

# 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  $\pm 10^{\circ}\text{C}$ ，即鉴定试验的高（低）温比验收试验的高（低）温升高（降低） $10^{\circ}\text{C}$ ，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。

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  $10^\circ\text{C}$ ，最低温度比最低预示温度低  $10^\circ\text{C}$ 。

### 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  $^{60}\text{Co}$ 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  $6\text{eV}$  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  $3 \times 10^8$  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  $10 \times 10^8$  美元，中国 1 颗通信卫星价值也近  $1 \times 10^8$  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  $57^{\circ}\text{C}$ 。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着现象，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 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  $1353 \times (1 \pm 2\%) \text{W/m}^2$ 。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);