

第一届空间热物理 会议文集 详细摘要

1974 · 北京



中国宇航学会空间热物理会议
中国空间技术研究院情报室 编

前 言

第一届空间热物理会议于1974年7月在北京举行，会上交流了论文和技术报告78篇。1978年12月在广州召开的第二届空间热物理会议规模又有所扩大，会议收到论文和报告102篇。参加会议的有中国空间技术研究院，中国科学院和各有关工业部门的研究所、工厂，以及部分高等院校。论文和技术报告的内容包括：空间飞行器热控设计、计算与实验、空间热环境模拟，再入大气层热防护，各种热控材料的研制和性能测试，与空间热物理有关的基础学科研究以及其它有关课题。为便于学术交流，我们请文章作者将论文写成详细摘要，共收到第一届空间热物理会议论文摘要36篇，第二届空间热物理会议论文摘要65篇，汇集成两册印行，以供有关方面参考。

编者 1979年5月

741/1.1

V2-5/1

目 录

我国航天器热控制技术成就和今后方向	(1)
东方红一号卫星温控设计及其评价	(4)
科学实验二号卫星热控系统设、试验及运行	(6)
空间飞行器的热比例模型	(10)
近地航天器的空间外热流计算	(13)
轴向槽道热管的试验性能	(17)
空间热环境模拟误差的理论分析	(21)
一台大型空间热环境模拟装置	(24)
直径3.6米空间环境模拟室的设计与性能分析	(27)
卫星热实验的红外加热技术	(30)
在辐射换热中角系数计算的图网解法	(32)
低温碳化材料烧蚀计算	(35)
包铝铝合金光亮阳极氧化温控涂层的研制	(40)
第一颗和第二颗人造卫星温控有机涂层研制	(44)
一种有机温控涂层的研制	(47)
“空间环境模拟真空管”热沉有机涂层	(49)
高温绝热绝缘材料——石英纤维	(52)
第一颗人造卫星热辐射绝热材料研究报告	(56)
多层隔热材料的研究	(59)
宇宙空间中材料释放污染物的质谱分析	(61)
空间中材料重量损失的研究	(63)
宇航环境星船材料的分子物理过程及表面物理现象	(66)
可用于分子污染测定和涂层厚度监控的石英晶体天平	(68)
简易真空——紫外辐照装置	(70)
激光脉冲法热导率测定仪	(72)

用激光脉冲法测定热扩散率和热导率.....	(76)
1800°C以下十一种空间材料导热率、导温系数和比热的测试与研究.....	(79)
太阳能吸收系数测定的研究——中科上硅型积分球的理论及实践.....	(83)
单色太阳吸收率的测定.....	(85)
高温半球向全发射率测定.....	(88)
用于测量太阳能吸收率的积分分光光度计.....	(91)
补偿加热稳定法测半球发射率.....	(93)
铜卡计下落法测定比热装置.....	(96)
抗氧化隔热涂层材料比热的测定.....	(99)
直测法与示差法测定高温线膨胀系数	(103)
薄板高温弹性模量的测定	(106)

CONTENTS

The Achievements and Development Trends of Spacecraft	
Thermocontrol Techniques in China	(1)
Dongfanghong-1 Satellite Temperature Control Design	
and Estimation	(4)
Thermal Control System Design, Testing and Operating of	
SKW-2	(8)
Thermal Scale Models of Spacecrafts	(10)
Calculation of Space Heat Flow for Spacecraft Near the Earth	(13)
Experimental Performance of Axially Grooved Heat Pipe	(17)
Theory Analysis of Space Thermal Environmental Simulation	
Error	(21)
A Large Space Thermal Environmental Simulator	(24)
Design and Performance Analysis of a 3.6-M Diameter Space	
Simulator	(27)
Infrared Heating Technique in Thermal Test for Satellite	(30)
Chart-Projection Method for Evaluation of Angle Factor in	
Radiation Heat Transfer	(32)
Ablation Computation for Low-Temperature Charring Materials	(35)
A Study of Bright Anodizing Thermal Control Coatings on Pure	
Aluminum Cladded Aluminum Alloys	(40)
Development of Organic Thermal Control Coatings for Use in	
the First and Second Satellites	(44)
Development of An Organic Thermal Control Coatings	(47)
Heat-Sink Organic Coatings for Vacuum Tube Useful in Simulating	
the Space Environment	(49)
Thermal and Electrical Insulated Material at High Temperature—	
Quantz Fibre	(52)
Study of the Thermal Radiation Insulation Materials for Use in	
the First Satellite	(56)
Investigation of Multilayer Insulation Materials	(59)
Mass Spectrometer Analyzing of Volatile Matters of the	
Materials in Space Environment	(61)
Research of Weight Loss of Space Materials	(63)

The Process of Molecular Physics and the Effects of Surface	
Physics of the Materials of Spacecraft in Space Environment.....	(66)
The Crystal Microbalance for Measuring Molecular Contamination	
and Determining Thickness of Films.....	(68)
A Simple Apparatus for Vacuum—Ultraviolet Irradiation	(70)
Thermal Conductivity Measurement Apparatus by Pulsed Laser	
Method	(72)
Thermal Diffusivity and Thermal Conductivity Measurements	
by Laser Pulse Method	(76)
A Study and Measurement of Thermal Conductivity, Thermal	
Diffusivity and Specific Heat of Eleven Spacecraft Materials	
up to 1800°C	(79)
A Study on the Measurement of Solar Absorptance—Theory	
and Practice of S.C. Type Integrator	(83)
Measurement of Absorptivity of Solar Spectral Radiation	(85)
The Total Hemispherical Emissivity Measurements at High	
Temperatures	(88)
The Integration Spectrophotometer Used for the Measurement	
of Solar Absorptivity	(91)
Measurement of Hemispherical Emittance with the Method of	
Compensation Heat and Stabilization	(93)
The Equipment for Measuring Specific Heat by the Drop Copper	
Block Calorimetric Method	(96)
The Measurement of Specific Heat of the Coatings for Oxidization	
Protecting and Heat Insulation	(99)
Thermal Expansion Measurements by Direct and Dilatometric	
Methods at High Temperatures	(103)
Measurement of the Elastic Modulus of Thin Plates at High	
Temperatures	(106)

我国航天器热控制 技术成就和今后方向

The Achievements and Development Trends
of Spacecraft Thermocontrol Techniques in China

闵 桂 荣

中国空间技术研究院 总体设计部

人造卫星的热控制技术是一个崭新的领域。几年来在各有关单位的努力下，从无到有，取得了很大成绩。结合多种型号研制，积累了许多航天器热控制技术的经验，发展了卫星被动温度控制和主动温度控制方式；初步建立了一套热设计计算方法；研制出一批高质量的温控、防热材料和元件；建立了一系列卫星地面热模拟试验设备和测试技术。现就几年来我国空间热物理的主要成就及今后努力方向，谈一些不成熟的看法。

一、主要成就

1. 热设计 卫星在轨道段的被动温度控制技术，几年来已经积累了不少经验，初步掌握了这方面的技术，已在我国第一颗人造地球卫星上得到成功的应用。与此同时，积极发展了主动式温度控制方法，已经研制成功百叶窗式温度调节器，它在我国七一年发射的科学实验二号卫星上得到了应用，至今已正常工作三年。值得指出的是近年来对热管技术进行了研究，几年来已经研制出几种型式的槽道热管，现正在使用于卫星的设计之中。除此之外，正在研究相变调温系统、热开关技术等新的温度控制方式。为防止卫星进入轨道和再入大气层时温度过高，初步拟定了一套防热设计技术。对上升段采用降低星体初温和增大蒙皮表面热容和热阻的办法是可行的。卫星、飞船再入大气层加热，其特点是高焓、热流相对低和再入时间长，几年来基本上掌握了烧蚀式、辐射式和烧蚀涂料式三种防热方案设计。在卫星的热设计中，已逐步完善了一套热流和温度的计算方法。空间外热流的计算中，考虑了各种轨道运动、卫星姿态和外形的影响。轨道段卫星表面温度计算，不仅考虑涂层的光学性能、外热流变化，还考虑了蒙皮导热、内辐射和自旋等因素的影响。在辐射换热中，新提出的图网求解角系数方法，在某种程度上简化了工作量。此外，初步摸索了一套飞船在上升段和再入段的热计算方法，包括不同流动条件下的热流计算，以及烧蚀式和辐射式防热的温度分布计算。

2. 热控材料 几年来研究出一批水平较高的热控材料，其中有各种温控涂层，各种隔热材料，烧蚀材料，双金属弹簧，小型真空轴承，导热硅脂，热管材料，测温元件等。温

控涂层分有机、无机和金属表面电化学处理,辐射率和太阳吸收率可在广泛的范围内变化。铝合金光亮阳极氧化涂层长期耐紫外问题已得到解决。多层隔热材料在空间飞行器上得到了普遍的应用。对此曾专门进行研究和安排试验,隔热性能有了很大的改善。为改善导热条件,有关方面研制了专用导热硅脂,减少了接触热阻。为缓和仪器、部件的温度波动,已经研制出几种相变材料,目前正在应用试验。隔热和高温隔热材料几年来也取得了一定的成果。发展了低温碳化烧蚀材料,材料密度也逐步由高向低发展。难熔金属钼合金的轧制、成型、防护和焊接等技术也有了重大突破。在研制热控材料同时,不少单位先后建立了一系列低温和高温的热物性测定设备,诸如涂层太阳吸收率、热辐射率、导热系数、比热等。对国内外宇航材料的热物性已经开始收集和整理,汇编成册。

3. 热模拟试验 为保证卫星上天可靠运行,地面热模拟试验占有重要地位。我国已先后建立了不同直径的热真空轨道环境模拟设备,有的配有氙灯太阳模拟器,真空达 10^{-7} 托以上,热沉采用开式或闭式液氮循环。轨道外热流的模拟,成功地研制了红外加热设备,试验中的热流和温度测量技术几年来都有较大的改进。研究和建立了一套热真空试验方法;例如采用极端工况的试验原则,采用外热流积分平均法模拟加热,以及正在研究不稳定热真空试验。热相似理论应用于航天器具有特殊意义,曾对几种卫星进行缩小比例的模型试验研究,使用这套方法,所得结果很接近于原型的试验结果。卫星在上升段采用大功率石英灯模拟气动加热的方法。再入防热试验方面,建立了等离子体加热器、各种风洞等试验设备,对解决卫星再入大气层的防热设计起了重要作用。最后,有关单位已建立了各种类型的小型空间环境试验台,为各种宇航材料的热环境试验创造了条件。

二、今后方向

几年来我国空间热物理技术虽然获得了很大的成绩,但为赶上世界先进水平,还必须从各方面进一步开展研究。

1. 热设计 在卫星、飞船的热设计中,不同飞行阶段的热控方案,应统一论证和制定。轨道段努力减小卫星壳体、仪器的温度不均和波动是有实际意义的。为适应大幅度的外热流和内热源变化,必须继续发展主动式温控方法,如可控热管、热开关、对流调温、电热器和百叶窗等。星上内热源问题往往给热控制带来困难,大功率应用卫星散热将成为重大困难技术之一;某些星上仪器要求超低温环境等都已提上日程。对解决卫星在上升段的加热问题应积极发展新的轻巧冷却技术,研究更有效的隔热措施。再入大气层的防热要继续研制新的防热结构;对防热外壳、隔热层和背壁结构进行最佳设计;为提高卫星使用率,可再用的返回舱将是发展方向之一,要研究新的冷却形式。星体在发射场地的温度调节技术也应继续研究。为提高热设计的可靠性,必须进一步完善各飞行阶段的热流和温度计算方法和技术。卫星内部的温度计算复杂,需要制定一套有效的计算方法。气动热流和防热层内的温度计算都有待发展和改进。

2. 热控材料 涂层是卫星的主要热控材料之一,应继续研究稳定的低吸收辐射比涂层、变色涂层、防污染措施等;简化工艺,实行标准系列化也是今后的任务。各种形式的隔热材料研究应继续深入,提高隔热效果,改进包扎工艺;真空微球式超级隔热的研究应引起注意。接触热阻、导热填料、相变材料都需继续工作。防热材料应积极研究低密度吸

化烧蚀材料，高辐射率涂层和烧蚀涂层等。应继续研究解决材料热物理性能测定和产品质量检验方法，统一标准。应重视国产材料热物理特性的测定和汇编工作，在已取得的成就上继续完善。

3. 热模拟试验 热真空试验的热流模拟仍然是一个复杂问题，需要进一步研究红外加热模拟技术和太阳模拟器，应发展蒙皮上电阻带加热方法，并配计算机控制。要研究发展无油系统，以防卫星表面污染。试验过程中自动化检测和数据处理都有待改进。热相似理论和技术应继续研究不稳定换热过程和主动温控的情况，以及一些特殊情况的模拟方法。继续研究不稳定的热真空试验，以代替充分的热稳定试验，具有重要的意义。卫星再入大气层的热模拟试验技术，要提高热流、温度测量精度，烧蚀试验设备要提高焓值等问题。为进行热控材料环境试验，应建立综合性的环境测试台，研究近似环境模拟试验理论和方法，简化试验过程。

总之，几年来我国空间热控制技术取得了很大的成就，为了加速我国空间技术的发展，我们要继续努力工作，在不远的将来赶上世界先进水平。

东方红一号卫星温控设计及其评价

Dongfanghong-1 Satellite Temperature
Control Design and Estimation

东方红一号卫星温控组 (执笔人 郑敏樟)

中国空间技术研究院 总体设计部

一、概 述

东方红一号卫星是我国自行设计发射的第一颗人造地球卫星,于1970年4月24日发射成功。卫星外形是直径约1米的球形多面体,外壳分为九个环面,呈轴对称。入轨后,卫星绕对称轴自旋稳定,运行轨道高度为439~2384公里,轨道倾角为68.5度。

卫星温控要求:壳体瞬时温度 $-100^{\circ}\text{C}\sim+50^{\circ}\text{C}$;仪器舱壁面瞬时温度 $5^{\circ}\sim 40^{\circ}\text{C}$;卫星运行一圈中舱温波动小于 8°C 。

卫星采用无源被动温控方式,经过理论热计算,热真空模拟试验,完成了温控系统设计。卫星飞行的遥测数据表明,温控设计是成功的,方案是可行的,用红外加热器进行地面热真空模拟试验是有效的。

二、温控方案

卫星采用无源被动温控方案,具体温控措施如下:

1. 壳舱分离,由于卫星无姿态控制,发射时刻不定,运行热环境变化大,所以用玻璃钢支架将仪器舱与壳体热隔离,以减小壳体温度波动的影响。

2. 分舱结构,将工作时间短的信标机和应答器置于主仪器舱外的辅舱中,保证每个仪器舱在工作时间内热耗功稳定,以利于被动温控。

3. 壳体外表面选用 α/ε 值低的铝光亮阳极化($\alpha/\varepsilon=0.30$,受14天全日晒后变化小于15%),壳体内表面喷涂高辐射率的F650白漆($\varepsilon=0.87$)。

4. 仪器舱散热面选用靠近温度变化小的壳体腰带的侧面,主舱其余暴露面均用多层隔热材料包扎。散热面用光亮镀金配以部份喷涂F650白漆,其平均发射率由热平衡计算和整星热真空模拟试验确定。

5. 从各仪器舱引出的电缆均用多层隔热材料包扎,玻璃钢支架的暴露面胶贴镀铝薄膜,以尽量减小漏热损失。

6. 为适应冬天寒冷气候的发射,各仪器舱均装有地面加温系统。

三、热平衡计算

采用简单的十节点热计算模型,即将壳体九个环面视为九个温度节点,主仪器舱视为一个温度节点,辅舱因其工作时间短,单独进行计算,对壳体和主舱的影响略去不计。那么对于壳体每个温度节点(j)以及主舱可列出如下基本的热平衡方程:

$$Q_{1j} + Q_{2j} + Q_{3j} + Q_{4j} + Q_{pj} + Q_{\lambda pj} + Q_j = (GC)_j \frac{dT_j}{d\tau} \quad (1)$$

$$Q_p + Q_{p,S} + Q_{p,E} = (GC)_p \frac{dT_p}{d\tau} \quad (2)$$

当卫星运行热工况，壳舱的各种热性能参数都确定时，可用上述联立方程解得卫星壳舱的瞬时温度。温控设计的目标就是在卫星运行的所有可能工况下，满足温度设计要求，因此首先要判定极端热（高温或低温）工况，然后在其他热性能参数都已大体确定时，通过热平衡计算选取仪器舱散热面的平均发射率 ε_p ，这也可利用上述方程进行。因为主舱发热量较小，对壳体周期平均温度影响不大，因而在计算壳体周期平均温度时作简化处理，将主舱发热量平均分配到主要的壳体环面上，在极端热稳定工况时对方程（1）进行周期平均，可解得壳体各面的平均温度。另外在热稳定时对方程（2）取周期平均可得

$$Q_p - Q_{p,S} - Q_{p,E} = 0 \quad (3)$$

那么，主舱散热面的平均发射率 ε_p 就可用方程（3）计算：首先假定低温工况下的主舱温度，由方程（3）求得 ε_p 值，将此值代入高温工况下的方程（3），解得高温工况下的主舱温度，用这种试算法求 ε_p 值，直到极端高低温度恰当地落在设计范围内。计算结果得 $\varepsilon_p = 0.187$ ，相应的主舱极端温度为 12.5°C ， 30.5°C 。辅舱散热面发射率的设计使用类似的方法。

在极端工况以及卫星热性能参数都已确定后，用方程（1）（2）计算壳舱各部份的瞬时温度，结果得：壳体温度为 $-92.8^\circ\text{C} \sim 20.5^\circ\text{C}$ ，主舱温度周期波动小于 0.5°C ，辅舱小于 8°C 。

四、热真空模拟试验

卫星热真空模拟试验是在一个直径约 2 米，装有液氮热沉套的真空模拟室内进行，外热流采用红外加热器模拟，其热流值由装在卫星壳体各面上的“黑片”测定，理论“黑片”温度由下式计算：

$$T'_{\text{黑},j} = \left\{ \frac{\eta}{\sigma} S \left[\alpha / \varepsilon (\overline{\mu}_{1j} + \overline{\mu}_{2j}) + \frac{1 - \rho}{4} \overline{\mu}_{3j} \right] \right\}^{1/4} \quad (4)$$

其中 η 为保险系数，高温工况取 1.2，低温工况取 0.8。对于温控试验星，使用交流电加热器模拟仪器舱热耗功，卫星各部位的温度使用热敏电阻测量。经过多次整星热真空模拟试验确定的仪器舱散热面平均发射率比理论设计值低，特别是热耗功小的信标舱偏离较大，这是由于理论计算中忽略许多漏热因素所造成的。仪器舱散热面的最终设计以试验值为准。

五、遥测数据及其分析

东方红一号卫星于 1970 年 4 月 24 日入轨，4 月 25 日至 5 月 14 日测得主仪器舱壁面温度为 $25^\circ\text{C} \sim 33^\circ\text{C}$ ；壳体温度为 $-62^\circ\text{C} \sim 15^\circ\text{C}$ ；入轨头两天测得信标舱温度为 $22.5^\circ\text{C} \sim 24.5^\circ\text{C}$ ；应答舱温度为 $19.5^\circ\text{C} \sim 20.0^\circ\text{C}$ ，壳舱温度均满足总体设计要求。

由于东方红一号卫星只有实时遥测数据，卫星飞经我国上空每天只有两次，故分析壳体温度波动遥测数据太少。另外，卫星运行并非处于极端热工况，因此不能直接与极端热工况的设计计算和热真空模拟试验比较，而只能根据卫星入轨的初始轨道参数进行推算，分析卫星的壳舱温度，按照这种比较，主舱计算值比遥测值高 10°C 左右，而以模拟试验结果修正，则所得主舱温度比遥测值低 10°C 。这种偏离是由于卫星实际热性能参数与检验值的偏离，简化假设，试验中的模拟不真实性，测量误差等多种因素造成的。

科学实验二号卫星热控系统 设计、试验及运行

Thermal Control System Design,
Testing and Operating of SKW-2

科学实验二号卫星温控组（执笔人侯增祺）

中国空间技术研究院 总体设计部

科学实验二号卫星于1971年8月3日发射成功，运行至今工作正常，本文摘要介绍卫星热控系统的设计、试验及第一、二年的轨道运行结果。

一、科学实验二号卫星对温度控制的要求

卫星外壳为直径一米的七十二面球体，分上壳、腰带及下壳三部份，外壳表面安装二十八组太阳能电池。仪器安装在五个舱内，中间为主舱，四周为两个副舱及两个小舱，要求主舱及小舱温度维持在 $5^{\circ}\text{C}\sim 40^{\circ}\text{C}$ 范围内，副舱 I 温度范围为 $-10^{\circ}\text{C}\sim 35^{\circ}\text{C}$ ，副舱 II 为 $\pm 40^{\circ}\text{C}$ 。主舱及小舱均为短期工作，最长20天，副舱 I、II 为长期工作，设计寿命为一年。卫星为自旋稳定，轨道倾角为 69.9° ，远地点为1826公里，近地点265公里。

二、温控系统方案及设计

整个系统以被动温控方法为主，对副舱 I 采用百叶窗主动温控技术以解决其发热量波动大的困难。

壳体作为星内各仪器舱的散热环境，应使其在各种运行条件下温度波动尽量小。星内仪器设备分舱安排，使每个舱内发热量变化最小便于被动温控，互相之间的热影响也应尽量减小。

（1）卫星外壳温控设计

根据卫星的运行状态，太阳射线与卫星自旋轴夹角 ψ_s 有很大不同，（ $\psi_s = 0^{\circ}$ 至 $\psi_s = 180^{\circ}$ ），以及卫星处于日照区及地球阴影区，均能造成卫星表面温度波动很大，从而影响星内各仪器舱的温度，为此需用低 α_s/ϵ 温控涂层尽量减少温度波动，铝合金光亮阳极氧化涂层 $\alpha_s/\epsilon = 0.3$ ， $\epsilon = 0.5\sim 0.55$ ，一年后 α_s/ϵ 变化不超过 $+30\%$ ，且不附加任何重量。

安装在卫星外壳上的太阳能电池组合板与壳体之间有良好的热连接，从而使太阳能电池温度降低。卫星壳温计算时按纬度划分成9个环带及四个太阳能电池组件环带为等温节点，根据分析取下表的几个最冷及最热工况，计算结果如下：

工 况	部 位 温度 ℃	纬度	纬度	纬度	纬度	纬度	纬度	纬度	纬度	纬度
		θ	θ	θ	θ	θ	θ	θ	θ	θ
		-90°	-68.5°	-47.4°	-22.5°	0	22.5°	47.4°	68.5°	90°
$\psi_s = 90^\circ$ $\tau_s/\tau_o = 100\%$ $\alpha/\epsilon = 0.36$	壳体温度	-26.1	-26.7	-21.4	-17.7	-17.1	-15.7	-18.5	-24.6	-26.7
	太阳 电池温度			-19.8	-15		-12.8	-16.6		
$\psi_s = 0$ $\tau_s/\tau_o = 100\%$ $\alpha/\epsilon = 0.36$	壳体温度	-61.1	-60.9	-57.9	-49.9	-33.7	-5.8	23.3	28.3	29.9
	太阳 电池温度			-58.2	-50.4		-2.2	30.4		
$\psi_s = 0$ $\tau_s/\tau_o = 64.3\%$ $\alpha/\epsilon = 0.30$	壳体温度	-65.0	-65.0	-63.7	-60.4	-50.9	-33.1	-12.8	-9.7	-8.8
	太阳 电池温度			-63.5	-60.6		-30.5	-7.7		
$\psi_s = 180^\circ$ $\tau_s/\tau_o = 64.3\%$ $\alpha/\epsilon = 0.30$	壳体温度	-8.6	-9.8	-13.0	-33.5	-50.6	-59.3	-62.7	-64.4	-64.7
	太阳 电池温度			-7.9	-30.8		-59.4	-62.5		
$\psi_s = 90^\circ$ $\tau_s/\tau_o = 64.3\%$ $\alpha/\epsilon = 0.30$	壳体温度	-46.8	-47.5	-43.7	-41.2	-41.2	-40.8	-43.9	-48.8	-50.3
	太阳 电池温度			-42.4	-39.0		-38.6	-42.5		

2) 主仪器舱及小舱

均采用被动温度控制方法, 选取合理散热面及表面组合辐射率, 主仪器舱发热功率为13.4瓦, 高温工况设计值为33℃, 低温工况设计值为13℃, 满足要求。小舱也用同样方法设计。

3) 副舱温控设计—百叶窗主动温控机构及太阳吸热板

由于副舱内发热功率波动较大, 分别为: 2.1瓦~5.5瓦及0.33瓦~2.2瓦, 因此用被动温控方法就不能满足设计要求, 为此副舱Ⅰ采用百叶窗主动温控机构, 通过试验发现因副舱尺寸较大发热量很微, 由于漏热使舱温降到-25℃, 为此采用吸热板伸出星外直接吸收太阳的热量加到舱内, 最终设计指标为-10℃~35℃。副舱Ⅱ要求温度范围较宽为±40℃, 采用吸热板后即可达到满意结果。

百叶窗主动温控机构

副舱Ⅰ内发热量加上吸热板热量扣除漏热量后需从百叶窗散热面排散的热量 为0.8~4.7大卡/小时。已研制成功的百叶窗温控机构有效辐射率的变化倍率为7.4, 即自全闭时的 $\epsilon_e = 0.1$ 至全开时的 $\epsilon_e = 0.74$ 。叶片为0.5毫米厚镀金铝片 $\epsilon = 0.025$, 底板为F650白漆 $\epsilon = 0.86$, 采用螺旋形双金属弹簧作驱动敏感元件, 根据副舱Ⅰ的温控范围不必选用高灵敏度双金属片, 要求 $\Delta t = 30^\circ\text{C}$ 转角90度。采用防真空冷焊轴承及轴, 轴承为银基合金, 轴为偏氟乙烯, 保证机构正常运行。

太阳吸热板

副舱 I、II 各采用 75×100 毫米镀金板 $\alpha = 0.3$ $\epsilon = 0.03$, 因 $\psi_s = 0^\circ$ $\tau_s/\tau_0 = 64\%$ 为副舱的最低温工况镀金板面与卫星自旋轴垂直, 用金属棒直接与舱底板热偶合, 由于 ϵ 极低可使在阴影区时副舱损失的热量很小, 在 $\psi_s = 0^\circ$ 或 180° 时, 吸收太阳热量为 2.5 瓦。 $\psi_s = 90^\circ$ 时副舱环境温度较高, 不需加热, 此时吸热功率为零。

三、温控系统试验

卫星热真空试验共进行两次。

(1) **温控星试验:** 是专为验证并修改温控系统设计而进行的大型热真空试验, 卫星状态主要反映温控要求, 仪器设备可采用模拟件, 试验采用稳定热平衡方法, 空间热流模拟采用红外加热技术, 用黑片测量热流, 用假太阳电池片内电加热模拟其应吸收的热量。热敏电阻测温, 真空室直径 2 米, 真空度 10^{-5} 毛以上, 热沉通液氮冷却。试验后采用吸热板解决副舱低温问题, 其它均基本达到设计要求。

(2) **检验性热真空试验:** 是对真实卫星进行热真空联合试验同时进行温控系统的检验。在同样真空室中进行, 采用太阳模拟器, 对 $\psi_s = 90^\circ$ 的工况卫星在真空室中自旋, 同时用红外加热笼补充日照及地球红外辐射。试验结果满足设计要求, 获得壳体及太阳电池瞬时温度变化曲线, 并证明仪器舱温度受日照和阴影交替变化的影响很小, 可用轨道平均热平衡代替。

四、温控系统轨道运行概况

卫星自 1971 年 3 月 3 日入轨, 三年的运行结果证明温控系统工作良好。

(1) 卫星外壳温度

壳体温度: 1971 年 3 月 15 日为全日照工况, $\psi_s = 180^\circ$, 遥测温度在 $\theta = -68.5^\circ$ 处温度为 21.9°C , 在 $\theta = +68.5^\circ$ 处为 -54.8°C , 计算的相应温度分别为 28.3°C 及 -60.9°C , 由于卫星姿态已出现章动两者温度略有差别。

太阳电池温度: 1971 年 8 月 19 日全日照最高温度为 35.2°C , 计算值为 30.4°C 。最低温度为 -63.5°C , 计算值为 -63.5°C , 两者符合较好。

外壳阳极氧化涂层退化问题: 由于没有长期遥测数据不能直接推断, 可从太阳能电池温度的情况间接推测, 三年中太阳能电池最高温度为 71 年 8 月 19 日的 35.2°C , 与初期相近状态此处的温度 24.3°C 相比有所提高, 如全部归因于壳体温度升高, 则 α_s/ϵ 的变化为 16%, 不超过 20%。

(2) 仪器舱温度

各舱温度满足设计指标。

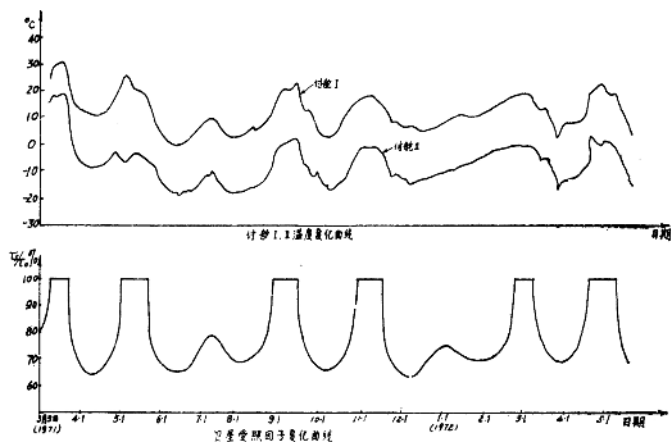
主舱: 最高温度为 35.5°C , 计算值为 33°C , 比较符合。

副舱 I：三年运行结果良好，一般均在 0°C 至 30°C 范围内，优于设计值，运行温度曲线见下图。分析 1971 年 3 月 23 日及 71 年 6 月 15 日的数据，前者在全日照高温工况自百叶窗散热量约为 4.38 大卡/小时，后者为低温工况最大阴影，自百叶窗散热量为 0.63 大卡/小时，互叶窗全开与全闭的散热倍率为 $4.38/0.63 = 7$ ，达到设计要求。两工况温度分别为 31.3°C 及 -0.7°C ，吸热板为提高舱温下限起到良好作用。

副舱 II：运行温度曲线见附图，同样显示出吸热板的良好作用。

五、结 论

1. 卫星温控系统的运行说明温控系统的设计是合理和有效的。
2. 卫星表面铝合金光亮阳极氧化涂层满足设计要求。
3. 百叶窗主动温控机构经过长期运行证明工作可靠，有效地控制了副舱 I 的温度。
4. 吸热板有效地帮助了微小发热量的仪器舱克服过低温度，达到设计目的。



空间飞行器的热比例模型

Thermal Scale Models of Spacecrafts

热模化小组 (执笔人 田文华 马庆芳 郑敏樟)

中国空间技术研究院 总体设计部

空间飞行器的热设计通常采用热分析模型和原型热真空试验相结合的方法完成。随着空间飞行器尺寸和复杂程度的增加,用这种方法来完成热设计往往周期较长,成本较高。

热比例模化技术提供了另外一种热设计的手段。就是按照热比例模化的相似条件制造小尺寸的热比例模型。然后在小设备中进行热真空试验,试验结果可以转换为原型的数据。这种模型制造容易,要求试验设备小,试验周期短,成本也低。显然,如果试验结果能达到一定精确度,至少它可以代替热设计过程中的一部分分析计算和整星试验。

本文简要介绍了三个采用被动温度控制卫星的热比例模型工作。

一、相似准则

考虑辐射—导热系统空间飞行器某元体积的能量平衡,可列出下列方程:

$$\rho V C_p \frac{dT}{d\theta} = A_s S F_s + A_r R F_r + A_e E F_e + Q + \sum_{n=1}^N K_n A_n \frac{dT}{dX} + \sum_{i=1}^I \sigma A_i F_i (T_i^4 - T^4) + \sum_{h=1}^H A_h H_{ch} (\Delta T)_h$$

式中 ρ 是密度、 V 是体积、 C_p 是比热、 θ 是时间、 A 是面积、 S 是太阳辐射强度、 F 是辐射交换系数、 R 是地球反照太阳辐射强度、 E 地球红外辐射强度、 Q 内功率、 K 导热率、 T 是温度、 X 代表座标、 H 接触导热系数、其中下标 e 代表地球红外辐射、 h 代表接触导热、 j 代表辐射换热、 r 代表地球反照太阳辐射、 s 代表太阳辐射。

等号左边项为元件内热变化率。右边各项依次为元件吸收入射太阳能率、吸收地球反照太阳能率、吸收地球红外辐射能率、内耗功率、和周围净传导换热率、和飞行器其它部分以及宇宙空间净辐射换热率、和周围净接触导热换热率。

从上述方程可导出相似准则。不考虑瞬态模化并采用温度保持技术(即模型和原型在对应位置上温度相等)。可以得到相似准则:

$$K^* = L^* \quad I^* = 1 \quad Q^* = L^{*2} \quad H_c^* = 1$$

其中 K^* 、 L^* 、 I^* 、 Q^* 、 H_c^* 分别代表材料导热率、长度尺寸、外热流强度、内耗功率和接触导热系数等项参数模型和原型的比例系数。

对于可以简化为二元或一元热流的另部件,可以得到更为简单的相似准则。

二、KSW-4卫星仪器舱热比例模型工作

‘KSW-4’卫星仪器舱呈圆台形，壳舱合一，22个仪器分散安装在梁或舱壁上，换热计算比较复杂。我们采用热比例模型试验来指导初步热设计，然后进行少量的原型实验最后修正热设计，这种方法周期短，成本低。

我们制造了二个尺寸比为1/3.5的热比例模型。第一个模型(热模型Ⅰ)是比较粗糙的，没有考虑接触热阻和仪器支架导热，模拟舱壁温度分布不模拟外热流。热模型Ⅰ共进行了五次试验，每次试验后均对热设计进行了修正。最后一次试验的数据为仪器舱的初步热设计提供了依据。原型实验证明：虽然模型与原型的温度偏差最高达到5~10℃，但初步热设计基本上满足了温控要求。

热模型Ⅱ制造比较精细，比较准确地模拟了外热流和热传导。和原型相比较，22个仪器中有16个仪器温度相差小于3℃，3个仪器相差3~5℃，3个仪器相差5~7℃。模型温度一般偏高。这是因为模型没有安装电缆，而且模型手工制造接触热阻较大。热模型Ⅱ的试验数据为个别仪器热设计的改进提供了依据。

三、DFH-1卫星的热比例模型工作

DFH-1卫星是我国第一颗人造地球卫星，它的热比例模型工作是在发射成功以后进行的。按照温度保持、稳定工况的热相似准则计算并手工制作了整星的热比例模型。取尺寸比例比为1/2。热真空试验时采用了壳温模拟，主要对卫星的主仪器舱进行了热比例模拟工作。表1列出了主要试验结果。模型舱温普遍偏高是由于漏热模拟不足，高温工况因漏热比例增加，偏高更多一些。

表1 ‘DFH-1’卫星主舱模型和原型温度比较

工 况	原 型 温 度(℃)	模 拟 温 度(℃)	温 差(℃)
低 温 (一) (℃)	6.3	10.1	3.8
低 温 (二) (℃)	23.2	27.6	4.4
高 温 (℃)	34.3	43.8	9.5

四、JSW卫星的热比例模型工作

为了解决原型热设计工作中的一些问题，并研究整星热比例模型工作的意义和实现技术，按温度保持、稳定工况的热相似准则设计并手工制作了‘JSW’卫星的热比例模型。在小型空间模拟器中进行了四次热真空试验，主要进行了二方面的工作：

(1) 解决原型热设计和热真空试验中的一些问题，包括：提供了原型温度不均匀的情况；初步提供了‘JSW’卫星热设计的可靠性情况；为原型修改热设计提供了依据；为选择原型试验工况提供了数据，减少了原型试验次数。