由于高速摄影要求的光照度比较高,安装时要绝对保证碘钨灯与空间环境模拟室壁之间的电绝缘。另外,对玻璃窗口也有相当高的要求,它首先要满足摄影的要求,图像必须清晰,因此玻璃窗口透过率要高,同时要防止玻璃结露;其次是在安装时不要使窗口受应力,以防在试验过程中损坏。由此可见,采用在空间环境模拟室外高速摄影方法有一定难度,再加上摄影的视场受到玻璃窗口位置的限制,因此这种方法很少使用。

6.3.1.6 星箭解锁系统解锁分离试验的实例

以上各种试验技术已几次在不同型号卫星的星箭解锁系统解锁分离试验中应用,这里以“风云一号”卫星星箭解锁系统解锁分离试验为例做简单说明。

“风云一号”卫星星箭解锁系统解锁分离试验的目的是检验星箭解锁系统在自身温度为 $-15 \sim +80$ 、空间环境模拟室压力低于 $7 \times 10^{-7} \text{ Pa}$ 的环境条件下的解锁性能,同时观察夹块和结构框上复合二硫化钼的工作情况。

试件包括上裙、下裙、包带系统和爆炸螺栓 4 部分。其中上裙、下裙和包带为初样件,上裙镀金,下裙局部镀金,在与上裙的接触面上涂覆二硫化钼。夹块和爆炸螺栓为正样件,夹块的内侧涂覆二硫化钼。试件总装时包带预紧力为 $15\text{kN} \sim 20\text{kN}$ 。

试验在 KMB 设备内进行,试件吊挂在 KMB 空间环境模拟室(简称 KMB 模拟室)内,主吊点有 4 个,分布在上裙,辅助吊点也有 4 个,分布在下裙的底部边框上。解锁前主吊点承受试件的全部质量,辅助吊绳呈松弛状态,不受力。由于这次解锁试验中解锁后上裙是基本固定的,所以无需在上裙再加辅助吊点。在空间环境模拟室内安装了 2 个摄像头:一个在试件的斜上方,另一个在侧面。安装了 4 个 CJG-2 型号金属裸规,其中 2 个吊装在试件附近,距试件约为 500mm。在距 2 个爆炸螺栓尾部约 200mm 处分别吊挂了 SF-3A 型石英晶体微量天平,可测量的最小污染量为 $8 \times 10^{-8} \text{ g} \cdot \text{cm}^2$ 。

为了实现将试件温度控制在 $-15 \sim +80$ 范围,在下裙外侧包覆了 6 个单元双面镀铝多层隔热组件,在下裙内侧喷涂 F26 黑漆,在试件的上方和下方各用 1 个铝板与试件相连。在试件的内部空间吊挂了 6 个不带反射器的 500W 溴钨灯,分为 2 组,用交流电加热,加热时仅用其中的一组,另一组备用。

爆炸螺栓起爆后试件顺利分离,主吊绳和辅助吊绳都处于受力状态。解锁前空间环境模拟室内试件附近的压力为 $6.4 \times 10^{-7} \text{ Pa}$,试件温度按要求控制在 31 左右解锁。微量天平测得的爆炸螺栓爆炸后产生的污染量为 $1.8 \times 10^{-7} \text{ g} \cdot \text{cm}^2$ 。对解锁分离全过程的录像齐全,图像清晰。

通过 2 颗“风云一号”卫星的成功发射,证明了上述试验结果的正确性。

6.3.2 整流罩真空分离试验技术

6.3.2.1 概述

某些导弹和绝大部分航天器都装有整流罩,在飞行后都要在规定的时间内抛掉整流罩。整流罩的外形一般是半球头加圆台再加圆柱组成,由对称的两半合成一个整体,合拢处装有爆炸分离装置,在飞行中接收到指令起爆后,整体分成两半并向两边分离。

由于整流罩的直径和高度尺寸一般都比较大,所以国内过去的整流罩分离试验都在大气条件下进行,但大气条件毕竟与真空条件不同。在大气条件下做整流罩分离试验,大气阻力会导致分离速度减慢。那么在大气条件下做整流罩分离试验与在真空条件下做整流罩分离试验究竟有多大差别呢?为了得到这个答案,就提出了在真空条件下做整流罩分离试验的问题。当提出这个任务时,当时只有 KM4 空间环境模拟器的尺寸能满足做这个试验的要求。要在专门为做航天器真空热试验的空间环境模拟器内做整流罩分离试验,必须解决 3 个问题:

- ① 设备不能受到爆炸物的污染;
- ② 整流罩爆炸分离后不能砸伤或碰伤热沉;
- ③ 能完成在空间环境模拟器内进行多方位摄影和在空间环境模拟器外通过模拟室玻璃窗口进行高速摄影。

关于第 1 个问题,已由整流罩结构本身解决,爆炸后的污染物全部被收集在皮囊内,其他 2 个问题由试验者采取得力措施后得到解决,并先后两次顺利完成了真空条件下的整流罩分离试验。

6.3.2.2 试验目的

主要试验目的有：

- ① 验证整流罩在真空条件下能否顺利分离；
- ② 检验整流罩在真空分离过程中分离姿态的正确性；
- ③ 绘制整流罩真空分离过程的运动轨迹；
- ④ 计算整流罩真空分离的相对速度。

6.3.2.3 试验要求

试验的主要要求一般有：

- ① 空间环境模拟室内压力低于 10Pa；
- ② 在空间环境模拟室内进行多方位摄影；
- ③ 在空间环境模拟室内安装二三个摄像头，在空间环境模拟室外对整流罩分离过程进行屏幕监视和录像；
- ④ 在空间环境模拟室外安装高速摄影机，通过模拟室玻璃窗口对整流罩分离过程进行高速摄影；
- ⑤ 在空间环境模拟室内和整流罩内有足够的灯光照度，以使各种摄像资料清晰；
- ⑥ 有安装整流罩的支座；
- ⑦ 有非常可靠的热沉保护措施，防止整流罩分离后砸伤或碰伤热沉。

6.3.2.4 主要试验技术

这里以在 KM4 设备中完成的某型号整流罩真空分离试验来简单说明主要试验技术。

1) 真空获得

由于仅要求空间环境模拟室内压力低于 10Pa，所以采用前级泵抽真空即可。

2) 整流罩的安装

整流罩安装在环形钢板上，但不能将整流罩固定在钢板上，以免影响起爆后自由分离。安装后的状态如图 6 - 10(a)所示。

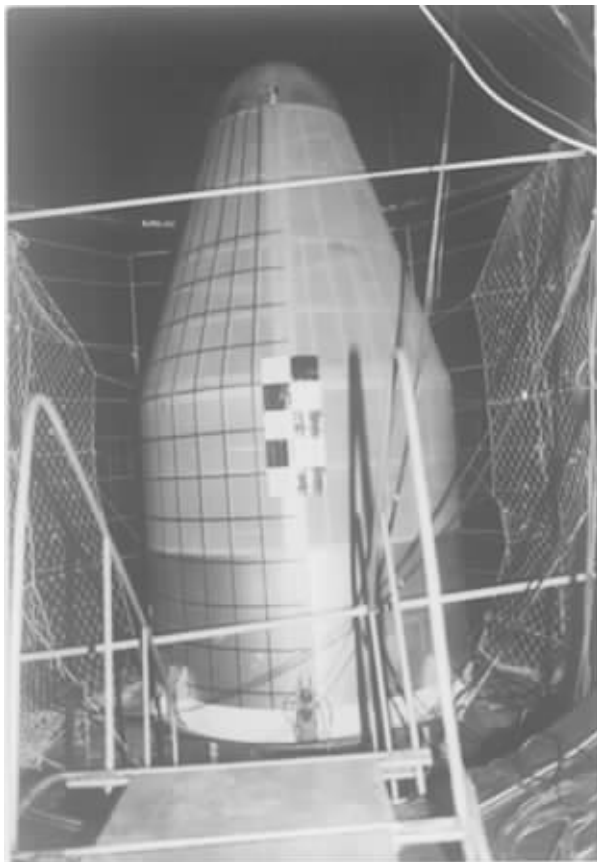
3) 技术安全措施

由于整流罩真空分离试验在空间环境模拟室内进行，所以必须设法保护热沉的安全，确保分离后的整流罩不碰到任何部位的热沉。为此，在底部热沉的上方布有金属隔板，使分离后的整流罩不会向下坠落碰伤底部热沉；在整流罩的周围加了保护栏杆，并在整流罩左、右栏杆的内侧挂了尼龙网，使分离后的整流罩不会砸伤或碰伤周围热沉。其技术安全措施情况也见图 6 - 10(a)。

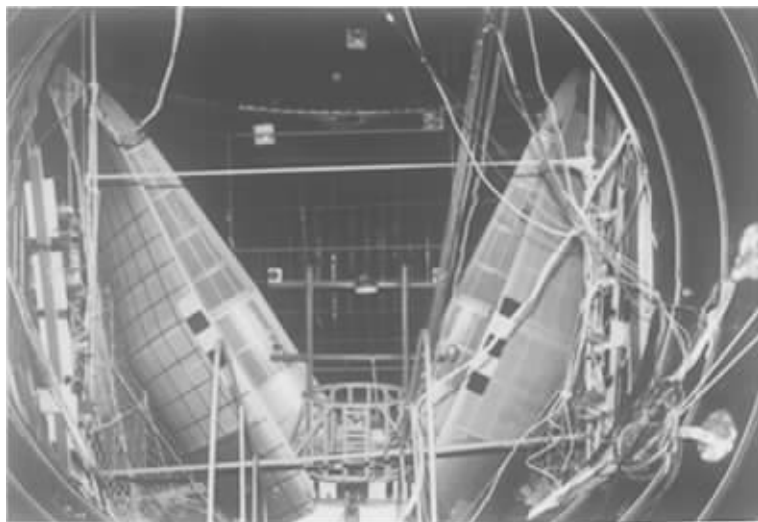
4) 摄影和摄像设备的安装

(1) 在空间环境模拟室内安装摄影和摄像设备。通过在空间环境模拟室内适当位置加横梁或支杆的方法，将 10 个摄影机和 3 个摄像头安装在需要的位置上，安装要牢固，试验过程中不能移位。

(2) 在空间环境模拟室外安装高速摄影机。将 1 个高速摄影机安装在空间环境模拟室外靠近光学玻璃窗口处，其具体位置与高度要保证高速摄影机有满足试验要求的视场。



(a) 整流罩在空间环境模拟室内的安装状态及技术安全措施



(b) 在 KM4 模拟室做某型号运载整流罩分离试验后状态

图 6 - 10 整流罩真空分离试验照片

角,以获取整流罩真空分离过程所需的影像资料。

5) 照明灯的安装

为了满足摄影和摄像光照度的需要,在空间环境模拟室内的相关位置安装了 15 个 1 000W 的碘钨灯,其中有 2 个在整流罩内。为了防止可能发生的低真空条件下的电晕放电,必须保证灯与空间环境模拟室的相关位置有可靠的电绝缘。

6) 高速摄影及其处理

在这次试验中,使用了从英国进口的高速摄影机,摄影频率一般不低于 700 幅/s,时标频率不低于 100 次/s。其摄影和处理过程如下。

(1) 摄影。将整流罩真空分离过程摄影在感光度高的胶片上。

(2) 冲洗胶片。将已摄影的胶片冲洗获得摄影副胶片。

(3) 转录。将摄影副胶片转录为大 1-2 的录像带。

(4) 回放。将录像带回放,进行试验结果分析。

(5) 判读。判读摄影副胶片,进行数据处理。

(6) 绘制运动轨迹图。根据数据处理结果绘制出整流罩真空分离过程的运动轨迹图。

(7) 计算相对速度。计算出整流罩真空分离成 2 部分的相对速度。

7) 试验程序

在正式试验前,各系统进行合练,合格后方可进行试验,试验过程中严格按程序进行。

(1) 抽真空。将空间环境模拟室压力降至 10Pa 以下。

(2) 15min 准备。各系统进行自检。

(3) 1min 准备。关闭抽真空管路上的闸板阀,打开照明灯,连接好起爆电源。

(4) 启动摄影和摄像设备。用运转程序控制启动高速摄影机,下起爆口令,起爆。

(5) 切断电源。切断所有碘钨灯、摄像系统的供电电源。

6.3.2.5 试验结果

这次整流罩真空分离试验一次性获得成功,录像、摄影和高速摄影图像资料齐全、清晰,得到了整流罩真空分离过程的运动轨迹和分离的相对速度,达到了预期的试验目的。分离后的状态见图 6-10(b)。

6.4 火箭发动机的空间环境试验技术

6.4.1 试验的必要性与试验类型

6.4.1.1 高空及空间环境

航天器用火箭发动机可能经历的高空及空间环境具有一些与海平面大气环境不同的特点。根据大气的热结构,从地球表面开始,大气逐渐变得稀薄,成为不同热特性的结构层次。它们依次为对流层(0km~16km)、平流层(16km~50km)、中间层(50km~80km)、热层(80km~350km)和外大气层。

根据高空环境的不同效应,可分为下列几种环境因素。

(1) 真空环境。

(2) 热环境。

(3) 诱导环境。加速度、冲击、噪声、振动和失重等。

在这些环境中对火箭发动机的工作条件有着重要影响的是真空环境。

6.4.1.2 空间(或高空)环境模拟试验的必要性

1) 试验目的

火箭发动机的性能是航天器准确、可靠地完成飞行任务的重要基础,要求高空的火箭发动机具有最大的热力性能、最好的结构性能和最大的可靠性。

火箭发动机高空环境模拟试验的根本目的在于:确定发动机的高空性能和弹道性能;研究发动机变差范围,验证发动机的寿命和可靠性。要达到这些目的,必须进行火箭发动机高空试验。

2) 国外情况

早期根据海平面试验得出的性能数据,利用外推的方法来估计高空低压条件下的性能,是很简单的。但是,当用这种根据海平面试验的性能数据外推其真空条件下的性能,来改进火箭发动机的设计时,准确性能就大大降低了,其原因就是高空火箭发动机在海平面条件下工作时,喷管不能达到满流,排气流达不到超音速;而且先进的高空火箭发动机甚至不能在海平面条件下工作,因为这种发动机的“过渡膨胀”,喷管的中激波会产生很大动力,它会损坏相当脆弱的高空火箭发动机的喷嘴。再者,随着火箭发动机工作高度的增加,还会暴露出一些在海平面甚至在一般高度工作时不曾出现过的问题。例如,美国阿吉纳发动机原来只做过 20 多千米和 30 多千米的高空性能试验,结果发动机到了 80km 以上,不是不能点火发动,就是因燃料涡轮泵破裂而失败,在进行了 80km 的模拟试验后才发现了故障所在,经过改进才过关。

美国在开始空间活动的初期,为追赶苏联,赶进度,将事先未曾经过高空模拟试验的飞行器匆忙发射,结果,失败次数较多,损失也较大。因此,从 20 世纪 50 年代中期不得不大力开展火箭发动机的高空及空间模拟试验工作。联邦德国、法国和日本吸取了美国的经验教训,从事空间活动的开始就先后开展了火箭发动机高空及空间性能的试验研究,建立了相应的设备。

美国于 1956 年建立了第 1 个火箭发动机高空试车台,模拟高度为 21km 左右。如今,美国火箭发动机高空试车台的模拟高度已提高到 200 多千米,已拥有性能和大小不同的高空试车台 100 多个。

6.4.1.3 试验技术与试验方法

航天器及其推进系统的火箭发动机的研究试验,从发展看基本上有 2 种办法:

- ① 直接向空间发射的飞行探测试验;
- ② 事先在地面进行的高空模拟试验。

此 2 种方法各有其优缺点。

1) 空间飞行探测试验

飞行探测试验具有经受多种环境因素同时综合作用的优点,取得结果直接而且较快。美国在从事空间活动初期阶段因缺乏地面模拟试验设备,采用过这种办法,但是直接发射的飞行试验存在着下列许多缺点。

(1) 浪费大,总体收效慢,只有多次发射,才能探测出一定的结果,而且发射费用要比研制模拟设备的投资大几倍甚至几十倍。

(2) 经历高空及空间的时间太短,难于进行完整的测量和充分研究,同时由于存在干扰和仪器响应等问题,难于测量准确。

(3) 发射失败,难于查明原因,从而也难于得出正确的解决办法。

因此,应当大量采用地面模拟试验的办法对航天器和火箭发动机进行性能研究,并做出可靠性的正确评价。

2) 地面模拟试验

地面模拟试验的优点如下。

(1) 环境可以受控。可以控制各种环境因素,多次反复地进行研究试验,发现问题,准确解决问题,易于发现和找到关键性的问题和规律性的因素。

(2) 可以事先做可靠性评价。由于进行了地面模拟试验并事先做了可靠性评价,可以减少飞行失败所造成的巨大损失,对完成预定飞行任务的可靠性加大。

(3) 可以多次使用,多次试验。高空及空间环境的地面模拟试验设备虽然一次性投资较大,但可用于多型号、多参数的测试,使用范围广,能多次试验,总体上看经济效果大,收效快。

(4) 用于多型号地面模拟试验,是高空火箭发动机研制过程中的主要程序之一。在火箭、导弹和反导弹武器的发射,多弹头导弹的分导再入,人造卫星的速度修正和入轨,同步通信卫星的姿态控制,宇宙飞船的调速、变轨、对接和机动飞行,登月舱在月面上的着陆及起飞等,动作方面的实现都是由火箭发动机的工作来完成的。要完成这些任务,就必须有不同性能的高空及空间火箭发动机,由于此类火箭发动机不仅是空间飞行的需要,而且还能兼顾军事技术的应用。为保证火箭发动机优良性能及工作可靠性,高空及空间环境试验尤为重要。

火箭发动机高空及空间环境模拟试验主要目的是了解高真空环境对发动机工作的影响,发动机性能和相应结构的变化。而真空环境是动态的,且火箭发动机要喷出大量高速(马赫数 Ma 为 5)、高温($T=3\ 000\text{K}$)甚至是腐蚀性的燃气。要维持住试验舱中的动态真空环境,模拟试验设备应安装大排气量的抽气系统,并要解决高速、高温和质量流量带来的一系列技术问题。所以火箭发动机高空及空间环境模拟试验技术十分复杂。

6.4.1.4 试验类型

对于火箭发动机高空及空间环境模拟试验设备的设计来说,除高度环境(即压力环境或真空环境)外,还有来自发动机本身的主要技术参数,即发动机的推力。推力越大,发动机排出燃气的质量越大,相应的热流量越大,技术上的问题也越多。所以一般来说,推力越大,能实现的模拟高度越低,只有小型液体火箭发动机才能实现较高高度环境的模拟试验。高度环境和发动机推力是研制火箭发动机高空模拟试验设备的主要技术参数,这两个参数不同,设备的规模、性能甚至结构都会相差很大。基于所模拟高度环境和发动

机推力 2 个主要参数,试验可分为高空点火、高空性能试车、高空点火 - 高空性能试车联合和羽焰效应测试等 4 种基本类型。

1) 高空点火试验

火箭发动机高空点火试验设备由装有破裂膜片或差压密封盖的高空试验舱和抽气系统组成。

因为发动机的工作故障大都出现在非稳定的启动过渡阶段,所以点火试验是发动机工作可靠性试验的主要内容之一。例如:对于推力为 93N 的姿控发动机的试验,要求在 10Pa 的真空度下完成点火启动试验,以适应 150km 高度的压力。到达成功的启动状态后,要求高空舱的压力保持在 100Pa 左右,或者更低,以模拟 40km 的高度,顶级发动机试验也具有类似的性能。

2) 高空性能试车试验

高空性能试车试验有 2 种类型。

(1) 发动机 - 扩压器系统。在发动机后接有超音速扩压器,发动机置于高空室内,扩压器伸出高空室外,并与大气相通。发动机工作后高空室压力才迅速降低达到高空试车的目的。

(2) 发动机 - 扩压器 - 抽气系统试验。扩压器将火箭发动机燃气引射增压到某个低于大气压力的低压容器,再利用大排气量系统对低压容器抽气,将燃气排入大气中去。

3) 高空点火 - 高空性能试车联合试验

将发动机直接装在很大的试验舱中,试验舱配有大的抽速系统。抽空设备扩压器退居到次要地位,甚至有的设备不再用扩压器。作为大抽速系统的有大型机械泵、扩散泵、各种低温泵和相应的低温系统。发动机点火前,利用机械泵、扩散泵机组抽气,点火后及试车期间发动机燃气全部由低温泵抽除,以保证所要求的试车高度环境。试车高度一般都比点火高度低,真空度可低几个数量级。目前由于投资和技术上的种种限制,一般仅能做小型液体火箭发动机的高空及空间环境模拟试验,既可做火箭发动机的空间点火和高空性能试车,有的也可做火箭排气“羽流”效应的测定。有些设备除了高度环境外,还模拟热沉及太阳辐射等环境条件。

4) 羽焰效应测试试验

羽焰效应包括热效应、力效应、污染效应(羽流对发动机及航天器的污染)、腐蚀效应(羽焰对太阳能电池和光学系统等的腐蚀)、静电和电磁效应等。

这些效应的研究具有相当的军事价值。例如:火箭羽焰的红外辐射会对红外制导的导弹产生干扰,影响其跟踪,所以很受重视。但在研究的初期阶段大都进行所谓的“冷流”喷射模拟试验。其方法是在真空、低温容器内,喷射二氧化碳等气体代替火箭发动机的排气,来模拟羽焰效应和进行某些测试。然后才逐步开展热焰喷射的火箭排气羽焰的研究。

火箭羽焰效应的研究设备可利用原有的风洞或火箭发动机高空模拟试验设备。归纳起来,目前常用的有静态试验舱、真空容器、风洞和中心体风洞等 4 类。利用风洞可以研究超音速气流对火箭发动机排气羽焰的影响,并测量羽焰诱发外部分离区中的特性,探索羽焰的种种效应。

6.4.1.5 高空及空间环境模拟试验的发展方向

(1) 建立迅速、准确、真实模拟发动机的高空及空间环境试验设备,改进设备的抽气方法,提高设备的真空度并尽可能改善设计的经济性。

(2) 发展综合环境模拟试验,可进行单一环境的参数的高精度测试。

(3) 采用新型测试技术,实现测量和控制自动化,利用计算机系统采集、记录并处理数据,对多信道的数据进行瞬间联机分析,提高试验效率,减小试验费用,同时还可以对发动机进行预示模拟并预测其结果。

(4) 开展模拟理论和模拟技术的基础研究。研究缩比发动机的模拟试验及相似理论,确定把缩比试验结果外推到原型机的可靠性。

(5) 研究加速试验方法。

(6) 研究试验中减少火灾和防止污染的方法及推进剂的存储及废液的回收处理。

6.4.2 航天器姿控用液体火箭发动机的环境试验

6.4.2.1 试验项目

液体火箭发动机是航天器姿态控制及轨道操作中常用的主要动力,此类发动机的推力较小,工作寿命长(有的达几年)。为了保证此类发动机的高可靠性,在研制过程中必须进行一系列试验,例如:

- ① 在高空条件下测定推力、寿命和可靠性试验;
- ② 高空或空间条件下的多次启动试验;
- ③ 空间环境条件下的热性能试验;
- ④ 测定羽焰流场的试验;
- ⑤ 评价羽焰效应的试验。

6.4.2.2 双元液体火箭发动机试验

20 世纪 60 年代初期,美国为了“阿波罗”登月计划的需要,不载人航天器用双元液体火箭发动机做超高空条件下的热性能试验和羽焰流场试验,进行了羽焰芯流区近场流的加热速率和碰撞力的测定及羽焰污染效应评价等试验。

当时试验内容少,以芯流区近流场的效应为主,发动机推力大,一般推力在 445N 以上,试验条件不充分。试验用的空间环境模拟器和高空试车台进行一次性点火试验,经一定时间抽气恢复到原有真空条件后再进行第 2 次试验。这与实际情况有较大差别。还有的是用缩比或比例模型发动机,甚至再加以模拟推进剂,利用现有的或修改的空间环境模拟器进行试验。

至 20 世纪 70 年代,随着所用发动机推力的减小和模拟技术的进步,国际上建成了火箭羽焰效应原位试验设备。例如,美国对于“天空”试验室载人飞船用的推力为 22.2N 的发动机羽焰及其效应进行试验研究,试验时的高度为 100km,点火程序与实际相近,既有长脉冲,也有不等程短脉冲连续工作。研究的羽焰效应范围由芯流区近场流扩展大到远

场流和边界流。承受效应的表面材料的种类与状态增多,测量仪器精度提高,参数项目增加。

到 20 世纪 80 年代,试验设备与测量仪器更加先进。为满足载有红外线遥感器的航天器新的试验要求,新的测量参数(如:距羽焰中心线 147° 逆流区内的成分、数密度和质量通量;研究多种表面状态与条件下的污物堆积速率和污物性能等;研究用于验证数值模拟中得出的羽焰污染效应预报的程度;研究依据比例模型的原理应用这类测试结果,以预报推力更大、性能相近的发动机的性能),美国还进行了推力为 4.5N 的发动机羽焰远场流中主要成分与次要成分等项的测量。结果表明,羽焰中共计 36 种原子质量数,即使量级很少,对长寿命卫星仍产生污染效应。

6.4.2.3 单元液体火箭发动机的试验

目前广泛使用的单元推进剂液体火箭发动机多采用无水肼分解产生推力,这类发动机具有推力小、推进剂燃烧温度低、羽焰成分少、流量小等特点,所需超高空试车台的规模比双元推进剂发动机要小得多。

NASA - MSFC 用 2 - 3 水与 1 - 3 肼的混合液试验了羽焰在太阳电池上的效应;美国喷气推进实验室(NASA - JPL)用 N_2 与 CO 气体作推进剂,在直径 3m、极限真空度 10Pa 模拟室内第 1 次测量了羽焰逆流区气体的数量。

由于美国的一些军用卫星受羽焰碰撞造成异常,所以 NASA - MSFC 等单位在采用 CO 深冷霜气体技术增大分子沉的抽气能力后,用实际发动机进行了羽焰及其效应的评价。例如用“ATS - F”卫星上的推力为 0.4N 的发动机和星载辐射制冷器一起在真空下做试验,首次成功地测得了羽焰逆流区污物在冷却表面上的堆积,还用“FLTSATCOM”卫星上相同推力的发动机对其芯流区与逆流区的羽焰污染制成图表。为了更好地预报航天器推进系统中单元发动机污染物的堆积速率,还进行了通用性研究,获得了宽工作参数及多操作形式下羽焰的质量堆积速率数据。

随着航天器工作寿命的不断加长,结构更加复杂,表面更加敏感,人们对于这种小型单元肼姿态发动机羽焰逆流区与远场区的气流碰撞与污染效应,更需要有充分的了解。由于发动机要安装在航天器的各种位置上,而且在飞行中以不同的时间间隔点火,致使航天器的一些敏感区不可避免地处在羽焰流场中。例如:美国“航海者(Voyager)”航天器的飞行结果表明,由于羽焰的碰撞,使轨道修正操作作用的 4 个推力为 0.9N 的单元发动机每个的推力平均损失了 22%。在设计中曾从安装位置上设法减少对科学仪器的直接污染和对探测结果的干扰,但不能避免对支架的碰撞,造成扭力损失 60%。分析表明,在已发射的 3 颗 RCA 公司的“SATCOM”卫星上,由于推力为 0.6N 的单元发动机羽焰远流场对太阳阵的碰撞可构成阻力上的失效,为克服这类碰撞造成的干扰,必须增带燃料,结果加重了长寿命卫星的设计困难。因此,NASA - JPL 以“伽利略(Galileo)”、“木星(Jupiter)”、“轨道(Orbiter)”航天器为例制定了污染预报与试验技术。

美国阿诺德工程开发中心(AEDC)到 1981 年为止,已测量了液体推进剂姿控发动机污染的空间分布,得出了逆流区的质量通量、成分与表面效应,还测量了不同羽焰种类时宽光谱范围中的光学性质。这些数据对于使用深冷负载的航天器是特别重要的,有助于航天器设计者保护关键负载并预报航天器与感测器系统的热与光学退降。美国空军还发

展了解析的计算机模式用做羽焰污染预报的工业标准。

6.4.2.4 试验设备与测试方法

液体火箭发动机排出的气体是高温、高速、大质量的定向气流。必须将 2 000 ~ 3 000 的气体冷却至室温才能使用抽气机组排气,要求连续不断地排出比通用抽气系统抽速高 3 个 ~ 5 个数量级的气体。火箭排气(特别是残余推进剂)还有污染空气、腐蚀材料和燃烧或爆炸等安全问题。

对于高真空试车台来说,除上述要求外,还必须有足够大的试验空间。为了测定火箭羽焰的边界及羽焰效应,要求试验空间中膨胀段的直径为所试发动机喷管出口半径的 15 倍 ~ 20 倍,内壁对羽焰成分的吸着能力接近于 1,这能与空间存在的热沉和分子沉环境相似,避免反射回的气体分子对羽焰性能及羽焰效应的测量数据产生影响。

1) 内装式深冷泵

只有深冷抽气的方法才能在高真空条件下“及时”抽走火箭排气这样大的气体负荷。例如,美国 AEDC 为满足 78km 以上高度下发动机工作 60s 的试验需要,将原用于航天器空间环境试验的直径 12.8m、高 25.6m 的“马克一号(Mark - 1)”做了改进,建成为中高空试车台。改进项目如下。

(1) 增加液氢深冷板,在 60s 内能吸收 $10\text{kW} \cdot \text{m}^2$ 的热负荷,并抽除氢以外的其他气体。

(2) 在容器顶部增加液氢深冷板,以维持工作高度在 78km 以上。试验表明,当推力比为 15 的发动机点火 60s 以上时,可维持 78km 以上的高度,而当发动机更小时,可在更高高度下试验更长的时间,液氢深冷板吸收的热流密度为 $14\text{kW} \cdot \text{m}^2$,液氢深冷板吸收热流密度为 $0.15\text{kW} \cdot \text{m}^2$,发动机热负载的 35% 由液氮热沉系统吸收。

有的设备还使用氩深冷霜抽气。这种深冷霜抽气泵经济、高效,每平方厘米对氢气的抽速可达 $30\text{L} \cdot (\text{s} \cdot \text{cm}^2)$ 。出于经济上的考虑,为减少更低温度冷却液的消耗,考虑到火箭羽焰的定向性,在试车台设计中考虑不同温度的深冷泵,由高温到低温分级排列。例如:“Mark - 1”空间环境模拟器采用了液氢、冷氢气、液氮组成的深冷泵。为了减小反射分子的干扰,一般膨胀区的背景压力为 10Pa,这可保证羽焰的膨胀与轨道上的情况相近,也可以使得气体的平均自由程足够大,在到达测试仪器之前不与其他气体分子相碰撞。

2) 测试方法

液体火箭发动机超高空试验中测试参数多,测试难度大。其中有火箭羽焰性能的测量,包括辐射特性成分、质量分布、数密度等;另外是效应的测量,如电磁辐射上的畸变与噪音、碰撞力、加热速率等直接干扰效应,因羽焰成分在表面上的物理堆积及化学变化引起的污染性能退降等间接效应。

从污染效应中,肼分解的单元发动机较清洁。燃烧后产物的主要成分为 N_2 、 H_2 、 NH_3 和 H_2O 等,二元燃料燃烧后的主要成分为 H_2O 、 N_2 、 CO 、 H_2 、 O_2 等 10 种,次要成分达 36 种之多。测试方法应以二元发动机的需要为主。

3) 主要测试仪器

(1) 石英晶体微量天平(QCM)。这是有高灵敏度、实时测量的仪器,测定羽焰污染的质量分布和堆积速率,是单元发动机羽焰性能及其效应测量中的主要手段。在二元发

动机火箭羽焰试验中,也利用 QCM 测量远场与逆流区的质量分布、通量及堆积速率。可以采用多个不同的温度级,使 QCM 呈不同排列的方式进行测量。

(2) 四极质谱计。四极质谱计是双元发动机羽焰成分测量的主要仪器。美国刘易斯中心用快速扫描四极质谱计做成的测试盒,放在发动机喷管出口平面后推力为 22.2N 的发动机中心线之上 1.5m 处进行测量,盒由不锈钢制成,直径 150mm,向上开有直径 25mm 的取样孔,全面测定了双元发动机羽焰的成分,结果表明,羽焰中有 5 种成分有明显增加。

(3) 其他仪器。为了测量羽焰中气体的数密度、质量分布和粒子的大小,用电子束荧光技术和激光散射技术。

对于被污染程度的测量,如对表面的吸收率、发射率、透射率、反射率的影响和污染物本身的性能等,可用多种电子学与光学的仪器,如用光学椭圆仪、内反射频谱仪和 QCM 等 3 种方法来测污染物的数量、种类及光学性质。可考虑用红外频谱仪、气体色谱仪和紫外反射仪来了解污染及其效应,用扫描电子显微镜、俄歇电子谱仪与 X 射线衍射仪来确定已污染表面的化学成分及分布。

6.4.3 世界主要空间大国火箭发动机高空及空间环境试验技术的发展

6.4.3.1 中国的火箭发动机高空及空间环境试验技术

中国火箭发动机高空环境试验技术及其模拟设备研究从 20 世纪 60 年代初期开始,30 多年来,先后建成大小高空模拟试车台 10 个,其中液体发动机试车台 7 个,固体发动机 3 个。利用这些试车台完成了导弹、卫星的顶级发动机的高空及空间环境试验,基本上解决了大小推力发动机的高空满流试验问题和 76km 高度一次性点火试验。下面介绍几个典型的高空模拟试车台试验。

1) GS - 1 高空模拟试车台试验

中国建造的第 1 个高空模拟(GS - 1)试车台,解决了推力为 980N(100kg)以下的液体火箭发动机高空模拟试验的问题,推力为 490N(50kg)的火箭发动机可以在此台上做 42km 高空的稳态长程高空模拟试验,完成了同步轨道卫星推力为 1 225N 的姿控发动机高空模拟试验。

GS - 1 试车台还可以做 76km 一次性试验,并具备空间冷黑环境及推进剂恒温环境模拟试验条件。它是属于发动机 - 扩压器 - 抽气系统的高空模拟试验装置,由高空舱、液氮热沉、超音速扩压器、冷却器、直径 0.8m 电动真空阀及 4 级蒸气引射泵组成。

主要技术指标如下。

(1) 高空舱。直径为 2.5m、长为 5.0m 的真空室,发动机热试车的试验舱。

(2) 热沉。高空舱内装有液氮热沉,模拟 - 60 的冷黑空间。

(3) 超音速扩压器。内径为 0.35m,采用夹套和喷淋式水冷却,燃气通过扩压器进行增压,后由多级蒸气引射器抽空排出大气,真空度保持低于 133Pa。

(4) 冷却器。高 21m、直径 1.4m,内装 177 根不锈钢管。从扩压器来的燃气通过冷却器后,温度降到约 600K。燃气的降温,有利于 4 级蒸气引射泵的抽气。

(5) 4 级蒸气引射泵。设有 2 套用于抽除发动机排出的高温、高速、大质量流的气

体,使高空舱保持 35km ~ 42km 高度的真空环境。蒸气引射泵的排气量为 1 450kg - h 时,保持真空度 665Pa,蒸气耗量约为 16.5t - h。

2) DF - 4 试车台试验

该试车台由高空舱、直筒扩压器组成。扩压器直径 1.62m、长 11.8m,喷水冷却,可进行推力为 313kN 的液体发动机高空模拟试验,模拟高度为 20km。

3) YF - 23 试车台试验

其主要设备为二次喉道扩压器,扩压器直径 0.28m、长 3.4m,夹层水冷却,可进行推力为 9.8kN 的液体发动机高空模拟试验,模拟高度为 21km ~ 22km。

4) YF - 40 试车台试验

其主要设备为二次喉道扩压器,扩压器直径 0.88m、长 6.21m,夹层水冷却,可进行推力为 44kN 的液体发动机高空模拟试验,模拟高度为 21km ~ 22km。

5) 980kN 试车台试验

其主要设备为高空舱、二次喉道扩压器及机械真空泵。高空舱长 9.5m、宽 5m、高 5.5m,扩压器直径 0.6m ~ 1.5m、长度 5m ~ 12m,夹层冷却,可进行推力为 49kN ~ 980kN 的固体发动机试验,模拟高度为 18km ~ 23km。

6) 立式试车台试验

其主要设备为高空舱、二次喉道扩压器及机械真空泵。高空舱长 3m、高 2.5m,绝热层保护,可进行推力为 49kN 的固体发动机高空模拟试验,模拟高度为 23km。

7) 147kN 试车台试验

其主要设备为高空舱直角扩压器、二次喉道扩压器及机械真空泵。高空舱直径 3.5m、长 5m,直角扩压器直径 0.42m ~ 0.88m、长 9.03m,绝热层保护,二次喉道扩压器直径 1.24m、长 9m,夹层冷却,可进行推力为 147kN 的固体发动机高空模拟试验,模拟高度为 18km ~ 22km。

8) GSx 试车台试验

其主要设备为模拟室、扩压器、冷却器及蒸气引射泵。用于推力为 5N ~ 20N 的姿控发动机高空模拟试验,模拟高度为 15km。

6.4.3.2 外国火箭发动机高空环境试验技术

1) 概况

火箭发动机高空环境试验国外开始较早,苏联在第二次世界大战后不久就开始研究。美国在空间活动初期,急于追赶苏联,不在地面进行高空环境试验就直接发射而屡遭失败。为吸取失败的教训,美国从 20 世纪 50 年代中期开始发展这个工作,并于 1956 年建成第 1 个高空试车台。该台模拟高度 21km。而到 20 世纪 60 年代,模拟高度达 40km,那时美国已拥有高空试车台 79 个。到 20 世纪 80 年代,已有高空试车台 100 多个,模拟 100km 的有 2 个。法国先后建立了模拟高度为 3km、20km 和 60km 的高空试车台。日本 1967 年建成高空试车台,进行了 20km 高空环境、推力向量控制、高空点火等一系列试验,1973 年又建成蒸气引射的高空试车台,可进行推力为 49kN 的固体发动机和推力为 98kN 的液体发动机的 30km 高空试验。意大利 PBD 公司 1971 年从美国引进建成高空环境试验装置(ISA1),进行了 Geos 火箭发动机一系列高空环境试验,1979 年引进第 2 套高空环

境试验装置(ISA2),可进行推力为98.6kN、模拟高度为33km的发动机高空环境试验。

2) 美国的高空环境试验技术

早在1963年,NASA就开始重视所有推进系统的高空环境模拟试验,将其列为高空发动机研制计划中的最重要的部分之一,1965年NASA决定进行“土星J-2”火箭发动机在30km和60km高空环境下第1次高空环境试验,随后又在AEDC的“J-4”试车台上进行了高空环境试验。结果表明,火箭发动机在高空环境下的再启动成为妨碍“阿波罗”计划的主要问题,其他几个影响“阿波罗”计划的次要问题也在AEDC的“J-2”和“J-4”发动机试验中被发现。同时还发现,再启动和加倍再启动试验可能破坏燃料涡轮泵。1965年双子座IV“阿金纳”发动机靶场发射飞行失败,表明要继续研究刚性启动问题,随后用“XLR-BA-9”发动机进行了190次“阿金纳”飞行试验。用“XLR-BA”发动机进行了380次海面试车和66次高空环境试验。从以上情况看,美国把高空环境试验看做是未来所有高空发动机研制工作的重要环节。

MSFC、爱德华兹(Edwards)空军基地、AEDC几乎拥有美国全部火箭发动机地面高空试车台。肯尼迪空间中心(Kennedy Space Center)已将许多发射塔改建为高空试验装置,AEDC先后建立改造了“J-2”、“J-3”、“J-4”、“J-2A”、“Mark-1”等高性能试车台,利用这些装置对发射的洲际导弹和航天器的第2级和第3级发动机,如民兵I-II第3级、“民兵II-III”第2级、“民兵IV”第3级、“海神”第2级、“三叉戟I”第2级和第3级、“MX”第2级和第3级等顶级发动机以及姿控发动机和变轨发动机,在30km~120km高空环境下进行了严格的模拟试验,从而保证了发射飞行的成功。由于现有高空试车台的能力无法满足当前研制的大型固体发动机高空环境试验要求,美国AEDC决定建造“J-6”试车台,它与“J-5”试车台是目前美国唯一的大型固体发动机高空环境试验装置。

“J-6”试车台高空舱的直径为7.9m、长为22.6m,可进行直径3.8m、长15m、膨胀比10、具有延伸喷管、推力向量控制(摆动喷管)、推力终止(反向喷管)的大型固体发动机,模拟高度为30km的高空环境试验。“J-2”试车台高空舱直径为5.48m、长度为9.6m,可进行推力为1902.5kN的发动机高空模拟试验,模拟高度为24km~27km。“J-2A”试车台包括主体结构、机械泵、油扩散泵、氦制冷器、超音速扩散泵和蒸气引射泵等辅助设备,试验舱直径5.48m、长9.6m,液氮冷却的高空舱外径为6m,可进行推力为1902.5kN的发动机高空模拟试验,模拟高度为60km~75km。“Mark-1”高空环境试验台于1971年建成,主要靠扩散泵和低温吸附泵来完成发动机燃气的排除,它抛开了发动机喷管后面的一系列机械排气设备,将高空点火和高空环境试验结合起来,即把真空系统和排气系统结合为一体,形成独特的真空系统。“Mark-1”更加突出地使用各种低温抽吸系统,高空舱直径12.8m、高度25.6m,可进行推力比为15的各种发动机高空模拟试验,模拟高度为78km,持续时间60s以上。

第 7 章 空间辐照环境试验技术

7.1 空间等离子体环境与表面充电试验技术

7.1.1 航天器表面充电过程

航天器在地球同步轨道上运行时,引起表面充电的主要因素是航天器受环境中的电子和离子的轰击,以及在太阳照射下航天器表面的光电子发射。此外,航天器表面充电电位还与航天器表面材料的性能、结构形状和尺寸有关。

1) 在磁宁静期时(位于地球阴影中)航天器的表面充电

在磁宁静期情况下,航天器沉浸在等离子体中,等离子体电子能量在 1 eV 至几电子伏。而高能等离子体离子数量有限,对航天器表面充电不起主要作用,所以在分析磁宁静期的航天器表面充电时,忽略了这些少量高能粒子的影响。假设等离子体中电子和正离子的速度分布遵守麦克斯韦分布,则它们的平均速度为

$$v_e = \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m_e}}, \quad v_i = \sqrt{\frac{8kT_i}{\pi m_i}} \quad (7-1)$$

式中 v_e, v_i ——分别为电子和正离子的平均速度;

T_e, T_i ——分别为电子和正离子的温度;

m_e, m_i ——分别为电子和正离子的质量;

k ——玻耳兹曼常数,为 $8.617 \times 10^{-5} \text{ eV} \cdot \text{K}^{-1}$ ①。

当正离子是质子时, $T_e \approx T_i$, 而质子的质量是电子质量的 1840 倍,则

$$\frac{v_e}{v_i} = \sqrt{\frac{m_i}{m_e}} \approx 44 \quad (7-2)$$

这说明,在热平衡状态下,电子速度是质子速度的 44 倍,所以在 $n_e \approx n_i$ (n 表示密度) 情况下,单位时间内落到航天器表面的电子数比正粒子数多得多。航天器表面积累负电荷,形成负电位。随着落在航天器表面的电子数量的增多,负电位越来越高,将排斥周围电子和吸引正离子,在航天器的周围形成正离子多于电子的等离子体鞘套。这时,只有能量高的电子才能达到航天器表面,而能量低于航天器表面电位的电子受到排斥落不到航天器表面。最后落到表面的电子和正离子数相等,电流平衡。这时表面电位成为平衡电位

① $1 \text{ eV} \approx 1.60217733 \times 10^{-19} \text{ J}$ 。

$$\varphi_s = - \frac{kT_e}{e} \ln \left[\frac{n_e A_e \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m_e}}}{n_i A_i \sqrt{\frac{8kT_i}{\pi m_i}}} \right] \quad (7-3)$$

式中 A_e, A_i ——分别为航天器受电子和正离子作用的有效面积；

n_e, n_i ——分别为等离子体未受扰动时电子和正离子的密度。

在 $n_e \approx n_i, T_e \approx T_i$ 和 $A_e \approx A_i$ 时

$$\varphi_s = \frac{kT_e}{e} \ln \frac{m_e}{m_i} = \frac{kT_e}{e} \ln 44 \quad (7-4)$$

在磁宁静期时的地球同步轨道上,电子能量为 1eV 左右,可算出航天器在地球阴影内的表面电位只有几伏,不会影响航天器的正常运行。

2) 磁宁静期时光照中的航天器表面电位

当航天器进入太阳光照区域时,由于光子对航天器表面的轰击,被激发出光电子,虽然光电子的能量相当低,仅为几电子伏,但它的速率往往超过到达航天器表面的等离子体的速率。所以光电子虽然不能使航天器充电到很高的电位,但由于它的数量较大,在表面充电过程中仍起相当重要的作用。当航天器被太阳照射时,表面放出光电子,正电荷增加,正电荷的场使部分光电子折回到表面。当从表面逸出的光电子流与到达表面的电子和离子流的总和为零时,被照射表面达到平衡状态,即

$$J_p + J_{ph} = J_e \quad (7-5)$$

式中 J_p, J_e 和 J_{ph} ——分别为到达航天器表面的正离子和电子以及光电子流。

忽略正离子流 J_p ,可以得到航天器表面的平衡电位为

$$\varphi_s = \frac{kT_e}{e} \ln \frac{J_e}{J_{ph}} \quad (7-6)$$

在磁宁静期时的同步轨道上 $J_e \approx 1.5 \times 10^{-11} \text{ A} \cdot \text{cm}^2$, $J_{ph} \approx 5.4 \times 10^{-10} \text{ A} \cdot \text{cm}^2$ (与表面材料有关),可以估算出航天器表面的电位为正几伏。

3) 磁层亚暴期间航天器的表面电位

已探明在磁层亚暴期间,地球同步轨道有热等离子体注入,其能量范围是从几千电子伏到几万电子伏。 J_e 可达 $1 \text{ nA} \cdot \text{cm}^2$ 的量级。 $J_p \approx (1-20 \sim 1-50) J_e$,可以推导出平衡电位为

$$\varphi_s = [(-3) \sim (-4)] E_e - e \quad (7-7)$$

在磁层亚暴期间,地球同步轨道范围内电子能量 E_e 为 $1 \text{ keV} \sim 30 \text{ keV}$,可以估算出表面平衡电位为几千伏到几万伏。这里忽略了二次电子的作用。

4) 航天器的结构对表面充电的影响

除空间环境、航天器位置和表面材料特性对表面充电有影响以外,航天器的结构对表面充电也有显著影响。暴露于周围等离子体之中的介质表面和未接地的金属表面均可等效为电容器。电容器是储能元件,容量越大,储存的电荷越多,一旦出现表面击穿,其破坏力是很大的,所以应尽量避免航天器的大容量性结构。

根据绝缘介质表面的电容与面积和电介常数成正比,与厚度成反比,电容可写为

$$C_j = k_c \frac{S_j \varepsilon_j \varepsilon_0}{d_j} \quad (7-8)$$

式中 C_j ——第 j 块单元绝缘介质表面与航天器接地的电容；
 S_j ——绝缘介质表面的面积；
 ε_j ——绝缘介质表面的相对介电常数；
 d_j ——绝缘介质表面的厚度；
 k_e ——比例常数；
 ε_0 ——真空中的介电常数。

可以看出 ,要减小 C_j ,必须使介质表面面积 S_j 尽可能小 ,应选择介电常数小的介质。
 根据绝缘表面的漏电阻与表面积成正比 ,与体电阻率和厚度成正比的关系 ,可写出

$$R_j = k_R \frac{d_j \rho_j}{S_j} \tag{7 - 9}$$

式中 R_j ——第 j 块单元绝缘介质表面与航天器接地之间的漏电阻；
 ρ_j ——绝缘介质表面的体电阻率；
 k_R ——比例常数。

因此 ,研究航天器尺寸、形状和表面材料 ,对航天器表面充电性能设计有很大意义。
 5) 体内充电(又称内部充电)

如果离子的能量在几万电子伏 ,电子能穿透材料壁表面 ,进入到表面以下的一定深度 ,而质子和其他离子只能停留在表面。如果表面材料是绝缘体 ,则电子会在表面内层积累 ,在航天器表面下数十微米处聚集 ,入射电子和表面之间形成电位差 ,这就是体内充电。这种现象 ,只有在遇到较高能量(大于几万电子伏)的粒子时才会出现。在范 - 阿仑带内 ,能量为 90keV ~ 350keV 的捕捉电子与介质材料相互作用 ,可在介质内部相应的深度沉积下来 ,如果沉积的速度远大于材料的电导 ,会形成内部充电。

6) 航天器表面放电

航天器表面放电有表面与空间环境之间和表面与表面之间 2 类。

航天器表面被充到负电位之后 ,它吸引等离子体中的正离子 ,在表面建立起电荷层 ,当电位差超过一定值后会产生击穿放电。

当相邻表面由于表面材料不同 ,或由于所处的环境不同(阴影或光照) ,被充到不同的电位时 ,高的电位差会引起电弧放电 ,这种放电能量高 ,对航天器危害较大 ,可能击穿表面 ,产生的强电磁脉冲会干扰以致损坏电子仪器的正常工作。表面与航天器结构地之间 ,由于高电位差 ,产生的电弧放电也属于这类放电。

7. 1. 2 表面充电试验方法

从航天器表面充电过程的分析可以看出 ,航天器表面充电是个较复杂的过程 ,表面充电电位与空间环境、航天器结构、尺寸及表面材料的性能有关。试验研究的任务是 :研究表面充放电机理、充放电效应 ,为航天器设计提供试验依据和对航天器抗表面充放电设计进行试验评价。

1) 试验条件的选择

表面充电模拟试验是在真空下进行的 ,试验条件、模拟参数的选择 ,直接影响试验的质量。

空间环境是复杂的 ,除真空、低温、磁场、太阳辐射外 ,有各种带电粒子。充电试验条

件中 ,重要的是带电粒子的能量和密度。而空间带电粒子的能量和密度是随着时间和位置的不同而改变的 ,在地球同步轨道 ,带电粒子的能量从几千电子伏到几万电子伏 ,在磁层亚暴时 ,高能带电粒子的能量高达几十电子伏 ,甚至几兆电子伏。特弗来斯(DeForest)根据“ ATS - 5 ”取得的数据 ,给出了地球同步轨道上电子和离子通量随能量的分布 ,如图 7 - 1 所示。

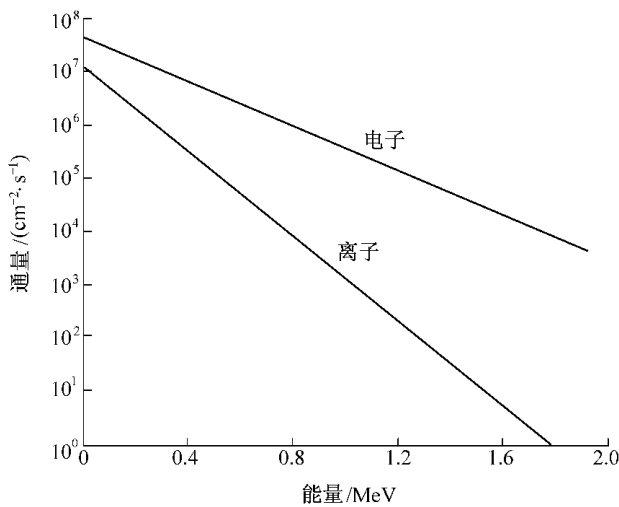


图 7 - 1 地球同步轨道上电子和离子通量随能量的分布

由于磁层亚暴形成的地球同步轨道等离子体环境是非常复杂的 ,而且变化无常 ,尚未被人们完全了解。为了工程应用 ,卡洛隆(Caroln K)、彼微斯(Puvis)等在“ ATS - 5 ”卫星、“ ATS - 6 ”卫星和“ P78 - 2 ”高轨道充电卫星获得环境数据的基础上 ,给出了供设计和评估用的平均等离子体环境和最恶劣环境情况下的同步轨道磁层亚暴等离子体环境 ,列于表 7 - 1 和表 7 - 2 中。

表 7 - 1 平均等离子体环境

型 号	ATS - 5		ATS - 6		P78 - 2	
环境	电子	离子	电子	离子	电子	离子
密度 - cm^{-3}	0.80	1.30	1.06	1.20	1.09	0.58
电流密度 - ($\text{nA} \cdot \text{cm}^{-2}$)	0.065	5.1	0.096	3.4	0.115	3.3
平均能量 - keV	1.85	6.8	2.55	1.20	2.49	11.2

表 7 - 2 最恶劣环境

环 境	电 子	离 子
密度 - cm^{-3}	1.12	0.236
平均能量 - keV	12	29.5

在磁层亚暴环境中 ,卫星表面可以被充电到高电位。如“ ATS - 5 ”卫星、“ ATS - 6 ”卫星测量得到在星食期内 ,卫星表面充电低于 - 100V 的时间约占 55% ；“ ATS - 5 ”卫星获得的最高充电电位为 - 10kV ；“ ATS - 6 ”卫星获得的最高充电电位为 - 20kV。

因为在地面上很难复制空间环境 ,只能抓住主要矛盾 ,解决等效问题及效应模拟 ,因此要求试验条件能够满足以下要求：

- ①使试件表面充电到高电位 - 20kV ；
- ②在表面不等量带电情况下能产生放电。

为达到上述要求 ,一般选用电子枪作电子源 ,电子能量范围在 1keV ~ 25keV ,束流密度在 $1\text{nA} - \text{cm}^2 \sim 5\text{nA} - \text{cm}^2$ 。

为模拟光电效应 ,一般用太阳模拟器。因为引起表面材料光电效应的主要是短波紫外光 ,所以也可以用紫外灯作光源。

中低轨道等离子体的能量较低 ,但浓度大 ,等离子体密度随高度的变化如图 7 - 2 所示。

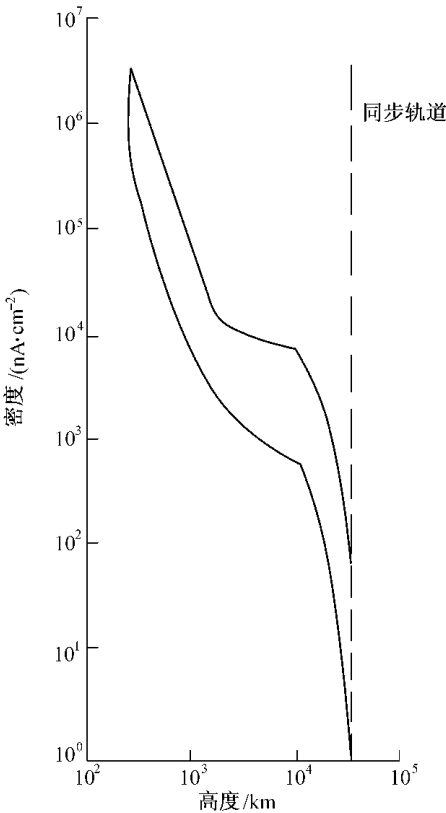


图 7 - 2 等离子体密度随高度的变化

图 7 - 2 表示的为赤道平面上的等离子体密度 ,在极区由于有沿磁力线沉降的高能电子 ,在 500km ~ 1 000km 高度处平均电子能量可以达到 10keV 以上。因此 ,中低轨道等离子体充放电效应试验 ,一般选用电子能量 10keV ,电子流密度 $200\text{nA} - \text{cm}^2$,等离子体密度 $1 \times 10^3 - \text{cm}^3 \sim 1 \times 10^8 - \text{cm}^3$,能量 0.5eV ~ 30eV。

2) 材料样品试验

航天器表面和外露部件 ,在空间环境中受到带电粒子的轰击。对金属表面 ,低能电子会沉积到表面层中 ,形成电荷积累。由于材料表面的充电电位不仅与空间环境有关 ,也与材料本身的性质 ,如光电发射、二次电子发射以及材料的电阻率等有关。由于航天器各部分的表面材料和光照条件等不同 ,相邻表面之间及表面与骨架结构之间会有电位差 ,当电位差超过材料的允许阈值时 ,便会产生放电。材料样品试验的目的是 :

- ①了解材料对环境的效应、充电和放电特性 ；

②为航天器设计选择表面材料和结构形式提供试验依据。

试验的材料样品有:金属表面、非金属表面。如金属外壳、各种涂漆表面、太氟隆、卡普冬、聚酯膜、石英玻璃、多层复合材料和太阳电池片等。

试验的方法和步骤一般是:试件固定在试验支架上,被试的平面对准电子束流,安装应尽量模拟在航天器上的实际情况;当真空容器内的压力达到要求时,启动电子枪,选定几个电子束流,在每个电子束流密度下,逐步调节电子加速电压至 1kV、3kV、5kV、...、25kV,在每个加速电压下辐照 20min,定期观察放电现象,记录放电次数和波形,测量表面电位和漏电流;试验期间监测容器内的真空度,如果压力大于要求值时,中止试验。

从试验结果可以看出如下结论。

(1) 表面电位。表面充电性能与材料的性能有关,如金属和介质材料的充电性能差别较大。金属样品在辐照过程中,开始电荷积累很快,表面电位增高快,以后较慢。当辐照停止后,表面电荷泄漏也很快,几分钟内全部泄放完。而介质表面样品则不同,在电子辐照过程中,表面电荷积累很慢,辐照停止后,电荷泄漏也很慢。

(2) 表面放电。试件表面充电后能产生放电,试验时可以观察到明显的放电火花。多层隔热层边缘尖端放电次数多,放电时间短,能量小。太阳电池组和单层镀铝膜多在缝隙和边缘处产生放电,放电时间长,能量大,放电波形宽大。太阳电池片充电试验后检查,发现电池引线多处被放电击断,玻璃盖板表面变色。聚酰亚胺双面镀铝膜充电试验后检查,多处被放电击穿,边缘多处损伤。

(3) 样品结构对表面充电性能的影响。试验证明,航天器表面充电性能不仅与表面材料的性能和环境参数有关,而且还与表面结构和工艺有关。

图 7-3 表示的是尺寸和材料相同,仅内部结构形式不同的 2 个试件的表面充电试验结果。

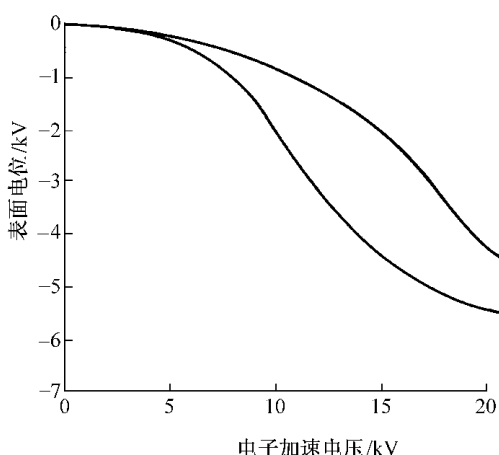


图 7-3 内部结构形式不同的 2 个试件的表面充电试验结果

3) 大尺寸表面、部件和航天器充电试验

因为表面材料的充电性能与样品的边缘条件有关,所以除材料充电试验外,还需对外露部件和航天器及大尺寸外壳做充电试验。如美国在直径 4m、长 6m 的真空容器中为“天网

卫星 (Skynet) 1m² 的外壳做了充电试验。在直径 4.6m 的真空容器中为 232cm² , 265cm² , 5 058cm² 的复合材料做了充电试验 研究样品表面尺寸对充电和放电性能的影响。

法国在直径 2.5m 的真空容器内为通信技术卫星的柔性太阳电池阵(面积为 1m²)做了充电试验 ,使用的电子束流强度为 1nA - cm²。

美国在直径 1.8m 的真空容器内为“ 通信技术 ”卫星的通信天线(Belt 天线)做了表面充电试验。试验方法有 2 种：

- ①把天线放在真空容器中用电子束辐照 ,观察天线系统的充电和放电性能；
- ②用天线作为镀银太氟隆膜试验放电的接收机。

美国在直径 4.6m 的真空容器中为“ 高轨道充电试验卫星(P78 - 2) ”做了 2 - 3 的模型充电试验 ,探讨以缩比模型代替整星试验的途径。

法国在直径 6m 的真空容器中为“ 气象卫星(Metesat) ”做了整星充电试验。卫星安装在带万向支架的转台上 ,使用大幅照面积的电子枪进行电子辐照 ,表面电位探针安装在电子束相反一边 ,保持较近的距离 ,放电测量使用若干个天线。这是整星表面充电试验。

在真空容器内做航天器充电试验 ,需要的真空容器尺寸大 ,电子和光辐照的面积要求大 ,试验技术复杂 ,花钱较多。另外 ,太阳电池阵不展开 ,形状仍不真实。真空容器壁对放电产生的电磁场的响应等也是在空间环境中没有的。因此多数航天器不做整体表面充电试验。

4) 测量设备

(1) 电子束流测量。电子束流密度测量常用法拉第杯或金属探针做探测器 ,用弱电流仪进行显示。为了提高束流测量的准确性 ,法拉第杯设计要使进入杯子中的电子全部被接收 ,减少二次电子发射。因为测量的值大都在 $1 \times 10^{-10} \text{ A} \sim 1 \times 10^{-12} \text{ A}$ 之间 ,因此要解决外界电磁场干扰问题 ,外干扰会使测量值不准 ,甚至会使测量信号完全被噪声淹没。为了提高测量的准确性 ,应采取如下技术措施：

- ①测量线采用高绝缘屏蔽线(绝缘电阻大于 $1 \times 10^{14} \Omega$) ,测量线尽可能短；
- ②测量时不能碰撞导线或使其摆动 ,为防止摆动应将导线固定；
- ③真空容器出线处的密封接头和测量线的转换接头 ,需采用特殊加工的高绝缘接头 ,经清洗处理干净方能使用；
- ④测量仪器外壳要良好接地。

(2) 表面电位测量。样品表面电位测量一般采用非接触式的电容耦合法。非接触测量的优点是不影响表面电荷的积累 ,测量精度高 ,用静电电位计进行测量和记录。

当电子枪的加速电压在 20kV 以上时 ,样品表面的平衡电位能达到上万伏的高压 ,为了工作人员的安全 ,采用分压的方法以低压引出。测量系统先进行校准 ,做出校准曲线 ,再进行辐照试验。

(3) 放电次数和能量的测量。放电脉冲采用环形天线进行测量。用直径 180mm 的环形天线作放电脉冲接收器 ,将其安装在样品的斜上方 ,接收的信号送到数字存储示波器进行显示 ,以观察放电波形和能量大小 ,记录放电次数。放电脉冲宽度有的只有几十纳秒 ,上升段为几纳秒。

环形天线的安装方位对测量精度影响大 ,天线接收放电脉冲产生的电磁波是具有方向性的 ,当天线平面与波的传播方向一致时 ,收到的信号才会最强。

(4) 漏电流测量。静态漏电流可用微电流表直接测量。对于瞬时脉冲漏电流测量,采用电磁感应线圈感应耦合法进行测量。

7.1.3 静电放电试验

静电放电试验一般在大气环境中进行,是效应模拟。用电弧源放电,模拟对部件、分系统和整星的放电干扰,这种试验的优点是简单易行,费用低。缺点是试验依赖人们对充电、放电机理的认识和分析,有不真实性,因之不能用作全面评价。模拟试验方法有电容直接驱动法和直接电流注入法。前者使用金属板将电流通过电容耦合给航天器,主要模拟航天器表面电子的飞散,后者模拟在航天器表面流动的替换电流,在实际试验中交替或混合使用。

电容直接驱动法和电流直接注入法原理图分别如图 7-4(a)和图 7-4(b)所示。

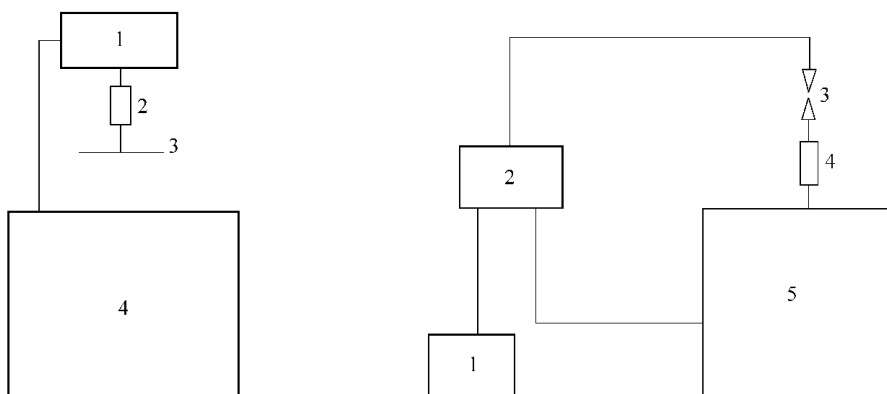


图 7-4 静电放电试验设备

(a) 电容直接驱动法原理图

1—脉冲发生器;2—衰减电阻;3—驱动板;4—试件。

(b) 电流直接注入法原理图

1—电源;2—脉冲发生器;3—火花隙;4—限流电阻;5—试件。

静电放电试验中,电弧源的设计和试验诊断点的选择很重要。电弧源的参数和诊断点的选择依据航天器表面电位分布的分析计算。电弧源可设计成不同的形式和参数。

激发位置选定之后,要分析估算航天器对电弧激发的响应。试验时,航天器要用绝缘材料架起来,以保证它同地面的良好绝缘。

7.1.4 飞行试验

航天器的抗表面充放电性能的设计所采取的防护措施是否有效,最后的考验是空间飞行试验。美国在 1979 年发射了“P78-2”卫星,取得了重要的试验结果。除发射专门的试验卫星外,可在各种卫星上进行搭载试验。试验内容和目的如下。

(1) 探测空间等离子体环境参数,作为航天器防表面充、放电的设计和模拟试验的依据。

(2) 测量卫星表面材料对环境充电的响应和最高表面电位,监测卫星表面放电电位和放电次数。

(3) 试验表面充电的主动控制方法。如在卫星表面某个部位安装正离子枪,当表面负电位足够高时,启动离子枪,降低表面电位。

(4) 进行卫星表面充电和放电防护设计有效性的验证,如带几种设计样品,可以比较各种防护设计的效果。

7.1.5 数值模拟试验技术

计算机数值模拟试验技术,是用专门的航天器表面充电软件模拟航天器和空间环境间的相互作用。先对航天器结构进行简化,选取合适的轨道环境,然后用相应的充电软件进行数值模拟,计算出航天器表面电位,最后分析表面电位是否符合航天器安全运行的要求。如果发生高电位情况,就应及时采取防护措施。对采取防护措施后的航天器再进行模拟计算,以找到合适有效的防护措施,保证航天器在上天后正常运行。

计算机数值模拟试验技术的优点是能比较真实地反映空间环境条件,也能较好地反映航天器框架结构引起的表面充电变化。随着对充电研究的深入和软件的升级,模拟精度也将不断提高。其缺点是不可能非常精细地计算航天器上的所有细节,只能用航天器的简化结构进行计算,需要较详细的表面材料的属性,对重要的未知表面材料特性需要试验测量。NASA 自 20 世纪 70 年代组织研制大型充电软件以来,至今已形成了地球同步轨道卫星大型充、放电 NASCAP II 软件,地球极轨卫星大型充电 POLAR 软件,以及低轨道卫星充电 NASCAP - LEO 软件。

这 3 个软件是目前广泛采用的通用性最好的充、放电计算机模拟软件,能处理 3 维的大型结构航天器。模拟的空间环境几乎包括了所有常见航天器经历的环境条件,软件本身带了十几种常见的航天器表面材料的特性库。充电软件除了计算航天器的表面电位外,还能计算大型航天器的尾流结构、太阳电池阵的电池泄漏问题和航天器的浮动电位等。充电软件还可考虑空间磁场、光照等因素的影响。

7.1.6 中国的试验研究

中国在第 1 颗同步轨道卫星开始设计不久,就注意到卫星表面充电问题,主要做了如下工作。

1) 研制模拟试验设备

中国的第 1 个表面充电试验设备于 1982 年底建成,并开始试验研究。经过不断完善,设备能满足各种卫星表面材料样品和小型部件进行表面充电试验的要求。电子束能量最大值为 25keV,电子束流密度为 $0.5\text{nA} \cdot \text{cm}^2 \sim 100\text{nA} \cdot \text{cm}^2$,最大辐照面的直径为 0.3m。有电子束流、表面电位、放电次数、漏电流和材料电导率等测量仪器。

2) 表面材料及样品试验

试验的材料有铝合金外壳、玻璃二次表面反射镜、太阳电池片、聚酰亚胺、聚四氟乙烯、聚酯薄膜、碳纤维 - 铝蜂窝、各种涂漆和多层材料(双面镀铝聚酰亚胺膜加尼龙网构成)等。通过试验证明:

①材料的表面充电和放电性能不仅与电子束的能量和束流密度有关,也与材料的性质、温度和结构形式有关;

②试件表面可以充电到较高的电位,单一材料表面能被充电到 10kV 的负电位,多层材料表面充电电位高于 500V;

③试件表面充电后,在表面边缘、表面和基底之间,或表面与表面缝隙处可以产生放

电,放电能引起表面材料变色、性能减退和被击穿。

3) 部件表面充电试验

卫星上表面电位监视探测器的试验方法如下。

(1) 刻度试验。表面电位监视探测器安装在试验台架上,被试表面对准电子束流,选用 $1\text{nA} - \text{cm}^2$ $2\text{nA} - \text{cm}^2$ $3\text{nA} - \text{cm}^2$ 3 个电子束流密度。固定其中 1 个电子束流,调节电子加速电压至 1kV 2kV 3kV ... 20kV 。在每个加速电压下辐照一定的时间,记录监视仪的输出值。

(2) 寿命试验。先选用电子束流密度对试件进行辐照,调节电子加速电压至 1kV , 2kV 3kV ... 20kV 。然后再逐步减压至 20kV 19kV ... 0kV 。每个电压下辐照一定的时间,监测监视仪的输出性能。

7.2 空间高能粒子辐照与单粒子翻转试验技术

单粒子翻转试验技术是应用卫星和卫星应用的关键技术,单粒子事件是空间单个高能电子、质子、重离子或中子轰击微电子器件,导致微电子器件逻辑功能翻转或器件损坏的事件,主要有单粒子翻转事件(SEU)、单粒子锁定事件(SEL)和单粒子烧毁事件(SEB)。随着微电子器件在航天工程中得到越来越广泛的应用,以及微电子器件的集成度越来越高,单粒子事件对航天工程的威胁也越来越大。

7.2.1 铯源模拟试验技术

铯源是简便、易行、非常有效的重离子辐射源,它能够定性、半定量地模拟单粒子效应,并给出器件的单粒子效应水平。铯源是自发裂变的重离子源,伴随 α 衰变,并出射中子。其重离子碎片质量、能量均有一定分布,其轻碎片相当于 85MeV 的 Ba 离子。由于铯源的 α 衰变与重离子裂变具有固定的比例关系 $K = \alpha \text{ 衰变} - \text{重离子裂变} = 31.3$,因此测量 α 衰变率即可获得重离子的产额。铯源的平均 LET 阈值(重离子对器件的翻转有 1 个 LET 阈值(临界线性能量传递),近似认为在此值以上的粒子才能引起翻转)为 $43.3\text{MeV} \cdot \text{cm}^2 - \text{mg}$;由于铯源的重离子碎片在空气中的射程有限,且能量衰减迅速,因此,一般做单粒子效应模拟试验,需要将器件、铯源置于低真空环境,同时也避免了放射性污染。铯源重离子在 Si 中的射程为 $13\mu\text{m}$ 。

试验时能够根据翻转率的不同而更换不同剂量的铯源,以保证不同的注量率的要求。一般使用的铯源 α 衰变率为 $4.08 \times 10^5 - \text{s}$,面积为 1cm^2 ,因此,铯源重离子注量率为 $1.1 \times 10^4 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。如果辐照 15min 相当于在 1000km 高度的极地圆轨道运行 3 年的环境。由于铯源重离子的射程有限,所有进行铯源试验的器件必须开帽进行试验。

7.2.2 低能重离子加速器模拟试验技术

重离子加速器能够准确模拟空间高能粒子的轰击,而且是单能粒子束,能够准确预计其 LET 值(不像铯源那样 LET 有一定分布,而且能量弥散、射程有限)。

由于大型加速器实验的实现难度大、时间长,如回旋加速器 1 次只能加速 1 种粒子。在低能加速器上单粒子翻转现象不明显,因为,虽然器件的灵敏度较小,粒子射程足够,由

于器件管感表面一般有聚酰亚胺膜或者硅胶 ,具有一定厚度 ,器件管芯上表面有涂层 ,因此 ,粒子在入射过程中 ,能量损失 ,进入灵敏区时已经不足以提供足够的 LET 使得单粒子翻转发生 ,或者翻转明显减少 ,数据失真。对于大剂量的入射 ,会使得器件累计瞬间剂量加大 ,试验时为 $1 \times 10^{12} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,造成器件击穿而损毁。

单粒子效应防护的重点在 高能重离子 ,对质子、重离子的次级效应 ,应考虑辐照损伤。

7.2.3 中能重离子加速器模拟试验技术

做单粒子效应的重离子加速器试验 ,一般采用散射的方法。由于散射束的注量率能够控制在 $1 \times 10^2 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s}) \sim 1 \times 10^3 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,这个注量率虽然比空间中的重离子分布大 ,但是 ,考虑到次级效应 ,器件承受注量率、注量的程度以及加速器使用时间的限制 ,总注量率控制在 $1 \times 10^6 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s}) \sim 1 \times 10^7 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。根据不同器件 ,有的产生翻转 ,有的没有发生翻转。

7.2.4 高能加速器模拟试验技术

我国曾用²⁰Ne 束(能量为 1.6GeV)对实践卫星 5 个单粒子测量与防护仪器进行了高能加速器试验 ,在 35h 的²⁰Ne 束单粒子试验中 ,测试了不同类型、不同级别、不同批次、不同封装的器件的单粒子翻转率和翻转截面 ,共获得 145 组有效实验数据和其他非记录信息。实现了对单粒子防护措施进行地面加速器试验验证 ,实现了单粒子效应整机测试 ,实现了非破坏单粒子加速器试验。如获得航天器件的单粒子效应参数 ,需要利用不同的种类和能量组合的重离子对芯片进行辐照 ,这全为了测试芯片在不同的 LET 值下的单粒子翻转截面 ,以获得芯片的单粒子翻转阈值、饱和截面等参数。这样的 LET 值范围根据不同芯片的单粒子效应灵敏度而有所不同 ,一般需要 LET 值在 $1\text{MeV} \cdot \text{cm}^2 - \text{mg} \sim 60\text{MeV} \cdot \text{cm}^2 - \text{mg}$ 之间。由于芯片的管感表面常常有硅胶或聚酰亚胺膜 ,器件灵敏区上还可能有涂层 ,因此 ,需要入射的重离子有比较高的能量 ,在硅片中的射程在 $10\mu\text{m} \sim 150\mu\text{m}$ 。粒子穿过卫星蒙皮、机壳、器件封装等达到器件灵敏区 ,为单粒子试验提供便利 ,可进行整机测试、不开帽的非破坏性测试等。

7.2.5 散射源模拟试验技术

可利用⁵⁵Fe , ²⁴¹Am , ⁹⁰Y , ⁹⁰Sr , ¹³⁷Cs 等散射源进行不同谱段的照射、研究 ,复现空间擦除现象。

7.2.6 激光器模拟试验技术

激光器模拟单粒子效应 ,是用激光模拟粒子的能量累计过程 ,是效应的模拟。

7.2.7 单粒子效应地面加速器模拟专用装置

为了更好地进行单粒子效应加速器地面模拟试验技术研究 ,建立“ 单粒子效应地面加速器模拟专用装置 ”是必要的 ,其主要技术指标是 :

- ①真空靶室 ,真空度优于 $1 \times 10^{-4}\text{Pa}$;
- ②被测器件可上、下移动 ,行程约 10cm ,可改变倾角 $\pm 90^\circ$;

- ③通过可伐连接可以有多种引线接口；
- ④可以做直接束照射测量 ,可以用于散射束照射测量；
- ⑤可以用于真空室内照射 ,也可以用于真空室外照射 ,有多种束流引出位置；
- ⑥可以用于单个器件的研究 ,也可以用于整机的测试；
- ⑦可以测量离子能量和 LET 值；
- ⑧有先进的非拦截式束流监测系统 ,可以实时给出准确的注量和注量率；
- ⑨有光栏和准直系统；
- ⑩有计算机实时获取束流监测数据。

7.3 电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术

7.3.1 电子、质子、紫外综合辐照环境试验效应分析

1) 电子与紫外综合辐照环境试验效应分析

美国 LMSC 曾进行了 3 种热控涂层电子辐照和紫外辐照的综合效应试验 ,单一紫外辐照(0.2 μm ~0.4 μm)试验、单一电子辐照(0.8MeV ,电子束密度为 $6 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$)试验 ,进行3 436h ,相当于 1 个太阳常数辐照试验。试验结果如表 7 - 3 所列(表中 α_s 表示太阳吸收率)。

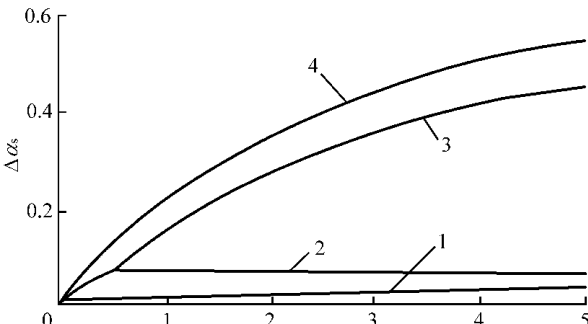
表 7 - 3 电子与紫外综合辐照、单一紫外、单一电子辐照试验结果数据表

材 料	初始 α_s	紫外(0.2 μm ~0.4 μm) α_s	电子($6 \times 10^{14} \text{cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$) α_s	电子 + 紫外 α_s
白色无机涂层 I	0.19	0.22	0.20	0.24
白色有机涂层 II	0.24	0.33	0.25	0.43
氧化玻璃白色硅树脂 III	0.29	0.38	0.30	0.38

样品 I 和 II 的综合效应加强了热控涂层太阳吸收率的退化作用 ,而样品 III 的综合效应使退化作用略有减弱。因此评估热控涂层的轨道退化特性只能通过综合环境试验 ,而不能通过单一环境试验。热控涂层的材料选择、工艺选择、设计方案筛选都通过综合环境试验验证 ,因为更能反应空间实际情况。

2) 电子、质子、紫外综合辐照环境试验效应分析

俄罗斯中央机械研究所用电子、质子和紫外对 1 种热控涂层进行单一点集合辐照环境试验。其太阳吸收率 α_s 的变化曲线如图 7 - 5 所示。



从图 7 - 5 可以看出 ,电子、质子和紫外 3 个环境试验的结果不等于 3 个环境试验效

图 7 - 5 1 种热控涂层的 α_s 变化曲线

1—电子辐照 ; 2—紫外辐照 ; 3—质子辐照 ; 4—电子、质子、紫外辐照。

应的和。

3)“ OTS ”卫星空间环境在轨辐照试验效应分析

美国“ OTS ”卫星在轨 7 年空间综合环境辐照对 8 种热控涂层的太阳吸收比的影响如表 7 - 4 所列。

表 7 - 4 美国“ OTS ”卫星在轨 7 年空间综合环境辐照对 8 种热控涂层的影响

热控涂层	初始 α_s (大气)	最终 α_s (空间)	($\Delta\alpha_s - \alpha_s$) - %
玻璃二次表面反射镜	0.05	0.09	80
镀铝 KAPTON	0.41	0.53	29
铝箔	0.16	0.20	25
镀铝 FEP	0.14	0.33	135
黑漆 BLACK VELET	0.97	0.98	1
黑漆 CHEMGLAZE	0.96	0.96	0
黑漆 CUVERTIN	0.96	0.96	0
Z - 93 白漆	0.15	0.37	147

初始太阳吸收比较低的热控涂层在轨 7 年以后其太阳吸收比都有不同程度的提高 , 其中玻璃二次表面反射镜、镀铝 FEP 和 Z - 93 白漆的太阳吸收比上升最快。对于长寿命卫星应重视卫星表面热控涂层的太阳吸收比轨道退化问题。

7.3.2 电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术

1) 国外电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备

国外电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备的性能指标如表 7 - 5 所列。

表 7 - 5 国外电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备的性能指标表

单位	电子辐照	质子辐照	紫外辐照	温度 - K	真空	测量方法
美国 TRW 公司	高能电子 0.7MeV ~ 11MeV $1 \times 10^{12} -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$) 高能电子和质子 用 1 个加速器 低能电子 0.5keV ~ 10keV $1 \times 10^{12} -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)	高能质子 0.7MeV ~ 11MeV $1 \times 10^{12} -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$) 低能质子 30keV $1 \times 10^{12} -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$) 辐照面的直径为 150mm	远紫外 0.1 μm ~ 0.18 μm 5 个太阳常数 近紫外 0.18 μm ~ 0.4 μm 3 个太阳常数 辐照面的直径为 150mm	100	无油系统 低温泵 离子泵	原位光谱 反射率测量
美国 GSFC - SOWFA 公司	辐照面的直径为 150mm	5keV $1 \times 10^{12} -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)	0.25 μm ~ 0.4 μm 5 个太阳常数	100	无油系统 分子泵	原位光谱 反射率测量
美国麦道 (MD)公司	铯 - 90 放射源 100keV $1 \times 10^7 -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)	低能 $1 \times 10^8 -$ ($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)	0.25 μm ~ 0.4 μm 4 个太阳常数	100	无油系统 分子泵 离子泵 钛升华泵	原位光谱 反射率测量

单位	电子辐照	质子辐照	紫外辐照	温度 - K	真空	测量方法
美国艾姆斯研究中心(AMES)	无	高能质子 200keV ~ 3MeV 辐照面的直径为 600mm	0.15μm ~ 0.7μm 2 个太阳常数 辐照面的直径为 600mm	100	有油系统 扩散泵 低温泵	原位光谱 反射率测量

(续)

单位	电子辐照	质子辐照	紫外辐照	温度 - K	真空	测量方法
美国通用动力(GD)公司	145keV $1 \times 10^{11} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 电子和质子用 1 个 加速器	145keV $1 \times 10^{11} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	0.22μm ~ 0.4μm 8 个太阳常数	100	无油系统 离子泵 钛升华泵	原位光谱 反射率测量
俄罗斯电子物理研究所	2keV ~ 10keV 2keV ~ 30keV $1 \times 10^{13} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	10keV ~ 150keV 50keV ~ 350keV $1 \times 10^{13} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	1 个 ~ 5 个太阳常数	100	—	原位光谱 反射率测量
法国 CERT - DERTS	20keV ~ 220keV 10pA - cm^2 ~ 7nA - cm^2 均匀性 ± 35% 入射 45° 辐照面的尺寸为 150mm × 150mm	10keV ~ 150keV 10pA - cm^2 ~ 30nA - cm^2 均匀性 ± 10% 入射 90° 辐照面的尺寸为 150mm × 150mm	0.2μm ~ 0.38μm 2 个太阳常数 均匀性 ± 10% 入射 90° 辐照面的尺寸为 150mm × 150mm	100	无油系统 低温泵 离子泵	无油系统 离子泵 钛升华泵
美国马丁(MM)公司	100eV ~ 4 000eV $1 \times 10^8 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ ~ $1 \times 10^{18} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	100eV ~ 4 000eV $1 \times 10^8 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ ~ $1 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	0.5 个 ~ 5 个太阳常数	—	—	—
美国通用电器(GE)公司	100keV ~ 2 000keV $5 \times 10^8 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ ~ $1 \times 10^{12} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	1keV ~ 130keV $5 \times 10^8 - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ ~ $1 \times 10^{12} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	1 个 ~ 4 个太阳常数	—	—	—

国外电子、质子、紫外环境试验设备如图 7 - 6(a)和图 7 - 6(b)所示。

2) 中国电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备

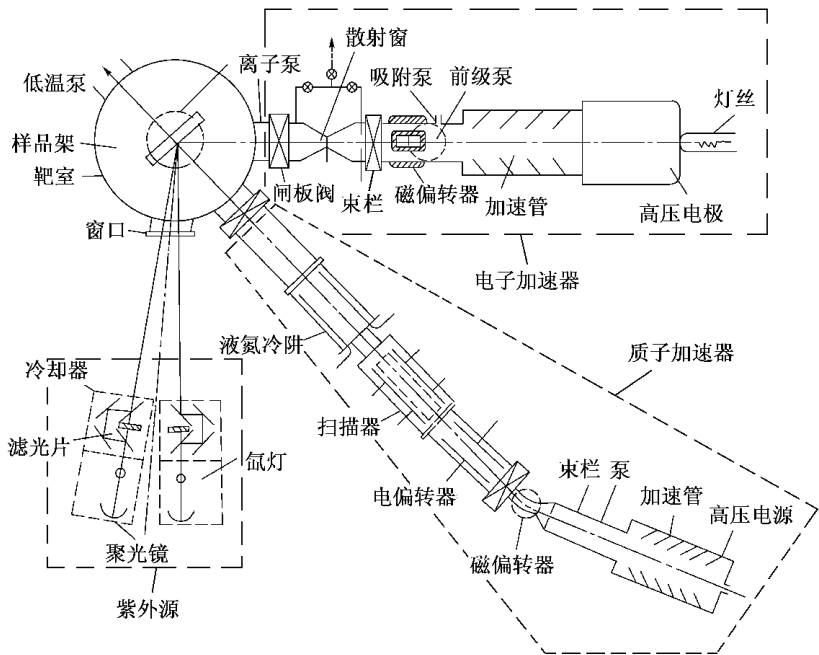
中国 2 个电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备的性能指标如表 7 - 6 所列 ,其中 1 个低能辐照设备见图 7 - 6(c)。

表 7 - 6 中国 2 个电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备的性能指标表

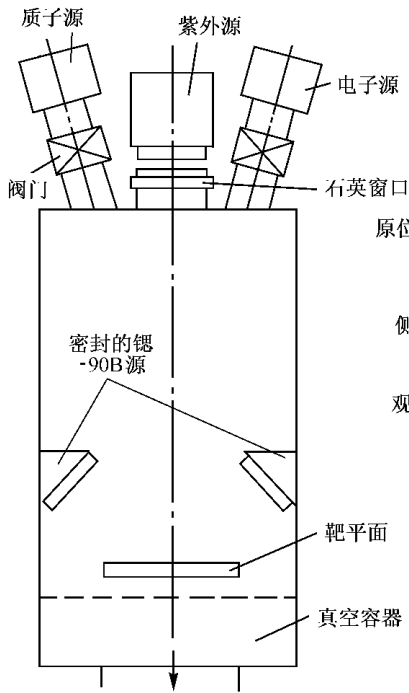
序号	电子辐照	质子辐照	紫外辐照	温度 - K	真空 - Pa	测试
1	5keV ~ 50keV 0.1nA - cm^2 ~ 100nA - cm^2 不均匀性 ≤ ± 20% 不稳定性 ≤ ± 5%(10h) 辐照面的直径为 150mm	30keV ~ 50keV 0.1nA - cm^2 ~ 100nA - cm^2 不均匀性 ≤ ± 40% 不稳定性 ≤ ± 5%(10h) 质子纯度 ≥ 99.9%	250nm ~ 380nm 1 个 ~ 6 个太阳常数 不均匀性 ≤ ± 10% 不稳定性 ≤ ± 5% (10h)	100	无油系统 分子泵 2×10^{-3}	原位测量

辐照面的直径为 150mm

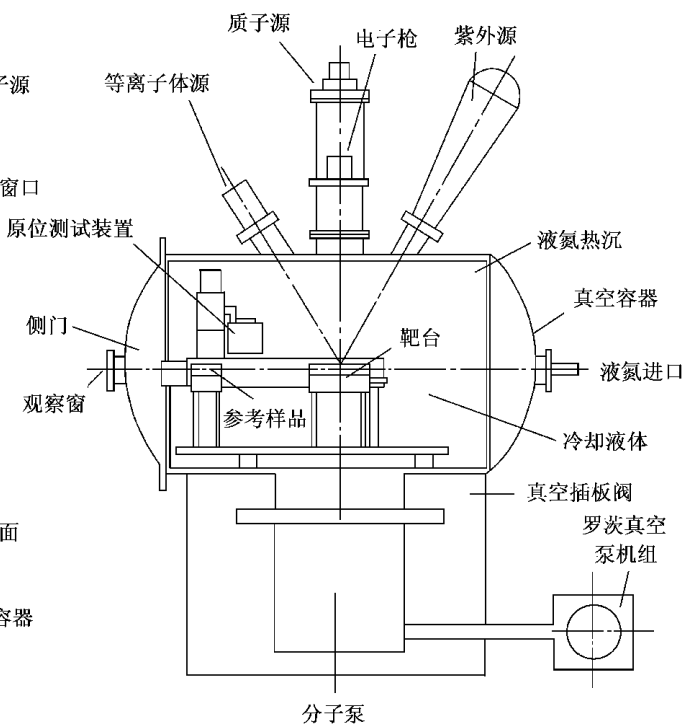
2	20keV ~ 200keV 1μA ~ 100μA	20keV ~ 200keV 1μA ~ 100μA	1nm ~ 200nm >3.9 × 10 ⁻⁵ W - cm ²	100 ~ 400	1 × 10 ⁻⁵	—
---	-------------------------------	-------------------------------	--	-----------	----------------------	---



(a) 法国(CERT - DERTS)某个电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备简图



(b) 美国某个电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备简图



(c) 中国某个空间电子、质子、紫外综合辐照环境试验设备

图 7 - 6 综合辐照环境试验设备

3) 电子、质子、紫外综合辐照环境试验技术

地面综合环境试验应考虑如下几个问题。

(1) 地面试验加速效应的修正。航天器的轨道退化效应与飞行时间有关 ,由于空间运行时间很长 ,地面试验时间很短 ,辐照强度要大大超过实际情况 ,为了对加速试验进行综合的修正 ,应对不同加速因子的退化效应进行比较 ,得出合理的加速因子。

(2) 原位实时测量。某些涂层地面实验后取出 ,会产生退化效应 ,即表面性能有所恢复。应考虑原位实时测量 ,以便更真实地模拟太空的实际情况。

(3) 样品温度和环境温度。样品温度应在空间实际的温度范围内 ,一般控制在 323K 左右 ,或者按一定的实际规律变化。环境温度应为 100K。

(4) 辐照时序与中断效应。由于电子、质子、紫外辐照的加速因子不同 ,辐照不可能同时开始 ,同时结束。因此试验中有个辐照时序问题。在辐照期间 ,因故需要中断一段时间 ,中断辐照和没有中断辐照效应有一定的区别 ,试验结果需要修正。应给出辐照时序与中断效应的研究结果。

7.4 原子氧、紫外综合辐照环境试验技术

7.4.1 原子氧、紫外综合辐照环境试验设备

1) 国外原子氧、紫外综合辐照环境试验设备

国外原子氧、紫外综合辐照环境试验设备性能指标如表 7 - 7 所列。

表 7 - 7 国外原子氧、紫外综合辐照环境试验设备性能指标表

序号	单 位	产生方法	主要性能
1	美国航宇(Aerospace)公司	直流电弧解离喷管法	3.5km - s , $1 \times 10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
2	美国 Aerodyne 公司	直流电弧解离喷管法	8km - s
3	美国 Aerospace 公司	电子碰撞电离电场加速法	8km - s , $1 \times 10^{13} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
4	美国 Aerospace 公司	微波放电解离喷管法	1.3km - s , 大于 $2 \times 10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
5	美国 Los Alamos 实验室	激光诱发解离喷管法	8.3km - s
6	美国 Phys sci 公司	激光诱发解离喷管法	$5\text{km} - \text{s} \sim 13\text{km} - \text{s} , 1 \times 10^{18} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
7	美国 Vanderbilt 大学	电子碰撞电离电场加速法	小于 $7.8\text{km} - \text{s} , 6.25 \times 10^{13} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s}) ,$
8	美国马丁公司	电子电离电场加速法	Ni 板中和 $7.8\text{km} - \text{s} , 1 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s}) \sim 1 \times 10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
9	美国 路 易 斯 研 究 中 心 (Lewis Reasearch Center)	微波电离电场加速氧离子法	800eV 可调 $6 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s}) \sim 12 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
10	美国约翰逊航天中心	激光诱发解离喷管法	$5\text{eV} , 3 \times 10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
11	加拿大多伦多大学	微波放电解离喷管法	$1.3\text{km} - \text{s} , 1 \times 10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
12	英国南阿波顿大学	电弧热解离喷管法	$5\text{km} - \text{s} , \text{大于} 1 \times 10^{14} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$
13	美国 Case Western Reserve 大学	商用离子枪(氧离子)法	$5\text{eV} \sim 500\text{eV} , 6 \times 10^{18} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$

2) 国内原子氧、紫外辐照环境试验设备

中国某个典型的原子氧辐照环境试验设备简图如图 7 - 7 所示。

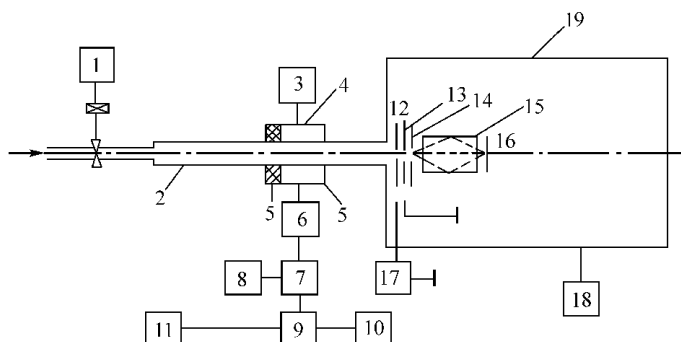


图 7 - 7 中国某个典型的原子氧辐照环境试验设备简图

1—质量流量计；2—石英管；3—短路活塞；4—放电腔；5—永久磁铁；6—四螺调配器；
7—定向耦合器；8—功率计；9—环流器；10—水负载；11—微波源；12—离子束引出源极；13—加速极；
14—减速极；15—中性化筒；16—样品支架；17—高压电源；18—真空机组；19—真空容器。

该设备采用微波电离型原子氧源获得能量为 6eV ,束流密度为 $10^{15} - (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 的原子氧流。

7.4.2 试验方法与试验技术

7.4.2.1 协合效应

原子氧与真空紫外、真空热循环的协合效应 ,不是每个的单独环境效应的简单叠加。曾经对太阳光聚能器和溶胶 - 凝胶平面镜进行真空热循环、紫外和原子氧的协合效应试验 ,发现热控材料受紫外辐照降解的表面被原子氧剥蚀掉 ,性能基本不变 ,两者对材料的影响相互抵消。太氟龙在原子氧中稳定性较高 ,在两者协合作用下 ,剥蚀作用加剧。大多数材料在此环境下剥蚀作用都会加剧。

7.4.2.2 试验技术

正常情况下 ,地面的氧以分子态存在 ,双原子共价键结构 ,键能 5.08eV ,要在地面模拟束流速度 $8\text{km} \cdot \text{s}$ 的中性原子氧环境 ,需采用物理或化学方法 ,提供足够能量将分子键断开 ,产生原子氧或原子离子氧 ,然后加速到需要的速度。常见的试验技术途径有激光光致解离、微波放电、高频放电、热电子轰击、潘宁放电、空心阳极放电、直流弧等。

可以分为以下 4 种类型试验技术。

1) 热能等离子体试验技术

利用高频或微波放电产生氧等离子体 ,将样品浸泡在其中 ,利用等离子体中粒子的热动能与样品发生作用。其优点是技术简单 ,成本低 ,缺点是模拟效果差。

2) 定向等离子体试验技术

高频或微波放电产生氧等离子体 ,在螺旋管磁场的约束下 ,等离子体中的带电离子吸引磁力线漂移 ,产生定向运动的氧等离子束流 ,入射到试件表面。其优点是束流密度大 ;缺点是粒子成分复杂 ,能量控制精度差。

3) 氧气解离喷管加速试验技术

利用激光束、高温或气体等手段,将氧分子解离为原子氧,通过超音速喷管等熵膨胀将原子氧加速到需要的能量。这种方法束流密度高,但要束流加速到 $8\text{km} \cdot \text{s}$,技术难度较大。

4) 氧化电离电磁加速试验技术

利用气体放电、热电子轰击等手段产生氧原子,通过离子引出、加速、质量选择、减速、中性化等方法,获得中性原子氧束流。这种试验技术,较容易产生 $8\text{km} \cdot \text{s}$ 的束流,但中间过程多,束流密度损失大。

7.4.2.3 中性化试验方法

中性化主要有以下几种试验方法。

1) 电子中和试验方法

电子枪发射电子与正离子中和产生原子氧。

2) 气体靶电荷交换试验方法

正离子进入气体电荷交换室与中性气体进行电荷交换,产生原子氧。

3) 固体靶电荷交换试验方法

正离子以大掠角入射到金属表面,从金属表面拉出自由电子,变成中性原子氧。

7.4.2.4 试验材料性能评价测试参数

(1) 反应系数。为每个原子氧造成该材料反应的体积或质量。

(2) 质量损失。

(3) 表面厚度损失。

(4) 表面形貌变化。

(5) 机械强度变化。

(6) 热吸收率和反射率变化。

(7) 光透射率和折射率变化。

(8) 化学结构和成分变化。

(9) 表面电阻率的变化。

(10) 其他需要的参数。

通过参数测试研究,材料的质损和厚度损失,是由于剥落,还是更复杂的化学反应,原子氧效应反应与束流能量的依存关系,退降与碰撞角度的关系,表面温度对试验结果的影响,退降的反应物,原子氧效应是局限在材料表面,还是能扩展到体内。

7.4.3 空间飞行试验技术

由于地面很难完全真实地模拟轨道上的原子氧环境,因此,开展原子氧效应飞行试验具有重要意义,这是环境效应研究工作中的一部分。这些数据和结论将为地面开展原子氧环境效应研究提供基准和依据。美国开展飞行试验结果表明:短期飞行试验数据不能替代长期飞行试验数据,也不能简单外延它的结果。近年来美国、英国均利用小卫星进行原子氧的环境效应飞行试验研究,得出卫星表面聚合物、环氧碳纤维、温控涂层、太阳电池

和几种金属材料及小组件的影响。试验包括 :测量这些样品的环境效应 ;环境的特性参数 ;按周期将获得的数据和图像传输到地球上。其有关飞行测试设备如下。

1) 原子氧束流通量测量装置

(1) 射频质谱仪。可以连续监测原子氧和其他残余大气成分的变化 ,主要是 O N_2 O_2 。

(2) 钨原子氧探头。主要由淀积在基板上的钨膜形成。钨在原子氧的作用下 ,不断被剥蚀使钨膜的电阻率增加 ,通过测量电阻率的变化 ,知道原子氧的束流通量。

2) 原子氧效应的测量

原子氧效应测量一般有 2 种 :

①通过测量样品表面的剥蚀率 ;

②通过测量样品表面的光学参数的变化。

(1) 石英晶体微量天平。用于测量剥蚀率 ,方法是在石英晶体上淀积 1 层样品材料的薄膜 ,在原子氧的剥蚀作用下 ,薄膜质量变小 ,导致石英晶体的振动频率发生变化 ,计算出样品的质损和剥蚀率。为了克服温度的影响 ,在 1 个探头中并排放置 2 个一样的石英晶体(孪生晶体) ,一个露在原子氧环境中 ,另一个被遮蔽起来作为对照晶片 ,通过测量差频计算出露在原子氧环境中样品的质损大小。这样温度影响可以得到补偿。

(2) 钨辐照度计。用于剥蚀率的测量 ,方法是基底材料上淀积 1 层钨 ,在钨膜上淀积 1 层已知厚度的样品材料 ,在原子氧的作用下 ,样品材料不断被剥蚀。当被完全剥蚀时 ,下边的钨膜就会暴露到原子氧环境中 ,测量出从实验开始到钨的电阻开始变化的时间 ,就可以计算出样品的剥蚀率。

(3) 光散射仪。光的散射测量是一种表面分析方法 ,通常用双向反射函数 B_{rdf} 表达为

$$B_{\text{rdf}} = (d\Phi_s - dw_s) - (\Phi_i \cos\theta_s) \quad (7-10)$$

式中 Φ_s ——散射面辐照强度 ,表示单位面积上的散射光通量 ;

Φ_i ——入射面辐照强度 ,表示单位面积上的入射光通量 ;

w_s ——投射立体角 ;

θ_s ——散射角。

根据监测样品的 B_{rdf} 的变化 ,可以指示样品表面在空间环境的变化情况 ,样品主要是光学材料表面涂层 ,它是由计算机控制的多路转换器从多个探测器中选择需要的信号送到同步放大器放大 ,然后通过 A - D 转换器变为数字信号 ,送到计算机储存和分析。

(4) 扫描光学显微镜。可以直观地、连续地观察样品在空间环境中降解的形貌 ,有 2 种扫描方法 :

①聚焦光束在静态物体上扫描 ,每秒钟可获得多幅图像 ,光学实验较复杂 ;

②光束静止 ,机械移动物体进行扫描 ,该光学实验较简单 ,系统通过卫星载计算机接口的编码器进行闭环控制。

7.4.4 数值模拟试验技术

1) 原子氧通量的数值模拟技术

原子氧通量 ,即原子氧积分通量沿轨道的时间积分。在低地球轨道中 ,尽管大气分子很稀少 ,但温度很高 ,在太阳活动的环境下 ,300km 以上的大气温度即可达到 1 000K 左

右,这时大气分子的热运动可达 1.15km - s。

考虑分子热运动后,计算原子氧通量的公式为

$$\Phi_c = \frac{1}{4}Nc\{\exp(-U^2) + U\pi^{1-2}[1 + \operatorname{erf}(U)]\} \tag{7 - 11}$$

- 式中 c ——分子平均热运动速度 $c = (8RT/M\pi)^{1-2}$;
 U ——无量纲量 $U = (2\pi^{1-2} \chi v - c)\cos\alpha$;
 N ——原子氧数密度 ;
 R ——气体常数 ;
 T ——大气温度 ;
 M ——原子氧的摩尔质量 ;
 v ——大气相对于航天器的运动速度 ;
 α —— v 与航天器表面法线的夹角。

其中原子氧的数密度一般考虑用 MSI90 高层大气模式计算。式中 v 应为大气自转速度与航天器速度差。由于大气自转速度随纬度变化,而且与航天器速度矢量的夹角也在不断变化,所以在轨道上, v 的大小与方向都不是恒定不变的。通过计算,在太阳同步轨道高度的赤道上空,由大气自转引起的 Δv 和 $\Delta\alpha$ 的变化分别为 86.7m - s 和 3.8°。

原子氧通量还受轨道高度的影响(如图 7 - 8 所示)、太阳活动的影响、飞行夹角的影响、轨道的倾角的影响等。

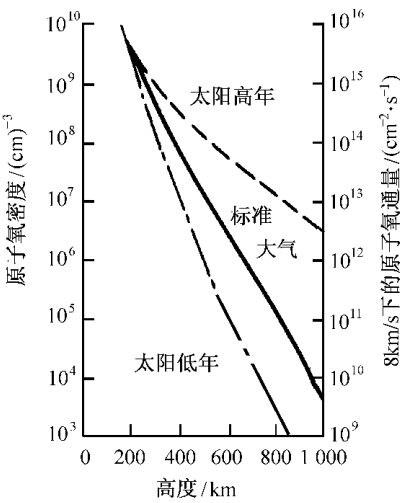


图 7 - 8 不同太阳活动条件下的原子氧通量、密度随高度的变化

2) 原子氧对航天器表面材料作用的数值模拟试验技术

由于地面模拟环境与真实轨道环境存在差异,将地面加速试验结果外推到空间环境需要用数值模拟方法进行修正计算。低地球轨道环境效应主要是当量单个粒子(光子、原子氧)的平均效应。可以把低地球轨道环境与航天器表面材料的相互作用过程作为粒子输运过程来研究。材料在空间和模拟室中的寿命通过一系列转换因子相联系,这些转换因子通常采用蒙特卡洛法修正。

国内外学者提出了如下数值模拟模型的基本假设。

(1) 原子氧运动限制在材料表面垂直的平面内。

(2) 原子氧不与保护层反应。

(3) 原子氧速度遵循麦克斯韦(Maxwell)分布。

(4) 原子氧之间不会突然组合成氧分子。

(5) 多个原子氧产生的效应可以看成原子氧逐个作用的效应的积累。

(6) 空间环境下原子氧与聚酰亚胺的反应概率正比于原子氧入射角方向及撞击点表面法向夹角余弦的平方根。

(7) 未反应的原子氧发生反射有 2 种情况。

①漫反射。这种反射表示原子氧被热同化了,即原子氧与材料发生了热交换,使原子氧的动能与热原子相同。漫反射的原子氧离开材料表面的速度方向分布为余弦定律。

②镜面反射。这种反射表示原子氧仍保持原来的动能,因而在下次碰撞的反应概率不变。

(8) 原子氧垂直碰撞材料表面时的反应概率如下。

①空间环境初始碰撞时为 0.138。

②空间环境热同化时为 7.77×10^{-6} 。

③地面模拟试验环境初始碰撞时为 0.039。

④地面模拟试验环境热同化时为 7.77×10^{-6} 。

贝克(Banks)等人推出了用地面模拟试验数据和数值模拟结果相结合计算双面保护的聚酰亚胺薄膜材料在空间原子氧基蚀下的质量损失公式为

$$M_S - \Phi_S = (M_A - \Phi_E)(Y_A - Y_S) \quad (7-12)$$

式中 M_S ——空间原子氧环境下材料单位面积的质量损失;

Φ_S ——材料所承受的空间原子氧通量;

M_A ——地面模拟实验原子氧环境下材料单位面积的质量损失;

Φ_E ——材料所承受的地面模拟实验有效原子氧通量;

Y_A ——数值模拟得到的无保护层聚酰亚胺地面模拟实验环境下的厚度损失(格点数);

Y_S ——数值模拟得到的无保护层聚酰亚胺在空间环境下的厚度损失(格点数)。

式中的 Y_A, Y_S 应在同样的数值模拟原子氧通量下得到。

数值模拟过程基于“蒙特卡罗”方法。首先,聚酰亚胺被视为由正方形小格组成阵列,其中的正方形小格称为格点。格点分为 2 种,分别代表保护层和聚酰亚胺材料。原子氧通过缺陷达到格点上,此时根据反应概率和格点种类判断是否发生反应。若发生反应,则将格点从阵列中去掉,若不发生反应,则原子氧从撞击点反射。反射后的原子氧继续运动,如果碰到新的格点便重复上述过程。原子氧如果一直不反应,最终会从缺陷处逃逸到空间。当原子氧发生反应或逃逸出空间,1 个原子氧的作用便完成了,可以完成下 1 个原子氧的模拟。贝克等人给出的真实空间环境中氧化铝保护层下碳纤维复合材料的基蚀曲线和数值模拟所得的基蚀曲线形状相当符合。

第 8 章 其他空间环境试验技术

8.1 空间碎片与微流星环境试验技术

由于微流星和碎片都是沿一定的空间轨道运行的中性物体或微粒,在运动状态和运动规律上有许多相同之处,它们合起来构成了空间中性微粒环境。

轨道碎片环境依靠数学模型和从其他相关航天活动中获取的有限的数据来确定,现在已发射了专门用于探测轨道碎片的卫星,以了解轨道碎片增长率以及更小碎片的高度和倾角分布。获得的大量数据使得早期的数学模型得到了更新和完善。

8.1.1 地面模拟试验技术

8.1.1.1 试验类型

1) 理论探索性试验

空间碎片以超高速撞击到各种材料的板壁上,已不属于弹性范畴或塑性范畴,而必须用流体动力学理论来阐述。

2) 研究、研制性试验

为了设计航天器,需要通过研究、研制性的试验,取得一系列空间碎片撞击各种材料和各种结构的数据。

3) 验证性试验

航天器所有分系统都可能因遭遇空间碎片撞击而被破坏并失败,因此,需通过空间碎片撞击试验来证明它是否安全与可靠,以决定它能否被批准上天飞行。

8.1.1.2 模拟试验技术

地面模拟试验技术主要有 7 类。

1) 爆炸加速器试验技术

利用爆炸力直接作用在物体上,使物体加速。

(1) 靶场加速器。这里弹体是固定的,靶板是加速的,主要优点是易于保持脆而易碎的弹体,缺点是较难保持靶板的运动,并较难测量撞击参数,靶板速度能达 $3.5\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

(2) 锥孔爆炸加速器。爆炸后把锥孔套管粉碎并射向靶板,喷射时呈弥散状,速度可达 $16\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ 。缺点在于,在弹体撞击靶板前需要确切测出其形状、大小以及速度,而要做到则比较困难。

(3) 2 级碎管爆炸加速器。起爆后,套管粉碎套管内的气体受压并加速。当达到预定压力时,隔膜破裂,于是加速弹体。在第 1 级和第 2 级中炸药的燃烧率需控制合适, 2g 的弹体可加速到 $12\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ 。这种装置只能一次性使用,比较昂贵。

2) 火箭加速器

火箭是成功的超高速加速器,它能使物体加速到 $10\text{km} \cdot \text{s}$ 的速度(相对地球而言)。主要缺点是相对加速度值较低,并且是非常昂贵的超高速撞击模拟试验设备。

3) 2 级轻气炮加速器

它是较为成熟的超高速颗粒加速器。起爆后,炸药燃烧达一定压力,隔膜破裂,高压气体推动活塞压缩气体,气体具有较轻的分子量,例如氢和氦。气体冲破隔膜,高温、高压的轻气体以大于 101.3MPa 的压力推动弹体,在 1m 左右的炮管中压力基本不变,弹体能达到的极限速度为 $11\text{km} \cdot \text{s}$ 。弹体的质量在 $0.02\text{g} \sim 1\,000\text{g}$ 之间,在低速和中速时效率相当高。

例如,德国埃内斯特-马赫研究所(EM1 - Ernst - Mach - Institut)建立的微流星与空间碎片的模拟设备,有大、中、小 3 个,其中最大的 1 个利用 2 级轻气炮(He_2 , H_2),泵管直径 65mm ,发射管直径 $10\text{mm} \sim 30\text{mm}$,总长 17m (包括爆炸罐与碰撞罐)。测量系统:有 3 个 150kV 闪现 X 射线通道、4 个 180kV 闪现 X 射线通道、2 个 X 射线摄影站、TRW 光电变像器相机、特殊的弹道摆、半自动磨光机等。该设备曾用于“吉奥拖(Giotto)”卫星(欧洲空间局于 1985 年 7 月发射)抗彗星尘埃颗粒撞击防护机构的设计,航天器外露材料弹坑校正试验,太阳能电池阵上的撞击试验研究,哥伦布航天器对微流星与碎片防护系统研究中的优化设计试验,隔热外壳的超高速颗粒撞击试验等。模拟试验设备如图 8-1 所示。

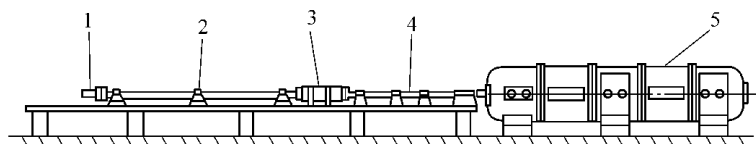


图 8-1 德国大型微流星与空间碎片模拟设备

1—粉末室;2—泵管;3—高压段;4—发射管;5—喷射碰撞罐。

4) 等离子体驱动的加速器

把高压电能存储在电容器中,然后放电到氢气或金属导线或薄铝盘上,爆发出等离子体,其速度可达 $30\text{km} \cdot \text{s} \sim 50\text{km} \cdot \text{s}$ 。

可以把电能堆集到一锂导线中,然后爆发出热电等离子体,冲破隔膜,把弹体从发射管中发射出去。

也可以把电能堆集到氢气中,然后爆发出热电等离子体,冲破隔膜,把弹体从扩散锥体中发射出去。这样,很小的玻璃球弹体($1 \times 10^{-8}\text{g} \sim 1 \times 10^{-7}\text{g}$)可以加速到 $30\text{km} \cdot \text{s}$ 。

也可以用同轴等离子加速器和压缩圈加速器的组合。电容器的高压加在薄铝盘上,爆发出等离子体。当等离子体离开同轴部分时,电流开始从内部电极流过压缩圈,并产生磁场。由于等离子体流和磁场的相互作用,导致等离子体的压缩,等离子体速度仅在压缩圈中适当减小。 0.20mm 直径的玻璃球弹体可以加速达到 $22\text{km} \cdot \text{s}$ 。

5) 电磁加速器

电磁加速器是基于电流本身的作用再加上外感磁场的作用。第 1 种是感应线圈炮。金属弹体保持在线圈中,施加特殊脉冲电流于线圈,于是产生磁场作用,弹体内产生涡流电流,和线性电机差不多。对模拟来说不是很有力的,因其对 1g 左右弹体只能加速到

0.4km - s₀。第2种是平行轨道电子炮。弹体滑动接触在两平行的轨道中,当接通开关,电流从轨道1经过导体到轨道2,由于电流和磁场的相互作用,毫克级的颗粒速度可达到6km - s₀。

6) 静电加速器

颗粒从高压发生器终端得到正电荷,通过电压差获得动能,这动能将颗粒加速到一定速度。

7) 激光加速模拟器

它是用激光驱动微小碎片,模拟直径3mm以下的空间碎片。它的优点是不产生污染、体积小、造价便宜。容易同其他环境结合组成空间综合环境模拟试验设备。

我国由于载人航天技术的发展应加强对空间碎片环境的研究,加强探测、预警、防护技术、模拟技术的研究,建立地面碎片模拟试验室,提高低地球轨道、长寿命航天器的可靠性。

8.1.2 计算机模拟试验技术

根据多种手段观测的数据及对回收的卫星和空间飞行探测到的试验样品进行分析,并根据飞行体的轨道运动理论建立空间碎片环境的数学模型。使用这种数学模型,综合分析推算出尺寸在10cm以下、而空间监视网跟踪不到的小碎片的数量及质量;同时建立能有效地预测航天器在执行任务期间将碰到的各种尺寸和不同运行速度与方向的空间碎片的流量数学模型。

另外根据空间碎片密度的数据,通过计算机模拟,计算在一定轨道上运行的具有一定截面的航天器在一定时间内与空间碎片碰撞的概率,以及其他有关参数,以便修改设计或采取相应的防护措施。

美国NASA轨道碎片环境模型,是依据综合理论和直接探测数据得出的半经验模型。由模型得出的碎片分布和地面望远镜、雷达探测结果与“LDEF(Long Duration Exposure Facility)”卫星测得通量是一致的,并为卫星设计及减少碎片垃圾制定了“国际标准”。

8.1.3 空间飞行探测试验技术

1) 航天器采样分析

这是指航天器上在空间采集碎片碰撞的试片返回地面进行分析,从而得出碎片的情况。

1984年4月美国从在570km轨道上空运行4年的“太阳活动峰年”卫星上回收的铝热控小窗(0.5m²)和多层聚酰亚胺防热毯的热表面(1.8m²)上,发现了1908个孔洞和斑痕的撞击点。在电子显微镜下利用能量分散光谱仪测定碰撞颗粒的化学性质表明,撞击物中有人造物质,也有天然流星体。美国1颗暴露在空间300km~400km高度、时间达5年~7年的航天器,其表面积为130m²的表面上发现34000个小撞击坑,其中5000个坑的直径大于0.3mm,最大坑的直径为6mm。通过空间飞行试验可探测分析空间碎片的大小、质量与流强。一般对小于0.1cm的小碎片进行采样分析,这种探测方法对长期飞行的航天器表面的防护具有重要的指导作用。

2) 空间搭载红外仪器和雷达进行在轨探测

这种探测手段可以实现全球范围的碎片观测,并可对所需轨道高度范围内的碎片进行跟踪和定位。

3) 轨道传感器探测

当碎片穿过轨道与航天器相撞时,会产生声、光和压力的脉冲,分析传感器所感知的脉冲波,便可探知碎片的情况。利用这种方法可探测到用上述各种探测方法探测不到的碎片。传感器探测是目前国际上空间碎片探测方法中的关键技术。

流星体由于运动形态与碎片相似,故探测方法也类似于碎片。彗星回归时是流星体观测的最佳时机,这时能获得大量探测资料。

8.1.4 地面探测技术

地面仪器的遥测,包括光学系统探测(望远镜)和雷达探测,用于探测较大的碎片。用直径 762mm 的地面望远镜可观测到 900km 高度上 10cm 的碎片,用 3cm 波长的雷达可测定 500km 高度上 10cm 的碎片。

美国麻省理工学院林肯实验室的双倍望远镜系统测到 500km 轨道上的 1cm 碎片。1993 年该实验室的研究人员利用白沙导弹发射场的 2 个望远镜跟踪了 336 个轨道物体,发现其中的 140 个是美国政府公布的清单中所没有的。1993 年 NASA 利用全球的雷达监视系统监视大于 10cm^2 的碎片,发现大约有 300 个~400 个空间碎片未列入政府公布的清单。

根据美国跨部门工作组(空间)1989 年 2 月呈交国家安全委员会的“关于轨道垃圾的报告”的探测统计,从 1961 年 6 月至 1988 年 7 月,人造空间物体在轨道上发生碎裂的事件超过 130 次,其中 1 次是中国 1981 年 9 月 20 日发射的“一箭三星”中的“实践二号”卫星,因高速自转,于 1981 年 10 月 2 日解体碎裂成 10 个。

8.1.5 碎片防护试验技术

碎片的防护试验技术主要分“防”与“治”2 方面。“防”对于小碎片,采用被动防护,主要是在航天器结构上考虑防护设计,新型防护材料选择,并通过地面试验建立超高速碰撞数值模型,制定空间碎片防护设计手册、防护材料手册。“治”对于大的空间碎片,采用主动防护及躲避的办法。“治”又称减缓,主要有以下几种办法。

(1) 回收。在近地轨道上,对于已失效的航天器,可用航天飞机等载人航天器取回。经维修后,可以重新试验或者出售。但是由于航天飞机 1 次飞行要化 4×10^8 美元,考虑投飞比,价格高昂,只能利用航天飞机顺便回收。

(2) 消能。将失效的航天器、运载火箭等的燃料排光,电源用完,尽可能消除所有能源,防止在太空发生爆炸。

(3) 系留。对于在航天器上的垃圾尽可能系留在航天器上,不排放到太空,待航天器失效时一并处理。

(4) 低轨道排放。对于航天器上需要抛弃的物体,如镜头盖、燃料箱、整流罩等,尽可能在 80km 左右的低轨道上抛掉。

(5) 进入垃圾轨道。在地球同步轨道上运行的航天器失效后,将它推到比同步轨道高

300km~400km 的轨道上 ,因为在这个轨道高度 ,航天器具有 1 000 000 年以上的寿命 ,是理想的垃圾轨道 ,对于低轨道上失效的航天器 ,应把它推到 25 年以下寿命的轨道上。

(6) 脱轨法。

①伞罩脱轨。在 700km 轨道高度的航天器失效后 ,可以打开很大的伞罩 ,可逐渐降低轨道。如果打开直径 20m 的大伞罩 ,可将寿命 20 年的航天器降到只有几个星期的寿命。

②太阳光压脱轨。在失效的航天器上展开特大面积的帆板 ,保持对日定向 ,利用太阳光压作用 ,航天器逐渐降低轨道。

③系绳脱轨。在失效的航天器上 ,拉出数千米长的金属线 ,由于磁场力的作用 ,航天器将逐渐降低轨道。

8.2 航天器空间环境防污染试验技术

8.2.1 概述

航天器空间环境防污染试验技术包括污染的来源分析、污染检测与污染的防护。

污染物一般分 2 类 :第 1 类是颗粒污染 ,包括灰尘、锈屑、棉絮和电绝缘材料的粉末等 ,一般在航天器组装、检查阶段 ,航天器在模拟室内吊装、安装过程中容易产生 ;第 2 类是分子污染物 ,它主要来源于模拟室内及航天器上的高分子材料的热分解和有机材料的解析及出气 ,大量的沉积在航天器表面上。

航天器的污染分自污染与他污染 2 种类型 :由于航天器在太空或空间环境模拟室内 ,在真空、各种辐射条件下温度变化 ,由航天器材料本身产生的脱附造成大量放气 ,被自身吸附造成的污染称为自污染 ,航天器在制造、安装、试验、运输过程中环境所造成的对航天器的污染称他污染。在航天器敏感表面的污染 ,将影响航天器的性能 ,严重的将造成失效。美国 1 颗载人航天器在太空运行时 ,观察窗被 1 层雾所覆盖 ,对取回的样品进行化验分析 ,发现这层雾为航天器本身放出的气体又被凝结在窗口上所产生的结果。

在航天器的污染研究工作中 ,首先要研究确定航天器及其部件的污染临界水平 ,也就是允许的最大污染量。在这临界水平下 ,航天器能正常工作 ,其设计功能不受影响。另外要研究制定航天器的防污染规范 ,一般分以下 4 方面 :航天器材料选择及航天器设计规范 ,航天器总装及环境要求规范 ,航天器热真空试验防污染规范 ,航天器发射现场的防污染规范。

8.2.2 空间环境试验中污染物的来源

8.2.2.1 空间环境试验时系统造成的污染

1) 机械泵油类的裂解造成污染

机械泵油的饱和蒸气压力只有 10Pa ,极易分解为碳氢化合物污染模拟室。

2) 扩散泵油蒸气返流的污染

个别没有做无油化改造的真空系统 ,用扩散泵作主抽气手段 ,扩散泵即使使用热稳定性很好的 DC - 705 硅油并加液氮冷阱 ,也只能把返油率降低到原来的 1 - 4 ,也可以用特

殊设计的冷阱和净化措施,把油扩散泵油的饱和蒸气压力减少到 1×10^{-11} Pa 左右,但是大型扩散泵机组实现十分困难。

在操作使用过程中,规管不慎破裂,机械泵因故停止运转,模拟室真空度急剧下降,造成扩散泵大量返油,在环境模拟室往往产生 1 层很厚的油膜,如 KMB 环境模拟室、KM4 环境模拟室内在未进行无油化改造前严重返油,用眼睛可以看到 1 层油膜。

3) 材料蒸发污染

钛泵中的钛蒸发器、灯丝、电离计、质谱计、溅射离子泵的加热器纯度不高,含有碳,在高温下会与系统中的氢反应而产生碳氢化合物,或与氧反应生成一氧化碳造成系统污染。

4) 橡胶、塑料、油脂污染

真空系统和模拟室密封用的人造橡胶垫圈、聚四氟乙烯垫圈或所用的真空油脂、润滑油等都会造成模拟室的污染。

5) 环境污染

模拟室经常打开暴露于大气,或在模拟室中用的吊具、转架、零部件等置于大气中,周围环境不清洁,也会吸附大气中的浮油灰尘造成污染。

6) 水蒸气、清洗剂污染

模拟室恢复大气压过程中充入未净化的空气也会进入大量的水蒸气,模拟室清洗过程中的大量汽油、酒精等溶剂造成污染,以及前次试验时造成的容器壁上的污染物重新再解析放出等。

7) 人体污染

对于极高真空模拟室,用手而不用清洁的布和手套接触系统内的零件,会带进脂肪和其他有机分子,造成污染。例如,用氢烧过的镍样品,用手摸过后,它的出气量增加 20 多倍。

8.2.2.2 空间环境试验时航天器本身材料的自污染

(1) 航天器上用的电缆、密封剂、粘结剂、线路板、电子器件等表面析放出的有机物和化合物分子的污染。

(2) 航天器表面涂层在太阳、紫外辐照下引起污染物的离化和分解。

(3) 在航天器上高温材料的挥发可迁移、沉积到低温材料表面,造成污染。简单的计算表明,1kg 材料,质量损失 0.1%,其冷凝材料能覆盖 100m^2 ,沉积量为 $10^{-6}\text{g} \cdot \text{cm}^2$ (即 20 个单分子层)。

通常从污染物在表面上凝聚开始,到凝聚与现蒸发达到平衡时为止,其凝聚效率和持续时间取决于表面的性质、粘着系数和绝对温度。

(4) 航天器姿控发动机排气的污染。

8.2.3 污染对航天器的影响

1) 影响航天器光学件表面的反射率和透射率

大约七八个分子层的硅油膜可使 1300 左右波长的反射率下降 10% 左右,这样将使卫星上高分辨率的光学仪器,如真空紫外光谱计等的镜面和光栅的反射率降低,特别是通信卫星和天文卫星。例如,天体紫外线天文学设备,要求提供天体图形中每颗星的紫外线

从 1 300 ~ 30 000 的光密度分布,其分辨力为 30 ~ 40。天体紫外线望远镜,要求在 2 085 2 520 和 2 800 3 个波长的 100 谱范围内对卫星体的光源测定有高分辨率,要求到 1。

在光学玻璃表面,如果凝聚足够的凝结物,同样可以使 $0.4\mu\text{m} \sim 18\mu\text{m}$ 的可见光及红外光的透明度降低。例如,侦察卫星照相机镜头、飞机座舱玻璃窗的污染将影响透明度和可见度。光学表面对有机分子的污染有 7 个分子层的硅油膜($4 \times 10^{-7} \text{g} \cdot \text{cm}^2$)将使在 1 216 的光学反射率损失 8%,而且清除光学镜表面沉积的污染物十分困难。有机物的污染可以引起某些设备,尤其是 X 射线下降,以及紫外线仪器和低温红外探测器的光学元件(如镜头、反射镜、窗口)等性能下降。

2) 性能退化

航天器热控涂层的污染将会造成太阳光的吸收 - 发射比的改变,表面性能退化。

3) 污染将会使航天器上的电子仪器造成失灵和失效

例如,污染物凝聚在线路板触点及波导管等系统上,会改变线路阻抗,使仪器工作失灵,从而导致整个系统失效。

4) 电性能故障

在高压设备中的污染会产生放电与击穿现象、导流滑环和电触点噪声增强等。

5) 效率降低

在低温状态下,太阳电池板上的有机物污染将使太阳能电池效率降低。

8.2.4 污染对空间环境模拟器的影响

(1) 真空机组的污染,特别是对极高真空模拟室,更明显的会影响极限真空度,延长抽气时间。

(2) 污染将影响太阳模拟器的性能,如光学系统镜面的污染会降低反射率而影响太阳模拟器的性能。

(3) 热沉表面的污染会降低热沉的吸收系数。

8.2.5 防止污染的方法

8.2.5.1 防止空间环境试验设备对航天器的污染

1) 减少真空系统中机械泵油返油

在抽气开始后,空间环境模拟室(简称模拟室)压强降低到 10Pa 时,就开始将障板或冷阱用液氮冷却。

2) 在试验前对模拟室和热沉进行烘烤处理

热沉升温至 $60 \sim 80$,模拟室真空度维持在 $5 \times 10^{-1} \text{Pa}$ 以上,除气 48h 后,再提供航天器试验,以减少试验时的污染。

3) 试验现场应有防尘、清洁措施

所有实验室入口装有双重门,防止颗粒污染,实验室应达到 1×10^5 级的洁净度。

4) 试验人员卫生要求

所有安装、检验航天器的人员进入模拟室,必须经过空气淋浴,穿非棉织衣服,以限制

带入污染物。

5) 被试件材料的挥发可凝量和质量损失要求符合标准

当被试件材料在 125 ± 1 凝结板温度在 25 ± 1 时,真空度高于 1×10^{-4} Pa,暴露 24h 的最大挥发可凝材料小于 0.1%,质量损失小于 0.1%,认为被试件材料是可用的。

6) 所用材料进行预处理

所有初次使用于模拟室中的聚合物材料、有机物材料,都必须在室温下和低于 1×10^{-3} Pa 下预处理 4h ~ 6h。

7) 防止复压过程的污染

试验结束,真空容器先充干燥氮气恢复到 1×10^{-4} Pa,再将热沉壁板加热至常温,然后充干燥空气恢复常压。为了防止污染,其中防污染板应始终在液氮温度下,以便吸附空气中的水蒸气,防止污染试件及模拟室。

8) 模拟室保持低真空

模拟室保持低真空,以防止模拟室内表面的污染,低真空保持数天时间,也能达到材料表面解析、出气,用这种方法清洁,节省人力、物力,也可以提高模拟室真空度。特别在夏天天气潮湿,在大气下保存,则模拟室内表面温度较低易结水露。例如 KM4 模拟室内,夏天在大气压存放数星期后,容器底部就积结了数公升水。

9) 定期清洁模拟室

模拟室必须定期清洁。因为航天器的挥发物往往凝聚沉积在热沉或模拟室壁上,特别是模拟室底部掉进脏物,应定期打扫清除。

10) 超高真空模拟室的清洁

除用汽油、酒精清洗外,还可采用表面激励或分子激励法清洁。表面激励法一般采用冲击、振动气体喷射法,特别是经过连续真空浸泡之后,做气体喷射,有可能使粒子去除 50%,可做其他方法的补充。

11) 采用无油或少油抽气系统

应尽可能考虑无油机组或少油机组,减少油扩散泵污染,通常采用低温泵系统、分子泵系统、溅射离子泵、钛升华泵系统等。

12) 开展空间环境污染控制的理论与实验研究

开展的研究工作有:模拟器污染传输及时间效应的研究;污染因素传输规律与试验研究;各种防污染措施的评价研究;污染预测和控制技术研究;从分子运动论发展建立航天器污染模型研究并提出防污染的措施。

8.2.5.2 减少航天器自身污染的措施

1) 在航天器设计上考虑防污染

如太阳电池板、扫描辐射器等光学表面装有防放气污染屏,在航天器放气比较严重的地方,设置排气道,引导放出的气体离开敏感表面。

2) 建立严格的清洁制度

所有仪器和结构件,需要确定清洁度要求,而且从制造、测试、试验、运输到发射的所有阶段都应严格遵守。为了提高清洁度和减少可能的放气源,航天器在发射前,可对有关部件采用烘干后组装的方法。

3) 严格选用各种航天器材料

应尽量采用放气率低的材料,尽可能降低其污染的影响。

4) 随时监视航天器关键部位引起的污染程度

在航天器制造、装配、试验等整个过程中,采用污染监视器进行监视。

5) 建立预示污染的数学模型

作为设计防护措施的依据之一,是减少和控制污染。美国在 20 世纪 70 年代就开展了“卫星空间环境和自污染研究”,用分子运动论推出了污染物沉积的基本理论,并进行“科学卫星的污染估算和控制”研究。从污染的基本理论出发,得出了污染物质返回卫星的基本方式,提出了卫星、航天飞机、空间站的污染计算模型。

8.2.6 污染的检测

1) 气体质谱分析法

采用四极质谱分析仪分析模拟室剩余气体成分。通常用 3 个系统来做环模室的气体污染物定性分析,即单极剩余气体分析仪、四极剩余气体分析仪和方向气体分析仪。后者用来检查漏气源和确定污染物来源及位置,它由 2 个系统组成:第 1 个系统包括 2 对电离规(1 对备用)和装在转动平台上的四极剩余气体分析仪;第 2 个系统与第 1 个系统相似,但是用了 3 个真空计代替四极剩余气体分析仪来测量较高压强下的漏气源。剩余气体质谱分析仪是一种分辨能力高和质量数范围较低的质谱计,它首先使环境中的气体分子电离,然后按原子量进行分离。仪器所提供数据是一种按探测到的分子的分子量而点划出它们的相对峰值(或分压强)的质量数记录图谱。

2) 石英晶体微量天平秤

该秤主要是测量凝结在反射计镜面的分子污染量,利用 2 个仪器:沉积厚度仪和石英晶体微平衡污染测试仪。它们基本上都由 1 个感受晶体、1 个比较晶体和 1 个激励晶体产生差频的电子仪器组成。

石英晶体微量天平是根据压电效应原理工作的,通过石英晶体振荡频率的变化,来测定石英片表面接收到的污染量,可测量到 $0.01\mu\text{g} - \text{cm}^2$ 。

3) 真空紫外线反射法

微量凝结物污染会导致紫外线反射能力的显著下降。因此预先正确校准某个样品的镜子,可以用来直接测定被预测表面的污染水平。同石英晶体一样,镜子要放在被测表面的同一方向,温度也相同。在试验前后,用真空单色仪测定镜子的反射率。大多数有机物吸收紫外线辐射,但吸收量各不相同,主要取决于它们的结构。因此,为精确测定,预先对污染物种类应有所了解。

波长 1216 nm 处的反射率的改变,是污染的指标之一,但污染物的精确数值不易确定。为了获得更高的灵敏度,模拟室中应维持低温,这样即使 5 个单分子层或 $2.5 \times 10^{-7}\text{ g} - \text{cm}^2$,这样少的凝聚物均匀分布在整个紫外线折射表面,也将降低其折射率。

4) 红外光谱分析法

所用的污染敏感元件是标准的氯化钠盘,可测出污染的化学性质和数量,从而分析出污染来源。测试方法是,在模拟室内试验期间,在 77 K 冷盘上凝结了环境试验中一切可凝结的污染物。做完试验,用异丙醇溶剂冲洗冷盘,再将此混合液(包括污染物及溶剂)

送到分析化学实验室 ,蒸发除去溶剂 ,再对剩余物(即污染物)进行分析 ,主要是用红外光谱法。对污染物的红外光谱在 $2.5\mu\text{m} \sim 25\mu\text{m}$ 范围内测量 ,做出典型的红外光谱进行分析。这个吸收光谱图像可以代表这些分子的原子间的化学键 ,因此是这些分子的典型图像。为了更完整地测定混合物中所含化合物 ,可把混合物分离分别进行测定。

5) 气体色谱分析法

气体色谱仪是能把混合物分成各个单独的化合物的仪器。把冷板得来的混合物蒸发掉溶剂后 ,再经氦气流通过吸气材料的塞柱。这个塞柱的填充物对不易挥发的化合物吸收较快 ,对易挥发物又较难吸收。因此这些化合物随着氦气经塞柱流出 ,就像一系列的时间间隔的谱峰 ,每个峰代表 1 种单一的化合物。这些峰一般用装在塞柱出口的火焰电离 ,或热导控制器来控制 ,或两者都用。实验结果在记录器上显示出按时间排列的峰值曲线 ,数据由峰值与时间的曲线所包围的面积决定 ,一般还要用参考化合物来校正。

6) 气体色谱、质谱分析法

这种方法可以克服单独使用气体色谱的困难 ,将混合物先分离成单一分子的化合物 ,然后对每组分在 $10\text{u} \sim 100\text{u}$ 范围内得到质谱图。用这种方法 ,由各个冷板收集的样品 (其中包含了 30 种化合物) 中可获得 30 个或更多的质谱图。要把这么多的质谱分析出来 ,需要有自动的数据处理装置。通常污染分子的大致数据是 :面积 100 ,厚度 5 ,分子量 300 ,其单分子层的单位表面质量为 $5 \times 10^{-8} \text{g} \cdot \text{cm}^2$ 。这些污染率的蒸发或再蒸发率正比于 $p - \sqrt{T}$, p 为在绝对温度 T 下的饱和蒸气压力 ,单位为帕 (Pa)。

8. 2. 7 卫星空间环境试验时污染检测的实例

1) KM3 设备空间环境试验的污染检测

1985 年 ,在 KM3 环模设备中做 1 颗气象卫星扫描辐射计定标试验的污染检测 ,试验周期为 377h ,采用石英微量天平检测 ,天平未采取温度控制措施。在试验结束时 ,天平恢复到常温 ,在升温过程中天平解析了部分污染物质 ,最终污染量数据如表 8 - 1 所列。

表 8 - 1 中国 1 颗气象卫星定标试验最终污染量数据表

天平位置 \ 污染量		最终污染量 - ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-2}$)	平均污染速率 - ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \text{h}^{-1}$)
试件区内	2	2.72×10^{-6}	7.21×10^{-9}
	4	1.78×10^{-6}	4.72×10^{-9}
	5	1.72×10^{-6}	4.56×10^{-9}
试件区外 3		3.76×10^{-5}	9.73×10^{-8}
模拟室夹层		3.18×10^{-5}	8.44×10^{-8}

1993 年的 1 次试验中 ,色谱质谱连用仪测试的色谱图如图 8 - 2 所示。图中表示色谱分离出 5 种主要的成分。对这 5 种成分进行质谱测试检索 ,分析结果如表 8 - 2 所列。

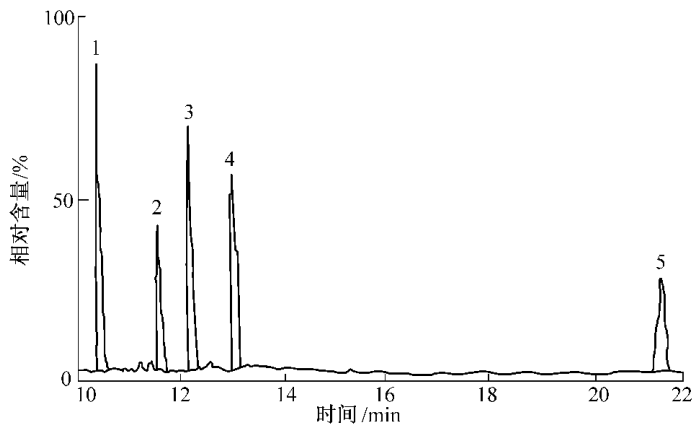


图 8 - 2 模拟室取样样品色谱图

1—橡胶、塑料、油漆；2—含有苯环的混合物；3—聚苯乙烯、润滑油、电缆；
4—含有苯环的混合物；5—扩散泵油。

表 8 - 2 色谱质谱连用仪测试结果

编号	成分及适用范围
1	1 2 - BENZENEDICARBOXYLICACID ,MONO(2 - ETHYLHEXYL) ESTER 主要用于橡胶、塑料、油漆等
2	主要是含有苯环的混合物
3	DECANEDIOIC ACID ,BIS(2 - ETHYLHEXYL)ESTER 主要用于低温增塑剂、耐寒电缆、薄膜、人造革和多种合成橡胶、硝基、乙基纤维素、聚苯乙烯、聚氟乙烯、醋酸乙酸共聚物等塑料 ,以及喷气发动机的润滑油和润滑酯等
4	主要是含有苯环的混合物
5	TRISILOXANE 1 3 5 - TRIMETHYL - 1 1 3 5 5 - PENTAPHENYL 是扩散泵油中的 1 种

2) KM4 设备空间环境试验的污染检测

1985 年在 KM4 设备上进行的 1 颗气象卫星热控星整星热真空试验时 ,用石英晶体微量天平对来自星体的污染进行了测量 ,污染量为 $1.51 \times 10^{-6} \text{ g} - \text{cm}^2$ (KM4 设备原用油扩散泵系统)。

3) KM6 设备空间环境试验的污染检测

KM6 设备进行某新型航天器空间环境试验时的污染检测。在航天器周围安装 3 个光学试片 ,测定污染试片的透光损失 ,同时安装 7 个石英晶体微量天平测试污染量。3 个光学试片在 $500\mu\text{m} \sim 800\mu\text{m}$ 的透过率测试结果如表 8 - 3 所列。石英天平污染量测试数据如表 8 - 4 所列。

表 8 - 3 光学试片在 $500\mu\text{m} \sim 800\mu\text{m}$ 的透过率测试结果数据表

试片编号	安放位置	最大下降率 - %
1	东 1	1.4
2	东 2	0.8

3	西	0
---	---	---

表 8 - 4 石英天平污染量测试数据表

天平编号	安放位置	最大污染量 - (g · cm ⁻²)	最终污染量 - (g · cm ⁻²)
1	东 1	1.42 × 10 ⁻⁶	1.42 × 10 ⁻⁶
2	东 2	1.10 × 10 ⁻⁶	5.58 × 10 ⁻⁷
3	西 1	1.46 × 10 ⁻⁶	0
4	西帆板	7.20 × 10 ⁻⁷	1.62 × 10 ⁻⁷
5	东帆板	4.18 × 10 ⁻⁶	7.74 × 10 ⁻⁷
6	南	3.91 × 10 ⁻⁶	3.76 × 10 ⁻⁶

8.3 航天器磁环境试验技术

8.3.1 概述

航天器由于结构和性能的需要 ,要使用一些硬磁材料和软磁材料 ,因此航天器总会有一定的磁矩 ,航天器上电子仪器内和相互之间连线中的电流也会产生磁矩。航天器的磁矩和空间磁场相互作用产生的干扰力矩 ,会干扰航天器的姿态和轨道。因此 ,对中低轨道航天器和长寿命、控制精度要求高的航天器 ,上天之前必须进行磁试验测量。对带有磁性探测器探测空间磁场的航天器和用磁力控制姿态的航天器 ,也需要进行磁试验测量。

做航天器的磁试验测量 ,不但可以了解航天器的磁特性 ,而且当发现航天器的磁性不符合设计要求时 ,可以更换部件或做试验处理使其满足设计要求 ,这对提高航天器的可靠性有重要意义。国外各种公开发射的航天器 ,在发射前大都进行了各种磁试验测量 ,国外进行过磁试验测量的卫星系列如表 8 - 5 所列。

表 8 - 5 国外进行过磁试验测量的卫星系列

序号	科学卫星和星际探测卫星系列	序号	科学卫星和星际探测卫星系列
1	“ 百灵鸟 ”卫星 (美加合作)	17	“ 小科学 ”卫星
2	“ 阿祖尔 ”卫星 (联邦德国)	18	“ 羚羊 ”卫星
3	“ 欧洲空间研究组织 ”卫星	19	“ 先锋 ”卫星
4	“ 探险者 ”卫星		
5	“ 大椭圆轨道 ”卫星	序号	军事卫星和应用卫星系列
6	“ 行星际监视 ”平台	1	美国国防部“ 重力梯度稳定试验 ”卫星
7	“ 国际电离层研究 ”卫星	2	“ 应用技术 ”卫星
8	“ 阿波罗 ”飞船上的月球车	3	“ 地球资源 ”卫星
9	“ 水手号 ”卫星	4	“ 艾萨气象 ”卫星
10	“ 水手 - 火星 ”卫星	5	“ 测地地球轨道 ”卫星
11	“ 水手 - 金星 ”卫星	6	“ 轨道飞行器 1 ”
12	“ 轨道天文观测 ”站	7	“ 电星通信 ”卫星
13	“ 轨道地球物理观测 ”站	8	“ 泰罗斯气象 ”卫星
14	“ 轨道太阳观测 ”站	9	“ 子午仪导航 ”卫星

15	“ 先驱者 ”卫星	10	“ 英琼 ”卫星
16	“ 小天文 ”卫星	11	“ 空军通信 ”卫星系统

8.3.2 磁试验分类

航天器磁试验可以分为元、组件磁试验和航天器磁试验。

1) 元、组件磁试验

元、组件磁性试验的目的：

- ①对元、组件进行筛选、验收把关 ,测定其允许的磁性阈值 ,不选用磁性超过要求的材料和元、组件；
- ②了解组件的磁性大小和方向 ,以便在安装时选取有利的位置进行排列和补偿；
- ③可以对航天器磁性做粗略估算。

元件试验是大量的 ,组件试验的数量也比较多 ,如美国“ IMP - 1 ”航天器做磁试验的组件就有 70 多种。

元件的筛选试验 ,一般采用简单的方法 ,如在一定距离处测量试件的磁场 ,若超过规定的阈值 ,则为不合格品。

组件磁试验的做法一般是：

- ①测量初始磁矩或磁场；
- ②进行充磁处理；
- ③测量充磁后的磁矩或磁场；
- ④进行退磁试验；
- ⑤测量退磁后的磁矩或磁场；
- ⑥测量组件工作时的杂散磁矩或磁场。

2) 航天器磁试验

航天器磁试验测量是最后了解航天器磁特性的唯一手段 ,对磁清洁度要求高的航天器 ,常需要做 2 次航天器磁试验。组装后进行初始磁试验测量 ,上天之前做最后磁试验。航天器磁试验的做法和步骤一般是：

- ①测量初始磁场或磁矩；
- ②进行充磁试验；
- ③测量充磁后的磁特性；
- ④进行退磁试验；
- ⑤测量退磁后的磁矩或磁场；
- ⑥测量仪器工作时的杂散磁矩或磁场；
- ⑦测量在轨道环境下的感应磁矩或磁场；
- ⑧进行磁补偿试验。

此外 ,对自旋稳定航天器 ,还需要测量自旋状态下的磁力矩或涡流磁矩。对带有磁强计的航天器 ,要测量探测器处的本底磁场。

8.3.3 磁试验对环境场的要求

航天器的磁试验测量一般应在磁试验设备的可控磁场中进行。要求磁场环境稳定,不受外界磁场干扰。20 世纪 50 年代末,美国在大型磁试验设备没有建成的情况下,曾提出过在地磁场中做航天器磁测量的问题。我国由于没有用于航天器磁试验的大型设备,提出了在地磁场中进行整星磁试验的问题。

8.3.3.1 在地磁场中做航天器磁测量

在地磁场中做航天器磁测量的主要问题是地磁场的影响。由于在地磁场中航天器上的软磁材料会被磁化,测量的是永磁和感磁的和,不能直接测量得到永磁矩。要分离它们会带来误差,其误差大小与航天器本身的永磁大小和航天器上使用的软磁材料多少有关。航天器软磁材料占的比重大,感磁矩就大,总的测量误差就大。此外地磁场的波动和外界磁场的干扰也会带来测量误差。当被测量的值很小时,会给测量带来较大的误差,甚至会被干扰淹没。

测量场地的地磁梯度、磁场稳定性等也影响测量精度。

因此,在地磁场中做磁矩测量,使测量误差增加的因素有:

- ①测量场地、地磁波动和外界磁干扰;
- ②测量方法和技术;
- ③分离剩磁矩和感磁矩的方法。

对测量场地要精心选择,一般应满足如下要求:

- ①地磁场梯度小,磁场稳定;
- ②外界磁场干扰小,要考虑周围工业、交通的发展。

此外,要有一定的工作、生活条件,交通方便。测量房屋最好是无磁性建筑,以便在试件尺寸范围内的磁场梯度较小。

由于地磁场不可以控制,在地磁场中做航天器磁测量的精度较低。因此,只有当对航天器的磁矩测量精度要求不高时,或仅对航天器磁矩的数量级感兴趣时,才能在地磁场中做磁测量。

由于地磁场不能控制,在地磁场环境中不能做如下试验:

- ①不能模拟空间磁场,因此不能测量航天器在运行轨道环境下的磁特性;
- ②不能测量航天器的涡流矩;
- ③不能测量航天器内某点的本底磁场;
- ④不能进行充、退磁试验;
- ⑤不能测量航天器自旋状态下的磁力矩。

8.3.3.2 在可控磁场中做航天器磁试验

可控磁场一般用线圈通电流的方法产生。调节线圈中的电流可在设备中央一定范围内产生零磁场、直流稳定场。用交流电可以产生交变场,或做适当配置可以产生旋转磁场和充退磁场。选择性能较好的线圈系统,可以得到较大的磁场均匀区和较好的均匀性。采用外磁场干扰自动补偿系统,可以使线圈中央不受外界磁场变化的干扰。

在零磁场中,可以直接测量试件的剩磁矩,测量精度高,影响测量精度的主要是测量方法和技术。

在可控磁场中做磁试验有如下特点:

- ①在零磁场中,试件没有感磁,可以直接测量其剩余磁矩或磁场;
- ②可以模拟空间磁场,得到在运行轨道条件下的航天器磁特性;
- ③在交变磁场和旋转磁场中,可以测量航天器在自旋状态下的磁力矩和涡流磁矩;
- ④可以进行充磁和退磁试验;
- ⑤可以对磁强计进行校准,航天器上使用的磁强计和其他领域测量弱磁场用的磁强计,必须在可控磁场中进行校准。

8.3.4 磁场和磁矩测量方法

8.3.4.1 磁场测量

任何带有磁矩的物体周围必然有磁场,因此物体的磁矩能够由测量磁场得到。为了分析机载磁强计的探测数据,必须测量航天器本身在磁强计探头处产生的磁场。在元、组件磁性筛选试验中,有时以离开一定距离处的磁场大小来判断是否合格。

影响磁场测量精度的主要是测量仪器的精度。航天器磁试验中主要用的仪器有3种。

1) 磁通门式磁强计

这种磁强计在航天器磁性测量中广泛采用,它的探测器由高磁导率的磁芯元件和2个线圈组成。给主线圈交流电流,其产生的磁场使磁芯元件达到饱和。当周围有磁场存在时,磁通开启探测器,在磁线圈中产生一系列非对称的脉冲,其中包含平滑的二次谐波,其强度正比于周围的场,其方向取决于周围场的方向。信号经过过滤、放大和检波以直流电压的形式给出。

这种磁强计的探测器体积小,能测量磁场的大小和方向,测量的是绝对磁场值。航天器磁测量中使用的有单分量和三分量2种。典型的性能数据是:测量范围 $1\text{nT} \sim 1 \times 10^5\text{nT}$,灵敏度为 0.2nT ,噪声峰-峰值为 0.2nT ,精度为 $\pm 1\%$ 。

2) 蒸气磁强计

蒸气磁强计又称光泵,这种磁强计基本上是原子振荡器,它的谐振频率正比于被测量场的大小。在敏感元件中多用钙和铷蒸气。

这种磁强计是高分辨率的测量仪器,最高的分辨力达 0.001nT 。这种仪器的缺点是不能测量接近零的环境场。它主要用于测量地磁场的变化。

3) 搜索线圈磁强计

这种磁强计主要用于测量交变磁场,频率范围 $10\text{Hz} \sim 20\text{kHz}$,磁场的幅值范围 $0\text{nT} \sim 10\,000\text{nT}$,精度 1% 。

8.3.4.2 磁偶极矩测量方法

测量磁偶极矩的方法很多,已成功地用于航天器磁测量的有力矩法、脉冲谐振法、感应电动式法和磁场法。

1) 力矩法

所谓力矩法是把试件放在已知磁场中 ,测量试件和环境磁场相互作用产生的机械力矩。这个力矩为

$$T = M \times H \tag{8 - 1}$$

式中 M ——试件的磁矩 ;
 H ——磁场强度。

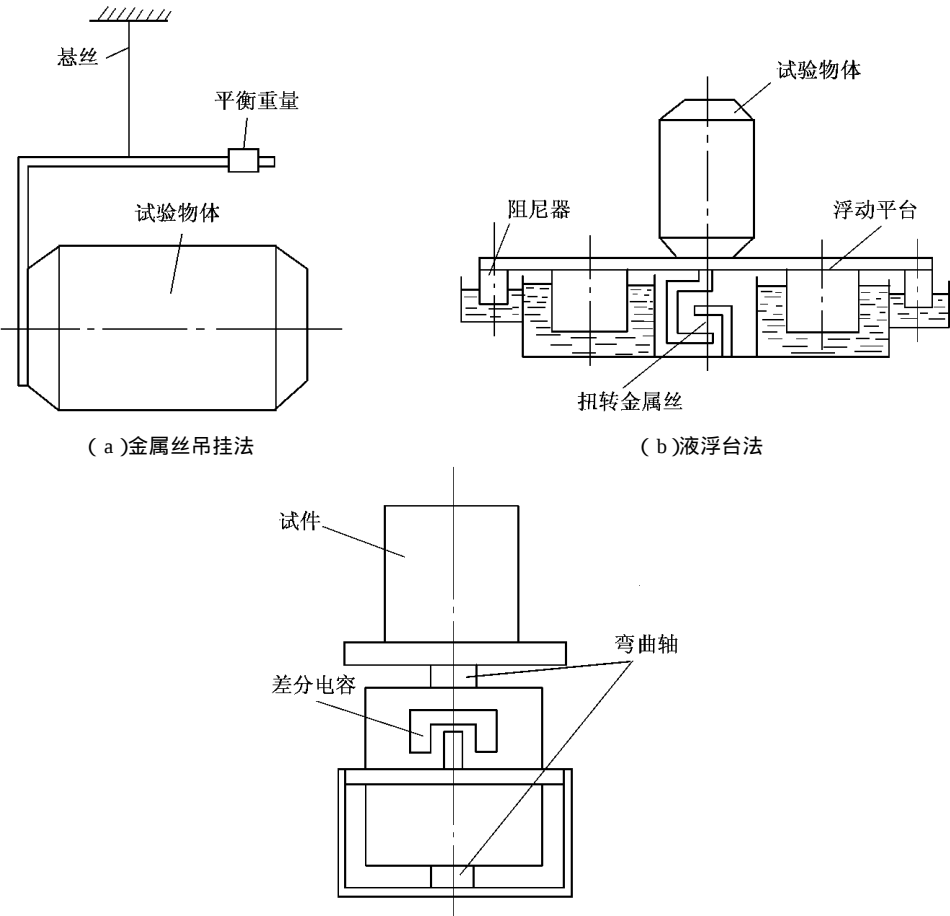
为了测量这个力矩 ,发展了各种试验技术和测量方法。

(1) 金属丝吊挂法。由金属丝(或板条)吊挂、支持试件的质量 ,试件的磁矩和环境场相互作用产生的力矩由悬丝的扭转刚性平衡 ,其力矩为

$$T = MH\sin\alpha \tag{8 - 2}$$

式中 α ——试件的磁矩方向与环境场方向之间的夹角。

其试验排列如图 8 - 3(a)所示。



(c)弯曲轴法
图 8 - 3 力矩法测量磁偶极矩

在水平方向施加磁场 ,测量得某个方向的磁矩 M_1 。 M_1 是永磁矩 M_p 和感磁矩 M_i 的

和 ,为了求永磁矩 必须把试件倒转后再测量磁矩 M_2 则有

$$\begin{aligned} M_1 &= M_p + M_i \\ M_2 &= - M_p + M_i \end{aligned}$$

求得
$$M_p = \frac{1}{2}(M_1 - M_2) \tag{8 - 3}$$

因为吊挂的金属丝是垂直的 ,测量的仅是试件磁矩的水平分量 ,要获得总磁矩 ,必须在第 2 位置上再测量试件。

该方法的主要缺点是 ,航天器质量较大 ,测量的力矩通常很弱 ,给吊挂金属丝的选择、角位移测量及防止气流等外界干扰带来困难。尽管如此 ,此方法仍然被采用 ,因为它能直接给出试件的力矩 ,而且精度高。国外已将这种方法成功地用于 800kg 以下卫星磁矩的测量。

(2) 液浮台法。因为航天器的质量一般较大 ,用金属丝支持航天器有困难 ,因而设计出液浮台支持质量的方法。仍然用金属丝的扭转刚性平衡试件的磁矩和环境磁场相互作用产生的力矩。试验装置表示在图 8 - 3(b)中。

这种方法的优点是可以测量笨重物体的很弱的扭矩。测量时要注意外界干扰的影响 ,如振动、气流、温度的变化 ,人的走动也会带来影响。因此 ,试验装置应设计阻尼器 ,装置周围应用绝缘屏蔽罩起来 ,避免环境气流的影响。

(3) 弯曲轴法。这种方法是设计特殊的交叉弯曲轴支持试件的质量 ,用差分电容器探测微小的转角。最大转矩可测量 $35\text{N} \cdot \text{cm}$,最小可测量 $5 \times 10^{-5}\text{N} \cdot \text{cm}$ 。

其试验装置见图 8 - 3(c)。

2) 脉冲谐振法

这个方法是用 1 根(或 2 根)金属丝(或带)把试件吊在由线圈产生的水平磁场中 ,试件只能绕垂直轴转动。调整吊挂金属丝的长度 ,使系统具有一固有振荡周期。金属丝的扭转刚性与试件一起校准。采用屏蔽的方法使空气力的影响减至最小。

其试验排列如图 8 - 4(a)所示。

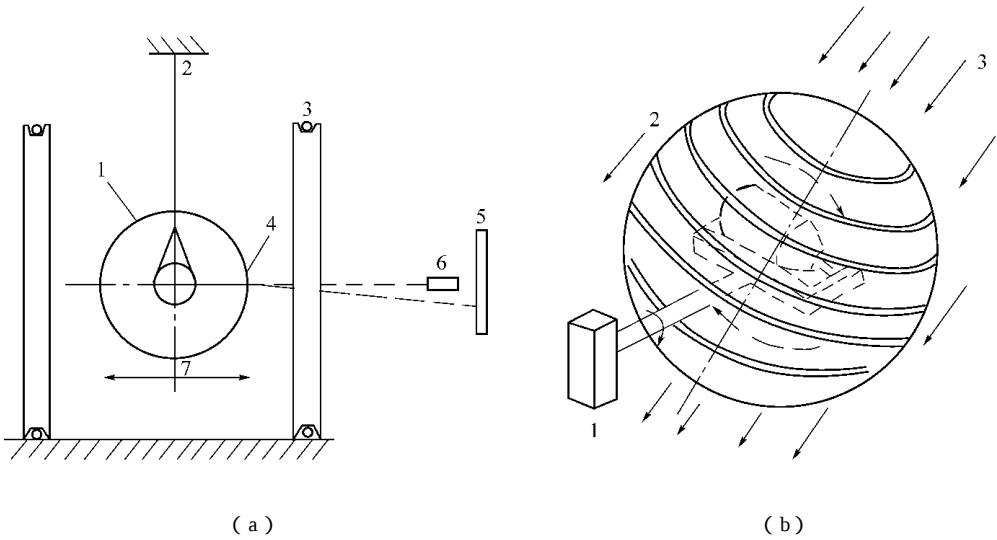


图 8-4 脉冲谐振法、感应电动势法测量磁偶极矩

(a) 脉冲谐振法

1—试件 2—悬丝 3—线圈 4—镜子 5—屏 6—光源 7—脉冲磁场。

(b) 感应电动势法

1—电机 2—2 个同轴线圈 3—地磁场。

为了激励航天器进入谐振状态,在水平方向加一交变磁场。磁场周期地改变方向,其频率应与航天器的自由扭转谐振频率相匹配。当交变磁场 $H(t)$ 是方波,其周期为 τ ,幅值为 h 时,频率为 $\omega_n = 2\pi - \tau_0$ 。

假定试件转动运动的振幅很小,则 $\sin\theta \approx \theta$ 和 $\cos\theta \approx 1$ 。忽略阻尼,金属丝偏转角 $\alpha(t)$ 与偶极子矩 M_y 的关系可用下式给出,即

$$\alpha(t) = \frac{4hM_y}{\pi I \omega_n^2} \left[\frac{\omega_n t}{2} \sin \omega_n t + \frac{1}{24} (\cos 3\omega_n t - \cos \omega_n t) - \frac{1}{120} (\cos 5\omega_n t - \cos \omega_n t) \right] + d_{0\theta} \cos \omega_n t + \frac{\omega_0}{\omega_n} \sin \omega_n t \quad (8-4)$$

式中 $d_{0\theta}$ 、 ω_0 ——分别是初始角位移和初始角速度;

I ——试件的转动惯量。

式(8-4)中

$$\omega_n t = \left(N - \frac{1}{2} \right) \pi \quad (8-5)$$

式中 N ——振动次数,整数。

$\alpha(t)$ 能用 $\alpha(N)$ 确定,即

$$\alpha(N) = \frac{2hM_y}{\omega_n^2 I} \left(N - \frac{1}{2} + \frac{\omega_0 \omega_n I}{2hM_y} \right) \quad (8-6)$$

可求得偶极子矩

$$M_y = \frac{I \omega_n^2}{2h} \cdot \frac{d\alpha(N)}{dN} \quad (8-7)$$

偏转角 θ 的弧度通常很小,因而计算的分量仍然垂直于磁场。为了得到磁矩的 3 个分量,要在 3 个相互垂直的位置上做 3 次测量。这个方法已成功地用于小卫星、小磁矩的测量。

3) 感应电动势法

如果试件在线圈系统中有旋转磁矩,在线圈中会产生感应电动势 E , 公式为

$$E = -k \frac{d\phi}{dt} \quad (8-8)$$

式中 k ——线圈匝数;

$\frac{d\phi}{dt}$ ——磁通随时间的变化率。

测量出 E , 由磁通随时间的变化率 $\frac{d\phi}{dt}$ 和磁矩的关系,可求出磁矩。

该系统由绕在 1 个球形骨架上的 2 个同轴线圈和 1 个试验转架构成。当线圈轴与地球磁场方向一致时,能够用 1 个球形线圈补偿地球磁场。在球形线圈内可得到较均匀的零磁场。用第 2 个线圈测量由于试件产生的感应电动势。试件转动速度一般设计为

60r - min。这个方法的优点是能很快地测出磁矩 ,缺点是需转动支架 ,这限制了大的航天器的应用。

其试验排列示意图如图 8 - 4(b)所示。

4) 磁场法

在离开航天器一定距离处测量磁场 ,由磁场计算出磁矩。这类方法称磁场法 ,目前使用较多的有 3 种。

(1) 偶极子法。这种方法是把试件看做偶极子 ,测量探头离开试件一定距离 ,测量试件的径向和切向磁场分量。测量距离用试凑法 ,移动磁强计探头 ,找出可作偶极子近似的距离。

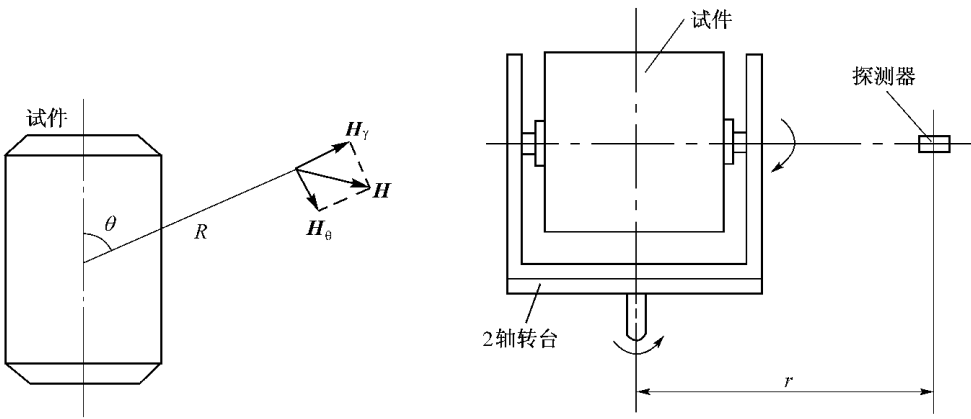
磁场径向分量

$$H_{\gamma} = \frac{2M}{R^3}\cos\theta \tag{ 8 - 9 }$$

磁场的切向分量

$$H_{\theta} = \frac{M}{R^3}\sin\theta \tag{ 8 - 10 }$$

公式中的符号如图 8 - 5(a)所示。



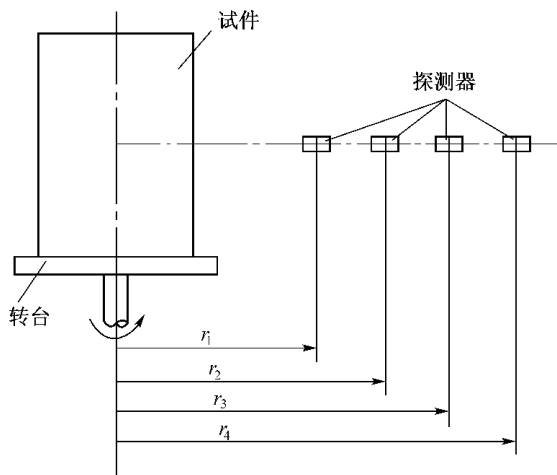
(a)偶极子场

(b)球面作图法排列

这个方法是把航天器看做偶极子 ,航天器磁矩是由安在中心的偶极子产生的。这不符合实际情况 ,给测量带来误差 ,探测器离试件越远 ,越近似偶极子 ,测量精度越高。但是 ,这个距离受到仪器灵敏度的限制 ,因为场强与距离的 3 次方成反比。实际测量时要考虑磁强计的灵敏度。

(2) 球谐分析法。这种方法也称球面作图法 ,航天器内部含有很多随机分布的永磁体和电流环 ,航天器实际是多极子 ,它附近的场是由偶极子和其他多极子产生的。这种方法通过测量包围航天器的球面上各点的径向磁场来反推磁偶极矩的 3 个分量 M_x , M_y , M_z ,从而求得磁矩的大小与位置。

测量步骤是 ,在零磁场环境中 ,把航天器放在 2 个自由度的转台上 ,探测器在一定距离处做测量。由于需要的是径向磁场 ,探测器对准航天器中心。探测器的距离用试凑法确定。转动试件 ,把探测器放在最小位置 ,量值为 $\pm 50\text{nT}$ 左右。航天器可绕水平轴转动



(c)赤道作图法排列

图 8 - 5 磁场法测量磁偶极矩

180° ,绕垂直轴转动 360° ,一般转动 10° 20°或 30°测量 1 个值。

试验排列如图 8 - 5 (b)所示。

(3) 近场分析法。这种方法又称赤道作图法 ,在零磁场环境下 ,试件放在可绕垂直轴转动的转台上。在卫星赤道平面内 ,用 4 个三分量探测器 ,分别放在距离 $r = r_1, r_2, r_3, r_4$ 处进行测量。试件绕垂直轴转动 360° ,试验排列表示在图 8 - 5 (c)中。

这种方法的优点是用 1 维转台就可满足要求。该方法的要点是建立线性代数方程 ,其未知量是待求的偶极矩和多极矩 ,方程的系数是试件组合磁场的傅里叶级数展开的直流、基波正弦和基波余弦分量。求解方程组 ,将偶极矩和多极矩分开 ,从而求出试件的偶极矩。

8.3.4.3 涡流和磁滞力矩测量

对自旋航天器要进行涡流和磁滞力矩测量。这种测量是在以一定频率旋转的磁场中进行的。可用磁力矩计测量力矩。

8.3.5 充、退磁试验技术

航天器从零件加工到组装、环境试验、运输和发射 ,要经受各种外界磁场 ,因而被磁化 ,例如振动试验可能有 $25 \times 10^{-4} \text{T}$ 左右的交流场。被磁化后 ,航天器的磁矩会增大。为了解环境场的影响和消除磁化影响 ,必须进行充、退磁试验。

1) 充磁试验技术

充磁的方法一般是把航天器放在直流磁场中。充磁场的选择 ,主要考虑航天器在加工、运输和环境试验中可能经受的最大环境场 ,一般不超过 $30 \times 10^{-4} \text{T}$ 。

2) 退磁试验技术

物体的磁性基本上起源于电子的自旋以及它们的轨道运动 ,每个自旋电子好像是个很小的磁体。当这些小的磁体无规则排列时 ,磁性相互抵消 ,整个物体的磁性趋于零。当

这些“小磁体”有相同的方向排列时,物体表现出较强的磁性。退磁试验就是用特殊的外加磁场打乱“小磁体”规则的排列,消除其磁性。

航天器退磁试验常用的有交流退磁、直流旋转退磁和交流脉冲退磁,这3种方法都可以满足退磁要求。一般多采用前2种退磁方法。交流退磁是将航天器放置在按一定规律(直线或指数)衰减的交变磁场中,试件不动。交流磁场的频率会影响退磁效果。使用工业电流频率(50Hz或60Hz),设备简单,但在试件中会产生相当大的涡流,影响退磁效果。采用低频交流退磁,渗透强,退磁效果较好。国外退磁频率多使用0.1Hz~5Hz。直流旋转退磁是试件在下降的直流磁场中旋转,对试件来说,感受的为低频交流磁场。这种退磁方法与交流场退磁相比,优点是电源简单,周围场的影响被抵消,退磁均匀,效果较好。

退磁最大磁场的选择,直接影响退磁性能,对于铁磁材料,可以选用最大场值等于或超过材料的最大矫顽力,这个场值能够较好地除去材料饱和以前引起的剩磁。退磁初始最大值选择低了,退磁效果差。但是,最大值也不能选择太大,选择大了,可能引起含有磁体的元、组件,如质量光谱仪、速调管的性能减退,不能达到预期的工作性能。一般退磁初始值应小于 $50 \times 10^{-4} \text{T}$ 。国外航天器及其组件退磁最大磁场多选用 $30 \times 10^{-4} \text{T}$ 。

退磁方向的选取,应根据试验要求,可以对其1个轴或3个轴方向退磁。退磁应在弱磁场中进行。退磁线圈设置在抵消地磁场线圈系统中央。不抵消地磁场,不能达到有效的退磁效果。

对磁清洁度要求高的航天器,应监视它在运输、装卸和发射准备中是否可能由于偶然置于强磁场中而被磁化,或在发射场地对航天器进行发射前磁性检测。若表明航天器已被磁化,则必须进行退磁处理。

8.3.6 磁补偿试验技术

航天器的剩磁矩是矢量,可以分解为3个互相垂直的分量。磁补偿,就是在航天器上附加1个磁矩大小相等、方向相反的永磁体,以减少航天器总的偶极矩或某个特定位置的磁场。永磁体可以加在磁性大的组件上,也可加在航天器系统上。磁补偿一般按3个正交的分量进行。

对产生较强杂散场的组件,如电源、线圈等要设计线圈环补偿。例如美国“IMP-1”航天器上,没有加补偿线圈时,在450mm处的杂散场为101.5nT;加补偿环后,杂散场减少到7.6nT,减少了92%。

进行磁补偿时应注意下列几点。

(1) 应选用磁特性大、稳定性好的永磁材料做补偿磁体,这样可以少增加航天器的质量。

(2) 补偿磁体安放的位置,对补偿效果影响较大,因此要仔细设计。一般按3个分量补偿,补偿磁体分别放在3个轴上,并应固定牢,不能松动。

(3) 补偿磁体的磁特性会引起它附近结构材料的组件感应磁化,因此,补偿后航天器总的磁矩不等于初始磁矩和补偿磁体磁矩的矢量和,磁补偿后必须重新测量航天器的磁矩。

(4) 当航天器的初始磁矩较大,且远远超过设计要求的值时,补偿最好分几次进行。磁补偿的效果,与航天器结构和组件材料的磁特性、补偿位置的选择等有关。

磁补偿附加磁体,会增加航天器的质量,增加试验费用,因此不是使航天器的磁特性越小越好。一般来说,磁补偿试验后,使航天器的磁特性低于设计要求的值即可。

综上所述,航天器的磁试验,不但可以“诊断”航天器的磁性大小和方向,而且也可进行“医治”,以降低航天器的磁特性。退磁试验和磁补偿是降低航天器磁特性的有效方法,一般情况下,当航天器通过磁试验测量,发现其磁场特性超过设计要求时,可采用退磁和磁补偿,能够使航天器总的磁矩(或场)降低到允许值的范围。

应当指出,控制航天器的磁特性应贯穿于整个设计研制过程中,在航天器设计阶段就应当对其磁特性进行估算,提出控制磁性的措施。不进行磁性设计,在制造过程中不采取措施,航天器组装后磁性过大,会给降低磁特性的工作增加困难,虽然通过退磁试验和磁补偿可以把磁性降低到允许值,但会增加航天器的质量,并会花费许多时间。

8.3.7 中国卫星磁试验技术

8.3.7.1 磁试验设备

1) CM1 组件磁试验设备

CM1 组件磁试验设备是 3 轴 4 线圈系统,线圈边长为 4m。可在一定空间范围内提供零磁空间和充退磁磁场,用于航天器组件的磁矩测量试验和充、退磁试验,其磁试验能力如下:

- 试件尺寸(球体直径) $\leq 0.8\text{m}$;
- 试件质量 $\leq 50\text{kg}$;
- 磁矩测量误差 $\leq \pm 5\%$ ($\geq 100\text{mA} \cdot \text{m}^2$);
- 退磁效率 $\geq 70\%$;
- 充磁强度 $\geq 4.5 \times 10^{-4}\text{T}$ 。

2) “CM2”卫星磁试验设备

“CM2”卫星磁试验设备是 3 轴 4 线圈系统,线圈边长为 16m。可以在较大范围内提供高稳定性和高均匀性的零磁场环境,提供静态和动态卫星轨道磁场环境以及卫星充、退磁场环境,用于整卫星磁矩测量试验和充、退磁试验,其主要磁试验能力如下:

- 试件尺寸(长 $\times$ 宽 $\times$ 高) $\leq 3.5\text{m} \times 3.5\text{m} \times 5\text{m}$;
- 试件质量 $\leq 3\,500\text{kg}$;
- 磁矩测量误差 $\leq \pm 5\%$ ($\geq 100\text{mA} \cdot \text{m}^2$);
- 退磁效率 $\geq 70\%$;
- 充磁强度 $\geq 4.5 \times 10^{-4}\text{T}$ 。

8.3.7.2 磁试验技术研究

卫星磁试验技术主要研究:磁矩测量方法;磁场测量方法;充、退磁试验方法;磁补偿试验方法;卫星不翻转磁矩测量方法;工业磁场干扰控制方法;地磁场中测量卫星磁矩方法,等等。先后为中国“资源一号”卫星、“尖兵三号”卫星、“实践五号”卫星、“海洋一号”卫星等多种型号进行了磁试验技术研究。为了进一步提高磁试验的可靠性,还应开展磁姿态控制器等的地面标定试验技术、卫星空间磁环境模拟试验技术、卫星非磁强计探测空

间磁场技术、卫星磁屏蔽抗辐射加固技术等的研究。

第 9 章 航天器空间环境试验中的测试技术

9.1 空间环境试验中的质谱测试技术

9.1.1 空间环境试验中残余气体质谱分析

空间环境试验中残余气体质谱分析主要用于：分析空间环模室自身的清洁程度，测定热沉黑漆、导线、支架、真空系统返油等的污染量，在试验过程中分析测定试验件的放气成分与漏气率。

9.1.1.1 分子流场的质谱分析

在大型空间环模室中，进行航天器或分系统真空热试验时，仅知道试验时的真空度变化是不够的，需要了解由试验件造成的分子流的详细状态。

美国 NASA 载人航天中心空间环模室进行了大型空间环模室内的指向分子流的测量与质谱分析工作，采用了管状指向型四极质谱计的定向分子流测量(DGFM)系统和管装指向型 B - A 电离规。

试验结果表明，大型空间环模室中分子流场是下列变量的函数：

- ①与真空室、试件和特性测试设备的几何尺寸有关；
- ②与真空室、试件和特性测试设备的表面出气率有关；
- ③与真空室和试件的泄漏率有关；
- ④与特定试验的排放气体有关。

9.1.1.2 航天器及组件的漏率质谱分析

航天器及其组件的漏率估算有多种方法，其中 1 种新方法是将被测系统和四极质谱计与标准漏孔一起放入环模室内，测定漏入真空室的各种气体的气体量。这种方法，灵敏度高，可测出在特性温度下试件的漏率变化，可得到不同条件下各种气体的分压力数据，可追踪各种气体的来源。

漏率的测定。设分压力 p_s 由被测系统的漏率 Q_s 产生， p_e 由标准漏孔的漏率 Q_e 产生。因此，质谱计的响应 H_s 和 H_e 分别与这些气体的粒子数成比例，即在恒定温度下，有

$$H_e - H_s = p_e - p_s \tag{9 - 1}$$

在真空系统对气体的有效抽速为 S_{eff} 的条件下，有

$$p_e = Q_e - S_{eff} \tag{9 - 2}$$

$$p_s = Q_s - S_{eff} \tag{9 - 3}$$

设抽速 S_{eff} 为常数 ,从式 (9 - 1)至式 (9 - 3) ,可得

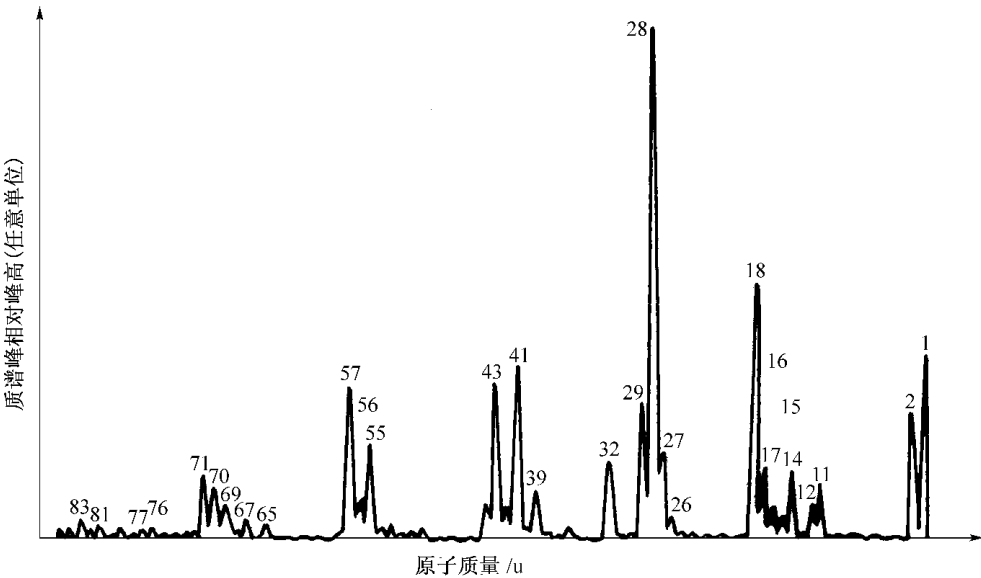
$$Q_e - Q_s = H_e - H_s$$

(9 - 4)

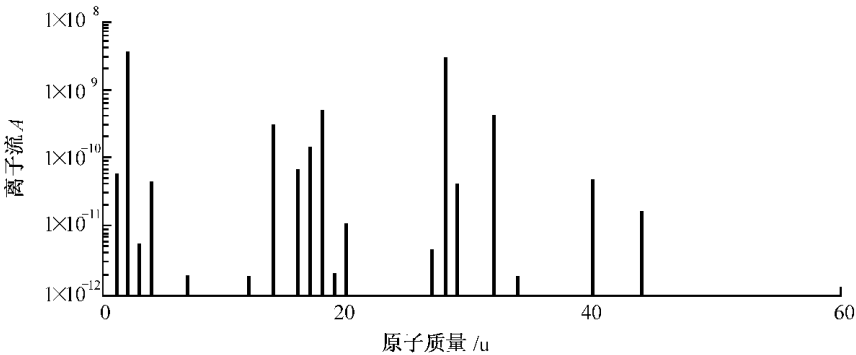
9.1.1.3 空间环境模拟室的残余气体质谱分析

为了减少对试件的污染 ,特别是光学敏感表面的污染 ,应给出残余气体质谱图和残余气体成分及分压力数据。

图 9 - 1(a)为 KM4 空间环境模拟室的残余气体质谱图 ,图 9 - 1(b)为 KM6 空间环境模拟室某型号卫星试验时的残余气体质谱图。图中横轴单位为原子质量单位(u) , $1u = 1.660\,540\,2 \times 10^{-27} \text{ kg} \pm 0.000\,001\,0 \times 10^{-27} \text{ kg}$ 。



(a)KM4 模拟室的残余气体质谱图(抽气时间 48h ,压力 $p = 1 \times 10^{-5} \text{ Pa}$)



(b)KM6 模拟室某型号卫星试验时的残余气体质谱图(抽气时间 48h ,压力 $p = 1 \times 10^{-5} \text{ Pa}$)

图 9 - 1 空间环境模拟室的残余气体质谱图

表 9 - 1 列出了抽速 $S_p = 2\,500 \text{ L} \cdot \text{s}$ 的低温泵在设备到达 $3 \times 10^{-6} \text{ Pa}$ 的极限真空度用四极质谱计测的残余气体的分压力数据 ,其总压力为 $6.6 \times 10^{-6} \text{ Pa}$ 。

表 9 - 1 低温泵抽气的空间环境模拟室残余气体分压力数据表

气体 \ 压力	分压力 - Pa	气体 \ 压力	分压力 - Pa
H ₂	1.3×10^{-6}	O ₂	8.2×10^{-7}
He	3.5×10^{-8}	Ar	3.7×10^{-8}
H ₂ O	1.2×10^{-7}	CO ₂	5.4×10^{-8}
N ₂	4.2×10^{-7}	碳氢化合物	1×10^{-9}

9. 1. 2 其他空间环境试验中的残余气体质谱分析

9. 1. 2. 1 火箭发动机燃气与燃料加注环境的气体质谱分析

1) 火箭发动机空间环境试验中燃气的质谱分析

为了得到火箭燃料与氧化剂的最佳配比和稳定的燃烧过程 ,在发动机研制试验中采用了质谱分析技术。由于被分析的气体处于发动机燃烧室高温、较高压条件下 ,燃气的取样技术成了质谱分析的关键。一般采用分子束取样方法 ,能如实地分析燃烧中的气体成分。

用质谱分析方法对液氧 - 煤油燃气的分析精度可达到 $\pm 4\%$,还能分析其他液体火箭燃料与氧化剂的燃烧过程 ,能对发动机的不稳定燃烧过程进行监测 ,具有快速响应的能力等。

2) 火箭燃料加注环境的气体质谱分析

大多数液体火箭燃料和氧化剂都具有有毒、易燃、易爆的性能。液氢是目前高比冲火箭发动机的重要燃料 ,由于其易燃、易爆的特性 ,因此质谱分析应具有如下远距离控制分析的功能。

(1) 通过长约 500m 的电缆在发射现场的掩蔽部进行远距离遥控操作。

(2) 能在约 10s 的时间内 ,通过直径为 6. 4mm、长度为 4. 45m 的气体取样管将火箭各舱不同部位的气体输送到分析装置。

(3) 可同时检测氩、氧、氦、氮、四氧化二氮和阱等 6 种气体成分 ,在相应的取样距离下 ,输出信号的最大响应时间约为 50s。

(4) 至少连续正常工作 24h ,而无需调整和维修。

9. 1. 2. 2 空间环境污染的质谱监测

为了控制空间环境污染对航天器的自身污染 ,需在地面做系列的实验研究工作。检测这类污染的最佳手段是气体分析质谱计和石英晶体微量天平的配合检测。一般采用原子质量为 1u ~ 200u 或 1u ~ 300u ,可检分压力范围为 1×10^{-2} Pa ~ 1×10^{-8} Pa ,全谱扫描时间约 1min。

用质谱计测量与分析跟踪分子污染物 ,评估空间材料性能 ,是分子污染检测工作中的重要内容 ,可以进行分子污染物的鉴别、污染物来源跟踪、空间材料最低污染标准的制定等。用计算机将分子污染物的质谱和航天器常用材料的质谱检索数据进行比对 ,确定不同污染物分别是由哪几种材料造成的 ,最后建立空间用材料的污染物质谱数据库 ,以供检索 ,这是一项重要的工作。

9.1.3 在载人航天试验中的质谱分析和气体成分控制

航天员座舱环境的质谱分析。航天员座舱环境的污染严重影响航天员的生活质量。一般用小型四极质谱计进行舱内的气体分析。它具有灵敏度高、反应迅速、性能可靠、稳定性好的优点,能检测 N_2 、 O_2 、 CO_2 和 H_2O 等 4 种气体成分的压力和峰值。质谱分析系统由质谱计、气体取样、质谱计灵敏度校准系统及辅助系统组成。

气体成分的调节与控制。可以用微型计算机系统监视各部位的气体,每隔 1s 自动对仪器进行校准,分析数据由示波器和打印机给出。

9.1.4 空间环境探测中的质谱分析

探测分析空间环境中的气体,直接关系到人类在空间活动的环境,对研究电离层的变化规律和无线电通信技术等有重要意义。这种质谱计需要具有中等的分辨能力和 $1u \sim 45u$ 原子质量范围。

1) 磁偏转质谱计

磁偏转质谱计具有分辨能力高、工作稳定性和测量重复性好的优点,可以同时检测质量数不同的 2 组离子束轨道偏转半径大的离子束的原子质量范围为 $10u \sim 50u$;偏转轨道半径小的离子束的检测原子质量范围为 $3u \sim 15u$ 。

2) 回旋质谱计

回旋质谱计具有结构紧凑、自身干扰气源少的优点;其缺点是工作压力的上限仅为 $1 \times 10^{-3} Pa$ 。

3) 射频质谱计

射频质谱计的主要参数为:原子质量范围分 $1u \sim 4u$ 和 $12u \sim 56u$;扫描时间为 3s;对正离子束密度的测量范围为 $5 - cm^3 \sim 5 \times 10^6 - cm^3$ 。

4) 四极质谱计

四极质谱计的主要参数为:原子质量范围为 $0u \sim 50u$;对中性粒子的检测灵敏度为 $0.1 - cm^3$;对离子的检测灵敏度为 $1 \times 10^{-5} - cm^3$ 。

9.2 真空检漏测试技术

真空检漏测试技术一般分为 2 大类:真空检漏测试,将试件抽成真空进行检漏;压力检漏测试,将试件充一定压力进行检漏。

9.2.1 真空检漏测试

真空检漏测试分为氦质谱检漏法、卤素检漏法、静态升压法、四极质谱分析法和真空规法。

1) 氦质谱检漏法

它又分为喷吹法、氦罩法、检漏盒法、逆流检漏法和累积法。

(1) 喷吹法。将被检试件通过管道与氦质谱检漏仪相连,被检试件内部抽成真空,检漏时用 He_2 喷枪在被检试件外壁可疑漏气部位喷吹 He_2 ,如果有漏, He_2 便通过漏孔进入

检漏仪,显示漏率大小。用这种方法,He₂在漏孔处喷吹时间长,He₂消耗多,时间短,灵敏度低,一般喷吹时间为反应时间的8倍。被检试件应清洗干净,主要用于航天器上较大部件的粗检,可以直接确定漏孔的位置。

(2) 氦罩法。与氦质谱检漏仪相连的被检试件用塑料罩包上(或放入金属容器内),将罩内的空气抽走,充入He₂。这种方法可以提高He₂的浓度,充He₂时间可以随意增长而不浪费,可以提高检漏灵敏度,但只能测定漏率值,不能确定漏孔位置,主要用于检查航天器的某部件是否符合总漏率的要求。

(3) 检漏盒法。将特制的检漏盒扣在被检器壁的一侧,检漏盒与器壁之间用橡胶密封圈或真空泥密封,检漏盒通过软管与检漏仪及辅助泵相连。检漏时,先用辅助泵将检漏盒抽空,然后关闭辅助泵阀,再将检漏仪与检漏盒相通,在与检漏盒相对应的器壁的另一侧喷He₂或贴罩充He₂,如果有漏,He₂便通过检漏盒进入检漏仪,显示出漏率大小。此方法用于不能抽气的密封容器,一般用于在大容器加工过程中的拼板焊缝的检漏,可以确定漏孔的位置,也有较高的灵敏度。

(4) 逆流检漏法。逆流检漏法是将被检试件接在检漏仪的低真空侧,即接在主泵的前级管道上,这样允许被检试件有较大的漏放气率。因为He₂是分子量较小的气体,压缩比也小,它容易由主泵前级逆流到质谱室中去。这种逆流方法比将被检试件连接在高真空侧的检漏灵敏度低2个~4个数量级。这种方法一般用于检大漏,被检试件安装在高真空侧不能建立要求的真空度的情况下。

(5) 累积法。用累积阀门将检漏仪与被检容器隔离,漏孔漏入的He₂先存储在被检容器与阀门之间的体积内,其He₂分压将随时间增加而上升,一段时间后,累积阀打开,He₂被抽进质谱室,He₂分压上升。检漏仪有较大的输出指示。这种方法一般用于航天器被检试件,气密性要求很高,并超出现有仪器检漏的灵敏度。

2) 卤素检漏法

将卤素检漏探头安装在真空容器的粗抽管道,或高真空系统的前级管道上,因为探头工作较好的范围是 $1 \times 10 \text{ Pa} \sim 1 \times 10^{-1} \text{ Pa}$ 。用卤素气体喷吹可疑部位,有漏孔存在时,仪器会显示出漏率。

示漏气体用氯仿、碘仿、四氯化碳等,但以氟利昂最理想,因为它无毒、便宜、灵敏度高。这种方法灵敏度不高,用于一般真空容器的检漏,最小可检漏率为 $1 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s} \sim 1 \times 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

3) 静态升压法

被检容器抽空后,用阀门将它与泵隔开,记录压力随时间变化的曲线。前一段曲线是漏气与放气同时存在,如果随时间的加长,压力不变是不漏;压力一直上升,应以漏气为主。此法灵敏度较低,检较大漏孔,最小可检漏率为 $1 \times 10^{-2} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

4) 四极质谱分析法

在航天器及分系统、组件热真空试验时,在空间环境模拟室内同时安装四极质谱计与标准漏孔,用标准漏孔标定漏入空间环境模拟室内的气体量,并分析各航天器及分系统、组件内放出的气体成分。这种方法灵敏度较高,可以得到不同条件下各种气体的分压力数据,可以分析各种气体的来源。

5) 真空规法

(1) 热传导真空规法。当被检容器抽到 $1 \times 10^3 \text{ Pa} \sim 1 \times 10^{-1} \text{ Pa}$ 范围时,用示漏物质喷射可疑之处,当示漏物质通过漏孔进入被检容器时,不仅改变了系统内的压力,也改变了其中的气体成分,使传导真空规的读数发生变化,从而可以找到漏孔位置。示漏物质一般采用丁烷、乙醚、氢气、乙醇、丙酮等。一般适用于小型容器检漏,灵敏度较低,最小可检漏率为 $1 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

(2) 电离真空规法。当被检容器抽到真空度为 $1 \times 10^{-2} \text{ Pa}$ 以上时,可利用电离真空规法检漏。其方法与热传导真空规法相同,灵敏度高,系统真空度越高越灵敏。常用示漏气体为氦、氖、丁烷、乙醚、四氯化碳、丙酮等。

9.2.2 压力检漏测试

压力检漏测试有:氦质谱检漏法、打压试漏法、 ^{85}Kr 法。

1) 氦质谱检漏法

氦质谱检漏法分为吸氦法、真空室法、充压检漏法。

(1) 吸氦法。被检容器内部充入一定压力的 He_2 ,用带有吸嘴的软管与氦质谱检漏仪相连。在容器外壁可疑部位吸吮,当有漏孔时, He_2 便经吸嘴进入检漏仪,给出漏率的指示。由于漏孔漏出的 He_2 会迅速扩散,吸嘴吸入的氦气只是漏出 He_2 的一部分,所以检漏灵敏度较低。

另外对于大容器充一定压力的 He_2 , He_2 耗量较大,所以一般用于小试件检漏,最小可检漏率为 $1 \times 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s} \sim 1 \times 10^{-7} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

(2) 真空室法。将被检试件放入容器内,两者分别抽成真空。容器与氦质谱检漏仪相连,被检试件内充入 He_2 ,如果有漏, He_2 便通过漏孔进入真空室,检漏仪会显示出漏率值。此法用于航天器的小部件检漏。

(3) 充压检漏法。这种方法用于航天器上的电子元器件、电阻、电容、半导体管壳、继电器等,其内腔带压,在太空真空环境下长期不应有漏气。通常是将一批被检试件放入带压 He_2 室内,压力高于被检试件内腔压力,浸泡数小时取出,用 N_2 或空气将表面残留 He_2 吹净,然后放入与氦质谱检漏仪连接的真空容器,如果有泄漏,元器件将会缓慢地放出 He_2 ,检漏仪将会显示,然后对这批元器件进行分批筛选,找出有泄漏的元器件。

2) 打压试漏法

(1) 压降法。被检容器用干燥气体充到一定压力后,隔断气源,观察被检容器内压力随时间的下降情况,计算漏率大小。此法一般用于检漏率较大的压力容器。

(2) 气泡法。将被检容器充入高于 0.1MPa 的气体,放入水中或在可能有漏的焊缝处涂抹肥皂液,有漏孔的地方会产生气泡。

压力越高,可检灵敏度越高,一般都控制在 0.3MPa 以内。检漏前要清除焊渣,清洗焊缝、油污等。要注意水的清洁、透明,肥皂液要稀稠适当,最小可检漏率为 $1 \times 10^{-2} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s} \sim 1 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

3) ^{85}Kr 法

将含有 ^{85}Kr 的氮气加压送到被检容器中,而被检容器置于收集容器内,若被检容器中有漏孔存在,泄漏出来的 ^{85}Kr 气体,在风机的作用下流经探头,由探头输送出的信号经过

放大的甄别 ,再输送到显示器。由于泄漏存在 ,收集器中的⁸⁵Kr 浓度就会不断增加 ,显示器的指示也就随之增加 ,通过计算可推算出漏率大小。

该法可用于航天器及零、部件的检漏 ,航天器整体可检漏率为 $3 \times 10^{-4} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$,零部件可检漏率为 $1 \times 10^{-10} \text{ Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$ 。

由于⁸⁵Kr 是放射性物质 ,使用中必须考虑对放射线的防护问题。

以上各种方法 ,在航天器、空间环境模拟设备的检漏中都得到应用。但是由于空间环境的复杂性 ,检漏时需要附加环境条件 ,如低温下的实时检漏、高低温环境下的光学窗口的密封检漏、特殊结构形状的检漏等等 ,还要模拟实时环境条件 ,给检漏工作带来复杂性。

9.3 空间环境模拟室内的压力测量技术

空间环境模拟室内的压力是航天器热平衡与热真空试验中必须模拟的重要参数之一 ,因此在试验过程中应对压力进行正确测量。空间环境模拟室内的压力测量实际上是真空度的测量 ,因为气体的压力越低 ,真空度就会越高 ,相反 ,气体的压力越高 ,真空度就会越低。当然 ,以气体的压力表示真空度并不完全合理 ,因为真空度是对气体稀薄程度的客观量度 ,所以测量的最直接的物理量应是单位体积中的分子数而不是压力。但在温度一定时 ,单位体积中的分子数与压力成正比 ,所以用压力表示真空度 ,在一定程度上还是反映了气体的稀薄程度。

本节不介绍各种真空计的测量原理 ,而仅介绍与空间环境模拟室内压力测量有关的主要测量技术。

9.3.1 空间环境模拟室内压力测量的特殊性及其需研究的问题

9.3.1.1 压力测量的特殊性

1) 定向压力效应

在宇宙空间 ,从航天器飞出的分子无碰撞地沉没在无限空间之中再不返回 ,所以宇宙空间是具有无限抽速的“分子沉”。在地面有限尺寸和有限抽速的系统中 ,模拟无限空间的真空状态 ,即使两者空间分子状态一样 ,因两者边界条件不同 ,也会引起误差。因此 ,在空间环境模拟室内 ,当用第 1 个规管面向试件 ,测量从试件飞来的分子流压力 p_1 ,第 2 个规管面向热沉壁板 ,测量从热沉返回分子流的压力 p_2 时 , p_1 和 p_2 之间是存在差别的 ,即存在定向压力效应 ,用下式表示为

$$p_1 - p_2 = 1 - (1 - \alpha) \tag{9-5}$$

式中 α ——热沉壁板对分子的粘着几率。

液氮温度的热沉对水蒸气的 $\alpha \approx 0.9 \sim 0.99$ 。所以 p_1 和 p_2 之间有可能相差 1 个或 2 个数量级。

在空间环境模拟室中的超高真空试验。在容器壁上安装的规管与在热沉内安装的规管其测量的真空度将存在 1 个 ~ 3 个数量级的差别。因此 ,试验中应考虑规管安装的位置、方向、形式 ,以更真实地反映试验真空度。

2) 协同效应

在空间紫外、原子氧、电子、质子等综合环境试验中,压力测量会带来“协同效应”。紫外、X射线将会使真空规光电流本底增大,要注意屏蔽;紫外、短波辐射会引起气体光电离,附加粒子被规管收集极接收,使规管灵敏度增大,带电粒子辐射也会使规管灵敏度变化。因此,要防止这些带电粒子进入真空规。

3) 非稳定流压力的快速测量

在火箭发动机高空试车台的点火试验中,会产生各种气体超音速流。为了测出2次点火之间短时间内的压力快速变化,要求规管能快速反应。由于气体压力随时间急剧变化,并做高速空间流动,因此气流和规管之间便相互影响。规管的位置、方向、形状都与测量结果密切相关。测量方法不同,压力差别也很大。

4) 复杂温度环境条件下的压力测量

一般的真空度测量是在室温条件下进行的,但在空间环境模拟室中存在着复杂的温度环境。空间环境模拟室容器壁处于室温,而内部热沉温度为100K,在试件接受太阳辐射时,其表面的温度可达100℃以上。航天器内部各系统工作时又会形成一定的热源。这种复杂的温度环境会改变已校准好的规管的性能,给压力测量带来误差。

在分子流状态下,复杂的温度环境会使稳态时各处的粒子流量相等,而各处质量流量 Q ($\text{Pa} \cdot \text{L} \cdot \text{s}$)不等,即热流逸效应。热流逸效应会引起规管中和模拟室内各处压力的差别。假设容器中仅存在2个不同温度的简单情况,有如下关系,即

$$p_1 - p_2 = (T_1 - T_2)^{1-2} \quad (9-6)$$

$$n_1 - n_2 = (T_2 - T_1)^{1-2} \quad (9-7)$$

式中 p ——压力(Pa);

n ——密度($\text{kg} \cdot \text{m}^3$)。

5) 尘埃对压力测量的影响

在模拟宇宙碎片微流星的空间环境试验容器中,要考虑灰尘对压力测量的影响。在发动机点火试验中喷出的燃料气体(具有腐蚀性)以及离子火箭试验中喷出的铯粒子、汞粒子、氙粒子等,使模拟室中的气体成分更为复杂,给压力测量增加了不确定因素。因此,要求在测量压力时应考虑污染、腐蚀、辐射的影响。

9.3.1.2 压力测量中需研究的问题

- ① 容器中非平衡态分子流场分布研究;
- ② 不同试验、规管形式、结构、位置、方向的研究;
- ③ 多点测量、远距离遥测准确度的研究;
- ④ 容器中多层壁内测量误差的研究;
- ⑤ 自动记录、显示、计算机处理的研究;
- ⑥ 具有高精度、快速反应、变量程、长寿命、高可靠性真空计的研究。

9.3.2 压力测量的范围

空间环境模拟室内一般从大气压力开始抽为真空状态,根据不同的试验要求将压力降到规定值以下,便可进行试验。

对于卫星热平衡与热真空试验,规定空间环境模拟室压力不高于 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$,而对

于飞船热平衡与热真空试验 ,空间环境模拟室内压力不高于 $6.5 \times 10^{-3} \text{Pa}$,就可满足试验要求 ,近年来在美国等国家又将此压力规定为不高于 $1.3 \times 10^{-2} \text{Pa}$,即可满足试验要求。

对于红外遥感分系统的辐射定标试验 ,一般要求空间环境模拟室内的压力不高于 $1.3 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 。在辐射定标前的常温环境放气阶段 ,要求压力不高于 $6 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 即可。

对于考验航天器运动部件之间是否会产生冷焊的试验 ,比如星箭包带解锁试验 ,则要求空间环境模拟室内的压力一般不高于 $1.3 \times 10^{-7} \text{Pa}$ 。

对于一些仅考虑试件受外界压力影响的试验 ,比如气球卫星的膨胀试验和导弹整流罩的爆炸分离试验 ,要求空间环境模拟室内的压力不高于 10Pa 即可。

综上所述 ,进行航天器空间环境试验时 ,空间环境模拟室内的压力变化为 $1 \times 10^5 \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-7} \text{Pa}$,因此在选用真空计时要充分考虑这个特点。

9.3.3 真空计的选择

1) 选择真空计时应考虑的主要因素

- ①被测空间的压力范围 ;
- ②对不确定性、重复性和可靠性的要求 ;
- ③在测量条件下使用有足够的寿命 ;
- ④易于装配 ;
- ⑤易于得到电信号输出 ,反应迅速 ;
- ⑥价格便宜 ,易于维护。

2) 真空计的选择

根据上述因素 ,结合航天器空间环境试验的具体情况 ,一般根据不同的压力范围选用如下的真空计。

(1) $1 \times 10^5 \text{Pa} \sim 1 \times 10^2 \text{Pa}$ 。选用各种低真空计 ,如在抽气管道上可以使用静态变形式真空计 ,在空间环境模拟室内可以使用压阻式真空计进行测量 ,后者一般为数字显示 ,有的已成为智能化仪表。

(2) $1 \times 10^2 \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-1} \text{Pa}$ 。选用热传导式真空计 ,其中多用热电偶式真空计 ,它由热电偶规管和测量电路组成 ,使用前要经过标定。

(3) $1 \times 10^{-1} \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 。选用电离式真空计 ,它由电离真空规管和测量电路组成 ,使用前要经过标定。

(4) $1 \times 10^{-4} \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-8} \text{Pa}$ 。选用 B - A(Bayard - Alpert)规 ,使用前要经过标定。

(5) $1 \times 10^5 \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-7} \text{Pa}$ 。可用全量程规 ,比如瑞士的巴尔蔡斯(Balzers) PKR251 型 "全量程规 ,其测量范围为 $1 \times 10^5 \text{Pa} \sim 5 \times 10^{-7} \text{Pa}$,在测量范围为 $1 \times 10^4 \text{Pa} \sim 1 \times 10^{-6} \text{Pa}$ 时 ,它的测量不确定度为 $\pm 30\%$,重复性为 $\pm 5\%$ 。

9.3.4 规管的布置位置

从原理上讲 ,真空规管应布置在需测压力部位附近 ,而且越接近越能反映该点的实际压力。但在实际应用中 ,往往做不到这点 ,致使测量结果与被测部位的实际压力有一定的差异。比如在大型空间环境模拟设备中 ,试验时应测量空间环境模拟室内试件附近的压力 ,而在中国目前的测量中 ,热电偶规和电离规一般都安装在空间环境模拟室的外壁上 ,

因此测得的压力略高于空间环境模拟室内试件附近的实际压力 ;又如安装在抽气泵口附近的规管测量的压力则要略低于远离抽气泵口规管测得的压力。测量低于 $1 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 的压力时 ,则必须在空间环境模拟室内布置裸规。

为了能比较真实地测出航天器试验时空间环境模拟室内的压力 ,安装规管应注意如下事项。

1) 尽量将规管布置在空间环境模拟室内

比如美国原马丁(Martin)公司的“ 德尔塔 ”大型空间环境模拟器(直径为 12.2m、长为 24.4m 的卧式设备)中 ,将全部对流规布置在热沉与空间环境模拟室壁之间的环形空间 ,电离规除 1 个布置在热沉与空间环境模拟室壁之间的环形空间外 ,其余的 9 个电离规都布置在热沉的内部 ,而且距热沉有一定的距离。对流规用来测量 0.13Pa 以上的压力 ,电离规用来测量低于 0.13Pa 的压力。在中国 ,最好也应将电离规和 B - A 规布置在热沉包围区内 ,并距离热沉表面约 300mm 处。如果试验需要 ,还要将这些规安装在航天器附近的位置上。电离规和 B - A 规可以是管规 ,也可以是裸规。目前中国多在空间环境模拟室内的试验航天器附近布置裸规。

2) 规管的开口面朝向应合理

规管的开口面朝向和背向气流方向都不合理 :当规管的开口面朝向气流方向时 ,测量值会偏高 ,这是因为测量结果为静压加动压 ;背向气流方向时 ,测量值会偏低 ,这是因为测量结果为静压减去动压。正确的布放位置应使规管的开口面与气流方向平行 ,即在空间环境模拟室内布置规管时 ,应使规管的开口面与邻近的热沉表面相垂直。

3) 规管应有一定数量

在空间环境模拟室内的压力不是处处都相同的 ,因此布置的真空规应有一定数量 ,取各个测点数据的平均值作为空间环境模拟室内的实际压力值。从另一个角度考虑 ,为了可靠地获取压力数据 ,规管也应有适当的备份。规管布置的数量以空间环境模拟室的容积来决定 ,参考数量为 :容积小于或等于 100m^3 的空间环境模拟室不少于 4 个 ;容积为 $100\text{m}^3 \sim 500\text{m}^3$ 的空间环境模拟室不少于 6 个 ;容积大于 500m^3 的空间环境模拟室不少于 8 个。在空间环境模拟室内的规管应尽量均匀分布。另外 ,安装在空间环境模拟室壁上的热偶规一般也不少于 2 个 ,在抽气总管上还要安装 2 个低真空规。

4) 要防止干扰进入测量引线

由于裸规的离子流一般都很小 ,在超高真空下测量时的离子流一般仅有 $1 \times 10^{-8} \text{A} \sim 1 \times 10^{-12} \text{A}$,为了有效地抑制各种杂散信号对微弱离子流信号的干扰 ,测量引线多采用金属网屏蔽的高频电缆作为信号传输线 ,并保证线间有可靠的电绝缘 ,同时屏蔽线应单点接地。

9.3.5 计算机控制的真空测量技术

1) 指针式真空测量技术

过去一般都使用指针式的热偶电离复合真空计来测量空间环境模拟室内的压力。这种读数方式有以下缺陷 :

- ①读数有误差 ;
- ②测量结果需手记 ,既费力 ,又不便于保存 ;
- ③量程改变需手动 ,一旦疏忽 ,可能损坏仪表 ;

④测量结果无法与温度等数据一起建立数据库。

基于上述原因,从航天器热平衡、热真空试验对空间环境模拟室内的压力测量要求看,应该用计算机控制的测量系统进行压力测量。

2) 计算机控制真空测量技术

目前生产的热偶电离复合真空计一般都留有 5V 模拟量或 BCD 码输出,便于用计算机进行控制与测量。在 KM4、KM6 等大型模拟室中,还利用了巴尔蔡斯公司的“PKR251 型”全量程规配上计算机进行压力测量,可以自动显示、打印、存储和绘制曲线,通过曲线能直观地看出试验过程中空间环境模拟室内的压力变化情况。

另外,用微型计算机控制的热阴极电离真空计也已投入使用,比如“DL-7 型”智能化热阴极电离真空计就是其中的一种。它由“DL-7 型”热阴极电离真空规管和微型计算机组成。这种真空计能测量的压力范围为 $1\text{Pa} \sim 1 \times 10^{-6}\text{Pa}$ 。该系统具有如下功能:

- ①定时采样;
- ②量程自动转换;
- ③达到测量范围的给定压力值时发出控制信号;
- ④当压力超过上限时,自动切断灯丝电源;
- ⑤用软件来补偿电流放大器的各挡灵敏度;
- ⑥测量结果能打印或显示。

9.4 航天器热平衡与热真空试验的温度测量技术

在进行航天器热平衡与热真空试验过程中,需要测量的重要参数是试验设备和航天器上有关部位的温度。如果温度测量不准确,根据试验数据做出的结论就可能与飞行的实际情况不相符合,还可能根据这种结论做出错误的决策,最终可能导致航天器上某些组件因温度过高或过低而不能正常工作,甚至航天器飞行失败。所以,试验过程中的温度测量是一项很重要的测量项目。

9.4.1 航天器热平衡与热真空试验过程中温度测量的任务

在航天器热平衡与热真空试验和航天器一些特殊组件试验过程中的温度测量任务主要有以下几方面。

1) 航天器温度测量

初样航天器和正样航天器热平衡试验的主要目的之一就是获取航天器的温度数据,航天器热真空试验是通过在规定的高温、低温、升降温速率和冷浸及热浸条件下的热循环来实现的,因此要测量和控制的参数还是温度数据,航天器在轨道上飞行时,温度又是必须遥测的参数之一。所以在航天器热平衡与热真空试验中,航天器温度是第 1 个也是最主要的温度测量任务,航天器的有关部位都要用热电偶或热敏电阻来测量这些部位的温度,测点数目往往多达 1 000 个以上。在正样航天器热平衡与热真空试验中,除了用有线方式测量温度外,还用无线方式测量(即遥测)温度。

2) 热流计温度测量

在使用远红外加热器和红外灯阵模拟航天器空间外热流时,都需要测量到达航天器

表面或被航天器表面吸收的空间外热流。不管采用绝热型热流计还是采用热屏等温型热流计,都是通过测量敏感片温度和热屏温度,然后用公式换算成热流值的。所以热流计温度是第2个温度测量任务。

3) 试验设备温度测量

试验设备温度是第3个温度测量任务。

(1) 热沉温度测量。在航天器热平衡试验中,热沉温度必须低于100K,它直接影响到航天器试验温度的精度。在航天器热真空试验中,热沉温度还可能随航天器温度需要而变化。所以应进行热沉温度测量。

(2) 制冷机低温泵和内装式深冷泵冷板的温度测量。制冷机低温泵和内装式深冷泵冷板温度都要低到20K以下才能有效抽气,因此必须对冷板温度进行测量,尽管测点不多,但这是深低温温度测量。

(3) 冷屏温度测量。在红外多光谱扫描仪定标试验中,需要为辐射制冷器提供25K以下的冷背景,通常称为冷屏。试验中,既要求冷屏达到一定温度,又要求冷屏温度不均匀性不超过 $\pm 2\text{K}$,所以,这也是深低温温度测量。

(4) 航天器与试验装置有接口关系设备的温度测量。航天器与试验装置有接口关系的设备往往使航天器产生漏热,因此在这些设备(如悬挂或支撑系统)上常采用热控措施。显然,这些部位的温度也必须测量。

9.4.2 航天器热平衡与热真空试验中温度测量的特点

航天器热平衡与热真空试验中的温度测量与一般工程项目中的温度测量有所不同,一般具有如下特点:

①测温布点多达数百个甚至1000个以上,而且绝大部分是表面温度测量;

②测温范围宽,一般为10K~480K,因此在试验中,常常使用2个以上的温度传感器来完成测温任务;

③温度传感器的引线较长,在空间环境模拟室内的长度就达10m以上,在空间环境模拟室外一般也有5m~10m;

④被测对象处于压力低于 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 的空间环境模拟室内;

⑤空间环境模拟室内、外壁之间有一定的温度梯度存在;

⑥热电偶的输出电信号小,容易受到各种电噪声的干扰;

⑦测量速度和测量精度都有一定要求,测温总误差不超过 ± 0.5 ;

⑧测温、控温等计算机系统形成局部网络,资源共享。

9.4.3 热电偶测温

热电偶具有测温范围宽、体积小、动态响应速度快、互换性好、测量精度较高、稳定性较好、安装方便和便于集中测量等优点,因此在航天器热平衡与热真空试验的温度测量中得到广泛应用。

在试验中使用最多的热电偶有2种:铜-康铜热电偶,常用来测量 $-200 \sim +300$ 之间的温度;镍铬-金铁热电偶,常用来测量 $-269 \sim 0$ 之间的温度。

1) 热电偶的制作

热电偶的测量端通常是将相配的 2 种金属丝端部绞接后点焊而成的。点焊时不允许碰伤热电偶丝。测量端的焊接要牢固,表面应圆滑而具有金属光泽,无裂纹,无气泡。测量端焊接后的圆球直径约为 2 根热电偶丝的直径之和。

2) 热电偶的安装

当温度较低,尤其是在高真空的环境中,物体之间的接触热阻增大,加上金属的比热容随温度降低而迅速减少,所以容易产生较大的温度波动。如果热电偶安装不当,将可能给测量结果带来明显的误差。为此在安装热电偶时必须注意如下诸方面。

(1) 有良好的热接触。当被测表面允许焊接,同时又不采用公用参考点法接线时,为了使热电偶测量端能反映被测温度,最好将热电偶的测量端焊到被测表面上。在不允许焊接的地方,则可将热电偶的测量端粘接在被测表面上,胶层要尽量薄。为了使测量端与被测表面之间接触良好,建议将球形测量端压成扁平形状后再进行粘接。

当使用公用参考点法接线时,必须保证连接到同一公用参考点的各对热电偶测量端之间有良好的电绝缘,因此不允许将热电偶的测量端焊接在被测表面上,而只允许进行粘接。粘接之前预先在热电偶头部涂上 1 层胶膜,并使其固化,以确保各热电偶测量端之间有良好的电绝缘。如果被测表面是导体,则要求在被测部位表面预先粘贴 1 层极薄的聚酯薄膜条,暂用 502 胶将热电偶测量端及其附近一段引线适当固定,然后再根据测温范围选用合适的粘接剂将热电偶测量端及附近的一段引线粘贴在被测表面,最后再进行绝缘电阻检查,其电阻值应满足规定的要求。

(2) 尽量减少辐射热交换的影响。当被测温度与周围的环境温度差别较大时,辐射热交换则可能使被测温度产生较大的误差。为减少这种误差,以及减少安装部位与相邻部位之间的性能差异,可在热电偶测量端及其附近引线上再根据情况选用单面镀金、镀铝或喷有涂层的聚酯薄膜覆盖。选用的覆盖物与被测表面的发射率应尽量接近。

(3) 尽量减少引线导热的影响。由于热电偶的测量端尺寸很小,所以应特别注意减少通过热电偶引线导热而产生的影响。为此,一方面要注意选择热导率低和直径细的热电偶丝,比如热流计上的热电偶一般都选择直径为 $0.1\text{mm} \sim 0.15\text{mm}$ 的热电偶丝,航天器上用的热电偶丝的直径一般不超过 0.2mm 。测量热沉表面温度的热电偶丝一般也不允许超过 0.3mm 。另一方面,安装热电偶测量端及引线时可以采用沿等温面敷设热电偶线的方法。等温敷设的热电偶线长度至少为热电偶丝直径的 100 倍,对于直径为 0.2mm 的热电偶线,一般有 $2\text{cm} \sim 3\text{cm}$ 的引线粘贴在被测表面上,即可有效地减少由于引线导热而引起的测温误差。

(4) 尽量保持被测表面的原有状态。安装热电偶时,要尽量避免改变被测表面的温度场、几何形状和表面的热性能参数。为了尽量维持原表面的性能,也可在测量端及其附近引线上涂覆与原表面相同的涂层。

3) 热电偶的测量线路

由于被测对象都处于空间环境模拟室内,而测量仪器在空间环境模拟室外,所以热电偶线必须正确地引出空间环境模拟室。为了既不破坏空间环境模拟室的密封性能,又不对测量结果产生附加电动势,同时还能节省一定数量的热电偶线,根据所需热电偶数量及具体条件,可选用下面 1 种或几种热电偶的测量线路。

(1) 不同热电极都通过空芯管的测量线路。这种接线方法如图 9-2(a)所示。热电

偶的正、负极引线都通过特制密封插座的空芯管直接穿出空间环境模拟室壁,然后经过参考点再接到测量仪器的相应输入通道上,中间不允许接入第3种金属,参考点温度一般设置在0。

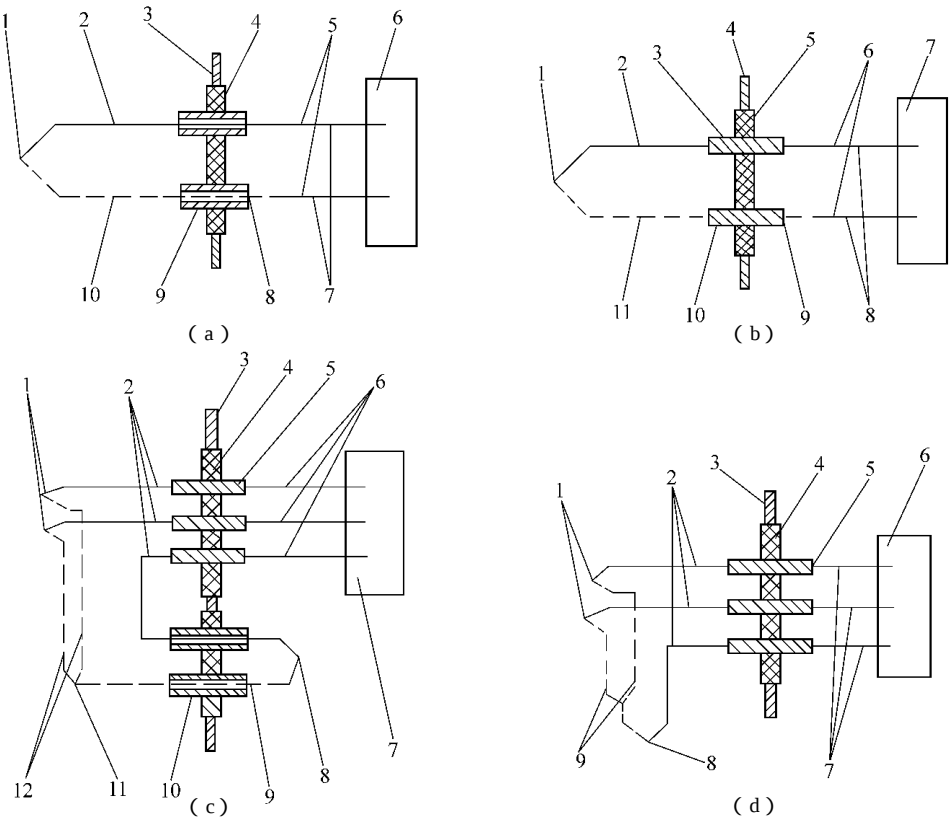


图 9 - 2 热电偶的测量线路图

(a)不同热电极都通过空芯管的测量线路

1—测量端;2—正电极;3—空间环境模拟室壁;4—密封插座;5—参考点;6—测量仪器;7—铜线;
8—密封焊锡或粘接剂;9—空芯管;10—负电极。

(b)用与热电偶正、负极相同材料插针的测量线路

1—测量端;2—正电极;3—与正极材料相同的插针;4—空间环境模拟室壁;5—密封插座;6—参考点;
7—测量仪器;8—铜线;9—焊点;10—与负极材料相同的插针;11—负电极。

(c)在空间环境模拟室外设置公用参考点的测量线路

1—测量端;2—正电极;3—空间环境模拟室壁;4—密封插座;5—插针;6—铜线;7—测量仪器;8—公用参考点;
9—焊点;10—空芯管;11—负极线汇集点;12—负电极。

(d)在空间环境模拟室内设置公用参考点的测量线路

1—测量端;2—正电极;3—空间环境模拟室壁;4—密封插座;5—铜插针;6—测量仪器;7—铜线;
8—公共参考点;9—负电极。

为了防止漏气,必须在空芯管处进行密封。比较可靠的密封方法是在插座暴露于室温的一边用锡焊料焊接。被焊长度要尽量短,最好控制在2mm~3mm内,不焊接的部分要与空芯管电绝缘,切忌在空芯管的两端都进行焊接。如果真空度要求不高,可以用硅橡胶或环氧胶代替焊锡进行密封。无论采用何种密封方式,都必须经检漏合格后方能投入使用。用胶封方法的优点是不会产生测量误差。而锡封则可能产生微小的误差。为了减

少这种误差 :一方面要注意焊接方法 ;另一方面要尽量减少密封插座的内、外温差。为了减少温差 ,可以用多层隔热组件将装有空芯管插座的密封法兰内侧加以覆盖。多层隔热组件一般由五六个单元组成即可 ,每个单元由双面镀铝薄膜和涤纶网构成。为了有利于抽气 ,在多层隔热组件上需要扎若干通气孔。处于空间环境模拟室内的引线部分最好也用多层隔热材料包扎 2m 以上长度 ,并避免与低温热沉相接触。

(2) 用与热电偶正、负极相同材料插针的测量线路。这种接线方法如图 9 - 2(b) 所示。密封插座上的插针分别采用与热电偶各极相同材料制成 ,这是特制的密封插座 ,避免了前述的密封问题。每对热电偶的正极和负极只要与密封插座上相同材料的插针对接即可。这种接线方法实质上与上述通过空芯管的接法相同 ,中间也没有接入第 3 种金属。但该方法的缺点是特制的密封插座成本较高 ,而且热电偶线的热电特性与密封插座上相应材料的热电特性难以完全一致 ,当差异较大时 ,也会给测量结果带来相当的误差。

(3) 在空间环境模拟室外设置公用参考点的测量线路。这种接线方法如图 9 - 2(c) 所示。图中空芯管的密封方法可为胶封或锡焊密封。在某些试验场合 ,也可在处于室温的密封垫片之间以压紧密封方式引出热电偶公共参考点的 2 根引线 ,参考点温度为 0 。为了减少密封插座的内、外温差 ,在密封法兰的内侧要用多层隔热材料覆盖。

在空间环境模拟室外设置公用参考点的测量线路主要优点有 :在理想情况下不产生附加热电势 ,需要真空密封部位的数量大大减少 ,可以节约热电偶线 ,便于使用和检查。正因为如此 ,我国目前卫星热平衡与热真空试验中的温度测量多采用这种测量线路。

使用这种接线方法必须注意如下问题 :所有测量端之间要有可靠的电绝缘 ,当未接入热电偶线之前 ,检查测量仪器每个输入通道正极和负极之间的绝缘电阻 ,其值应满足规定要求 ,一旦出现绝缘电阻不符合要求 ,尤其是接近短路的情况下 ,不但影响该通道的测量结果 ,而且会使与同一公用参考点上相连接的所有其他热电偶的测量信号值比真实值低 ,其原因是信号产生了分流 ;共用同一公用参考点的热电偶数目不宜过多 ,当使用 50 芯插头时 ,一般为 49 对 ,第 50 芯为公用负极线。

(4) 在空间环境模拟室内设置公用参考点的测量线路。这种接线方法如图 9 - 2(d) 所示。公用参考点处的温度不一定是 0 ,但必须相对稳定。即使使用 0 ,也不便使用通常的冰水混合物装置 ,而只能通过控温手段来达到。由于现在数据采集速度很快 ,对控温精度要求并不高。

这种接线方法与在空间环境模拟室外设置公用参考点方法相比有如下优点 :无需使用空芯管 ,通过参考点后的引线都可使用铜线 ,因而节约了热电偶线 ;空间环境模拟室壁的内、外温差不会给测量结果带来误差。

这种接线方法也有一定缺点 :在每次测量中参考点温度也必须测量 ,以便在热电势测量值换算成温度值的过程中考虑参考点的温度修正 ,参考点温度需要进行控制 ,参考点由于在空间环境模拟室内 ,所以维修不方便 ,如果在试验过程中出现了问题 ,更是难以维修。故要在保证参考点温度控制措施可靠工作的前提下 ,才能使用这种测量线路。目前在 KM6 设备已经使用了在空间环境模拟室内设置公用参考点的热电偶测量线路 ,参考点装置选用热容大的铜棒制成 ,外加多层隔热组件 ,放在热沉与筒壁之间的适当位置上。参考点温度不控制 ,用铂电阻测量其温度 ,由于数据采集速度极高 ,可以认为采集热电偶信号与用铂电阻测量参考点温度是同时完成的 ,所以不会给测量结果带来不允许的测量误差。

在参考点装置上布热电偶时一定要保证热电偶头部之间电绝缘良好,同时与参考点装置本体有良好的热接触,一般用填充导热硅脂来解决这个问题。另外还必须保证参考点装置本体有好的温度均匀性,使铂电阻与热电偶处于同一温度。

4) 热电偶测量线路的检查

由于热电偶数量多,接线也较繁杂,所以在试验前必须反复仔细检查。在检查中既要使用一般仪器,也要用到数据采集系统,必要时还要辅以理论分析判断。检查要在空间环境模拟室外和空间环境模拟室内的不同状态下分别进行 2 次检查的内容基本相同。检查项目主要有以下几方面。

(1) 导通检查。测量每对热电偶的回路电阻,其阻值若与热电偶线的电阻原测值基本相同,则认为导通良好。

(2) 绝缘电阻检查。每条公用线之间、公用线对地、每条正极线之间和正极线对地都应具有良好的电绝缘。

(3) 接线正确性检查。首先按照试验接好所有线路,在室温下进行扫描测量,其所有测温结果都应接近室温,然后分别接通外热流和仪器加热回路,输入一定电功率,同时测量有关部位的温度,其结果应随加热功率的增加和减少而升和降。如果在此过程中温度没有明显变化,甚至反常,比如电功率增加时温度反而有些下降,则线路必有接错之处,这时如果检查不出明显错误,而又无法直接去寻找,则可借助于回路接点热电势分析法判断可能的错误之处,然后再加以排除。

(4) 干扰检查。在试验现场的不利环境条件下可能对热电偶测量结果产生干扰。为了检查有无干扰,应按实际试验程序进行工作,同时测量所有温度,若温度值有明显的波动,则有干扰存在。这时最好先用示波器检查信号受干扰的程度,然后再判断出可能的原因,从而排除干扰。

5) 热电偶热电势值与对应温度值的换算

热电偶的热电势值与对应温度值的关系一般都是非线性的,难以用简单解析式表示。为了将测得的热电势值换算成对应的温度,通常可采用多项式分段拟合,其形式为

$$T(E) = \sum_{n=0}^N A_n E^n \quad (9-8)$$

式中 T ——温度;

E ——对应于参考点温度为 0,被测温度为 T 时的热电势值;

N ——多项式最高的方次;

A_n ——待定系数,可用最小二乘法求出。

对于铜-康铜热电偶,取 $N=3$,分 3 段即可比较精确地拟合 $-200 \sim +200$ 范围内的热电偶分度表,最大拟合误差不超过 ± 0.1 。

对于镍铬-金铁热电偶,取 $N=4$,分 4 段拟合 $4K \sim 273K$ 范围内的热电偶分度表时,也可得到较为精确的拟合结果。除 $4K \sim 22K$ 范围内个别点温度的拟合误差略超过 $\pm 0.1K$ 以外,其他都小于 $\pm 0.1K$,而且在 $23K \sim 273K$ 范围内的拟合误差还都不超过 $\pm 0.05K$ 。

有了分段拟合公式,只要在换算程序中设置若干分界点的热电势值作为选用拟合公式的比较判据,就可使程序自动转换到用相应拟合公式计算出与热电势相对应的温度值。

如果热电偶的参考点温度不是 0,而是其他温度,则每次还必须测量参考点的温

度,将其换算成对应的热电势,将该热电势与测得的热电势相加后代入式(9-8)计算出相应的温度。

关于用多项式拟合热电偶分度表的问题,还要提醒注意下面几个问题。

(1) 在什么温度范围内拟合,就仅在该范围内使用,不得随意外推。

(2) 不要仅靠增加多项式的方次 n 来提高换算精度,这样做会大大降低换算速度。

(3) 求多项式中的诸系数时一定要用最小二乘法,取点间隔可有密有疏,但应避免仅用 4 个点的值来求 4 个系数。

应当指出,上述将热电偶热电势值换算成相应温度值的方法并不是唯一的,但无论哪种方法都必须满足所需的换算精度以及换算速度的要求。

6) 温度测量

按照试验的一般要求编制好较为通用的计算机测温程序,试验时再根据每个试验工况的具体测温要求调用有关程序,便可进行温度测量和按选定的输出格式打印、绘图或存储。有关测温程序编制的一般要求见 9.4.5 节。

9.4.4 热敏电阻测温

常用的负温度系数热敏电阻具有灵敏度高、体积小、响应快和抗干扰性强等优点,因此在获取航天器飞行过程中的温度数据和温度控制方面得到了广泛应用。

热敏电阻用于航天器的测温范围通常为 $-200 \sim +200$,其电阻值的变化范围为 $1 \times 10^2 \Omega \sim 1 \times 10^6 \Omega$,对于常温型负温度系数的热敏电阻,其电阻温度系数约为 $-1\% \sim -6\%$ 。此外还有几种高温和低温型热敏电阻,仅在少数特殊情况下使用。

航天器上通常使用的热敏电阻为玻璃包覆密封型的珠状电阻和圆片状电阻。珠状电阻的直径一般为 $0.5\text{mm} \sim 2\text{mm}$,圆片状电阻的直径一般小于 5mm 。

1) 热敏电阻的选用原则

选用热敏电阻的原则应以航天器总体要求为依据,满足所需的测温范围、精度、外形尺寸、稳定性和灵敏度的要求。对于测量精度要求较高、长期反复使用、温度变化反应快或在真空和高压条件下使用时,应选用性能稳定、结构密封的球状和小片状热敏电阻。选用时还应考虑到热敏电阻本身的尺寸和形状对传热条件的影响。

热敏电阻的热敏指数数值越大,其电阻温度系数绝对值也越大,然而测温范围也就越窄。所以测量低温时应选择热敏指数低的热敏电阻,而测量高温时应选择热敏指数高的热敏电阻。

2) 热敏电阻的安装

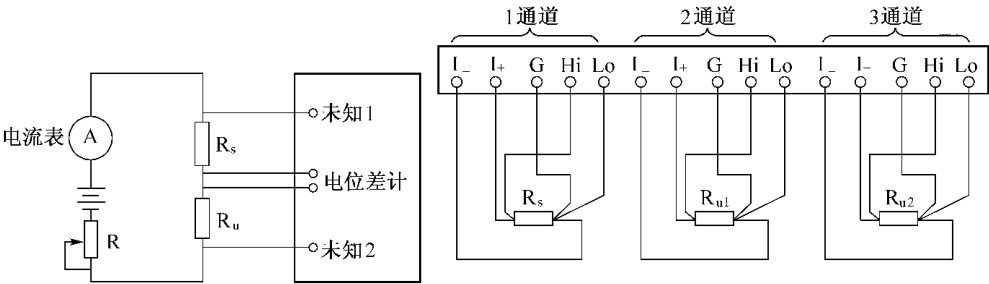
热敏电阻的安装与热电偶的安装要求基本原则相同,用合适的胶将热敏电阻头部连同 30mm 左右长的导线粘贴在被测表面,粘贴要求可靠,头部不得翘起,用胶量要适量。在热敏电阻头部及附近引线上还要覆盖一层单面镀金、镀铝或喷有其他涂层的聚酯薄膜条,选用的覆盖物表面发射率与被测表面的发射率应尽量接近。

3) 热敏电阻的测量线路

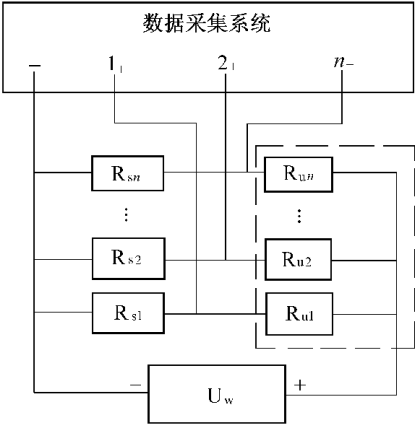
在地面测试中多采用测电阻值的热敏电阻测量线路,这种线路既可保证精确地测量电阻值,又可消除引线产生的电阻测量误差。直流电位差计测量电阻的方法,仅在测量速度要求不高、但测量精度要求较高的场合才使用。对于热平衡和热真空试验中的热敏电

阻测量 ,由于测点较多 ,测量速度也要求快些 ,一般都使用数据采集系统进行测量。

(1)用直流电位差计测量电阻的线路。在航天器的热平衡和热真空试验中 ,由于热敏电阻的引线很长 ,一般都在几十米以上 ,而且通过温度梯度较大的区域 ,所以引线的电阻值往往较大而且不稳定 ,容易产生测量误差。为了消除这种影响 ,可采用 4 线测量电阻的方法 ,使测量电阻两端电压的引线与测量供给电流的引线分开。图 9 - 3(a)给出了用直流电位差计测量电阻的线路原理图(图中 R 为可调电阻、 R_s 为标准电阻、 R_u 为待测电阻)。



(a)用直流电位差计测量电阻的线路原理图 (b)用数据采集系统本身恒流源测量电阻的线路原理图



(c)用外接稳压电源测量电阻的线路原理图

图 9 - 3 热敏电阻测温原理图

测量前先通过调节电阻 R 使回路电流恒定在某一要求数值上 ,然后分别测出电阻 R_s 和 R_u 上的电压降 U_s 和 U_u ,并用下式求出未知电阻 R_u 的值 ,即

$$R_u = \frac{U_u}{U_s} R_s \tag{ 9 - 9 }$$

这种用直流电位差计测量电阻的方法可以达到很高的测量精度 ,但同时也对电源的稳定性要求很高 ,即要求回路电流不变 ,至少在 2 次测量的时间内应维持不变。如果再考虑到需要用电流向来消除杂散电势引起的误差 ,对 1 个未知电阻 ,则需要进行 4 次测量 ,且不利于直接换算成相对应的温度 ,因此 ,用电位差计测量电阻的方法一般不适用于

温度变化快、多点测量和自动记录的场合。

(2) 采用数据采集系统的测量线路。在航天器的热平衡和热真空试验中,一般都用数据采集系统来测量电阻和进行相应温度的换算。

①用数据采集系统本身恒流源测量电阻的测量线路。在数据采集系统中,有的测量部分是数字电压表,它本身具有测量电阻的输入端,测量的线路当然简单。有的测量部分则没有像数字电压表那样有电阻输入端,而是系统中有高稳定度的恒流源,其输出电流由计算机程序控制。用这种数据采集系统来测量电阻的原理与用电位差计测量电阻的原理相类似,所不同的是前者完全在计算机的控制下自动进行罢了。其测量线路原理图如图9-3(b)所示,图中 R_s 为标准电阻, R_{u1} 和 R_{u2} 为2个待测电阻,所有引线通过密封插头、插座引出空间环境模拟室后,分别接到数据采集系统的3个输入通道上, I^+ 和 I^- 为系统内恒流源输出端的正极和负极, G 为保护极,它起着抗干扰的作用, H_i 和 L_o 分别为被测电压的正极和负极输入端。

计算机程序按下面次序编制:分别对每个要测量的通道供给预定的电流,同时分别测量每个通道中电阻两端之间的电压,按公式 $R_{u1} = \frac{U_{u1}}{U_s} R_s$ 和 $R_{u2} = \frac{U_{u2}}{U_s} R_s$ 计算出电阻值,然后按温度和电阻之间的关系式换算成相应温度值。

②用外接稳压电源测量电阻的测量线路。当数据采集系统本身无恒流源时,可采用外接稳压电源的方法,其测量线路原理图如图9-3(c)所示。图中 U_w 为外接稳压电源, R_s 为标准电阻, R_u 为被测热敏电阻,虚线框内部分位于空间环境模拟室内,其他在空间环境模拟室外。标准电阻可安装在线路箱内。航天器上的被测热敏电阻采用公用线接法,通过过渡插头、插座引到空间环境模拟室壁上的密封插头、插座后引出空间环境模拟室,再通过50芯插头与固定在线路箱上的50芯相应插座相接。同样,数据采集系统也用公用线接法通过插头与线路箱上连接标准电阻的插座连接。稳压电源通过接线箱加到标准电阻与被测电阻串联后的两端。如果稳压电源很稳定,测量时仅需测出标准电阻上的电压值,通过下式计算出被测 n 个热敏电阻的电阻值,即

$$R_{un} = (U_w - U_{sn} - 1) R_{sn} \tag{9-10}$$

式中 R_{un} —— n 个被测热敏电阻的电阻值;
 U_w ——稳压电源输出电压值;
 U_{sn} ——测出的标准电阻上的电压值;
 R_{sn} ——标准电阻的电阻值。

4) 热敏电阻测量线路的检查

首先用数字万用表在室温下测量热敏电阻的电阻值和热敏电阻对被测表面之间的绝缘电阻值,在室温下测量的电阻值要与设计值相符,绝缘电阻值不得小于20MΩ。再用数据采集系统在室温下测量各点温度,这些值与室温之差必须小于规定的偏差值。

5) 电阻值与对应温度值的换算

由热敏电阻的电阻值换算成对应温度值的方法不是唯一的,不同温度范围的换算方法也可不同。下面介绍换算方法。

(1) 热敏电阻的温度特性。负电阻温度系数的热敏电阻在一定温度范围内(比如

- 20 ~ +60)电阻值随温度的变化关系可用指数关系式近似表达为

$$R = Ae^{B-T} \quad (9-11)$$

式中 T——温度；

R——温度为 T 时的电阻值；

e——自然对数的底；

A——与材料特性、元件尺寸有关的常数；

B——热敏电阻的材料常数。

航天器仪器的温度一般在 - 20 ~ +40 范围内,达到 60 的仪器就很少了,因此这段温度范围内的近似表达式是我们感兴趣的公式。

(2) 由热敏电阻值换算成温度值。根据式(9-11),可以得到

$$T = B - (\ln R - \ln A) \quad (9-12)$$

由于 B 和 $\ln A$ 为常数,可由热敏电阻分度表中 T 和 R 的对应值用最小二乘法求出。在测量温度时,只要测得电阻 R 值就可用式(9-12)换算成对应温度。

根据实践,当在 - 20 ~ +60 范围内每隔 10 取一点用最小二乘法求出常数后,换算温度的均方根误差为 ± 0.24 ,如果去掉首、尾 2 个值,其均方根误差只有 ± 0.17 。

(3) 由电阻值换算成对应温度值需注意的问题。由于热敏电阻的温度特性非线性很严重,在宽的温度范围内不能都用指数关系来近似。比如,对某些大 B 值的热敏电阻,在室温以上比较符合式(9-11),而当温度范围较宽,尤其是在低温区,对某些类型的热敏电阻用方次关系来表达似乎更接近实际情况,即

$$R = R_1 T^B \quad (9-13)$$

式中 R_1 ——温度为 1K 时的电阻值；

B——热敏电阻材料常数。

正是由于存在这种情况,所以在将电阻值换算成对应温度值时,拟合公式形式要选好,不同温度范围可选择不同的拟合公式形式,而且使用时不能随意外推,在什么温度范围内拟合,就仅能在该范围内使用。

6) 使用热敏电阻测量温度应注意的问题

当使用热敏电阻测量温度时,应注意如下几个问题。

(1) 当温度测量范围较宽时,有时需使用几个不同量程的热敏电阻,以便分段接替使用。

(2) 由于热敏电阻之间的一致性差,因此在使用前必须逐个进行标定。

(3) 当热敏电阻通入电流时,所产生的焦耳热将使其温度升高,电阻值下降,导致温度测量值偏高。为了减少这种误差,不管采用什么样的测量线路,测量时必须使电流控制在适当限度内,一般不大于 $100\mu A$ 。

9.4.5 测温程序的编制要求

一般情况下,数据采集系统往往配有应用程序,但很难完全符合试验要求。我们需要按照航天器热平衡和热真空试验的要求来编写基本通用的测温应用程序,这种程序一般

应满足以下要求。

1) 既通用又灵活

应用程序既有通用性,又有灵活性,即程序既能满足航天器热平衡和热真空试验的一般测温要求,也能方便地修改成满足一些特殊测温的要求。

2) 操作方便

程序设计方便,即使对计算机软件不太熟悉的人也能很快学会操作。

3) 多种功能

程序应包含多种功能,主要有:

①控制通道扫描,包括1次、多次、定时和随机采样。定时应能同时设定几种不同的时间间隔,采样应能方便地改变采样速度和使用量程,多次采样应能去掉最大值和最小值,并计算平均值及均方根误差;

②将测量值换算和处理为所需要的工程单位,如摄氏度、开尔文、瓦特、瓦特每平方米;

③对某些通道连续或随机监测,一旦发现超限能及时报警;

④根据测得值进行航天器有关部位的平均温度和航天器能量平衡误差的计算;

⑤提供指定测点在某时间间隔内出现的最高和最低温度;

⑥对选定的部分通道的测量结果进行适时作图(屏幕显示或绘图仪作图);

⑦显示或打印相邻2次测量值之差大于给定值的温度;

⑧存储测量结果;

⑨用存储的数据按时间顺序列表打印或作图;

⑩输出打印格式应包括日期、时间、通道号、本次测量结果及其分别与前1次、前2次、前3次测量结果之差、升/降温速率以及其他需处理的项目;

⑪能将测量值与期望值进行比较,这里的期望值可能是事先给定的值,也可能是根据测量值用温度外推法预报的温度值;

⑫与外热流控制等计算机联成局部网络,并具有同一时标。

由于试验的内容不同,要求也会有所差异,因此应尽量编制能满足各种要求的温度测量和数据处理的程序。

9.4.6 数据采集系统的正确使用

除按有关的技术说明书使用数据采集系统外,还应注意下面几个问题。

1) 定期周检

定时对系统进行检定,必要时还需随时用标准信号对系统测量的正确性进行校核性检查。

2) 正确使用保护极

为了充分发挥数据采集系统的抗干扰能力,保护极(Guard)必须接到合适的位置上,当干扰不大时,保护极与信号的负极线相接;当干扰较大时,保护极则应接到干扰源上。

3) 使用单独电源

不要与其他设备混用同一电源。如果系统不具有断电自动保护程序和数据的功能,还需配置不间断电源。

4) 单点接地

系统只允许有 1 个接地点,接地电阻不得大于 1Ω 。

5) 正确短接某个输入通道

当热电偶采用公用参考点的测量线路时,如果因个别热电偶失效而需在仪器的输入端短接仪器的某个输入通道时,必须将原接线从仪器的输入端取下,并使其相互绝缘后,再用另一条短导线将该输入通道短接起来。

9.4.7 温度测量误差的主要因素

温度测量误差与许多因素有关,下面列举一些主要因素。

(1) 传感器自身质量会产生测量误差。为此应选择优质的热电偶材料和热敏电阻元件,以保证热电偶具有良好的热电特性、均匀性和稳定性,并保证热敏电阻具有良好的热阻特性和稳定性。

(2) 传感器的分度精度会产生测量误差。为此传感器必须经过 2 级以上计量部门标定,而且热敏电阻必须进行逐支检验和分度。

(3) 传感器安装不当会产生测量误差。比如传感器与被测部位接触热阻较大,外界与传感器之间的辐射换热和导热等都会导致测量误差。因此要按照有关技术文件的规定进行热电偶和热敏电阻的安装。

(4) 测量线路不当会产生测量误差。为此必须按照前述有关的规定设计和连接测量线路。

(5) 热电偶参考点温度不准确会产生测量误差。当选择 0°C 作参考点温度时,如果偏离值达 $\pm 0.1^\circ\text{C}$,则要对测量结果进行修正;当选择其他温度作参考点温度时,则要保证稳定,而且每次采样时必须与被测温度点同时进行测量。

(6) 动态响应慢会产生测量误差。为此,在被测温度快速变化的场合,要选择热惯性小的传感器。

(7) 干扰会产生测量误差。试验现场的不利因素可能会对测量信号产生干扰,有时甚至无法进行测量,因此必须排除干扰。

(8) 由热电势和电阻值换算成相应温度值会产生测量误差。为此采用的换算方法必须满足规定精度的要求。

(9) 数据采集系统会产生测量误差。为此,数据采集系统的测量精度必须满足要求。

以上列举了在温度测量中可能产生误差的一些因素,但不一定都必然产生误差,有的通过采取措施可以降至很小,甚至可以忽略。所以在实际测量中必须进行具体分析。当最后需要估算总的测量误差时,应分成 2 大类进行计算:恒定的或按一定规律变化的误差,即系统误差;每次测量中没有一定规律的误差,即偶然误差。系统误差可以通过排除或校验、修正的方法加以解决,偶然误差可用下式计算,即

$$\sigma_a = \sqrt{\sum \sigma_{ai}^2} \quad (9-14)$$

式中 σ_a ——总的偶然误差;

σ_{ai} ——单项偶然误差。

9.5 热流和电功率测试技术

在航天器热平衡试验中,当采用红外加热器模拟航天器空间外热流时,必须测量红外加热器到达航天器表面或被其吸收的辐射热流密度,因此,热流的测量精度是影响航天器热平衡试验中空间外热流红外模拟总精度的关键因素之一。当采用接触式电加热器模拟航天器吸收的空间外热流时,必须测量电加热器上的电功率,因此电功率的测量精度也是影响航天器热平衡试验中吸收空间外热流模拟总精度的关键因素之一。2 个参数测量技术相比较,后者比较成熟,前者尽管研究并使用了多年,但直至目前,高精度和快速响应的热流计还在继续探索和不断完善中。

9.5.1 热流测量

辐射热流计,简称热流计,一般分为光电型和热型 2 类。光电型热流计具有响应快和输出信号大的特点,但它的光谱响应窄,而且随波长而变化。热型热流计的情况与此相反,它的响应速度慢,输出信号小,但能在较宽的波长范围内具有较均匀的光谱响应。正因为如此,它便成为航天器热平衡试验中测量辐射热流的主要手段。

热型热流计分为绝热型热流计、热屏等温型热流计、绝热 - 热屏等温型热流计 3 种。

9.5.1.1 绝热型热流计

顾名思义,绝热型热流计是利用绝热措施使热流计敏感片的漏热减至最小,从而不考虑敏感片漏热的影响,使热流值与敏感片温度有单一的函数关系。但这是近似关系,只要存在漏热,就会产生热流测量误差。

1) 测量到达表面空间外热流的绝热型热流计

(1) 测量原理。这种热流计的结构示意图如图 9 - 4(a)所示。它主要由涂高发射率黑漆的铜敏感片、铜补偿片、多层隔热组件、热电偶以及底片等部分组成。敏感片和铜补偿片的直径一般分别为 30mm 和 40mm,铜补偿片的裸露部分也喷涂高发射率黑漆。铜补偿片的作用为:当敏感片的温度高于热流计背面与被测航天器表面相接触处的温度时,敏感片向航天器表面的漏热由于铜补偿片也接收到相同的到达热流密度而得到补偿;当航天器表面温度高于敏感片的温度时,由于航天器表面向敏感片的漏热首先到达铜补偿片,一部分漏热量通过铜补偿片的裸露部分向热沉辐射,因而使到达敏感片的漏热热流密度减少。以上 2 种情况都减少了敏感片的漏热量,从而提高了热流的测量精度。热电偶用来测量敏感片的温度,为了热接触良好,将热电偶的头部(即测量端)焊接在敏感片背面的中心,其引线在背面绕 1 周并用粘接剂固定在敏感片上。

我们称这种热流计为黑片,这是因为敏感片正面喷涂有发射率大于 0.9 的黑漆。当红外辐射加热器和敏感片的温度相差不太大时,可以近似认为敏感片正面对红外辐射的吸收比等于它的发射率。使用时只要测出敏感片的平衡温度,就可以用下式计算出到达被测表面的稳态热流密度值,即

$$q_r = \sigma T_s^4 \tag{9 - 15}$$

式中 q_r ——到达被测表面的热流密度($W \cdot m^{-2}$);

σ ——斯忒藩 - 玻耳兹曼常量 ,在工程中常取其值为 $5.67 \times 10^{-8} (W - (m^2 \cdot K^4))$;

T_s ——敏感片的热平衡温度(K)。

用式 (9 - 15) 计算出的热流包括红外加热器的辐射热流和各种背景的辐射及反射热流 ,但没有考虑到敏感片与被测表面之间热传导的影响。

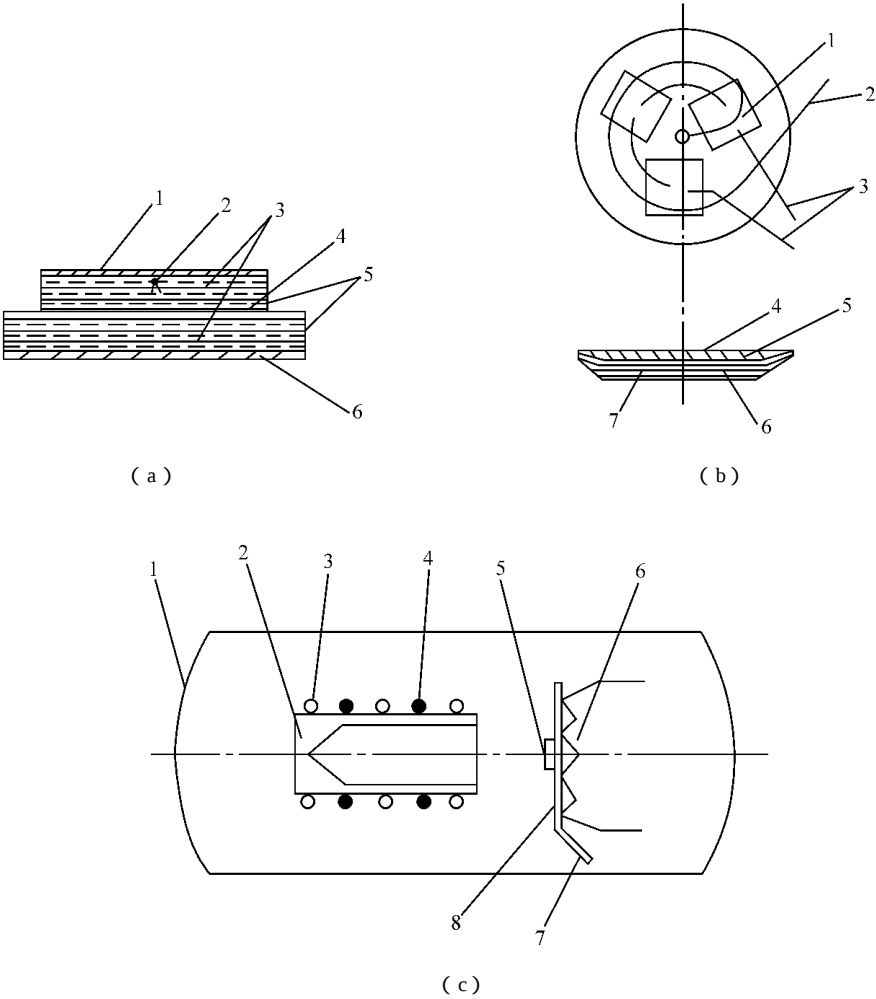


图 9 - 4 热流测量示意图

(a)测量到达表面空间外热流的绝热型热流计结构示意图

1—表面涂黑漆的敏感片 ;2—热电偶 ;3—多层隔热组件 ;4—补偿片 ;5—双面镀铝薄膜 ;6—底片。

(b)测量表面吸收热流的绝热型热流计结构示意图

1—电阻加热器 ;2—热电偶 ;3—加热和功率测量线 ;4—被测表面的涂层 ;5—敏感片 ;6—多层隔热组件 ;
7—从多层隔热组件中间部位引出的所有导线。

(c)绝热型热流计漏热率的检测设备示意图

1—空间环境模拟室壁 ;2—黑体炉 ;3—黑体冷却管 ;4—黑体加热器 ;5—热流计 ;
6—底板加热器 ;7—底板冷却管 ;8—热流计安装底板。

(2) 测量误差分析。这种热流计一般用来测量来自红外加热笼电阻片上的远红外辐射热流。使用式(9-15)计算出的到达航天器表面的热流密度除了红外加热笼的辐射热流外,还包括各种背景的辐射及反射热流,但没有考虑到敏感片与被测表面之间由于热传导而引起漏热的影响。下面对由于敏感片漏热而引起热流测量误差进行简单分析。

不考虑漏热时,热流计测得的到达热流密度 q_m 为

$$q_m = \frac{\varepsilon}{\alpha} \sigma T_s^4 \tag{9-16}$$

式中 α, ε ——分别为敏感片表面对红外辐射热流的吸收比和半球发射率。

当仅考虑多层隔热组件垂直方向的漏热时,敏感片的热平衡方程为

$$\left. \begin{aligned} q_1 \alpha &= \varepsilon \sigma T_s^4 + K \alpha (T_s^4 - T_0^4) \\ K &= \frac{\varepsilon_{\text{eff}}}{2 + \frac{A_1 \varepsilon}{A_0 \varepsilon_{\text{eff}}}} \end{aligned} \right\} \tag{9-17}$$

式中 A_1, A_0 ——分别为铜补偿片裸露在空间中和热流计背面与航天器表面相接触处的面积;

ε_{eff} ——多层隔热组件的有效发射率;

T_0 ——热流计背面与航天器表面相接触处的温度。

根据式(9-16)和式(9-17)可得出由于漏热引起的热流密度测量相对误差为

$$\delta_1 = 1 - \frac{1}{1 + \frac{K}{\varepsilon} \left[1 - \left(\frac{T_0}{T_s} \right)^4 \right]} \tag{9-18}$$

式中 δ_1 ——热流密度测量的相对误差。

在式(9-18)中 δ_1 为正值时,表示敏感片向航天器表面漏热,定义为正向漏热;当 δ_1 为负值时,表示航天器表面向敏感片漏热,定义为反向漏热。

由式(9-18)看出,当 $T_0 \rightarrow 0$ 时 δ_1 出现最大值。即出现了最大的正向漏热误差。当取 $\varepsilon_{\text{eff}} \approx 0.1, \varepsilon = 0.9$ 时, $\delta_1 \approx 1.8\%$, 当 $\varepsilon = 0.5$ 时, $\delta_1 \approx 4.6\%$, 若 $\varepsilon = 0.1$ 时,则 $\delta_1 \approx 29.1\%$ 。这说明,当存在正向漏热时,由于漏热引起的热流密度测量误差明显地取决于敏感片涂层的发射率,若涂层为 $\varepsilon = 0.9$ 的黑漆,由于正向漏热引起的热流密度测量误差最大不超过 2%,表示热流计的测量值比实际值小 2%。

由式(9-18)还可看出, $T_s - T_0 < 0$, 敏感片涂层为 $\varepsilon = 0.9$ 的黑漆时,若要控制因反向漏热引起的热流密度测量误差不超过 -5%,则要满足 $T_0 - T_s < 0.3727 T_s$ 。所以,当 $T_s = 150\text{K}$ 和 $T_0 - T_s < 55\text{K}$ 时,由于反向漏热引起的热流密度测量误差不超过 -5%,表示热流计的测量值比实际值大 5%。

2) 测量表面吸收热流的绝热型热流计

(1) 测量原理。这种热流计的结构示意图如图 9-4(b)所示,它主要由铜敏感片、多层隔热组件、电阻加热器和热电偶组成。敏感片的正面喷涂与被测表面相同的涂层。为了缩短响应时间,铜敏感片的边缘厚度已减至 0.05mm。电阻加热器用来在使用前标定敏感片吸收热流与敏感片热平衡温度的关系。

在测量时,需要测量的是敏感片的平衡温度,根据标定数据得出的关系式换算成吸收热流密度值。只有当漏热很小时,可用下式计算出表面吸收热流密度的近似值,即

$$q_a = \varepsilon \sigma T_s^4 \quad (9-19)$$

式中 q_a ——表面吸收的热流密度;

ε ——敏感片表面(被测表面与此相同)的发射率;

T_s ——敏感片的热平衡温度。

(2) 热流计标定。使用这种热流计之前,应在与使用条件相同的低温真空环境中进行标定,标定时敏感片吸收的热流值用紧贴于敏感表面背面的金属薄膜电阻加热器的加热功率来产生。改变加热器的功率就改变了敏感片吸收的热流密度值。标定时,热流计应按使用要求的工艺安装在温度可控的底板上,底板温度要模拟热流计贴于被测表面处的温度,而这个温度在试验过程中往往是变化的,而且难于精确知道,所以要得到与使用条件完全相同的标定结果还存在一定困难。若用标定数据得到拟合公式,计算结果会比用式(9-19)计算的结果更准确些。

3) 绝热型热流计漏热率的检测

绝热型热流计没有考虑敏感片漏热的影响,而这种漏热必然产生热流测量误差,通过对绝热型热流计漏热率的检测,可以分析热流计的测量误差。

(1) 检测设备和仪器。热流计漏热率的检测设备和仪器由真空室、热沉、黑体、热流计安装底板、控温仪和数据采集系统等部分组成。检测设备的示意图见图9-4(c)。

要求黑体达到的技术指标有:有效发射率的计算值不小于0.99;有效辐射表面温度的不均匀性不大于0.5;黑体腔口径应大于热流计敏感片的直径;黑体温度可控制在 $-120 \sim +250$ 范围内的任一值;处于热稳定状态时,每小时黑体温度波动值不大于0.25。

要求热流计安装底板达到的技术指标有:尺寸不小于 $100\text{mm} \times 100\text{mm}$;温度可控制在 $-100 \sim +100$ 范围内的任一值上;测温布点不少于3个;处于热稳定状态时,底板温度不均匀性不大于2,温度稳定性不大于 $\pm 0.5 - h$ 。

(2) 检测原理。将热流计安装底板控制在某个固定温度,并当黑体和热流计均达到热稳定状态时,到达热流计敏感片上的热流密度为

$$q = \phi \varepsilon_b \sigma T_b^4 \quad (9-20)$$

式中 q ——到达热流计敏感片上的热流密度;

ϕ ——热流计敏感片对黑体有效辐射面的角系数;

ε_b ——黑体的有效发射率;

T_b ——黑体温度。

热流计敏感片的漏热热流密度与其吸收热流密度之比的百分率,称为漏热率,并用 δ_2 表示,因此,到达热流计敏感片上的热流密度 q 也可表示为

$$q = \frac{1}{1 - \delta_2} \cdot \frac{\varepsilon}{\alpha} \sigma T_s^4 \quad (9-21)$$

式中 α ——热流计敏感片对黑体辐射的吸收比;

ε ——热流计敏感片的半球发射率;

T_s ——热流计敏感片的热平衡温度。

漏热率 δ 的计算公式为

$$\delta_2 = \left[1 - \frac{1}{\phi \varepsilon_b} \cdot \frac{\varepsilon}{\alpha} \left(\frac{T_s}{T_b} \right)^4 \right] \times 100\% \quad (9-22)$$

式(9-22)中 ε_b 通过事先计算或试验求出, T_b 和 T_s 在检测中通过测量得出, ϕ 根据检测中黑体和热流计敏感片的尺寸及相对位置计算得出, α 和 ε 事先测出或用其他方法给出。

(3) 检测程序。检测程序一般如下:

①将热流计按实际使用时的工艺条件安装到底板上,使黑体轴线与热流计敏感片中心的偏差不超过 1mm,敏感片与黑体轴线垂直,角度偏差不超过 2° ,热流计敏感片到黑体腔口的距离应使前者对后者的角系数大于 0.75;

②使真空室的压力不高于 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$,热沉温度不高于 100K;

③在规定的辐射热流密度和底板温度范围内选取检测工况,并进行黑体和底板温度的调节控制;

④当黑体和底板温度达到热平衡状态后,监测热流计敏感片的温度,若其温度在 30min 内变化不大于 0.1,则认为热流计处于热稳定状态,并记录此时的黑体、底板和热流计温度;

(4) 数据处理。用式(9-22)计算出各工况下热流计的漏热率,并画出漏热率随底板温度和热流计敏感片温度变化的曲线。

(5) 3 种不同涂层绝热型热流计漏热率的检测结果。为了某次航天器热平衡试验测量到达表面热流密度的需要,对敏感片涂层分别为 S781 白漆、OSR 替代涂层和黑漆(它们的半球发射率分别为 0.87、0.79 和 0.91)的 3 种不同涂层绝热型热流计的漏热率进行了检测,检测结果列于表 9-2 表中的 T_s 、 T_0 、 T_b 和 δ 分别为热流计敏感片的温度、热流计安装底板的温度、黑体温度及根据式(9-22)计算的漏热率。由表 9-2 可以看出如下几点。

①漏热率 δ 值随热流计敏感片温度 T_s 与热流计安装底板温度 T_0 之差而变化。当 $T_s - T_0 \approx 0$ 时 δ 值都接近于零。当 $T_s - T_0$ 的绝对值增加时,对于 S781 白漆和 OSR 替代涂层 δ 的绝对值明显增加,对于黑漆 δ 的绝对值增加缓慢。

②当敏感片使用吸收与辐射性质有光谱选择性的涂层(如 S781 白漆和 OSR 替代涂层)时,尽管它们的发射率也分别高达 0.87 和 0.79,但由于它们的吸收-发射比($\alpha - \varepsilon$)并不为 1,所以在同样的 $T_s - T_0$ 条件下,它们的漏热率远比黑漆涂层的漏热率大得多。如,对使用 S781 白漆涂层的热流计,当 $T_s - T_0$ 为 -66.6 时 δ 达到 -31.0%,对使用 OSR 替代涂层的热流计,当 $T_s - T_0$ 为 -66.8 时 δ 值达到 -31.3%,对使用黑漆涂层的热流计,当 $T_s - T_0$ 为 -58.1 时 δ 值只有 -4.0%。

③从①和②分析看,当采用未经过标定或虽进行过标定,但使用中无法对测量结果进行修正的绝热型热流计测量到达表面的热流密度时,宜采用高发射率黑漆作为热流计敏感片涂层,当 $T_s - T_0$ 不低于 -58 时,由敏感片漏热引起的热流密度测量误差不超过 -5%。

④在涂层为黑漆栏的最后 1 列数据是根据式(9-18)计算出的漏热率 δ_1 ,这些值与用式(9-22)计算出的漏热率 δ_2 相比,绝大部分吻合得比较好,说明由理论分析得出的式

(9 - 18)是正确的。

表 9 - 2 3 种不同涂层绝热型热流计漏热率的检测结果

S781 白漆($\varepsilon = 0.87$)					OSR 替代涂层($\varepsilon = 0.79$)					黑漆($\varepsilon = 0.9$)					
T_s	T_0	$T_s - T_0$	T_b	δ_2	T_s	T_0	$T_s - T_0$	T_b	δ_2	T_s	T_0	$T_s - T_0$	T_b	δ_2	δ_1
-	-	-	-	- %	-	-	-	-	- %	-	-	-	-	- %	- %
- 17.3	19.8	- 37.1	- 20.1	- 4.5	19.0	20.2	- 1.2	19.8	- 0.1	19.9	20.1	- 0.2	20.4	0.7 ^①	0.0
- 32.1	20.8	- 52.9	- 40.1	- 14.5	- 42.7	20.0	- 62.7	- 59.9	- 36.4	- 9.7	20.2	- 29.9	- 10.2	- 0.8	- 1.0
- 60.2	20.1	- 80.3	- 80.0	- 47.8	- 60.6	20.0	- 80.6	- 79.9	- 46.3	- 37.8	20.3	- 58.1	- 40.1	- 4.0	2.7
- 19.0	0.1	- 19.1	- 20.1	- 1.8	17.5	- 0.3	17.8	19.5	2.7	19.5	- 0.1	19.6	20.0	0.7	0.5
- 35.5	- 0.1	- 35.4	- 40.1	- 8.1	- 46.7	0.0	- 46.7	- 60.0	- 27.4	- 39.5	0.1	- 39.6	- 40.1	- 1.0	- 1.6
- 66.5	0.1	- 66.6	- 80.0	- 31.0	- 66.4	0.4	- 66.8	- 80.0	- 31.3	18.7	- 20.1	38.8	19.9	1.6	0.8
- 20.8	- 19.9	- 0.9	- 20.1	1.1 ^①	—	—	—	—	—	- 10.6	- 20.1	9.5	- 10.0	0.9	0.3
- 38.3	- 20.1	- 18.2	- 40.1	- 3.1	—	—	—	—	—	- 40.7	- 20.3	- 20.4	- 40.2	0.9 ^①	- 0.8
- 70.5	- 19.9	- 50.6	- 79.9	- 20.9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
注 ①因检测数据欠准确 ,导致本应为负值的 δ_2 却变成正值了															

9.5.1.2 热屏等温型热流计

上面谈到的绝热型热流计 ,无论是测量到达表面的热流计 ,还是测量被表面吸收热流密度的热流计 ,都存在着 2 个共同的缺点 :都没有考虑敏感片漏热对测量结果的影响 ,当敏感片表面涂层的发射率较低时 ,由于敏感片漏热引起的测量误差还相当大 ,都是通过测量敏感片的热平衡温度而得到相应热流值的 ,因此不太适宜用于进行瞬态热流测量。为了克服上述弊端 ,改用热屏等温型热流计。这种热流计对敏感片不采取绝热措施 ,而加温度基本均匀的杯状金属热屏 ,通过测量热屏的温度或将热屏控制在某个固定温度来考虑敏感片漏热的影响。

1) 测量原理

热屏等温型热流计由敏感片、金属薄膜电阻加热器、杯状热屏、聚酰亚胺胶带和热电偶等部分组成 ,有圆形和方形 2 种 ,其结构示意图如图 9 - 5(a)所示。

2 对铜 - 康铜热电偶分别焊接在敏感片背面和热屏底部内表面尽量靠近中心点的位置上 ,分别用来测量敏感片和热屏底部的温度。敏感片背面的金属薄膜加热器用来提供标定时所要求的不同输入功率。在加热器的下表面贴有镀铝聚酯薄膜 ,用来限制从敏感片背面到热屏的辐射损失。敏感片上的所有导线在引出热屏之前都要有适当的长度粘贴在热屏上 ,以减少敏感片通过导线向周围环境的热传导损失。在热屏内表面上涂覆高发射率黑漆 ,以减少从敏感片和热屏之间的狭缝进入的辐射热流的反射。在敏感片的正面涂覆与被测表面相同的涂层 ,以便测量表面的吸收热流。在热屏侧面粘贴聚酰亚胺胶带 ,以使侧面的发射率一致。

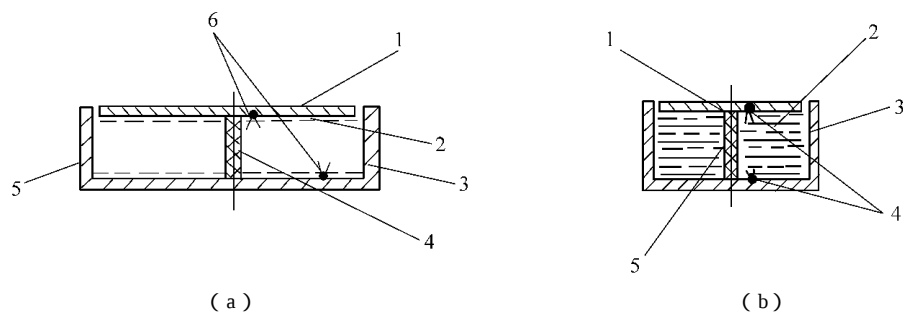


图 9 - 5 热流计结构示意图

(a)热屏等温型热流计结构示意图

1—敏感片 ;2—金属薄膜电阻加热器 ;3—杯状热屏 ;4—支撑杆 ;5—聚酰亚胺胶带 ;6—热电偶。

(b)绝热—热屏等温型热流计结构示意图

1—表面涂黑漆的敏感片 ;2—多层隔热组件 ;3—杯状热屏 ;4—热电偶 ;5—支撑杆。

当热流计在真空低温条件下使用时 ,敏感片有如下的热平衡方程

$$q_a = F_1 \frac{dT}{d\tau} + F_2(T_s - T_h) + F_3\sigma(T_s^4 - T_h^4) + \varepsilon_s\sigma T_s^4 \tag{9 - 23}$$

式中 T_s, T_h ——分别为敏感片和热屏的温度 ;

F_1, F_2, F_3 ——由标定数据确定的系数 ;

τ ——时间 ;

ε_s ——敏感片正面涂层的发射率 ;

q_a ——敏感片吸收的热流密度。

式(9 - 23)在任何时刻、任何功率下吸收的热流密度都是成立的。而 F_1, F_2 和 F_3 是与吸收热流大小无关的 ,它们是仅取决于材料性质和工艺状态的参数 ,这就是说 ,每个热流计的这些参数都是常量 ,并可以通过标定试验来确定。

当用于测量热流时 ,只要测出 T_s, T_h 和每次测量的时间间隔 ,就可以用式(9 - 23)计算出敏感片吸收的热流密度 q_a 。因此 ,热屏等温型热流计既考虑了敏感片的漏热 ,又可用于测量瞬态热流。当用来测量瞬态热流时 ,还需进一步提高热流计的标定技巧和使用技巧。

当测量稳态热流时 ,式(9 - 23)变为

$$q_a = F_2(T_s - T_h) + F_3\sigma(T_s^4 - T_h^4) + \varepsilon_s\sigma T_s^4 \tag{9 - 24}$$

2) 热流计标定

将热流计按实际使用时的安装方法安装在温度可控的安装底板上 ,然后吊挂在热沉温度低于 100K、压力低于 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 的真空室内进行标定 ,敏感片吸收热流密度 q_a 用下式确定 ,即

$$q_a = \frac{I^2 R}{A} + \varepsilon_s\sigma T_w^4 \tag{9 - 25}$$

式中 I ——敏感片加热器电流值 ;

R ——敏感片加热器电阻值 ;

A ——敏感片外表面面积 ;

ε_s ——敏感片外表面半球发射率；

T_w ——热沉温度。

标定过程为：分别加入不同的 I ，同时用数据采集系统测量出 T_s, T_h, T_w ，并记录每次测量的时间。测量的时间间隔要尽量短，在每个电流值 I 下的测量要求延续到敏感片达到热稳定为止。

根据标定过程得到的数据，用最小二乘法计算出每个热流计热平衡方程中的系数 F_1, F_2 和 F_3 。

关于热屏等温型热流计的标定有以下说明：热流计在安装底板上的安装方式必须与实际使用时在航天器表面上的安装方式相同；当热屏等温型热流计在某个恒定的热屏温度使用时，必须将热屏温度控制在这一恒定温度进行标定。

9.5.1.3 绝热 - 热屏等温型热流计

在总结绝热型热流计和热屏等温型热流计的基础上，又出现了将这 2 种热流计主要特点综合起来考虑的 1 种热流计，用来测量达到表面的热流密度，称为绝热 - 热屏等温型热流计，这种热流计在巴西和中国合作制造的“资源一号”卫星热平衡试验中由巴方提供使用。

1) 测量原理

绝热 - 热屏等温型热流计由正面涂黑漆的敏感片、多层隔热组件、杯状热屏、支撑杆、热电偶等部分组成，其结构示意图见图 9 - 5(b)。

这种热流计主要用来测量稳态热流，当敏感片达到热稳定时，可根据下式计算出到达被测表面的热流密度值，即

$$q_r = \sigma T_s^4 + A(T_s - T_h) + B(T_s^4 - T_h^4) \quad (9 - 26)$$

式中 q_r ——到达表面的热流密度；

T_s, T_h ——分别为敏感片和热屏的温度；

A, B ——由标定数据确定的系数。

2) 热流计标定

在真空、低温环境中采用黑体作为红外辐射源进行热流计标定，在无黑体辐射源时，也可以用小型空间环境模拟室的热沉作为红外辐射源，但热沉的温度必须均匀，且能按需要进行调节和精确测量，热沉表面的半球发射率也必须经过精确测量，热沉与热流计之间的几何位置也必须确定，只有这样，才能精确计算出到达热流计表面的热流密度值。

在“资源一号”卫星热平衡试验中，巴西提供的测量到达卫星表面的热流密度计公式为

$$q_r = \sigma T_s^4 + 0.259(T_s - T_h) + 6.463 \times 10^{-9}(T_s^4 - T_h^4) \quad (9 - 27)$$

9.5.1.4 热流计的选用

在航天器热平衡与热真空试验中如何选用合适的热流计是非常重要的，下面 2 个建议供参考。

(1) 当使用远红外加热笼模拟空间外热流时，宜选用敏感片涂层为高发射率黑漆的绝热型热流计或绝热 - 热屏等温型热流计。若选用敏感片为其他涂层的热流计时，如果

仅在敏感片上有测温点 ,要经过敏感片漏热率的检测并确认引起的热流密度测量误差在允许的范围内才能使用。

(2) 使用红外灯阵模拟空间外热流时 ,应选用热屏等温型热流计。

9.5.2 功率测量

当用接触式电阻加热器模拟表面吸收热流时 ,只要测量出加热功率即可。关于加热功率的测量是比较简单的 ,一般只要测量出加热器两端的电压和加热回路中的电流便可计算出加热功率。回路中的电流可通过测量串连在回路中的精密电阻上的电压而得到。其测量线路示意图如图 9 - 6 所示。

加在电阻加热器 R_1 上的电功率 P 为

$$P = (U_1 U_2) - R_2 \tag{ 9 - 28 }$$

式中 U_1 ——电阻加热器 R_1 两端的电压 ;
 U_2 ——精密电阻 R_2 两端的电压 ;
 R_2 ——精密电阻值。

如果认为电阻加热器的电阻值不随温度变化 ,则只要测出电流值 ,再用 $P = I^2 R$ 计算出加热器的电功率。

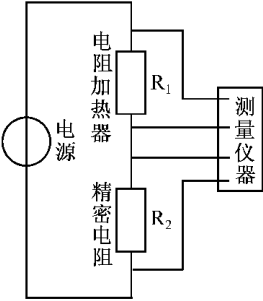


图 9 - 6 功率测量示意图

参 考 文 献

1 闵桂荣 ,郭舜. 航天器热控制. 北京 :科学出版社 ,1985

2 闵桂荣主编. 卫星热控制技术. 北京 :宇航出版社 ,1991

3 刘锋. 使用瞬态理论预报航天器温度场及其最后的平衡状态. 中国空间科学技术 ,1982(2)

4 马有礼 ,刘锋等. 卫星瞬变热流红外模拟技术研究. 中国空间科学技术 ,1991(5) 56 ~ 63

5 Corinth R L ,Rouse J A. Meeting Today's Requirements for large Thermal Vacuum Test Facilities. 14th Space Simulation Conference ,1986. 112 ~ 130

6 GJB 1027 - 90 卫星环境试验要求. 北京 :国防科工委军标出版发行部 ,1991

7 QJ 1446A - 98 卫星热真空试验方法. 北京 :航天工业总公司 708 所 ,1998

8 王立. ZKM 载人航天空间环境试验设备载人试验系统设想. 环模技术 ,1990(1 2) 56 ~ 78

9 MIL - STD - 1540A 航天器试验要求. 航空部 301 所译. 北京 :航天工业部 708 所 ,1986

10 MIL - STD - 1540B 航天器试验要求. 俞云书等译. 北京 :航天工业部 708 所 ,1985

11 MIL - STD - 1540C 运载器、顶级飞行器、航天器试验要求. 金恂叔等译. 北京 :中国航天工业总公司 708 所 ,1997

12 GJB 1033 - 90 卫星热平衡试验方法. 北京 :国防科工委军标出版发行部 ,1991

13 徐济万. 模拟舱内气体换热的热平衡试验方法. 环模技术 ,1999(1) 10 ~ 17

14 钱滨江等编. 简明传热手册. 北京 :高等教育出版社 ,1983

15 李立强. 我国卫星的在轨故障与试验对策. 环模技术 ,1991(2) 23 ~ 26

16 田莉 ,林桦. 国外卫星系统故障分析. 环模技术 ,1991(2) 27 ~ 35

17 黄本诚主编. 空间环境工程学. 北京 :宇航出版社 ,1993

18 达道安主编. 空间真空技术. 北京 :宇航出版社 ,1995

19 金恂叔. 载人航天器的热真空试验. 环模技术 ,1999(4) 1 ~ 8

20 于喜海 ,陈金盾 ,孙海龙 ,等. 失重模拟技术的发展及其比较研究. 环模技术 ,1998(2) 22 ~ 28

21 何传大. 载人航天的热真空试验. 中国空间科学技术 ,1991(4) 37 ~ 41

22 James C J. Apollo Experience Report - Manned Thermal - Vacuum Testing of Spacecraft. NASA N74 - 20543

23 Paolini A M. Gemini Development by Combined System Test. AD441312

- 24 Behrend A F J ,Chandier G D. Thermal Vacuum Performance Testing of the Space Shuttle Orbiter Radiator System. NASA - N81 14138
- 25 Grommer J R ,Formey P B. Lockheed Sensor Test Facility. Infrared System ,1980(256) 137 ~ 143
- 26 Williamson R ,Otte A. Attitude - Referenced Radiometer Study Part II - Primary Calibration System. NASA CR - 1902
- 27 龚蕙兴, 汤锐宾. 卫星遥感仪器红外辐射定标设备. 环模技术 ,1992(2) 1 ~ 8
- 28 龚蕙兴等. 甚高分辨率扫描辐射计的红外辐射定标. 红外研究 ,1990 9(2) 140 ~ 143
- 29 朱广贻. 气象卫星扫描辐射计的辐射定标. 中国空间科学技术 ,1992(5) 27 ~ 32
- 30 张蓉等. 80 ~ 345K 连续调温腔型黑体. 环模技术 ,1997(1) 18 ~ 24
- 31 臧友竹. 多光谱扫描仪空间环境下定标设备可见光近红外谱域标准源装置研制. 环模技术 ,1997(1) 8 ~ 12
- 32 黄本诚主编. 空间模拟器设计. 北京: 宇航出版社, 1994
- 33 柯受全主编, 黄本诚, 何传大, 金恂叔副主编. 卫星环境工程模拟和试验: 上册. 北京: 宇航出版社, 1993
- 34 华诚生. 用于辐射定标的热管黑体. 环模技术 ,1986(2) 23 ~ 30
- 35 庞世杰. 星载遥感仪器红外辐射定标技术之现状. 环模技术 ,1988(4) 34 ~ 38
- 36 Crabb R L ,Schneider K. Development of an Advanced Lightweight Rigid Solar Array. 10th IEEE 1973. Photovoltaic Specialists Conference ,1973. 307 ~ 317
- 37 李立强. 真空和温度对卫星太阳能电池翼板展开的影响. 中国空间科学技术 ,1989(4) 66 ~ 71
- 38 Turner G F ,Hill H C. STS 41 - D Solar Array Flight Experiment. Twenty - first Space Congress Proceedings ,1984. 1 ~ 10
- 39 Harrison T D. Communications Technology Satellite Deployed Solar Array Dynamics Tests. N75 - 20468 ,1975
- 40 Wade W D ,Mcksn V C. The Technology Development Methodology for a class of Large Diameter Spaceborne Deployable Antennas. NASA CP - 2181 ,1981. 159 ~ 172
- 41 Schneider K. OTS Solar Array. ESA Sp - 140 ,1978. 193 ~ 200
- 42 Borderseb H ,Rizos L. Intelsat V Solar Array. ESA SP140 ,1978. 209 ~ 217
- 43 Schneider K. Development and Testing of the ULP Solar Array. ESA SP - 140 ,1978. 231 ~ 242
- 44 宋佑锴. 电子、质子、紫外和原子氧空间环境综合效应试验. 环模技术 ,1994(2) 14 ~ 22
- 45 冯伟泉. 卫星表面热控涂层空间退化特性的综合环境模拟试验方法. 环模技术 ,1996(4) 25 ~ 35
- 46 臧友竹, 冯伟泉等. 卫星空间特殊环境模拟试验技术. 环模技术 ,1998(专刊) 31 ~ 36
- 47 于志战, 王静宣等. 国外高速原子氧束获得方法分析. 环模技术 ,1989(3 4) 34
- 48 童靖宇, 黄本诚. 原子氧环境效应和国外小卫星搭载试验. 环模技术 ,1997(3) 34 ~ 43
- 49 范友福, 田剑华. 原子氧对航天器表面剥蚀效应及其预报研究. 环模技术 ,1998(4) 21
- 50 Banks B A ,Mirtich M J ,Rutledge S K et al. Ion Beam Spatter Deposited Thin Film Coating for the Protection of Spacecraft Polymers in Low Earth Orbit. NASA TM - 87051
- 51 Rutledge S K ,Olle R M. Durability Evaluation of Photovoltaic Blanket Materials Exposed on LDEF Tray s1003. Paper Presented at the 1st LDEF Post - Retrieval Symposium ,Kissimmee ,Florida ,1991
- 52 Banks B A ,Degroh K K ,Auer B M et al. Monte Carlo Modeling of Atomic Oxygen Attack of Polymers with Protective Coating on LDEF. Presented at the LDEF Post - Retrieval Symposium ,San Diego ,CA ,1992
- 53 Cauffman D P. Recommendations Concerning Spacecraft Charging in the Magnetosphere. AD770591
- 54 Proceedings of the Spacecraft Charging Technology Conference. ADA045459
- 55 Spacecraft Charging Studies in Europe. ADA0699676
- 56 Effects of Arcing due to Spacecraft Charging on Spacecraft Survival. N79 - 25312
- 57 Katz I ,Parks D E. Space Shuttle Orbiter Charging. AIAA - 82 - 0119
- 58 Daky E J. Simulations of the Electrostatic Charging of ESA Communications Satellites. ESA STM - 239 ,1987
- 59 黄本诚, 刘国青, 成致祥, 等. 特大型空间环境试验设备的超高真空获得技术. 真空科学与技术 ,2001(1) 1 ~ 4
- 60 宋佑诒. 卫星表面充电空间环境及其模拟方法. 宇航学报 ,1988(1) 89 ~ 94
- 61 黄本诚. 空间碎片环境及模拟与防护技术. 环模技术 ,1997(4) 10 ~ 19
- 62 朱毅麟. 空间碎片环境近况. 中国空间科学技术 ,1996(6) 19 ~ 28
- 63 刘静, 郭亨. 流星体和碎片——航天器的微粒环境综述. 环模技术 ,1999(1) 33 ~ 38

64 Anon. Spacecraft Magnetic Torques. NASA SP - 8018 ,1969

65 Feil O G ,Wunderer E. Magnetic Testing of Spacecraft. ESRO TN - 75

66 Parsons C L ,Harris C A. IMP - 1 Spacecraft Magnetic Test Program. NASA TND - 3376

67 Boyle J C. ISIS - B Spacecraft Magnetic Tests. NASA TM - x - 65858

68 Boyle J C. Lunar Roving Vehicle Magnetic Tests. NASA TM - x - 65927

69 Pruett W E. UK - 4 Flight Spacecraft Magnetic Tests. NASA TM - x - 66125

70 Harris C A. Demagnetization Methods for Spacecraft Systems and Components. N69 - 3399965

71 Noskowitz R ,Lynch R. Magnetistatic Measurement of Spacecraft Magnetic Dipole Moment. IEEE Transactions on Aero-space ,1962(2) 2

72 Eichhon W L. Magnetic Dipole Moment Determination by Nera - Field Analysis. NASA TN D - 6685

73 赵建平. KMB 大型空间环模设备放气污染检测预污染控制. 环模技术 ,1998(3) 48 ~ 59

74 Feil O G ,Hertz P. Comparative Study of Methods for Measuring Magnetic Moments. ESRO CR - 641

75 宋佑诒. 在地磁场中做卫星磁测量的几个问题. 宇航学报 ,1964(4)

76 宋佑诒. 卫星磁环境试验. 航天情报研究报告系列文集 ,1990(5) 277 ~ 293

77 黄本诚. 航天器空间环境防污染试验技术分析. 环模技术 ,1996(1) 1 ~ 5

78 张春元 ,黄本诚等. 大型空间模拟器总体检漏技术. 环模技术 ,1999(3) 29 ~ 37

79 范权福 ,田剑华. 原子氧对航天器表面的剥蚀效应及其预报研究. 环模技术 ,1998(4) 21 ~ 26

80 王欲知. 真空技术. 成都 :四川大学出版社 ,1980

81 马有礼. 航天器热真空试验中的热电偶测温技术. 环模技术 ,1987(4) 17 ~ 23

82 文耀普. 红外辐射热计的误差分析及检定. 第四届空间热物理会议 ,承德 ,1991

83 Donato M ,et al. Design of an Orbital Heating Simulator Using IR Techniques. 13th Space Simulation Conference ,Florida , 1984

84 Ruel C ,et al. Monitored Background Radiometer. 14th Space Simulation Conference ,Maryland ,1986

85 金恂叔. 论航天器的环境试验与可靠性. 中国空间科学技术 ,1997(5) 33 ~ 40

86 黄本诚主编. 航天环境模拟设备手册. 北京 :中国空间技术研究院 ,1988

87 柯受全主编 ,黄本诚 ,何传大 ,金恂叔副主编. 卫星环境工程模拟和试验 :下册. 北京 :宇航出版社 ,1996

内 容 简 介

航天器空间环境试验技术是随着航天技术的发展而产生的新的技术。本书系统地论述了航天器发射前在地面进行空间环境试验的试验技术、试验方法、试验理论、试验可靠性及试验测试技术等,在一定程度上反映了国内外空间环境试验方面的新技术、新成果。

全书共分9章,包括:航天器空间环境试验概论;空间环境与航天器可靠性;航天器空间热环境试验误差分析及航天器热缩比模型试验;航天器热平衡与热真空试验技术;载人航天的空间环境试验技术;航天器特殊组件的空间环境试验技术;空间辐照环境试验技术;其他空间环境试验技术;航天器空间环境试验中的测试技术等。

本书可供从事航天器研制、试验及从事空间环境试验技术研究的科技人员阅读;也可作为高等院校有关专业的教科书及研究生的参考书。

Space environment test technology of spacecraft is new technology along with the development of space technology. Authors systemically discuss the technology, method, theory, reliability and measurement technology of space environment test in the ground before spacecraft launching. This book represents some new technology and achievement of space environment test in the China and worldwide.

There are nine chapters as following: space environment test outline of spacecraft, space environment and spacecraft reliability, test error analysis of spacecraft in space thermal environment simulation test and spacecraft thermal subscale model test, spacecraft thermal balance and thermal vacuum test technology, space environment test technology of manned space, space environment test technology of special spacecraft assembly, space irradiation environment test technology, other space environment test technology, measurement technology of space environment of spacecraft.

It is a useful book for professional who are engaged in the development and test of spacecraft and also a good handbook for researchers of space environment test technology. It is a textbook for respective professional student and reference book for graduate student in the university.