

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、火箭干扰试验、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、太阳能电池阵等，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、放电试验也只对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、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 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ ，即鉴定试验的高（低）温比验收试验的高（低）温升高（降低） 10°C ，其中包括鉴定和验收试验环境温度的容差各 $\pm 3^{\circ}\text{C}$ 。

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：

响应速度快，能适应航天器瞬态热流和瞬态温度的模拟；

对航天器的阻挡系数小；

安装灵活，能适用于复杂表面形状的热流和瞬态温度模拟；

通用性较好，红外灯在使用寿命内可重复使用；

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”卫星太阳能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”卫星太阳能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。

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。

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。

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 $1.3 \times 10^{-7} \text{Pa}$ 。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：

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%；

振动试验故障占 30%；

温度试验故障占 3%；

真空试验故障占 4%；

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-Woodridge 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：

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；

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；

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；

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；

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能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：

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；

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；

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 $10^{\circ}\text{C} \sim 15^{\circ}\text{C}$ 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 $\rho_0 = 1.225 \times 10^{-3} \text{ g/cm}^3$ ，大气压力的标准值是 $p_0 = 101\,325 \text{ Pa}$ ，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：

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；

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；

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 $\text{N}_2, \text{CO}, \text{CO}_2, \text{H}_2, \text{H}_2\text{O}$ 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；太阳能电池阵、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 6 000K 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 $1\,353 \times (1 \pm 2\%) \text{W/m}^2$ 。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

$$F_r = \frac{L}{4\pi R_s^2} A \cos \alpha \quad (2-1)$$

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

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

决定辐照机械应力的主要因素有:

入射或发射的辐照强度、频谱与方向;

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;

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 $1 \times 10^{-5} \text{W/m}^2$ 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。

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

航天器上可伸缩性的活动机构，如太阳电池阵、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 $= 10^{-2}\text{Gy}$ 。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 $= 10^{-2}\text{Sv}$ 。

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 $10^5\text{J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。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 200km 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 600km、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 000km 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 1MeV 最大通量达 $10\text{J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。

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 000t 级的“星鱼”试验后 1 周，南大西洋上空 600km 高度的电子通量为 $3 \times 10^5\text{J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 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 高能粒子辐照下，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 7.5h 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 9h 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，以及硬件和数据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 P-N-P-N 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:

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;

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 1 400kt, 它所形成的人工辐射带很强, 卫星测量到最大辐射强度达 $1 \times 10^{-2} \text{ J}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 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 Ⅲ 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 8 597 个 其中俄罗斯 3 913 个 美国 3 857 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 (Delta)”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（ $5\text{km/s} \sim 10\text{km/s}$ ）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 $31\,000\text{km/h}$ 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 太阳能电池阵的损坏

太阳能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 $\sim$ 30 倍，在铝材上是 5 倍。具有足够能量的碎片能打穿太阳能电池盖片和太阳能电池本体，造成太阳能电池阵与衬底短路。

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：由于一部分太阳能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 9.1km/s 峰值达 14km/s 几厘米大小的空间垃圾金属的撞击相当于地面 130km/h 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：

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；

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，主要原因为：

地球同步轨道上航天器的飞行速度要比近地轨道低得多；

地球同步轨道距地面高达 $35\ 786\text{km}$ 其周长约为 $224\ 850\text{km}$ ， 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；

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；

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；

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 10km/s~30km/s 最大速度可达 72km/s。

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 $0.5\text{g}/\text{cm}^3$ 。

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 $0.5\text{g}/\text{cm}^3$ 。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 $0.5\text{g}/\text{cm}^3$ 速度为 $11\text{km/s}\sim 28\text{km/s}$ 平均速度为 20km/s 。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 $32\,996\text{km}$ 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 $-2\,000\text{V}$ 的电位。中国“实践四号”卫星也曾探测到充电到 $-2\,000\text{V}$ 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 $1\,000\text{s}$ 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($1\text{keV}\sim 50\text{keV}$)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(ATIS-5)”卫星、“应用技术 ATIS-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能电池光电转换效率

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，使太阳能电池表面变黑，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) 高电压太阳能电池阵的电流泄漏

等离子体的高导电性使高电压太阳能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能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) 高电压太阳能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能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个月后才展开。

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、身体增高等。

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~1000km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1000K~1500K。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 $360\mu\text{m}$ 在 30 年内损失掉 1mm 多。这种管子一般仅为 $1250\mu\text{m}$ 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 $12.7\mu\text{m}$ 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 $10.4\mu\text{m}$ ，厚度为 $40.6\mu\text{m}$ 的迈拉聚酯（Mylar）材料样品在同样条件下被剥蚀的厚度为 $10.0\mu\text{m}$ 。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 $\text{SiO}_2(0.1\mu\text{m})$ 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：

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；

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灯；

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 1 000km 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～1 120km）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 100kg/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 1×10^{-4} Pa，密度只有 3×10^{-5} g/m³ 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

$$F_{nd} = \frac{1}{2} \times 10^{-5} \rho v_s C_d A \quad (2-3)$$

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 000K 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 $1\,353 \text{W/m}^2$ 。

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% 。

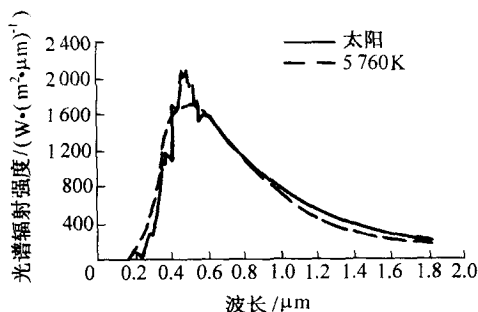


图 3-1 太阳辐射光谱分布

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 $0.1\sim 0.8$ 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。

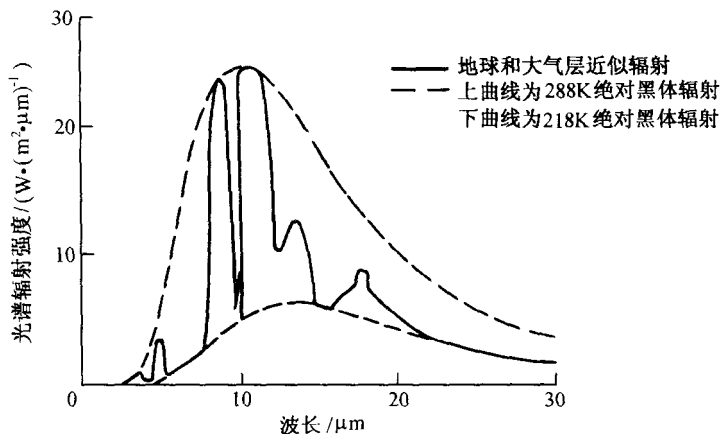


图 3-2 地球红外辐射光谱分布

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 CO_2 含量平均占 95%~97% 大气压为 $8.8\text{MPa} \pm 0.15\text{MPa}$ 温度为 $474^\circ\text{C} \pm 20^\circ\text{C}$ 。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 CO_2 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 $80^\circ\text{C} \sim 100^\circ\text{C}$ 白天最高温度为 -20°C 而南极冠状区中心的温度低到 -158°C 。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。

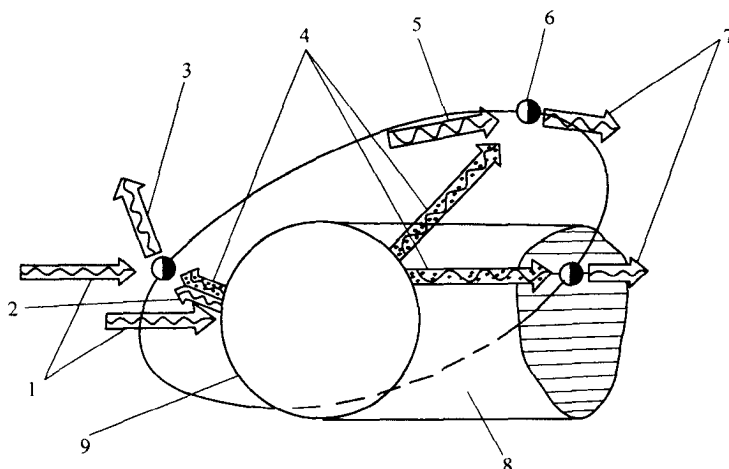


图 3-3 卫星在宇宙空间的热平衡关系

1—太阳辐射热流； 2—地球反照热流； 3—卫星向空间的辐射热流； 4—地球辐射热流；
5—太阳辐射热流； 6—卫星； 7—卫星向空间的辐射热流； 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氮。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。

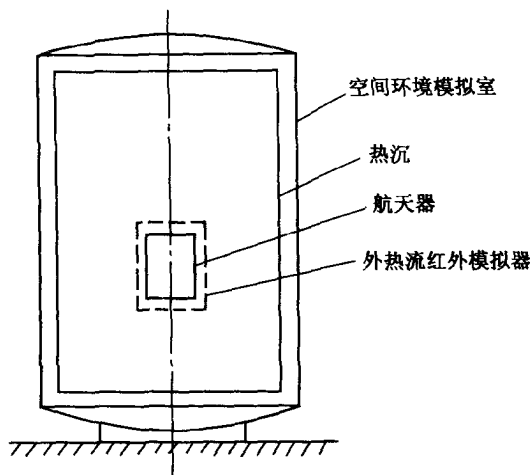


图 3-4 航天器空间热环境试验示意图

当航天器在空间环境模拟器内进行试验时，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

$$q = A_1 \epsilon_1 \sigma T_0^4 \quad (3-2)$$

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 $5.67 \times 10^{-8} (\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4))$ ；

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

$$q = \frac{A_1 \sigma (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{A_1}{A_2} \left(\frac{1}{\epsilon_2} - 1 \right)} \quad (3-3)$$

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

$$\Delta T = T_1 - T_0 = T_1 \left(1 - \frac{T_0}{T_1} \right) =$$
$$T_1 \left\{ 1 - \left[\frac{\epsilon_2}{\epsilon_2 + \frac{A_1}{A_2} \epsilon_1 (1 - \epsilon_2)} \right]^{1/4} \cdot \left[1 - \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^4 \right]^{1/4} \right\} =$$
$$T_1 (1 - \delta_1 \delta_2) \quad (3-4)$$

式 (3-4) 中的 δ_1 和 δ_2 分别为

$$\delta_1 = \left[\frac{\epsilon_2}{\epsilon_2 + \frac{A_1}{A_2} \epsilon_1 (1 - \epsilon_2)} \right]^{1/4} \quad (3-5)$$

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

相对误差为

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

式 (3-7) 表示了 $T_2, \epsilon_2, \epsilon_1$ 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 $\epsilon_2 = 1$ 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 $\epsilon_2 = 0.90$, $T_2 = 100\text{K}$, $A_1/A_2 = 1/3$ 又假设 $\epsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300\text{K}$ 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）。

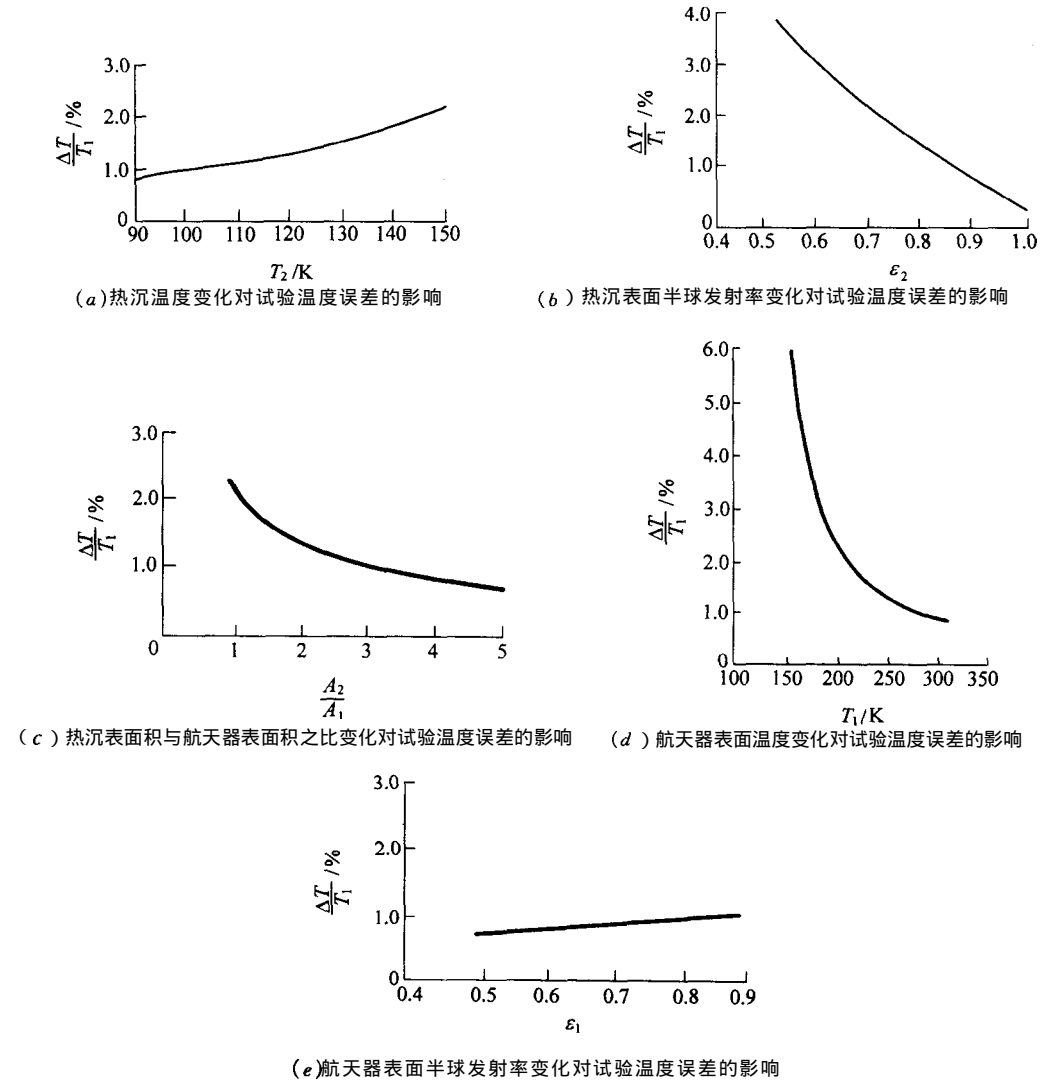


图 3-5 几种参数变化对航天器表面热平衡试验温度误差的影响

(1) 热沉温度变化对试验温度误差的影响。假设 $\epsilon_2 = 0.9$, $\epsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300K$, $A_1/A_2 = 1/3$ 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 $T_2 = 90K$ 时 相对误差为 0.8%；当 $T_2 = 110K$ 时 相对误差为 1.1%；若 $T_2 = 150K$ 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 $\epsilon_1 = 0.7$, $T_1 = 300K$, $T_2 = 100K$, $A_1/A_2 = 1/3$ ，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 $\epsilon_1 = 0.7, \epsilon_2 = 0.9, T_2 = 100\text{K}, A_1/A_2 = 1/3$ ，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 $\epsilon_2 = 0.9, T_1 = 300\text{K}, T_2 = 100\text{K}, A_1/A_2 = 1/3$ ，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的要求，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

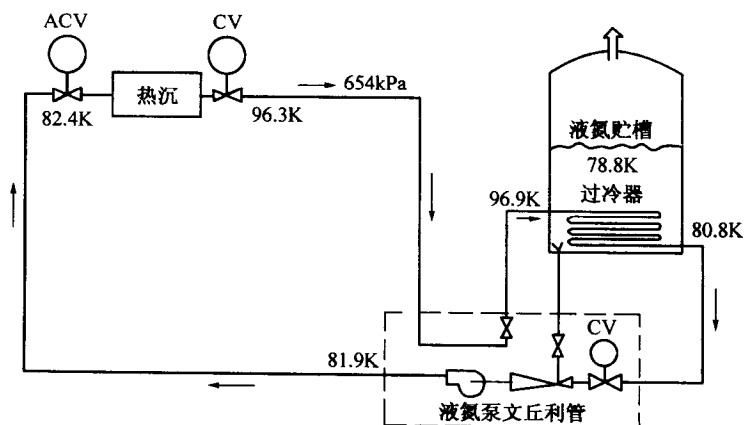


图 3-6 美国 LMSC 的某个大型空间环境试验设备的热沉液氮密闭循环系统

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

$$q_e + q_p = A_1 \epsilon_1 \sigma T_0^4 \quad (3-10)$$

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

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

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·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);

ϵ_i, ϵ_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

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

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

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

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:

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

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

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;

电加热功率 P_i 与试验航天器表面的温度 $T_{i(t)}$ 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。

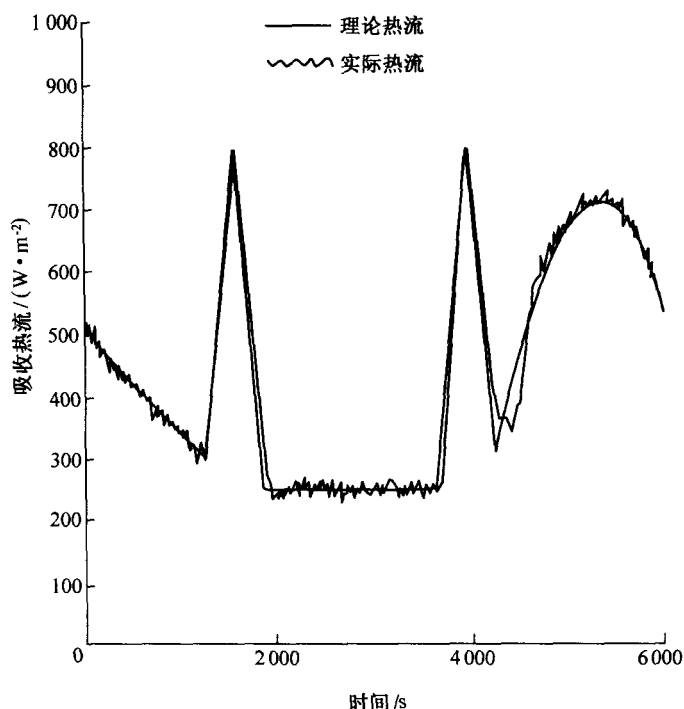


图 3-7 瞬态热流模拟曲线

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

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

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/m³)
 λ ——热导率(W/(m·K)) ;
 τ ——时间(s)。

式(3-17) 的边界条件可表示为

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

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/m²) ;
 E_e ——地球辐射热流密度(W/m²) ;
 H ——接触热导率(W/(m·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 ; $\sum_{j=1}^N B_j \epsilon_j \sigma T_j^4$ 为微元体边界吸收的微元体以外航天器各部位的辐射能 ; $\epsilon \sigma T^4$ 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

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

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

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

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的材料相同, 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：

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；

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_c 和当量太阳吸收比 α_{se} 的计算公式为

$$\epsilon_c = \epsilon_1 r + \epsilon_2 (1 - r) \quad (3-24)$$

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

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，则热模拟化的精度就难以保证。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 $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 或者在连续 4h 内,温度的单调变化(上升或下降)小于 $0.1^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 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 $0.05^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 。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°C 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

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

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 $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。

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：

光束辐照度一般为 $500\text{W}/\text{m}^2 \sim 1\,700\text{W}/\text{m}^$

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：

承重在 3 000kg~5 000kg 之间或满足航天器试验要求；

② 自旋速度在 0r/min~10r/min 范围内可调，调节精度不超过 $\pm 0.05\text{r/min}$ ；

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° ；

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；

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%~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 100M Ω 。

(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:

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 ;

辅助引弧电源电压 150V 电流 20A ;

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 ;

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:

输出电压为 $0\text{V}\sim 120\text{V}$ 输出电流一般为 $0\text{A}\sim 5\text{A}$;

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 0A~5A 范围内精确设置或用计算机程控，程序设定精度不大于 10mA；

输出纹波电压一般小于 10mV (有效值)；

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 $\pm 0.02\text{A}$ ；

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 $10^{\circ}\text{C} \sim 15^{\circ}\text{$

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 $\pm 5\text{K}$ 。

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 $1 \times 10^{-7} \text{g/cm}^2$ ，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 $1 \times 10^{-6} \text{g/cm}^2$ 。

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

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。

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 0.58m/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

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，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

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 $0.1^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 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°C 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 $10\% \sim 20\%$ ，将低温试验工况规定的空间外热流值减少 $10\% \sim 20\%$ 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

