



普通高等教育航天类规划教材

空间环境工程学

黄永刚 主编

航空航天工业部教育司组织编写

空间环境工程学

航空航天工业部教育司组编

主 编 黄本诚

副主编 宋佑诒

编 者 黄本诚 宋佑诒 郭重雄
龚吉君 刘 锋 臧友竹

宇航出版社

(京)新登字181号

内 容 简 介

本书较系统地阐述了由于航天技术的发展而产生的这门新学科。全书分十八章,内容包括:真空、冷黑和太阳辐照环境及其模拟与试验技术;空间磁场、微重力、微流星、空间碎片、粒子辐射、原子氧、等离子体、磁层亚暴等特殊空间环境及其模拟技术;空间环境与空间工业及载人航天环境模拟技术。

本书可作为有关专业大学本科生和研究生教材,也可供从事航天技术工作有关学科的技术人员参考。

空间环境工程学

航空航天工业部教育司组编

黄本诚 主编

责任编辑:尚秉民

*

宇航出版社出版

北京和平里滨河路1号 邮编100013

各地新华书店经销

北京密云华都印刷厂印刷

*

开本: 787×1092 1/16 印张: 15 字数: 371千字

1993年3月第1版第1次印刷 印数: 1—1000册

ISBN 7-80034-360-X/V·121 定价: 6.70元

目 录

第一章 概 论	(1)
一、空间环境工程学研究的主要内容.....	(1)
二、空间环境.....	(1)
三、空间环境对航天器的影响.....	(5)
四、空间环境工程学的的作用.....	(5)
五、空间环境工程学的发展.....	(6)
第二章 空间热环境模拟理论概述	(8)
一、环境条件模拟和环境效应模拟、物理模拟和数学模拟.....	(8)
二、空间环境热效应模拟.....	(9)
三、轨道积分平均热流远红外模拟理论.....	(13)
四、缩短热平衡试验时间的方法.....	(16)
五、航天器温度场相似律.....	(19)
第三章 空间环境模拟设备	(22)
一、空间环境模拟设备的作用.....	(22)
二、热真空环境模拟试验设备.....	(25)
三、光学遥感器定标与功能评价试验设备.....	(30)
四、火箭发动机启动和羽焰试验设备.....	(31)
五、电磁环境模拟试验设备.....	(33)
六、地球特性的环境模拟试验设备.....	(36)
七、摩擦润滑与冷焊试验设备.....	(39)
八、离子推力器性能试验设备.....	(39)
九、空间辐照环境模拟试验设备.....	(39)
十、航天员训练试验设备.....	(40)
十一、其它特殊环境模拟试验设备.....	(40)
第四章 航天器空间环境的模拟试验	(42)
一、概 述.....	(42)
二、空间环境模拟试验.....	(42)
三、按航天器研制程序进行模拟试验的分类.....	(43)
四、试验环境的裁剪.....	(45)
五、真空热试验.....	(47)
六、特殊空间环境试验.....	(50)
七、空间环境模拟试验的发展与展望.....	(52)
第五章 空间真空环境及其模拟技术	(54)
一、概 述.....	(54)
二、空间真空环境的模拟技术.....	(57)
三、空间环境模拟室的真空检测与污染监控技术.....	(61)

第六章 空间冷黑环境的热沉与分子沉模拟技术	(65)
一、概 述	(65)
二、热沉模拟误差分析与热辐射理论	(65)
三、热沉模拟技术	(69)
四、分子沉模拟与深冷抽气技术	(75)
五、热沉的外流程系统	(85)
第七章 太阳辐照环境及其模拟技术	(89)
一、太阳辐照环境	(89)
二、太阳辐照环境效应和主要环境特征	(91)
三、红外模拟技术	(93)
四、太阳模拟器	(94)
五、太阳模拟器的设计	(95)
六、光源性能和太阳模拟器性能测量	(103)
七、太阳紫外辐照模拟技术	(108)
第八章 磁场环境及其模拟技术	(110)
一、地球磁场	(110)
二、空间磁场对卫星的影响	(111)
三、空间磁场模拟技术	(113)
四、控制航天器磁特性的方法	(117)
第九章 微重力环境及其模拟技术	(120)
一、微重力环境	(120)
二、微重力环境的物理研究	(121)
三、微重力环境模拟技术	(124)
第十章 空间微流星环境及其模拟技术	(130)
一、微流星环境	(130)
二、微流星效应	(132)
三、微流星环境的模拟技术与试验技术	(135)
四、微流星的防护与可靠性设计	(139)
第十一章 空间碎片环境及其模拟技术	(141)
一、空间碎片的来源	(141)
二、空间碎片的危害	(143)
三、空间碎片的防护	(145)
四、空间碎片的探测、模拟与试验技术	(146)
第十二章 空间粒子辐射环境与卫星抗辐射防护	(147)
一、空间粒子辐射环境	(147)
二、空间粒子辐射对航天器的影响	(151)
三、卫星抗辐射防护技术	(153)
四、中国卫星抗辐射研究	(155)
第十三章 原子氧环境及其模拟技术	(157)
一、低地球轨道中的原子氧环境	(157)
二、原子氧环境效应	(159)
三、原子氧环境模拟技术	(163)

第十四章 空间等离子体环境及其模拟技术	(171)
一、空间等离子体环境.....	(171)
二、空间等离子体对航天器的影响.....	(173)
三、电离层等离子体环境模拟技术.....	(174)
第十五章 磁层亚暴环境及其模拟技术	(176)
一、磁层亚暴环境.....	(176)
二、磁层亚暴环境对卫星的影响.....	(177)
三、卫星表面充电和放电模拟技术.....	(180)
四、卫星表面充电和放电的防护.....	(184)
第十六章 空间环境与生命科学	(187)
一、概 述.....	(187)
二、宇宙辐射环境与生物效应.....	(187)
三、高低温环境与生物效应.....	(188)
四、真空环境与生物效应.....	(189)
五、空间微重力环境与航天员的生理效应.....	(189)
六、空间环境与神经生物学.....	(191)
七、微重力环境与生物效应.....	(193)
第十七章 空间环境与空间工业	(195)
一、空间环境与材料加工.....	(195)
二、空间环境下的材料加工工艺与加工装置.....	(198)
三、空间环境下的药物制造.....	(203)
四、空间工业的研究成果与发展.....	(204)
第十八章 载人航天环境模拟技术	(208)
一、概 述.....	(208)
二、国外大型载人空间环境模拟设备与模拟技术.....	(209)
三、一种典型的载人航天器空间环境模拟技术.....	(212)
四、中性浮力模拟设备与模拟技术.....	(214)
五、其它载人航天环境模拟设备与模拟技术.....	(216)
参考文献	(220)
附 录 空间环境工程学主要名词术语英汉对照表	(225)

第一章 概 论

空间环境是指航天器在轨道上运行时所遇到的自然环境和人为环境。

空间环境工程学是由于航天技术的发展而产生的新兴学科，是航天工程学科中的重要分支。它涉及多门学科与技术，主要有：热物理学、电学、光学、磁学、力学、空间物理学、真空科学与技术、深冷技术、计算机技术、自动化技术、机械工程技术等。

一、空间环境工程学研究的主要内容

(1) 空间环境对航天器的影响及其机理的研究

(2) 空间环境地面模拟方法及其模拟技术的研究

这项内容包括：空间环境模拟（在地面上再现空间环境）；空间环境效应模拟（用一种有效的模拟方法达到某种空间环境模拟的效果。例如：航天员在水槽中的中性浮力模拟，即是根据航天员的感受模拟空间失重环境的效果；利用气垫、单轨的斜度模拟微重力环境下的太阳帆板展开等）；空间环境模拟设备的研制（包括产生各种环境参数的源，如电子枪、原子氧、微流星源、真空获得系统、低温系统、太阳模拟器、零磁场设备、多种空间参数的组合环境设备、数据采集与试验管理系统等等）；模拟方法的研究与模拟误差分析（如缩比模拟技术、数值模拟技术、红外模拟技术代替太阳模拟技术的研究等等）。

(3) 研究空间环境的利用

包括：利用空间微重力环境和空间真空环境为空间工业、空间药物生产服务的研究；利用空间太阳辐照环境建立空间太阳能电站等的研究；对地面上如何建立模拟空间环境条件以便进行工业生产作方案性与探索性研究。

(4) 空间环境模拟的试验方法、试验技术、试验理论的研究

航天器空间环境试验方法与试验技术包括：初样试验、鉴定试验、验收试验的试验方法与试验技术。整星级试验的研究包括：热真空试验、热平衡试验、磁试验的试验方法与试验技术、试验准确度与试验误差分析。试验方法还包括：试验规范、试验标准化、环境试验预示的研究。

(5) 研究提供航天员训练的空间环境模拟条件与试验方法

二、空间环境

1. 高层大气

根据大气的密度、温度和热力学特性，地球大气由地面向上大致可分为对流层（0~15km）、平流层（15~50km）、中层（50~85km）、热层（85~300km）和外逸层（300~500km以上）。一般称30km以上为高层大气。远离地面时，大气压力随之减小，如图1-1、

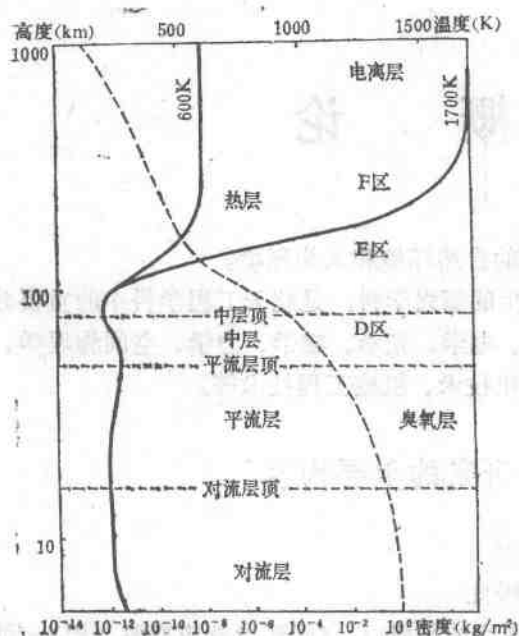


图1-1 地球大气层结构示意图

图中虚线为密度变化曲线

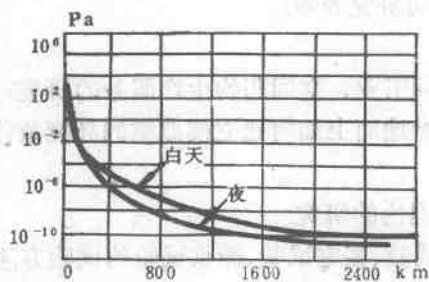


图1-2 压力与高度关系曲线

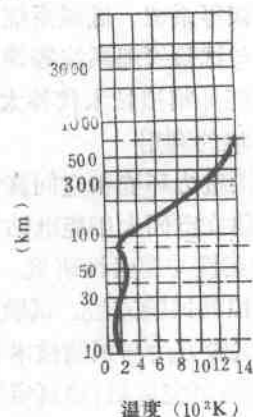


图1-3 温度与高度关系曲线

1-2所示。在海拔600m高处，大气压力在 10^{-8} Pa以下，1200km处，大气压力为 10^{-8} Pa以下，在大气层外，也就是在星际空间中，大气压力变成 $10^{-10} \sim 10^{-12}$ Pa，大约相当于每立方厘米中有100个氢分子。另外在100~700km高度内，由于光电离的作用使平均温度急剧增加。以致大气层极限温度可达到2100K，如图1-3所示。在400~500km高度，大气密度约为 $2 \times 10^{12} \sim 10^{14}$ 粒子/ m^3 ，主要成分为氧、氮和氢原子，原子氧密度为 $4 \times 10^{10} \sim 10^{14}$ 氧原子/ m^3 。

2. 电离层

在60~1000km高度范围内，由于太阳的电磁辐射、宇宙线、磁层沉降粒子等原因使高层大气部分原子和分子电离而形成电离层。根据电子温度的变化分为D区（60~90km）、E区（90~140km）、F区（140~1000km）。图1-4是电子浓度随高度的变化及电离层分层结构图。

3. 磁场

地球的基本磁场为略有变形的偶极子磁场。在500km高度处，磁场分布近似于偏心偶极子，磁场强度约为 2×10^4 nT（赤道附近）~ 6.7×10^4 nT（极区）。在南大西洋地区，地磁场对偏心偶极子磁场有较大的偏离，称南大西洋异常区。

4. 辐射带

辐射带指地球周围被电磁场捕获的高能带电粒子。其内层主要由质子组成，称为内辐射带；外层主要由电子组成，称为外辐射带。图1-5是辐射带结构示意图。由于高层大气的作用，辐射带下边缘一般都在500km轨道以上，但在南大西洋异常区，辐射带下边缘在200km

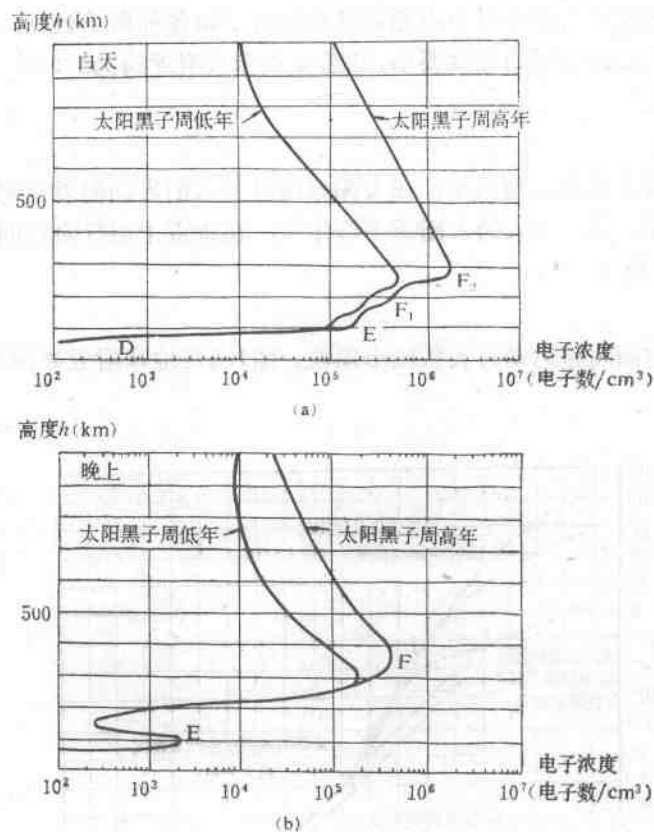


图1-4 地球电离层结构示意图

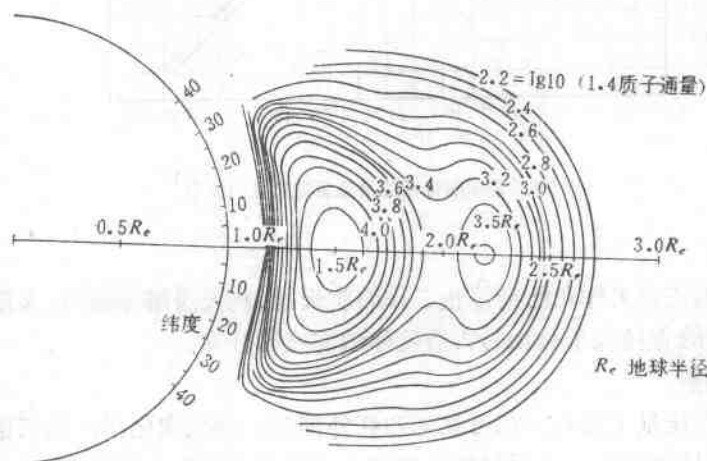


图1-5 地球辐射带结构示意图

左右，空间站等载人航天器在内辐射带中将遇到高能质子。能量大于4Mev的质子最大通量可达 $9.4 \times 10^7 / (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。在高纬度区(磁纬 60° 左右)航天器会遇到外辐射带和沉降粒子，主要是电子。

5. 银河宇宙线

银河宇宙线由起源于太阳系以外的能量极高的质子和各种离子组成。由于地球磁场的排斥作用，低纬度区比高纬度区的强度要小，其通量在赤道附近约为 $5 \times 10^3 / (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ ，高纬度区约为 $2 \times 10^4 / (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。

6. 太阳宇宙线

太阳宇宙线主要成分是高能质子，在太阳耀斑时从太阳表面抛射出来。通常又将太阳耀斑称作太阳质子事件，在一次大的太阳质子事件中，在轨道上运行的空间站表面可能受到 $10^{13} / (\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 质子的轰击。

7. 微流星

微流星是宇宙空间高速运动的天然微小颗粒。图1-6是地球附近微流星通量随质量的分布。

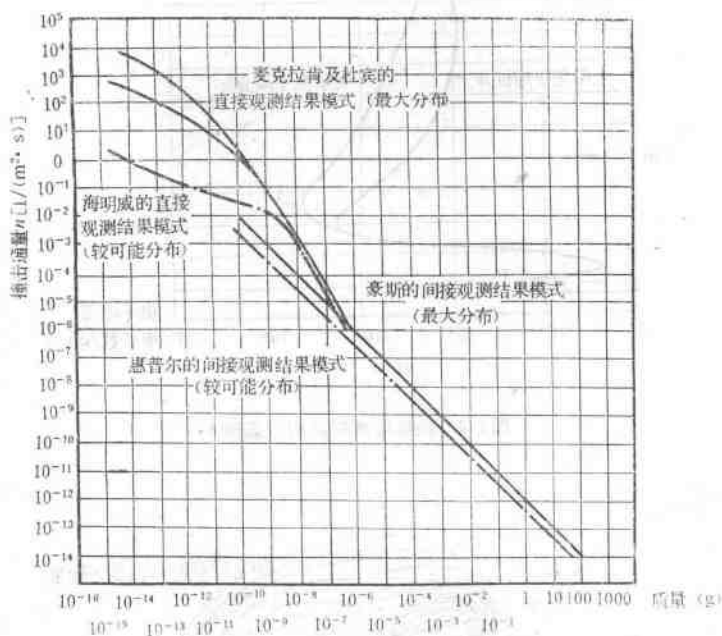


图1-6 地球附近微流星通量随质量的分布

8. 空间碎片

空间碎片主要由正在工作和已经停止工作的航天器、航天器爆炸残骸、火箭排放物组成。图1-7是1980年实测的直径大于4cm的人造物体随高度的分布。

9. 太阳电磁辐射

太阳电磁辐射的能量主要集中在可见光和红外部分，强度变化小，比较稳定。紫外线、X射线和γ射线所占比例较小，但辐射能量变化大（相差可达数十至数百倍）。航天器由于失去大气层的保护，所有波段的太阳电磁辐射都能照射到航天器的表面。太阳辐射强度用太阳常数来表示，太阳常数值为 1353 W/m^2 。地球辐射的能量在 140 W/m^2 （阴天）~ 320 W/m^2 （晴天）之间变化，平均值约为 250 W/m^2 。地球反照的年平均值为约太阳辐射的36%，即为 437 W/m^2 。



图1-7 空间碎片密度随高度的分布

10. 微重力

空间的微重力环境，其加速度值约为 $10^{-3} \sim 10^{-6} g$ ($g = 9.81 \text{ m/s}^2$)。微重力环境是一种重力影响很小的物理条件。在这种条件下，自然对流基本消失，密度分层现象消失，浮力消失，等等。

11. 冷黑环境

无限大的空间环境等效于一个对任何辐射都能完全吸收的绝对黑体。无限远处的宇宙太空有一微波辐射源，其辐射温度为3K，能量密度约为 10^{-5} W/m^2 。通常把背景温度为3K及吸收率为1的宇宙空间称为冷黑空间，在工程上称为“热沉”。

三、空间环境对航天器的影响

空间环境对航天器有着极其重要的影响，其中重力场、高层大气、太阳辐射影响航天器的轨道与寿命；地球磁场、高层大气、太阳辐射、重力梯度影响航天器的姿态；地球辐射带、太阳宇宙线、银河宇宙线、太阳辐射对航天器材料与涂层等造成辐射损伤；空间碎片、微流星对航天器的光学镜头、机械结构造成损伤；原子氧等使航天器的材料与涂层形成化学损伤；磁层等离子体、太阳电磁辐射影响航天器表面电位；地球电离层影响航天器的通信和测控；太阳电磁辐射、冷黑环境、高层大气的真空环境影响航天器的热状态。

对于载人航天器，还要受到空间环境的特殊影响。因为人对生存环境的要求极为严格，因此载人航天器对空间环境的影响，要采取更严格的防护措施。对长寿命的永久性空间站，应考虑空间环境的时间效应，例如：空间碎片和微流星的碰撞几率与航天器的特征尺度的平方 $[L^2]$ 成正比，气动力矩与航天器特征尺寸的三次方 $[L^3]$ 成正比，而这些环境参数的影响都和时间成正比，一些在短时间内是“低概率”的事件，在长期飞行中成为不可忽视的因素。

四、空间环境工程学的作用

空间环境工程学的作用是为了减少或避免航天器产生故障与失效，以便延长航天器的工作寿命，从而提高航天器发射的可靠性。因为绝大部分航天器不可回收，并具有不可维修性，在太空产生的故障又很难分析原因，因此充分的地面模拟试验，可以使航天器得到合理的设

计,避免过厚的屏蔽与结构,减少备用燃料,降低研制成本,节省经费。由此可知,空间环境工程的研究和试验是航天器设计、研制过程中的重要环节。

30多年的航天技术发展实践证明,几乎所有的空间环境参数对航天器都有不可忽视的影响,空间环境导致的航天事故举不胜举,已经付出了惊人的代价。因空间环境的影响造成的航天器故障占总故障的50%以上。所有从事航天技术的国家在航天器上都采用了大量的新技术、新材料、新型微电子器件,不同型号的航天器其性能与功能各不相同,航天器的结构也不同,空间环境影响也会有很大差别,因此各国都投巨资建立空间环境实验室,进行充分的试验,以提高航天器的可靠性。

五、空间环境工程学的发展

在我国,空间环境工程学是随着航天技术的发展而发展起来的,而空间环境工程学的发展也带动了其它学科的发展,如真空技术、低温技术、太阳模拟技术、磁试验技术等等。我国是从1960年开始研究空间环境在航天技术中的作用,开展空间环境模拟技术的研究。1961年开始研制我国第一批直径为0.5m和直径为2m的空间环模设备,并于1965年研制成功,填补了我国空间环模设备的空白,为东方红1号卫星提供了空间环境试验条件。60年代初还开展了卫星环境试验规范、红外热试验方法的研究。1970年,我国建成了当时亚洲最大的直径为3.6m的KM3空间环模设备,1976年建成了直径7m、高12m的KM4空间环模设备。空间环模技术的发展促进了我国应用卫星的发展。80年代,数值模拟技术、红外模拟技术、多温区瞬变热流模拟技术、航天器柔性结构在空间环境下的展开试验技术、无油真空获得技术、热沉调温技术、太阳模拟技术、控制技术、数据采集处理技术、发动机空间环境下点火和羽焰效应试验技术、环模理论等都得到新的发展。直径4m的磁实验室和发动机高空试车台的建立,KFT空间环模设备(高精度离轴太阳模拟器、无油真空系统、热沉调温系统等)的研制成功,为我国的应用卫星发展提供了高可靠性的保证条件。目前全国已经建立了近100台各种空间环模设备及数十个小型空间环模实验室,在我国航天事业的发展中发挥着重要的作用。

国际上,60年代初,美、苏就很重视空间环模技术的发展,建立了多台大型空间环模设备,所有型号的航天器都做整星热真空试验与各种空间环境下的零组件试验。

80年代,世界上从事航天事业的国家通过实践经验、教训,更重视空间环境工程的发展。美国、苏联、欧空局、法国、西德、日本、印度、巴西等国都投巨资发展空间环模技术,建立大型空间环境实验室。苏联1985年建成直径为17.5m的大型空间环模设备。美国已有20多台直径10m以上的空间环模设备,1984年、1986年分别又建成直径16.7m球型与直径12.2m柱形空间环模设备。欧空局建成直径10m、印度1989年建成直径9m、日本1990年建成直径14m的空间环模设备,绝大部分设备都建立了大型离轴式太阳模拟器。

美国为了载人登月飞行的成功,为了长寿命通信卫星的商业应用以及为导弹武器的更新换代达到高战术技术性能提供试验验证手段,先后建立了液体火箭发动机多次启动和羽焰效应试验设备、大气闪电的模拟试验设备、航天员舱外活动与训练试验设备、红外与多光谱传感器的模拟试验设备以及微重力、弱磁场、电离层与磁层亚爆环境的模拟试验设备。近期为了开发空间资源、研究空间兵器,研制航天飞机和永久性空间站的需要,以低地球轨道的环境及其效应为主,新建与改建了一些环境模拟试验设备,其中有:航天器大型座舱的热真空

试验设备、航天员空中组装试验的大型中性浮力失重模拟设备、研究空间兵器作用机理与效果的试验设备、原子氧环境效应模拟试验设备。

为了学科的发展，一些国家专门出版了“空间环境工程”刊物，召开国际学术讨论会。我国于1984年成立了“空间环境工程情报网”，出版了“环模技术”刊物，每年举行全国性的学术讨论会，以推动空间环境工程学的发展。

第二章 空间热环境模拟理论概述

由于长寿命、多功能、多用途、高轨道应用卫星的发射；重复使用的航天飞机的发射和低轨道永久性空间站的发射，给空间环境模拟试验与模拟理论提出了新的要求。

由于航天器寿命的延长，从环境效应上看，不但使通常的环境效应加重，而且使一些原来可以不考虑的微弱效应必须加以考虑。例如原子氧对材料的侵蚀；微流星、宇宙碎片对航天器表面的碰撞；地磁亚暴环境引起的卫星外表面带电及放电干扰及其加速污染过程和增加污物的堆积等，都必须考虑环境模拟的新方法与作用机理。航天器在长时间飞行中其上的大型、轻质、复杂结构的可伸展天线、太阳阵、支持杆、遮阳屏等，在空间环境与力学环境同时作用下的组合效应、材料的机械变形与疲劳寿命效应等都成为影响长寿命航天器的关键。

对于长寿命航天器组件的加速模拟试验技术、试验方法、试验理论的研究，是空间环境模拟理论的一个重要课题。除了应用环境强化筛选、提供长寿命、高可靠电子元器件以外，有的组件必须研究加速寿命试验的方法，建立相应的试验设备，探讨新的模拟方法与模拟理论。例如：1) 轴承的干摩擦与寿命试验。2) 有关材料在空间综合环境作用下如在电子、质子、原子氧、紫外辐照综合环境作用下，用一个星期的试验结果，可通过建立数学模型，用数值模拟的理论推算5至10年的运行结果。

本书以后各章中分别介绍各种环境的模拟理论、模拟方法、试验技术。由于空间热环境模拟理论的重要性，本章重点对空间热环境模拟理论进行概述。

一、环境条件模拟和环境效应模拟、物理模拟和数学模拟

同一空间环境因素在不同问题中，由于考虑到其作用不同，从而模拟方法也有所不同。例如“真空”这一环境，在研究航天器的热学（温度分布、热流和热控制等）问题时，单就航天器外边界而言，不必在地面模拟航天器在运行高度上的真实环境的气体压力，只要模拟到 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 也就足够了。 $1.3 \times 10^{-3} \text{Pa}$ 这个压力只相当于离地球表面大约130km高度上的气体压力。在这个气体压力下，航天器外表面的对流换热相对于航天器的热传导换热和辐射换热已完全可以忽略不计。但当研究在高轨道卫星发生的冷焊问题时，则必须模拟到 $1.3 \times 10^{-7} \text{Pa}$ 或再低些的压力。

地面模拟试验方法取决于空间环境和航天器的作用机理。在作用机理比较清楚的情况下，往往采用效应模拟方法，这在空间环境模拟试验中占大多数。与环境效应模拟方法相对应的方法是环境条件模拟方法，这种方法多用在机理性研究中，在一部分地面模拟试验中也采用这种方法。例如使用太阳模拟器来模拟太阳光谱、太阳辐照强度、平行度等就属于环境条件模拟。

上述两类模拟方法都属于物理模拟的范畴，与之相对的是数学模拟。数学模拟是对所研究的问题列出数学物理方程，并给出相应的边界条件和初始条件，使整个问题成为一个定解

问题。然后通过求解该定解问题,得到物理量之间的关系,并通过边界条件、初始条件和其它给定条件的变化研究各种条件下的解。因此,数学模拟方法可以给出多种条件下的解。随着对物理现象的认识越来越深刻,随着大容量、高速度计算机的不断涌现,数学模拟方法在一些问题的研究上已取得了明显的进展。数学模拟的成败在于是否能正确地写出数学物理方程及其边界条件和初始条件。由于实际问题的复杂性,其数理方程及其边界初始条件很难描述得准确、完整,再加上工艺过程往往不能完全重复,即使同一问题,不同产品间其结果也不完全相同,这就更增加了问题的复杂性。

数学模拟方法往往和环境效应模拟方法结合起来应用于实验之中。数学模拟方法是按照物理规律来确定环境条件产生的影响,以便得到环境效应模拟方法在所研究的问题中所需要模拟的相应条件。另外,还有半物理半数学模拟方法,其中一例便是相似律方法。这种方法在量纲分析或数学模型的基础上形成物理问题的相似准则,并使用实验方法(即物理模拟)建立这些相似准则之间的关系。当物理问题清楚,可以提供数学模型时,其相似准则可以使用数学物理方程及其边界、初始条件通过无量纲化来获得。如数学物理方程及其边界、初始条件等数学描述还不十分清楚,则量纲分析方法可用来正确地组合有关物理量为无量纲量,从而导得相似准则。

由于实际问题相当复杂,材料和工艺过程不能完全重复,因此数学模拟受到很大限制。半数学半物理的模拟方法为模拟试验开拓了新的领域。但时至今日,最可靠、最基本的模拟方法还是物理模拟方法,即:环境条件模拟方法和环境效应模拟方法。至于模拟理论,则主要是涉及环境效应模拟方法、数学模拟方法和半数学半物理模拟方法。

二、空间环境热效应模拟

1. 热平衡试验和热真空试验

影响航天器热状态的空间环境有太阳辐照、地球及大气系统的反照、地球红外辐射、真空和冷黑环境。航天器在外层空间运行时,其各部分所受到的外热流是随时间变化的,不同季节有不同的外热流,即使是同一天,进出地球阴影区的外热流变化也很大。这种情形十分复杂,严格说来需要进行瞬态外热流模拟。但在航天器研制初期大量进行的、后来成为规范的是热平衡试验和热真空试验。

(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(或热流)条件下检验卫星轨道飞行中温度分布、验证卫星热设计数学模型,并考验卫星热控制系统功能的试验。

为了得到航天器在飞行条件下的极端温度,采用轨道周期平均外热流来近似模拟真实的外热流。当然,这样的外热流典型的有夏至、春(秋)分、冬至等特殊时刻的平均外热流。不管初始条件如何,使用恒定外热流和恒定内热源,在模拟外层空间的条件下,经过较长时间(几天,十几天,甚至几十天)若航天器上各点的温度(虽然不相等)不再随时间变化,即认为达到了平衡温度。这种试验是热平衡试验的一种。另一种热平衡试验是采用周期性变化的外热流和恒定或周期性变化的内热源进行试验。在试验中经过若干个周期后,在不同周期但相同的计算时刻上,就卫星每一特定位置的温度变化小于预先规定的温度变动的允许值,称之为达到了平衡状态。卫星整星热平衡试验分为初样热平衡试验和正样鉴定热平衡试

验。初样热平衡试验的目的是获取卫星温度分布数据；验证热设计的正确性；修改热分析数学模型。正样鉴定热平衡试验的目的是：考核热控分系统维持星上仪器设备、分系统和卫星在规定的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；完善热分析数学模型。

(2) 热真空试验

热真空试验是在真空与温度条件下验证卫星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。它用来检验热控分系统设计余量，并发现因材料或工艺缺陷而引起的早期失效。其具体方法是：在航天器上划分若干区，在热平衡试验中测量的最高和最低温度上各加、减 10°C 作为高温和低温的控制温度，调整相应的分区外热流和内热源，在试验时造成相应的极限温度，并保持8h，然后转换成另一极限温度，再保持8h，如此循环若干次（具体次数依试验等级即验收级或鉴定级而定）。

为了更准确地确定最高温度和最低温度，以及更准确地模拟外热流，国内外均对瞬态外热流模拟给予了充分重视。随着技术发展，现在已可以制造由计算机控制的程控电源、能进行快速反应的热流计、以及快速响应的给出外热流的执行元件，并且也有先进的控制方法。因此，瞬态外热流模拟方法已从方法研究进入到航天器的试验应用阶段。这种模拟方法比周期平均外热流方法更接近于实际，在外热流随时间变化较大的情况下，例如近地卫星以及卫星进出地球阴影区的情况，瞬态外热流模拟方法将有明显的效果。

2. 模拟室参数对进行模拟试验的航天器温度的影响

热真空试验和热平衡试验都是在地面空间环境模拟器中进行的。目前规范要求模拟室内的压力小于 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ ，模拟室的有效特征尺度应为试验件特征尺度的2~3倍，模拟室内热沉温度小于100K，其表面发射率大于0.9。如果试验时上述条件不满足将会产生可观的误差。

(1) 关于真空度

我们首先分析气体压力不同在热环境效应模拟中的不同作用。传热共有三种方式：对流、热传导和辐射。在外层空间，随着高度的增加气体的压力急剧下降，因此对航天器来讲，对流换热的影响与热传导换热和辐射换热相比越来越小了。例如，在压力为 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ ，温度为300K时，热适应系数为1的气体对流所传递的热流仅为（发射率为0.5）辐射传热的0.16%。一般来说，气体的热适应系数都小于1，固体表面的发射率都大于0.5（光学二次反射表面除外），当压力为 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 时，其对流换热与辐射换热之比都小于0.16%，因此，对流换热可以忽略不计。 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 相当于离地面130km的高度，航天器轨道高度都大于130km。其对流换热更小。因此从传热分析，压力低到 $1.3 \times 10^{-3}\text{Pa}$ 就足以忽略对流作用了。但应该指出：真空度的确定还要考虑到星体部件放气的压力分布和梯度，以确保能真实模拟外层空间可以忽略气体导热的情形。例如多层隔热材料，当模拟室压力为 10^{-3}Pa 量级时，多层隔热组件内部还可能是1~10Pa量级，此时气体导热仍然不小。为了真实模拟外层空间传热，在模拟室内做试验时，多层隔热组件的镀铝薄膜往往要加工出许多孔，以便气体逃逸，使其内部形成与模拟室相同的真空度。

(2) 关于模拟室尺度与冷黑背景

来自外层空间的辐射能流（除太阳、地球等外）很小，同时卫星等航天器的特征尺度与航天器到行星或恒星的距离相比小得多。因此从航天器发出的辐射就不能再反射回来，外层

空间就像“黑洞”一样，把航天器辐射出来的能量全部吸收了。这就是通常所说的外层空间的冷（3K）黑（全部吸收辐射能）特性。模拟室的尺寸是有限的，热沉的发射率也不可能是1，其温度也不可能低到3K。为了分析模拟室有效特征尺度、热沉温度及其发射率对进行模拟试验的航天器温度的影响，我们来研究一下最简单的二体相互辐射的情形。假设航天器外表面性质均匀且温度相等。同样，假设模拟室热沉内表面性质均匀且温度相等。同时，把外层空间也看成是一性质均匀温度相等的假设无限大表面。并假设 $\varepsilon_{\text{航}}$ 、 $A_{\text{航}}$ 、 $\varepsilon_{\text{模}}$ 、 $A_{\text{模}}$ 、 $\varepsilon_{\text{外}}$ 、 $A_{\text{外}}$ 分别代表航天器、模拟室热沉和外层空间的发射率和表面积，且均为灰体。 $T_{\text{航外}}$ 、 $T_{\text{航模}}$ 、 $T_{\text{模}}$ 、 $T_{\text{外}}$ 分别代表航天器在外层空间时和在模拟室时的温度、模拟室的温度和外层空间的温度，这些温度均以开氏温标表示。现假定在外层空间和模拟室内航天器吸收的外热流 $q_{\text{外}}$ 和内热源 $q_{\text{内}}$ 保持不变，并以 $q_{\text{二体、外}}$ 和 $q_{\text{二体、模}}$ 分别表示由于二体相互作用（航天器与外层空间，航天器与模拟室热沉）净吸收的热流。我们假设的温度均不随时间而发生变化，或者说时间已经足够长了。根据热平衡方程式

$$\begin{cases} q_{\text{外}} + q_{\text{内}} + q_{\text{二体、外}} = 0 \\ q_{\text{外}} + q_{\text{内}} + q_{\text{二体、模}} = 0 \end{cases} \quad (2-1)$$

$$\text{则有} \quad \frac{\sigma T_{\text{航外}}^4 - \sigma T_{\text{外}}^4}{\frac{1}{\varepsilon_{\text{航}}} + \frac{A_{\text{航}}}{A_{\text{外}}} \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{外}}} - 1 \right)} = \frac{\sigma T_{\text{航模}}^4 - \sigma T_{\text{模}}^4}{\frac{1}{\varepsilon_{\text{航}}} + \frac{A_{\text{航}}}{A_{\text{模}}} \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{模}}} - 1 \right)} \quad (2-2)$$

由前述可知 $A_{\text{外}} \rightarrow \infty$, $\varepsilon_{\text{外}} = 1$, $T_{\text{外}} = 3$

$$\text{故} \quad T_{\text{航外}}^4 = \frac{T_{\text{航模}}^4 - T_{\text{模}}^4}{1 + \frac{A_{\text{航}}}{A_{\text{模}}} \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{模}}} - 1 \right) \varepsilon_{\text{航}}} + 3^4 \quad (2-3)$$

设 $\Delta T = T_{\text{航模}} - T_{\text{航外}}$

$$\text{有} \quad \frac{\Delta T}{T_{\text{航模}}} = 1 - \frac{T_{\text{航外}}}{T_{\text{航模}}} = 1 - \sqrt[4]{\frac{1 - (T_{\text{模}}/T_{\text{航模}})^4}{1 + (A_{\text{航}}/A_{\text{模}})(1/\varepsilon_{\text{模}} - 1)\varepsilon_{\text{航}}} + \left(\frac{3}{T_{\text{航模}}} \right)^4}} \quad (2-4)$$

当注意到 $3 \ll T_{\text{航模}}$, $\varepsilon_{\text{模}} \approx 1$, $(A_{\text{航}}/A_{\text{模}}) \ll 1$, $(T_{\text{模}}/T_{\text{航模}})^4 \ll 1$ 时，式（2-4）可以简化为

$$\frac{\Delta T}{T_{\text{航模}}} = \frac{1}{4} \left(\frac{T_{\text{模}}}{T_{\text{航模}}} \right)^4 + \frac{1}{4} \frac{A_{\text{航}}}{A_{\text{模}}} \left(\frac{1}{\varepsilon_{\text{模}}} - 1 \right) \varepsilon_{\text{航}} \quad (2-5)$$

按前述规范，取 $T_{\text{模}} = 100\text{K}$, $\varepsilon_{\text{模}} = 0.9$, $A_{\text{航}}/A_{\text{模}} = 0.1$,

并设 $T_{\text{航模}} = 300\text{K}$, $\varepsilon_{\text{航}} = 1.0$

按式（2-4）计算 $\Delta T/T_{\text{航模}} = 0.585\%$ $\Delta T = 1.76\text{K}$

按式（2-5）计算 $\Delta T/T_{\text{航模}} = 0.586\%$ $\Delta T = 1.76\text{K}$