



普通高等教育航天类规划教材

空间模拟器设计

中国航天工业总公司人事劳动教育部组织编写

主编 黄本诚



航天专业本科系列教材 编委会

主 任 白拜尔
副 主 任 李志黎 杜善义
委 员 张乃通(常务) 陈达明(常务)

(以下按姓氏笔划为序)

于 翹	王文超	王本华	王希季
李成忠	李世培	刘国雄	邹德兴
郑济民	姜明河	栾儒生	

编辑部成员 (按姓氏笔划为序)

丁晓桦	李定建	肖业伦	邹振祝
闵汉群	赵长安	修志伟	贾世楼
曹 英	谢蔚民	董少英	蔡增寿

出版说明

按照国家教委关于高等学校教材工作分工原则,中国航天工业总公司负责组织全国高等学校航天类专业教材的规划、编审和出版。根据航天教育发展规划,为适应航天事业发展的需要和满足航天院校本科教学的要求,在航天工业总公司教材编审委员会的主持下,成立了航天专业本科系列教材编辑委员会,负责组织编审、出版“八五”期间航天专业本科系列教材。这套书分成航天器、导弹、飞行力学、发动机、控制与制导、空间电子学六类。适应的专业范围为:飞行器系统工程、飞行器总体设计、飞行器结构与强度、飞行器动力工程、飞行器制造工程、飞行器控制与制导、飞行器发射技术与装置、飞行器环境与模拟工程、飞行力学、宇航光电工程、空间工程和卫星与卫星应用等。

编委会为这套教材制订的出版原则是:

1. 教材应保证思想性、科学性、先进性和启发性,注意理论联系实际。内容的深度与广度应有利于培养学生的自学能力,创造能力及解决实际问题的能力。

2. 由于部、院、所技术专家长期从事航天科研工作,学校教师长期从事教学,他们各自都积累了丰富的经验。为使这套航天本科系列教材既有一定的理论水平,又能很好地联系实际,因此,要求教材的编审必须具有下列形式中的一种:

- 1) 技术专家主编,学校教师参编;
- 2) 学校教师主编,技术专家参编;
- 3) 技术专家独立编写,主审者中有一名是学校教师,从教学要求把关;
- 4) 学校教师独立编写,其编写大纲须由编委会聘请有关技术专家审阅。

无论以上哪一种编写方式,均由编委会聘请部、院、所有关技术专家主审。

3. 这套教材除作为航天航空高等院校本科教材外,也可作为相应专业研究生参考书和航天领域工程技术人员继续教育的教学参考书以及有关科技人员的参考书。

限于水平和经验,这套教材的编审出版工作肯定有不少缺点和不足之处,欢迎使用教材的单位、广大教师、同学和有关技术人员提出宝贵意见,以进一步提高航天类专业本科教材的质量。

中国航天工业总公司人事劳动教育部

1994年3月

序

空间模拟器是在地面上模拟太空热真空环境的大型设备,又称宇宙模拟器。它是一个足够大的真空容器,可放置待试验的空间飞行器或其部件。一是模拟试件自身在真空环境的热辐射,二是模拟太阳和地面以至星体光照所导致的试件温升和温度分布。前者需要建立一个热沉环境,即要求容器的器壁对试件发出的光、热辐射具有完全吸收的能力,而容器器壁又无热辐射。这就要求器壁必须处于深冷状态,具体说来,是用液氮来作冷却剂。对于后者,则要在容器内装上模拟太阳光照以及地面辐照的设施,使试件受到光照的情形和在太空运行时一样。此时飞行器试件的温度决定于发射能量和吸收能量的平衡。这种试验的目的是为确保飞行器在太空运行时具有合适的温度,使飞行器内外的仪器和机械装置不因过热或过冷而失效。因此,空间热真空环境试验是确保飞行器可靠运行的一项关键措施。

实践表明,由于热辐射平衡对于试件的温度十分敏感,仅仅依靠电子计算机进行模型计算,或者进行缩小尺寸规模的试验,都难以做出确切的判断,因此认为进行1:1的热真空环境试验是必不可少的。这说明,空间模拟装置必然是一项规模庞大的复杂工程,并且随着飞行器尺寸的加大而增大。建立这样一套适于当代需要的设施,在技术、人力和经费诸多方面,其规模不亚于建设一个卫星发射场。而且和发射场一样,都是必须先行建立的。而人们往往容易认识到发射场非有不可,而对空间环境模拟器的必要性的认识就不那么充分。但这种环境模拟试验却关系到发射卫星的质量和其能否持久地正常运行。因此必须提高对环境模拟试验的重要意义的认识。

我国航天工业总公司511所是承担空间环境试验的主要单位。有关这类大型工程的建设也靠该所牵头组织大力协同来实施。该所为了迎接新的、更艰巨的任务,首先面临的是专业科技队伍的培训问题。为此,该所组织编写了有关空间环境模拟技术的成套教材,本书《空间模拟器设计》就是这套教材中的一册。应该说,本书是成套教材中的核心的部分。本书内容来自作者多年从事空间技术和环境模拟试验的经验,参考了大量国内外有关文献,反映了国内外最近设计思想和成果。内容丰富全面,包括真空工程技术、热沉工程技术、人工太阳光照技术以及工程总体技术、总体结构设计、测试和自控技术以及厂房设计等等。这是国内唯一的一本论述空间模拟器设计的专著。将为我国新建大型工程起到参考和培训人才的积极作用。

我作为若干年来对于空间模拟器技术成长的关心者,高兴地接受作者的约请,于是写了这篇序言。

王大珩

1992年8月20日

前 言

空间模拟器是在地面上模拟太空热真空环境的大型设备,国内外所有新研制的航天器都要在空间模拟器中作热真空、热平衡试验。因此,空间模拟器是各国发展航天技术必须的、重要的基础设施。目前世界上已建有数十台模拟室直径10m左右的空间模拟器,这些设备是在60年代至80年代陆续建造的。空间模拟器设计是航天技术中的一门很重要的课题,航天技术发展的要求与新技术、新工艺的引入,也促进了空间模拟器设计的进步。

空间模拟器设计涉及到的专业面很宽,包括:空间环境模拟技术、热物理学、真空技术、低温技术、光学、结构力学、载人航天技术、自动控制技术、机械工程、计算机应用技术等。它的系统组成有:真空容器、真空系统、热沉、液氮系统、气氮调温系统、氮系统、太阳模拟器、红外模拟器、运动模拟器、载人航天试验系统、控制、测量、数据采集与试验管理系统等。

本书共有十章。第一章论述空间模拟器的组成、性能与建造的必要性,空间模拟器的设计原则,以及国内外的技术发展,以使读者对空间模拟器有概括的了解。

第二章介绍模拟室真空容器设计,论述大型真空容器的结构设计、计算及其特点。

第三章论述真空条件的获得与检测系统设计,大型真空获得系统的设计计算,系统的组成,泵的选用,真空检漏、真空测量、污染检测系统的设计及其特点分析。

第四章论述热沉的设计与计算,包括:热沉的结构、壁板、进出口及内装式深冷泵的设计与计算,以及制造工艺、黑漆喷涂等。

第五章讨论了液氮与气氮系统的设计计算,包括:各种类型的液氮系统方案设计计算,主要设备及气氮系统的方案设计计算与主要设备。

第六章介绍氮低温系统设计计算,包括:氮系统的作用、方案设计、主要设备、流程形式分析及发展概况。

第七章论述太阳模拟器的设计计算,介绍光学系统的分类与设计,光源的制造与要求,以及红外模拟器的设计与计算,运动模拟器的设计等。

第八章介绍载人试验系统的设计,包括:气闸舱系统设计、气闸舱结构设计、复压系统设计、人体生理状态测试系统设计、气源系统设计、安全救生系统设计等。

第九章介绍控制、数据采集、试验管理系统设计。

第十章论述国内外大型空间模拟器的方案设计,概述国内外的主要空间模拟器方案。

本书可作为大学本科生、研究生教学用书,也可供航天技术有关学科的技术人员参考。

负责本书各章撰写的有:黄本诚(第1,2,5,7,8,9,10章),邹定忠(第3章),龚吉君(第4,5章),李鸿勋(第6章),臧友竹(第7章),苏文(第2章)。郭重雄、肖福根为本书提供资料。主审高本辉。邹振祝、成致祥、杨克俭、赵吉林、周彬文对部分章节作了审校,刘融为本书作了很多工作。由于我国尚未正式出版过类似的专业书籍,而本书又是空间环境工程专业的必修课,因此根据有关高等工科院校教学的需要和有关方面要求而撰写。由于经验不足,肯定会有很多缺点,希望读者和有关方面提出宝贵意见。

黄本诚

1992年6月1日

本书责任编辑:邹振祝

目 录

第一章 概 论	(1)
一、空间模拟器的环境参数	(1)
二、建造空间模拟器的必要性	(2)
三、空间模拟器的组成与性能	(3)
四、空间模拟器的设计原则与模拟误差分析	(5)
五、国内外空间模拟器概况	(12)
六、空间模拟器的投资与运转费用	(13)
七、热真空模拟技术的发展概况	(14)
第二章 模拟室真空容器设计	(15)
第一节 概 述	(15)
第二节 真空容器的结构设计及计算	(16)
一、结构设计一般原则	(16)
二、真空容器稳定性计算	(16)
三、真空容器设计计算方法与制造	(21)
四、真空容器加强圈设计	(27)
五、大型法兰	(30)
第三节 真空容器封头设计	(32)
一、半球形封头和球壳壁厚计算	(32)
二、椭圆形封头壁厚计算	(34)
三、碟形封头的计算	(35)
四、平盖封头壁厚计算	(36)
五、大型封头的制造	(40)
六、大型立式容器封头的开启形式	(41)
第三章 真空获得与检测系统设计	(42)
第一节 真空获得系统设计	(42)
一、有油粗抽系统设计	(42)
二、无油粗抽系统设计	(50)
三、有油高真空抽气系统设计	(51)
四、有油超高真空抽气系统设计	(58)
五、无油高真空和超高真空抽气系统的设计	(62)
第二节 空间模拟器真空检漏	(74)
一、设计阶段应考虑的检测问题	(74)
二、加工调试阶段常用的检漏方法	(76)
三、氦质谱检漏中的几个问题	(80)
第三节 空间模拟器的真空性能测试	(84)
一、空间模拟器内压力测量的特殊性	(84)

二、极限压力和抽气时间的测试方法	(85)
三、抽气速率和抽气容量的测试方法	(86)
四、空间模拟试验中污染的测量和控制	(86)
第四章 热沉设计	(90)
第一节 热沉方案设计	(90)
一、概 述	(90)
二、热沉方案设计	(90)
三、热沉材料的选择	(90)
四、热沉壁板方案的选择	(92)
五、氮深冷板结构设计(又称内装式深冷泵)	(93)
六、热沉进出口结构与支承结构设计	(95)
第二节 热沉的设计计算	(97)
一、液氮热沉的设计计算	(97)
二、深冷泵——20K 氮板的设计计算	(100)
第三节 热沉加工制造与黑漆喷涂工艺	(101)
一、热沉加工制造工艺	(101)
二、热沉黑漆材料与喷涂工艺	(103)
第五章 液氮与气氮系统设计	(104)
第一节 液氮系统设计	(104)
一、概 述	(104)
二、方案设计	(104)
三、设计计算	(106)
四、典型液氮系统设计	(110)
五、主要设备的设计	(112)
第二节 气氮系统设计	(118)
一、气氮系统的目的与技术指标	(118)
二、热沉调温方法	(119)
三、调温系统的设计	(122)
四、中国 KFT 空间环境模拟设备的调温系统	(127)
第六章 氮低温系统设计	(131)
第一节 概 述	(131)
一、氮低温系统在空间环境模拟设备中的作用	(131)
二、空间环境模拟设备中常用的几种氮制冷系统	(131)
三、氮低温系统	(132)
四、几种常用于空间环境模拟器的制冷循环和制冷机(液化器)	(134)
五、带冷却管路的低温泵氮板接到制冷机回路中的几种方法	(136)
六、制冷循环的选择	(137)
第二节 氮低温系统设计参数的选择及设计计算	(139)
一、设计参数的选择	(139)
二、系统的设计计算	(140)
第三节 热交换器的设计计算	(143)
一、概 述	(143)
二、型式及设计参数的确定	(144)
三、氮制冷及液化设备管式换热器的设计	(145)

四、板翅式换热器	(149)
第四节 膨胀机的设计计算	(153)
一、透平膨胀机降温原理	(153)
二、气体在透平中的流动过程	(154)
三、透平膨胀机的热力计算	(160)
第五节 国内外空间模拟器氦低温系统概况	(165)
一、中国空间模拟器低温系统	(165)
二、国外空间模拟器的氦低温系统	(165)
三、用于红外传感器定标试验设备上的氦低温系统	(168)
第七章 太阳模拟器与运动模拟器设计	(169)
第一节 太阳模拟器设计	(169)
一、太阳模拟的主要环境特性	(169)
二、太阳模拟器光学系统分类和设计	(170)
三、光学系统设计评价	(176)
四、太阳模拟器的光源	(178)
五、冷却系统设计	(182)
六、中国典型太阳模拟器简介	(184)
七、国外典型太阳模拟器简介	(187)
第二节 红外模拟器设计	(189)
一、概 述	(189)
二、红外模拟器的设计	(191)
三、中国返回式卫星真空热试验红外模拟器的设计 and 应用	(196)
第三节 运动模拟器设计	(197)
一、概 述	(197)
二、运动模拟器的设计	(197)
三、国内外运动模拟器结构形式和分析	(198)
第八章 载人试验系统设计	(207)
第一节 气闸舱(过渡舱)系统设计	(207)
一、气闸舱方案设计	(207)
二、气闸舱结构设计	(209)
三、气闸舱真空系统设计	(210)
第二节 复压系统设计	(210)
一、紧急复压系统设计	(210)
二、对紧急复压系统的要求	(211)
第三节 其它系统设计	(212)
一、环境控制系统设计	(212)
二、医学、人体生理状态测试与控制系统设计	(212)
三、氧、氮气源系统设计	(214)
四、水管理、废物收集和处理系统与冷却系统设计	(214)
五、安全、救生系统设计	(215)
第九章 控制、测试、试验管理系统设计	(216)
第一节 空间模拟器的控制与试验管理系统的设计	(216)
一、空间模拟器分系统的控制	(216)
二、试验管理系统的设计	(218)

第二节 测试系统的设计	(219)
一、测试系统的设计要求	(219)
二、温度测试系统的设计	(221)
三、温度测试系统的设计实例	(222)
第十章 国内外空间模拟器设计方案	(223)
第一节 中国的空间模拟器设计方案	(223)
一、KM4 空间模拟器设计方案	(223)
二、KM5 空间模拟器设计方案	(227)
三、KM3 空间模拟器设计方案	(228)
四、KM2 空间模拟器设计方案	(228)
第二节 国外大型空间模拟器设计方案	(230)
一、美国大型空间模拟器设计方案	(231)
二、欧洲大型空间模拟器设计方案	(239)
三、原苏联大型空间模拟器设计方案	(244)
四、日本大型空间模拟器设计方案	(246)
五、印度大型空间模拟器设计方案	(248)
参考文献	(251)
附录 英文缩写与中文名词、术语对照表	(255)

第一章 概 论

空间模拟器又称空间环境模拟设备或宇宙模拟器,是模拟太空的真空环境、太阳辐照环境、冷黑环境,用于整星(或整船)或大分系统的真空热试验的大型设备。

空间模拟器的模拟室直径均大于 2m。若模拟室直径小于 2m 的则称热真空环境模拟设备,一般用于卫星组件或材料试验。模拟空间其它特殊环境参数的设备称特殊空间环境模拟设备。

一、空间模拟器的环境参数

(一)真空环境

空间的真空度随轨道高度不同而不同,离地面 100km 高度处的真空度是 $4 \times 10^{-2} \text{Pa}$; 300km 是 $4 \times 10^{-5} \text{Pa}$; 3000km 是 $4 \times 10^{-11} \text{Pa}$ 。根据气体的传热性能与压强的关系,在 10^{-1}Pa 压力下主要是辐射传热,对流和气体分子热传导可以忽略不计。从工程上讲,在模拟室内用 10^{-3}Pa 的真空度来模拟宇宙空间的超高真空环境,在航天器热平衡试验时,对热控温度带来的影响是可以忽略不计的。

(二)冷黑环境

宇宙空间是一个温度为 3K,吸收系数为 1 的冷黑空间。在这个环境中运行的航天器发出的热量不再返回,没有辐射的再反射,因而这种环境是理想的绝对黑体,称为冷黑环境。

在空间模拟器中,用铝、铜或不锈钢制成的管板结构,内通液氮,表面涂以高吸收率的黑漆,用于吸收航天器发出的绝大部分辐射热,这种结构称为热沉。用热沉结构近似模拟空间冷黑环境,对航天器热平衡试验结果带来的误差不大,在工程上还可以通过计算来修正。

通过误差计算可知,若航天器表面温度为 300K,热沉内壁温度为 100K,所引起的模拟误差仅为 1% 左右。

(三)空间外热流环境

空间外热流环境主要包括太阳辐照、地球辐射和地球反照。太阳是一个高温热辐射体,直径为 $1.393 \times 10^6 \text{km}$,温度为 6000K, $0.18 \sim 40 \mu\text{m}$ 的波长范围占总辐射能的 99.99%,在不同季节,太阳的辐照度略有不同。

模拟外热流的装置和方法,按模拟热流的特点可分为两类:一类是太阳模拟器,它是模拟外热流的辐照度、光谱特性、准直角、均匀性、稳定性,同时模拟地球辐射和反照的装置,采用这

种装置的模拟方法称入射热流模拟法；另一类是红外模拟器，例如用红外灯、电阻加热片等加热装置对航天器进行加热，使航天器表面的吸收热流等于该表面吸收的空间外热流，采用这种装置的模拟方法称为吸收热流模拟法。常用的外热流模拟装置有：太阳模拟器、红外模拟器、表面接触式电加热模拟器。

在空间模拟室内作整星(船)真空热试验时，要求提供的真空热环境是：真空度为 1×10^{-3} Pa，热沉温度 100K，对太阳的吸收率 $\alpha_s \geq 0.92$ ，半球向发射率 $\epsilon \geq 0.90$ ，太阳模拟器辐照度在 $0.6 \sim 1.3s_0$ (s_0 ——太阳常数)范围内可调。

二、建造空间模拟器的必要性

(一)热真空、热平衡试验的需要

30 多年来国内外航天技术发展的经验证明，所有新型号的航天器发射之前都必须在空间模拟器内作热真空与热平衡试验，验证航天器的功能，校核热控系统的设计，以提高航天器的飞行可靠性，保证航天器的工作寿命。

(二)载人航天器试验的需要

空间模拟器是发展载人航天技术的重要基础设施。由于载人航天器尺寸大、结构复杂、载荷量大，需往返飞行及大量的舱外活动等特点，必须建立大型空间模拟器以提供必要的试验条件。通常要作如下一些试验：

1. 整船热平衡试验；
2. 整船热真空试验；
3. 整船鉴定验收试验；
4. 航天员生命保障系统、环境控制系统试验；
5. 气闸舱动作、航天员出舱活动和舱外航天服系统功能试验；
6. 座舱爆炸减压和应急处理试验；
7. 飞船轨道应急飞行和舱内航天服系统功能试验；
8. 航天员轨道飞行适应性功能试验；
9. 交会对接机构等大型活动部件的动作和功能试验；
10. 大舱段和联合舱段的热真空、热平衡试验。

(三)航天器特殊组件试验的需要

某些大型柔性展开机构，如太阳帆板、天线等在空间环境下的展开试验，火箭分离罩分离试验。

(四)航天器可靠性与经济上的需要

因为大多数航天器不回收，往往不清楚故障发生的部位，很难查明原因，充分地模拟试验

可大大提高航天器的可靠性。从经济上看,发射一次航天器比研制一台空间模拟器投资大几倍,发射不成功或空间运行故障带来的损失将是重大的,建造空间模拟器所花的经费完全可以从减少航天器故障与失败中得到弥补。因而从经济与可靠性出发,世界各国著名的航天公司都建立有自己的空间模拟器。

(五)安全与保密的需要

航天器的建造属于高技术,其中很多关键技术及应用卫星的某些特性指标,常有军事背景,均属保密范围,不宜于由其它国家或公司承担试验。

(六)航天器研制性试验与改进性试验的需要

航天器的研制性试验与改进性试验,需重复试验,为了减少投资,缩短研制周期及方便可靠,需要有自己的空间模拟器。

三、空间模拟器的组成与性能

空间模拟器组成的主要分系统及其性能分述如下:

(一)真空容器

是模拟器的主体,用不锈钢板制造,内表面抛光,其尺寸大小、有效容积与形式按试验要求确定。

(二)真空系统与复压系统

为了模拟太空的真空环境,获得高真空的方法有油扩散泵真空系统与无油真空系统两类。无油真空系统抽气机组包括钛泵、分子泵和低温泵等,其粗抽一般采用机械泵与罗茨泵系统。试验完成后,通氮气与干燥空气恢复常压,称复压系统。航天器试验时,系统有载真空度应优于 $5 \times 10^{-3} \text{Pa}$,极限真空度应优于 $5 \times 10^{-4} \text{Pa}$ 。

(三)热沉

模拟太空的冷黑环境,用不锈钢、铜或铝制造,内表面涂黑漆,热沉内壁温度低于 100K ,并在 $-100 \sim +100^\circ\text{C}$ 范围内可调,对太阳的吸收率 $\alpha_s \geq 0.92$,半球向发射率 $\epsilon \geq 0.90$,无热沉面积不大于总热沉面积的 3% 。对大型空间模拟器的热沉,根据需要布置内装式 20K 低温泵。

(四)液氮系统

提供热沉制冷用的液氮循环系统(包括液氮供给与储存系统),有开式沸腾与单相密闭循

环系统。应保证热沉温度均匀,有足够的热负荷、扬程与过冷度。大型液氮系统还配有氮气回收系统。

(五)气氮系统

对热沉进行恢复常温的加热与真空除气处理,加热温度为 100°C 。具有加热与制冷功能,热沉温度在 $-100\sim+100^{\circ}\text{C}$ 可调。

(六)氦系统

提供内装式深冷泵的 20K 冷源,膨胀机出口温度应低于 16K ,以保证冷板温度低于 20K ,要求系统有足够的制冷量与压力。

(七)太阳模拟器

模拟太空的太阳辐照环境,根据航天器的大小与试验要求,确定太阳模拟器辐照面积的大小。标准的太阳模拟器,准直角要求小于 $\pm 2^{\circ}$,面辐照不均匀度小于 $\pm 4\%$,体辐照不均匀度小于 $\pm 6\%$,辐照不稳定性小于 $\pm 1\%$ (360h)。

(八)红外模拟器

模拟太阳的热流,对于简单形状的航天器可用红外模拟器代替太阳模拟器做热真空试验。

(九)运动模拟器

模拟航天器在太空中相对于太阳的姿态,姿态轴转角 $\pm 90^{\circ}$,自转轴 $1\sim 12\text{r/min}$ 可调,慢速旋转速度 $1\sim 24\text{r/d}$ 可调,最大载荷应能承受航天器及其夹具的重力,有足够的输出测量引线通道数目,运动模拟器上应覆盖有温度为 100K 的热沉,减少红外热背景。

(十)载人航天试验系统

包括:气闸舱(空气锁)、真空系统、安全、救生、消防系统、紧急复压系统、人体生理测试系统、环境控制系统、供氧系统、不间断电源、闭路电视与高速摄影系统等。

一般要求为并联气闸舱,真空度为 10^{-1}Pa 。紧急复压系统的要求是:30s 内真空度从 10^{-4}Pa 降到 $4\times 10^4\text{Pa}$,60s 内真空度从 $4\times 10^4\text{Pa}$ 降至 $1\times 10^5\text{Pa}$ 。

(十一)数据采集、控制与试验管理系统

要求有足够的温度测量通道,实时监测温度值,能测量电压值、电流值、应变值等。控制系统应实现计算机控制,有微机图像处理系统。管理系统应能与分系统计算机交换数据,显示各

分系统运行情况、显示测量数据、实现总控与各分系统之间、试验场地之间、与航天员系统之间的通讯联络。

四、空间模拟器的设计原则与模拟误差分析

(一)设计原则

1. 多用途

可提供多种型号航天器的真空热试验、各种组件的功能试验,如太阳帆板等柔性机构的展开试验、姿态发动机性能与功能试验、火箭整流罩的分离试验等。

2. 先进性

主要技术指标应达到当前国际同类设备的先进水平,采用当前国际同类设备的先进技术,对航天器有最少的试验污染,有高的环境模拟精度。

3. 加工制造的可行性

要考虑国内的加工制造能力、设计研制水平,真空容器的大小还取决于运输条件与现场加工的经费可行性。

4. 使用方便、安全可靠

设备应有利于使用单位的试验方便、试件运输方便,操作方便、安全可靠,设备的连续运行时间应在 15 天以上。

5. 模拟室安放型式的设计应有利于试验与使用。

模拟室型式有:立式、卧式、球式三种。

(1)立式

容器受力状态好,热沉温度均匀,液氮不易产生气堵。试件可以用大型桁吊从上部吊入容器,航天器或舱段试验可以悬吊在模拟室内。减少热背景。但厂房要求高、建筑造价高。

(2)卧式

对长试件可卧放试验,试件进出用小车,通过导轨运输比较方便。模拟室两端开门操作方便,厂房高度低,建筑造价低。但热沉温度均匀性及受力情况差,航天器作立式试验时受高度限制。

(3)球式

受力条件好,但空间利用率小。

模拟室型式的设计应根据航天器试验要求而定,国外大多数设备采用立式,主要考虑多用途。

(二)主要分系统的设计原则

1. 真空容器的设计原则

(1)真空容器尺寸的要求

a. 按热模拟方法不同要求不同尺寸

航天器与空间模拟器的特征尺寸(如长度、直径)之比要求如下:

采用太阳模拟器,一般不大于 1:3,以减少试验容器壁的反射效应,使运动模拟器有足够

的空间进行安装与运行。

采用红外模拟器,一般不大于 1:1.5,以便在试件的周围有足够的空间来安排所需的各种红外模拟装置。

采用接触式电加热器,应在 1:2 至 1:3 之间,以减少试验容器壁的反射效应。

b. 根据试验件大小与试验误差要求

用有限的模拟室模拟无限的太空,存在模拟误差。模拟室尺寸和受试航天器的尺寸及模拟试验精度之间的关系,由以下公式表示:

$$(D_M/D_v)^2 \geq [(\frac{1}{\epsilon_1} - 1)/\delta_1] \quad (1-1)$$

式中 D_M ——模拟室特征尺寸,m;

D_v ——航天器特征尺寸,m;

δ_1 ——试验误差;

ϵ_1 ——热沉发射率。

一般由尺寸引起的模拟误差不应超过 3%。假如,热沉发射率为 0.9,试验误差为 3%,由式(1-1)计算 $D_M/D_v=2$,即模拟室内尺寸与航天器直径之比为 2 是合理的。

空间模拟器尺寸和航天器尺寸及热沉发射率的关系见图 1-1 所示。

c. 根据加工运输的可能性

根据当地机械加工能力及运输条件考虑尺寸大小,应考虑公路与铁路桥洞的尺寸极限。

d. 考虑航天员的出舱试验

对于载人航天器试验的空间模拟器,应考虑航天员舱外活动的空间,有安装为了紧急抢救用的滑梯等辅助机构的位置。

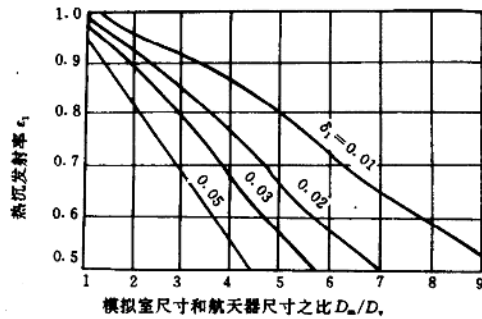


图 1-1 模拟室尺寸和航天器尺寸、热沉发射率的关系

(2) 防振机构的设计

对于一些带有精密光学系统的试验,容器底部应设计有可移动的光学试验平台,平台下面带有隔振装置,防止地面振动对光学试验平台的影响,容器底部还应有支撑红外加热笼和试件的装置。

(3) 容器壁周围应设计有悬吊航天器试验的支点,对于卧式容器的底部应设计有导轨,顶部应安装有单轨吊车,可悬吊航天器。

(4) 真空容器的型式可根据使用要求确定为立式、卧式或球型。

(5) 容器壁上应开有足够数量的测量引线孔、观察孔与真空测量用规管孔座。

2. 真空系统的设计原则

(1) 要求有清洁的真空环境

随着大型、精密、带有光学遥感器,外表面灵敏的应用卫星的发展,要求尽可能减少对航天器的污染。以便能利用试验卫星直接作为发射卫星,要求模拟室有清洁的真空环境,应采用无油真空抽气系统。

(2) 传热学的理论要求

对于航天器真空热试验的要求,按照传热学理论,真空度高于 1×10^{-2} Pa,其对流热传导可

忽略不计。

剩余气体引起的传热误差计算式为

$$\frac{Q_c}{Q_R} = \frac{\frac{1}{2} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \left(\frac{R}{2\pi M T_2} \right)^{\frac{1}{2}} p_c (T_1 - T_2)}{\sigma \epsilon_s F_T (T_1^4 - T_2^4)} \quad (1-2)$$

式中 Q_c ——气体分子的热传导；

Q_R ——辐射换热；

γ ——气体分子的比热比；

R ——气体常数；

M ——气体分子量；

p_c ——模拟室真空度；

σ ——斯蒂藩-玻尔兹曼常数；

ϵ_s ——航天器的表面发射率；

F_T ——航天器表面积与热沉表面积的比值；

T_1 ——试验时航天器表面的温度；

T_2 ——热沉内表面温度。

压力与热传导的关系见图 1-2。

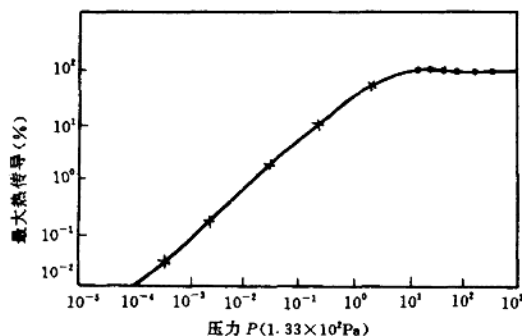


图 1-2 压力与热传导的关系图

(3) 真空热试验的要求

由于航天器中有各种仪器盒,用多层涤纶薄膜包扎,由于夹层内向外的放气通道小、内外存在压差,为了确保航天器各部位达到试验要求的真空度,要求模拟室真空度优于 $5 \times 10^{-3} \text{Pa}$,真空系统极限真空度要求优于 10^{-4}Pa 。

(4) 特殊组件试验真空度的要求

航天器的特殊组件试验,如航天器与运载包带的解锁分离试验,大型

活动机构粘着、冷焊试验,要求模拟室真空度优于 10^{-7}Pa 。

(5) 抽气时间

达到试验真空度的抽气时间应小于 24h。对载人航天器试验,为了缩短参试航天员的试验时间,抽气时间要求更短,不应大于 8h。

(6) 系统应能承受突然增压的冲击

在作载人航天试验时,由于航天员系统的故障,进行紧急复压,真空系统应能承受复压的冲击。

(7) 复压系统

应先充氮气,再充干燥空气,保持充气气体的洁净度。

3. 热沉的设计原则

(1) 热沉温度要求低于 100K

用 100K 的热沉温度模拟太空的 3K 温度,对航天器造成的温度误差 ΔT_1 ,经过推导可以

得出如下公式

$$\Delta T_1 = \frac{\alpha_1}{\epsilon_1} \frac{T_2^4 - T_1^4}{4 \times 100 T_1^3} \quad (1-3)$$

式中 α_1 —— 航天器表面的平均吸收率;
 ϵ_1 —— 航天器表面的平均发射率;
 T_2 —— 热沉内表面温度;
 T_1 —— 航天器表面温度。

图 1-3 表示了热沉温度对航天器温度的影响。

当 $T_1 = 300\text{K}$ 时,对于 $\alpha_1/\epsilon_1 = 1$ 的航天器,用 100K 的热沉来模拟空间 3K 的环境,对受试航天器带来的温度误差小于 1K ,这个误差在允许范围内。

(2) 热沉内表面对太阳光的吸收率 $\alpha_s \geq 0.92$

经过推导由于热沉吸收率不等于 1,在航天器上造成的温度误差为

$$\Delta T_2 = \frac{\alpha_1}{\epsilon_1} (1 - \alpha_s) \frac{q}{4\sigma T_1^3} \quad (1-4)$$

式中 σ —— 斯蒂藩-波尔兹曼常数, $5.67 \times 10^{-8} \text{W}/(\text{m}^2 \text{K}^4)$;
 q —— 热负荷, W/m^2 ;
 α_s —— 热沉吸收率;
 T_1 —— 航天器温度, K ;
 α_1 —— 航天器表面吸收率;
 ϵ_1 —— 航天器表面发射率。

对于 $q = 1 \times 10^3 \text{W}/\text{m}^2$ 的情况,当 $T_1 = 300\text{K}$ 和 350K 时,绘出了图 1-4 的两组曲线。

对于 $T_1 = 300\text{K}$, $\alpha_1/\epsilon_1 = 1$, 而热沉吸收率 $\alpha_s = 0.95$ 时,在航天器上造成的温度误差约为 8K 。当 $q = 5 \times 10^2 \text{W}/\text{m}^2$, $T_1 = 300\text{K}$, $\alpha_1/\epsilon_1 = 1$, $\alpha_s = 0.95$ 时,误差约为 4K 。

(3) 热沉温度不均匀度小于 $\pm 5\text{K}$

经过推导,对于球形航天器和球形热沉,由于热沉温度不均匀,对航天器温度造成的误差为

$$\Delta T_3 = \frac{T_2^3 \Delta T_2}{4 T_1^3} + \frac{T_2^2 \Delta T_2^2}{2 T_1^3} + \frac{T_2 \Delta T_2^3}{4 T_1^3} + \frac{\Delta T_2^4}{20 T_1^3} \quad (1-5)$$

式中 T_2 —— 热沉温度, K ;
 ΔT_3 —— 热沉温度变化值, K ;
 T_1 —— 航天器温度, K 。

当航天器温度 $T_1 = 300\text{K}$, 热沉温度 $T_2 = 100\text{K}$ (取等效的均匀热沉温度), 热沉温度变化 $\Delta T_3 = 10\text{K}$ 时,在航天器上造成的温度误差为 0.2K 。图 1-5 表示热沉温度不均匀对航天器表面温度的影响。

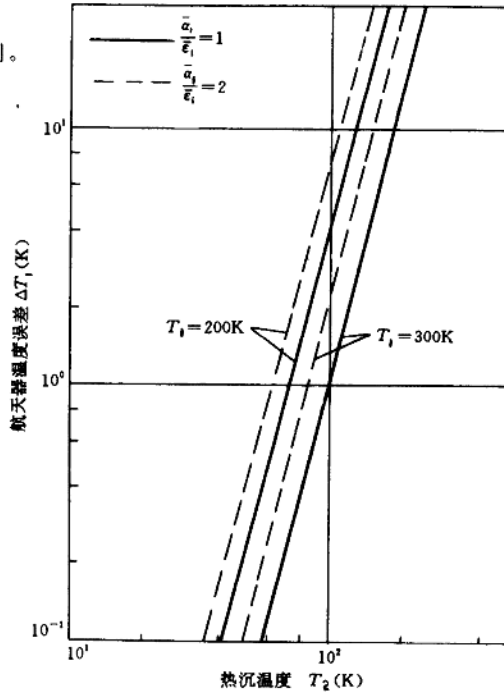


图 1-3 热沉温度对航天器温度的影响